

高速飞行弹箭目标表面动态热辐射

张俊¹, 刘荣忠², 郭锐², 宋秋红¹

(1. 上海海洋大学 工程学院, 上海 201306;

2. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 针对红外系统实时跟踪捕获高速飞行弹箭目标的关键问题,提出了一种用于求解其全弹道动态红外辐射(IR)特性的方法.以典型 155 mm 口径无控弹箭为研究对象,基于 Simulink 建立了模块化的 6 自由度(DOF)刚体弹道仿真模型,数值计算并分析了弹道诸元的变化规律.应用热网络法建立了弹体表面耦合换热动态热辐射场的物理模型,推导了弹箭高速旋转飞行的气动加热计算模型,并利用蒙特卡洛(M-C)法考虑了环境热辐射的影响.运用 Runge-Kutta 法耦合求解节点热平衡方程组,得到了动态气动表面传热系数、温度场以及红外辐射场的分布规律,对比分析了目标在整个飞行过程、不同部位、不同波段内的红外辐射特征.结果表明:目标发射后,其表面温度迅速升高,越靠近弹头部,温度升高速率越快,峰值温度越高;在飞行前 20 s 内,其红外辐射特征明显;随着飞行速度衰减,热量散失较快,辐射强度较弱,且主要集中于 8~14 μm 波段.

关键词: 飞行弹箭; 弹道模型; 气动加热; 红外辐射特性; 红外预警系统

中图分类号: V211.3; TJ410

文献标志码: A

Surface dynamic thermal radiation of high-speed flying projectile

ZHANG Jun¹, LIU Rong-zhong², GUO Rui², SONG Qiu-hong¹

(1. College of Engineering Science and Technology,
Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;

2. School of Mechanical Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In view of the key problems of the infrared system in tracking and acquisition of the high-speed flying projectile target in real-time, a method for solving the dynamic infrared radiation (IR) characteristics of the overall trajectory was proposed. Using 155 mm aperture uncontrolled projectile as the object, the 6-degree of freedom (DOF) rigid body ballistic simulation model was established based on Simulink, and the trajectory data were calculated and analyzed. With method by thermal network, a physical model of coupling heat transfer of dynamic IR field was built. The aerodynamic heating calculation model of high-speed rotatable flying projectile was deduced, and the effect of the environmental thermal radiation was considered by Monte-Carlo (M-C) method. The nodes thermal balance equations were solved using Runge-Kutta method, the distributions of dynamic aerodynamic heating transfer coefficient and temperature and IR fields were obtained, and then the flying projectile IR characteristics in whole fling process on the different positions and wave bands inter-

收稿日期: 2015-10-31

基金项目: 国家自然科学基金(11102088); 上海高校青年教师培养资助计划(ZZSHOU16014);

上海海洋大学博士科研启动项目(A2-0203-17-100326)

作者简介: 张俊(1983—),男,工程师,博士,主要从事飞行器红外探测识别技术研究.

引用格式: 张俊,刘荣忠,郭锐,等. 高速飞行弹箭目标表面动态热辐射[J]. 航空动力学报,2017,32(2):289-297. ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Surface dynamic thermal radiation of high-speed flying projectile[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 289-297.

vals were analyzed. Results showed that the surface temperature increased rapidly when the projectile was launched in a short time. The more closer to the warhead means the faster the temperature rise rate, and the higher the peak temperature. The IR characteristics was obvious before 20 seconds in its flight trajectory. However, with the flight velocity decay resulted in rapid loss of heat, the radiation intensity weakened and mainly focused on 8-14 μm wave bands.

Key words: flying projectile; ballistic model; aerodynamic heating; infrared radiation characteristics; infrared surveillance system

高速弹箭目标的热辐射特征不仅可以为其弹道测试、隐身技术、气动加热以及跟踪监测等技术研究提供基础数据,并且对于目标的红外对抗技术也具有重要的应用价值.在红外侦察干扰车的靶场试验中,需要为注入式红外侦察告警系统构建逼近实战条件下,高速飞行弹箭目标密集攻击作战态势下的仿真试验环境.为此,首先要获得目标在全弹道下的特征数据,包括其几何模型、弹道数据、表面实时动态温度场及红外辐射数据等,用于考核红外侦察预警仿真系统对飞行目标的特征预测、分类识别、作用距离、威胁告警等对抗评估技术.

科研人员针对飞行目标的瞬态红外辐射特性进行了大量研究:主要包括宇宙飞船、卫星、飞机、导弹、超声速或高超声速飞行器等^[1-4];文献[5-6]建立了导弹、飞机表面的瞬态热辐射计算模型,数值计算并分析了目标在具体飞行状态下的表面热辐射特征,但是,飞行目标的红外辐射是一个受运动规律和气流物性不断变化而控制的热辐射场,是一个相互影响的整体,仅计算特定飞行状态下的热辐射分布,与实际情况差别大,难以满足红外系统的跟踪探测需要.在空中飞行弹丸红外辐射特性的研究中,文献[7]在弹丸质点弹道模型的基础上,研究了其表面温度场与红外辐射特性,但这种方法不能得到弹丸表面不同部位的温度差异;文献[8-9]应用热网络法建立了飞行弹丸的动态温度场模型,给出了两种数值计算方法,并分析了部分弹道诸元和气流物性变化的影响规律,但没有进一步系统分析弹丸的动态红外辐射特性.

本文以典型炮射无控弹箭目标为研究对象,在建立其6自由度刚体弹道模型的基础上,应用Matlab/Simulink建立了模块化的弹道仿真模型,数值计算并分析了弹道诸元的变化规律,应用热网络法建立了弹体表面耦合换热动态温度场与红外辐射场的物理模型,在气动对流换热理论模型中,考虑了目标高速旋转的影响,在环境热辐射中,利用蒙特卡洛法计算了太阳热辐射的影响.应

用Runge-Kutta法耦合求解节点热平衡方程组,得到了目标表面的实时动态气动加热、温度场与红外辐射的分布规律,对比分析了目标在整个飞行过程中、不同波段内的红外辐射特性.研究方法对于空中高速飞行体的红外特征建模、红外跟踪探测识别、红外预警系统的仿真试验等具有参考价值.

1 高速弹箭目标弹道仿真模型

1.1 弹道建模

以155 mm口径炮射无控弹箭目标为例,其6自由度(DOF)刚体弹道方程组见文献[10].利用Matlab/Simulink建立模块化的弹道仿真模型,如图1所示.为避免方程组产生奇异解,采用四元数法表示运动姿态,对应于仿真系统中的6-DOF(quaternion)子模块.外力 F_{xyz} 子模块包含:重力、空气阻力、升力和马格努斯力;外力矩 M_{xyz} 子模块包含:静力矩、赤道阻尼力矩、极阻尼力矩和马格努斯力矩. V 为飞行速度; ω 为旋转角速度; X 为位置; φ, θ, Ψ 为欧拉角; A_b 为弹体坐标系下加速度; M_{bc} 和 $M_{bc, bc}$ 为通过控制四元数获取当前飞行姿态的旋转变换矩阵;下标e表示惯性坐标系下的量;下标b表示弹体坐标系下的量.

1.2 弹道仿真及结果分析

已知主要参数和发射条件为:弹体质量为45.5 kg;发射速度为930 m/s;发射角为45°;弹体表面材料热导率为14.7 W/(m·K);比热容为460 J/(kg·K);弹体表面材料的太阳辐射吸收率和辐射率都为0.8;大气透过率为0.6;初始发射坐标为坐标原点;发射位置的气流参数取标准海平面大气参数,在运动过程中,随飞行高度的变化而变化;发射角速度根据火炮膛内运动关系式计算,膛线缠度取21;计算时间为80 s;其余气动参数参见文献[10].

图2给出了的部分弹道诸元的计算结果,其中:图2(a)为运动轨迹;图2(b)为飞行高度 y 随

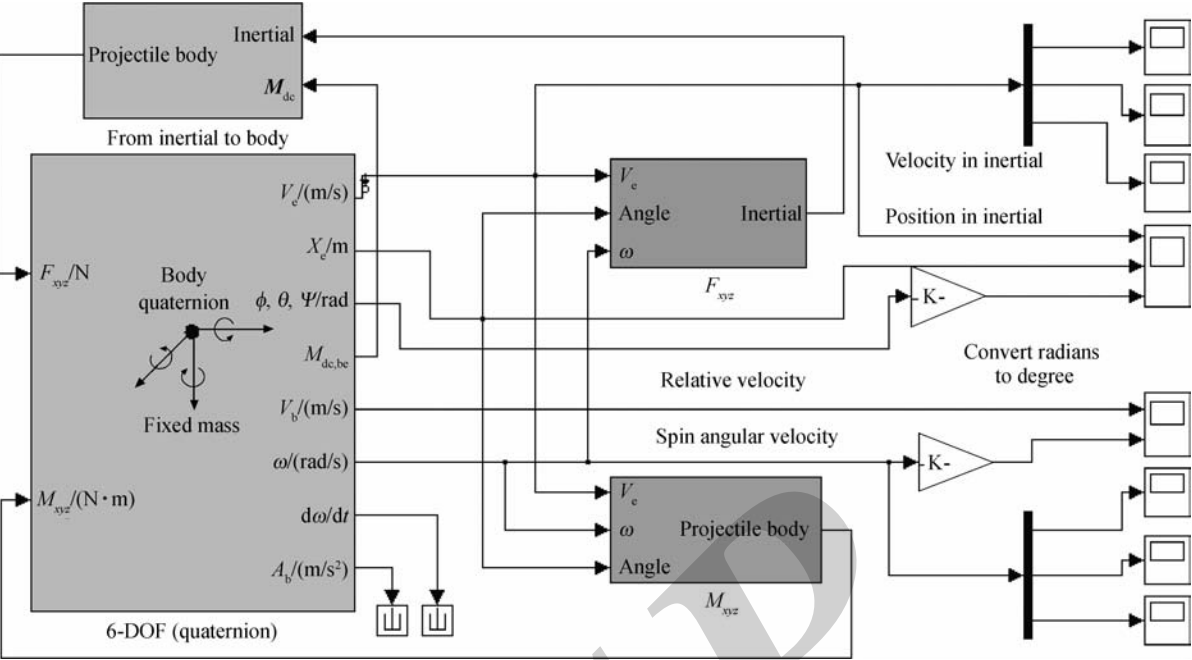


图 1 6 自由度刚体弹道仿真模型

Fig. 1 6-DOF rigid body ballistic simulation model

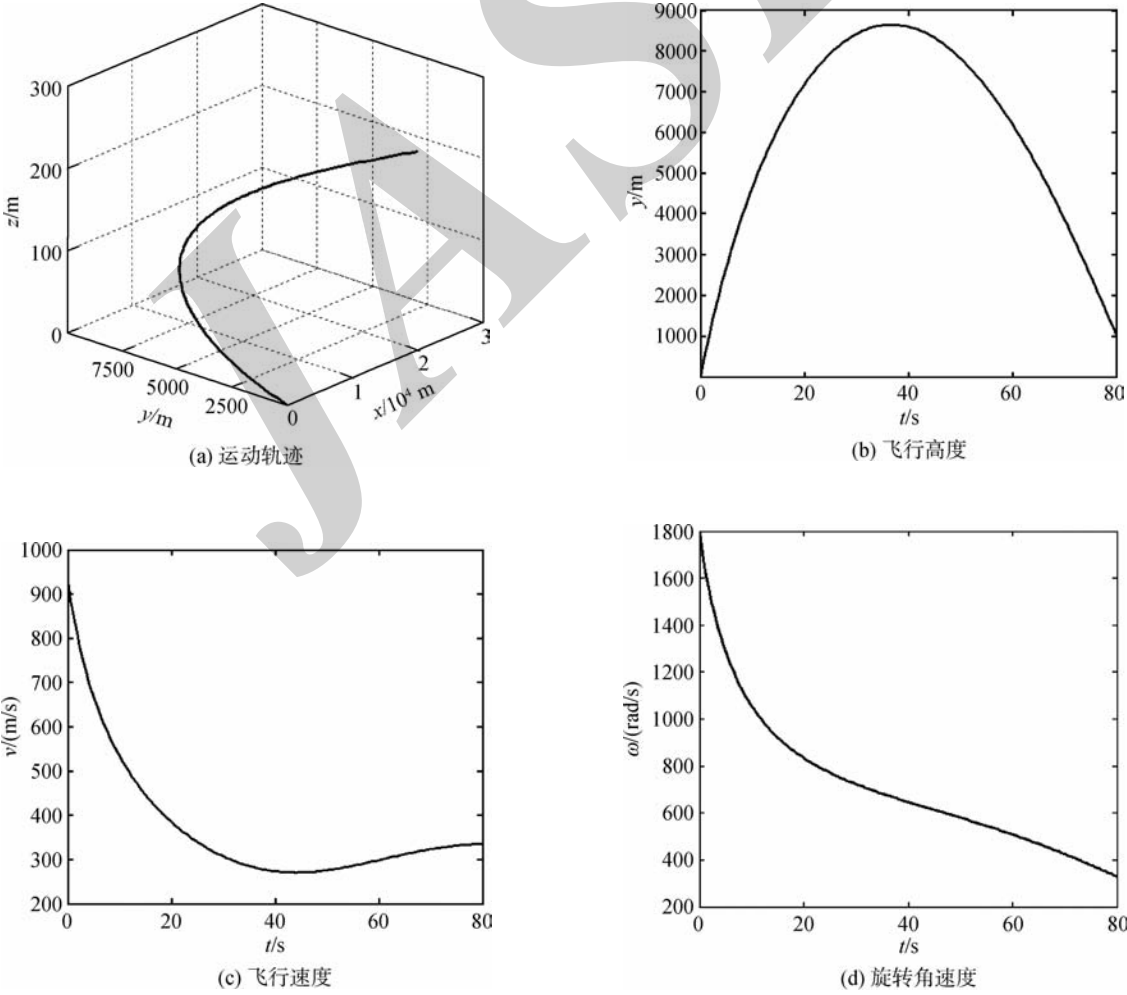


图 2 部分弹道诸元的计算结果

Fig. 2 Calculation results of partial ballistic elements

时间 t 的变化;图 2(c)为飞行速度 v 随时间的变化;图 2(d)为旋转角速度 ω 随时间的变化. 结果得出:在弹道升弧段,在弹体重力和空气阻力的共同作用下,其飞行速度呈指数衰减,当存在攻角时,其诱导阻力可使速度的衰减进一步增加;上升至弹道最高点后,速度并非达到最小值,这是由于在该位置上的质心加速度在空气阻力的作用下仍小于零,所以飞行速度继续降低;经过弹道顶点后,当空气阻力加速度大于重力加速度在铅垂方向上的分量时,速度仍持续减小;在弹道曲线降弧段上,将出现其质心加速度为零的时刻点,此时速度达到极小值,随后,由于重力加速度在铅垂方向上的分量逐渐增大,速度出现反向增加趋势. 在飞行 60 s 后,速度增加速率逐渐放缓,这是由于重力加速度最大不超过 g ,而空气阻力却在不断增加,所以,对于这类大口径的高初速度目标而言,其弹道末段上有可能再次出现空气阻力等于重力的情况,此时的速度为极大值. 对比分析可知:在弹道同一高度处,升弧段上的速度大于降弧段上的速度,这是由于升弧段上的铅直分速度大于降弧段上的铅直分速度,而水平方向即射程方向上的分速度始终在减小;自转角速度在极阻尼力矩作用下呈指数衰减规律,但在弹道升弧段的减小速率明显高于弹道降弧段. 弹道升弧段上速度衰减比转速衰减更快,两者的比值在炮口处达到最小值,在弹道顶点处达到最大值,此后在弹道降弧段上由于速度反向增加,转速和速度的比值也随之减小.

2 耦合换热动态温度场模型

设弹体表面材料为各向同性,且具有发射率不变的灰体漫射性质,将其表面划分为若干相对等温且面积基本相同的单元,具体划分方法参见文献[11],近似认为每一个面元具有相同的热物性质,内热源主要来自电子舱附近,其影响是小范围的,可忽略不计. 对任一面元所在的热传递网络,利用热力学第一定律建立热平衡方程,表示为

$$\rho_s c_s \delta \frac{dT_i}{dt} \Delta s + \epsilon \sigma \Delta s T_i^4 = \sum_{j=1}^n K_{i,j} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^n B_{i,j} \epsilon \sigma \Delta s T_j^4 + Q_{i1} + Q_{i2} \quad (1)$$

式中 ρ_s, c_s 分别为弹体表面材料的密度和比热容; ϵ 为弹体的表面半球总发射率,表示所有方向和波长下的平均值; Δs 为面元面积; n 为参与向 i 面元热辐射的面元数; δ 为面元厚度; σ 为 Boltz-

mann 常数; $K_{i,j}$ 为相邻面元间的导热因子; $B_{i,j}$ 为节点间热辐射交换的吸收因子; T_∞ 为来流气体温度; T_i 表示节点 i 的温度场; T_j 表示与节点 i 相邻节点 j 的温度场; Q_{i1} 为面元吸收的气动对流换热热量; Q_{i2} 为面元吸收的环境辐射热量.

2.1 高速气动对流换热

根据牛顿冷却公式和气动加热的相关理论^[12-13],弹体表面面元受到局部的气动对流换热量为

$$Q_{i1} = q_{i1} \cdot \Delta s = h_{i,v}^* (T_r - T_i) \Delta s \quad (2)$$

式中 T_r 为恢复温度; $h_{i,v}^*$ 为参考温度下的动态气动表面传热系数.

2.1.1 弹头驻点热流密度

弹头前缘驻点的热流密度利用 Fay-Riddell 公式计算^[14]

$$q_{ws} = 0.763 Pr^{-\frac{2}{3}} \left(\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \right)^{\frac{1}{10}} \cdot \quad (3)$$

$$\left[\rho_s \mu_s \left(\frac{dv_e}{dx} \right)_{x=0} \right]^{\frac{1}{2}} (h_s - h_w)$$

驻点的速度梯度为

$$\left(\frac{dv_e}{dx} \right)_{x=0} = \frac{v}{R_o} \sqrt{1.85 \frac{\rho_\infty}{\rho_s}} \quad (4)$$

驻点压力和密度为

$$\begin{cases} p_s = p_\infty \left(\frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \left(\frac{2\kappa}{\kappa + 1} Ma^2 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{1-\kappa}} \\ \rho_s = \frac{\rho_\infty T_\infty p_s}{T_s p_\infty} \end{cases} \quad (5)$$

驻点焓及气流的黏度为

$$\begin{cases} h_s = 1.005 T_\infty + 5^{-3} v^2 \\ \mu_s = 1.7894 \times 10^{-5} \cdot \left(\frac{288.15 + 110.4}{T_s + 110.4} \right) \left(\frac{T_s}{288.15} \right)^{\frac{3}{2}} \end{cases} \quad (6)$$

式中 h_w 为壁面焓, $h_w = c_{p,w} T_w$; $c_{p,w}$ 为 T_w 下的气流比定压热容; μ 为气流的动力黏度; κ 为气流的等熵指数; R_o 为弹头曲率半径; ρ 为气流密度; p 为气流压强; 下标 s 表示驻点参数, w 表示壁面参数, e 表示边界层外缘参数, ∞ 表示来流参数.

为了考虑目标高速旋转对气动加热的影响,将速度和角速度从惯性系转换到旋转系;在旋转坐标系下,将相对于惯性系的飞行速度和在旋转系下的牵连速度之和作为产生气动加热的来流

条件.

$$v_r = v - u_r \tag{7}$$

式中 v_r 为目标相对于惯性系的飞行速度, u_r 为旋转坐标系的速度, v 为绝对速度.

$$h_{i,v}^* = \begin{cases} 0.332 \times (\mu^* c_p^*)^{\frac{1}{3}} (\lambda^*)^{\frac{2}{3}} x_i^{-\frac{1}{2}} \left(\frac{v \rho^*}{\mu^*} \right)^{\frac{1}{2}} & Re_{i,v}^* \leq 5 \times 10^5 \\ 0.0296 \times (\mu^* c_p^*)^{\frac{1}{3}} (\lambda^*)^{\frac{2}{3}} x_i^{-\frac{1}{5}} \left(\frac{v \rho^*}{\mu^*} \right)^{\frac{4}{5}} & 5 \times 10^5 < Re_{i,v}^* \leq 10^7 \\ 0.185 \times v \rho^* (\mu^*)^{-\frac{2}{3}} (c_p^*)^{\frac{1}{3}} (\lambda^*)^{\frac{2}{3}} \left(\lg \frac{v \rho^* x_i}{\mu^*} \right)^{-\frac{13}{5}} & 10^7 < Re_{i,v}^* \leq 10^9 \end{cases} \tag{8}$$

弹体锥型部表面的气动表面传热系数可根据绕流锥体与绕流圆柱表面的换热关系进行计算^[14]

$$h_{i,v}^* = \begin{cases} \frac{0.332 \sqrt{3} (\mu^* c_p^*)^{\frac{1}{3}} (\lambda^*)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{v \rho^*}{\mu^*} \right)^{\frac{1}{2}}}{x_i^{\frac{1}{2}}} & Re_{i,v}^* \leq 5 \times 10^5 \\ \frac{0.03481 (\mu^* c_p^*)^{\frac{1}{3}} (\lambda^*)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{v \rho^*}{\mu^*} \right)^{\frac{4}{5}}}{x_i^{\frac{1}{5}}} & Re_{i,v}^* > 10^5 \end{cases} \tag{9}$$

式中 $Nu_{i,v}^*$ 为局部努塞尔数; x_i 为节点位置距弹头前缘的距离; $Re_{i,v}^*$ 为局部雷诺数; Pr^* 为普朗特数; λ^* 为气流导热系数; 上标“*”表示参考温度下的量, 参考温度为

$$T^* = T_\infty + 0.5(T_w - T_\infty) + 0.22(T_r - T_\infty) \tag{10}$$

参考温度下的气动加热局部雷诺数、普朗特数、气流密度、动力黏度以及导热系数为

$$\begin{cases} Re_{i,v}^* = \frac{v \rho^* x_i}{\mu^*} \\ Pr^* = \frac{\mu^* c_p^*}{\lambda^*} \\ \rho^* = \frac{p_\infty}{RT^*} \\ \mu^* = \mu_\infty \left(\frac{T^*}{T_\infty} \right)^{\frac{3}{4}} \\ \lambda^* = \frac{2.72}{10^4} \times (T^*)^{\frac{4}{5}} \end{cases} \tag{11}$$

2.2 环境热辐射

环境热辐射与地理纬度、海拔高度、季节、发射时间等因素密切相关, 并且涉及到热辐射在大气与目标表面的反射、散射、透射等复杂物理过程, 在相关研究中, 主要采用工程计算方法^[15]. 弹体表面面元受到的环境辐射热量主要包括: 太阳辐射热量、地球辐射热量及大气辐射热量, 地球辐

2.1.2 动态气动表面传热系数

根据传热学和气动加热的相关理论, 弹体圆柱部表面的气动表面传热系数可按照气流纵掠平壁的换热公式进行计算^[12-14]

射热量的影响微小, 一般可忽略不计.

2.2.1 太阳热辐射

太阳热辐射包括直射辐射和散射辐射. 对于节点 i 所在的面元, 受到的太阳热辐射为

$$Q_s = q_{sd} A_s + q'_{sr} \Delta s_i \tag{12}$$

式中 q_{sd} 为垂直于太阳光线方向上的直接辐射热流密度; q'_{sr} 为散射辐射热流密度; A_s 为考虑遮挡后, 被太阳照射到的部分在垂直于太阳入射光线的平面上的投影面积, 称为太阳入射投影面积.

利用蒙特卡罗法计算面元的太阳入射投影面积. 该方法的基本思路是: 对于某面元 i , 假设无其他表面遮挡时, 其在垂直于太阳入射光线平面上的投影面积为 Δs_i , 对该面元模拟向外发射能束, 用随机数表示, 能束总数为 N ; 由于太阳光是平行入射光, 所以在模拟发射时其方向是固定的, 为太阳光入射方向的反方向, 跟踪每一条能束, 判断该能束与其他面元有无交点, 如有交点, 则说明该发射点被遮挡, 太阳光无法照射到, 否则, 该发射点被太阳光照射到; 统计被太阳光照射到的发射点的总数, 假设为 N_s , 则考虑遮挡后, 该面元的太阳入射投影面积为

$$A_s = \frac{N_s}{N} \Delta s_i \tag{13}$$

2.2.2 大气热辐射

大气在吸收了一定的太阳热量和地球热量

后,将向目标表面辐射热量.将大气等效为一个无限大的灰体平面,则任一面元吸收的大气热辐射为

$$Q_a = \epsilon_a \sigma T_{\infty}^4 F_a \Delta s \tag{14}$$

式中 F_a 辐射角系数; ϵ_a 为大气等效发射率,利用 Brunt 公式计算^[16].

综上可得,外界环境作用于目标表面 i 面元的总辐射热量为

$$Q_{i2} = Q_s + Q_a \tag{15}$$

3 动态红外辐射特性的物理模型

根据目标的温度场以及材料属性在红外波段的光谱辐射特性,即可计算其红外辐射特性,包括:红外光谱辐出度、红外辐射亮度以及在一定视场方向下的红外辐射强度.任一面元、在不同飞行时刻下的半球光谱辐射力,即红外光谱辐出度为

$$M(\lambda, T_i) = \frac{\epsilon c_1 \lambda^{-5}}{\exp(c_2/\lambda T_i) - 1} \tag{16}$$

在红外探测系统的实际应用中,需要考虑目标表面的红外辐射能量在红外探测器敏感光谱范围内的积分过程,即在特定大气窗口下的辐射能量.任一面元、任意波段在该时刻下的红外辐射亮度为

$$L(\lambda, T_i) = \frac{\epsilon}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp(c_2/\lambda T_i) - 1} d\lambda \tag{17}$$

若不考虑大气消光效应,在某一视线方向下,将可接收到的所有面元的辐射强度求和,得到该时刻下目标表面本身向外辐射的零视距红外辐射强度为

$$I(\lambda, T_i) = \sum L(\lambda, T_i) \Delta s \cos \theta \tag{18}$$

式(16)~式(18)中 c_1, c_2 为第一、第二红外辐射常数; c 为真空中的光速; 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.

4 数值计算与结果分析

利用 Runge-Kutta 法求数值计算节点热平衡方程组和热辐射场的物理模型,即可得到目标表面的动态气动对流换热、动态温度场及红外辐射特性的分布规律,图 3 为计算流程图.

4.1 动态气动表面传热系数

雷诺数是表征流体流动状态的无量纲数,在计算气动表面传热系数时,首先需根据雷诺数判定流动类型,进而选择不同的计算公式,为了分析

目标表面的气动对流换热情况,图 4 给出了动态雷诺数 $Re_{i,v}$ 的分布规律,图 5 为动态气动表面传热系数 h_1 的分布规律.

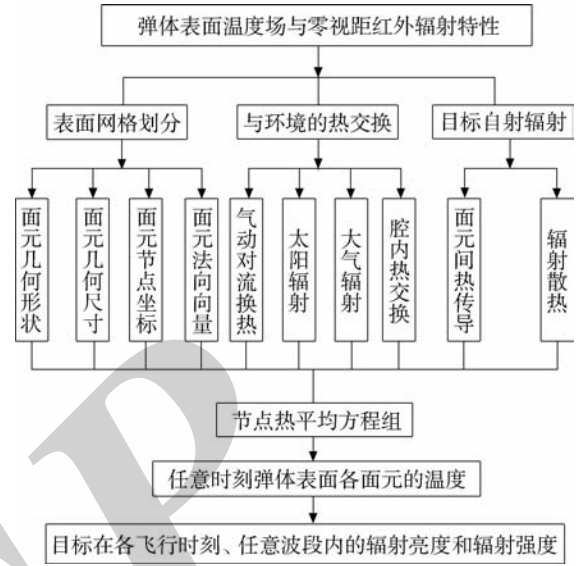


图 3 计算流程图
Fig. 3 Calculation flow chart

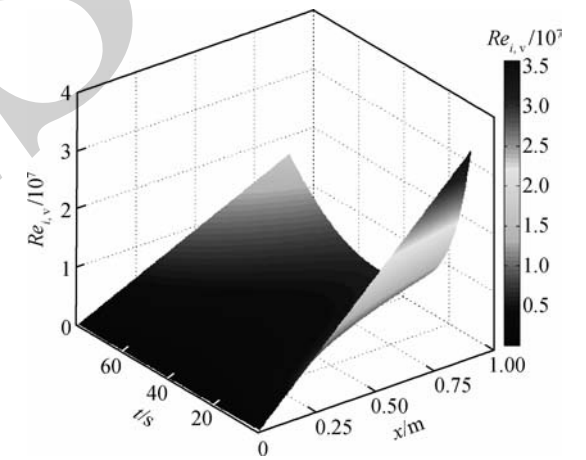


图 4 动态雷诺数
Fig. 4 Dynamic Reynolds number

结果表明:最高雷诺数发生在出炮口瞬间的弹体尾部,最大雷诺数为 3.23×10^7 ;覆盖气动加热计算模型给出的从层流到湍流的全部雷诺数范围;分析可知,雷诺数随目标飞行速度降低而逐渐减小;在飞行弹道末段,雷诺数呈增加趋势.弹箭出炮口后的短时间内,由于飞行速度较高,气动表面传热系数达到最大值,且变化梯度较大;此后随速度减小而迅速降低,在弹道末段上,随着速度增加呈小幅增加趋势;平均气动表面传热系数和速度的变化趋势相近,但变化幅度不同,这是由于在层流时,传热系数与飞行速度的 $1/2$ 次方成正比,

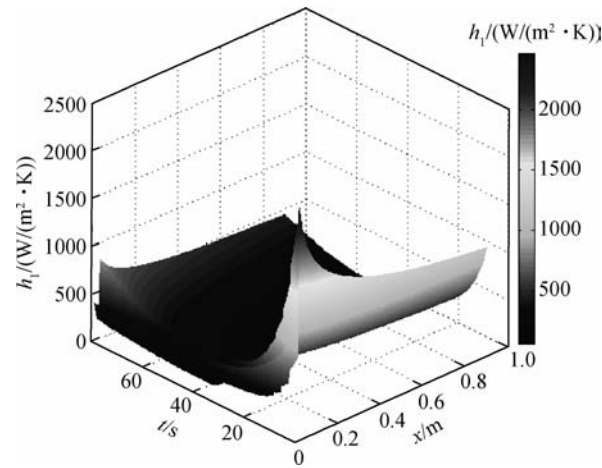


图 5 动态气动表面传热系数

Fig. 5 Dynamic aerodynamic surface transfer coefficient

湍流时与飞行速度的 4/5 次方成正比.

4.2 动态温度场分布

图 6 给出了弹体表面的动态温度场分布规律,图 7 为第 3 s 时的弹体表面瞬态温度分布规律.

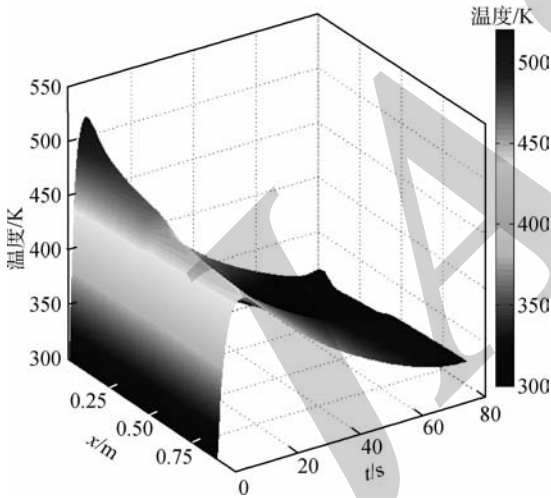


图 6 动态温度场分布

Fig. 6 Dynamic temperature field distribution

结果表明:目标出炮口后的短时间内,表面的各部位温度迅速升高,越靠近弹头部,温度升高速率越快,峰值温度越高,第 3 s 时的最高温度达到了 500 K,这是由于目标的发射速度较高,并且越靠近弹头部,气动对流换热越强烈;随着飞行速度逐渐降低,气动加热逐渐减弱,甚至可能转变为气动降温,再加上辐射散热量与其温度的 4 次方成正比,所以,热量散失较快,温度迅速下降;靠近弹头处的节点温度和弹箭的速度表现出了很强的跟随性,在弹道末段,温度呈现升高趋势,这是由于靠近弹头位置上的温度较高,弹箭的速度降低后,

气动降温显著,当速度反向增加后,温度也随之增加,第 80 s 时,表面温度接近于 320 K.

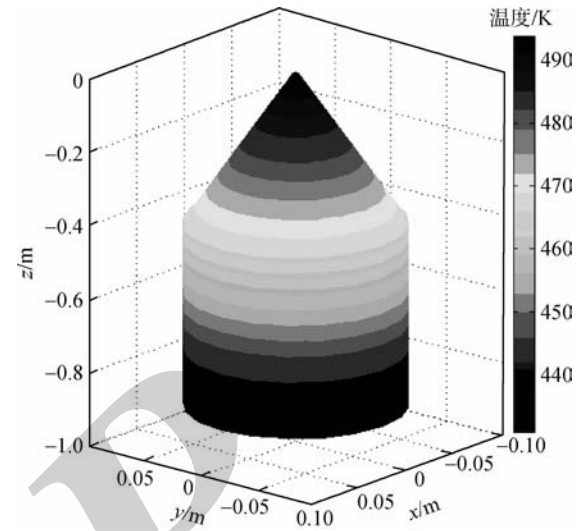


图 7 第 3 s 时的瞬态温度分布

Fig. 7 Transient temperature distribution at the third second

4.3 动态红外辐射特性

根据普朗特定律,对于发射率一定的灰体漫射表面,其红外辐射特性的唯一影响因素是其表面的温度场.以上求解并分析了弹体表面不同部位的温度随飞行时间的变化规律,在此基础上,计算并分析目标在不同波段内的红外辐射亮度分布和红外辐射强度.红外辐射亮度表征弹体表面的温度不均匀性和红外辐射特性之间关系,在特定的波长范围内,每个温度值都对应于一个辐射亮度值.若将弹体表面看作朗伯辐射面,则其辐射亮度与观测角度无关,在温度已知的情况下,可计算任意波段范围内的辐射亮度值.

图 8 为不同波段内动态红外辐射亮度 $L(\lambda, T)$ 分布,其中图 8(a)为 3~5 μm 波段;图 8(b)为 8~14 μm 波段.计算结果表明:在温度高的部位,光谱辐射力的积分面积越大,弹体表面的辐射亮度与其动态温度场的变化趋势基本一致;8~14 μm 波段所占辐射份额较大,3~5 μm 波段所占的辐射份额值较小,由光谱辐出度的计算可知^[15],3~5 μm 波段内的红外辐射主要来源于温度较高的情况,所以,这一波段内的热辐射主要来源于目标出炮口后、短时间内的弹头附近区域;随着温度逐渐降低,其热辐射的大气窗口主要集中在 8~14 μm 波段,综上所述,若利用红外系统跟踪探测目标,应选长波红外系统.

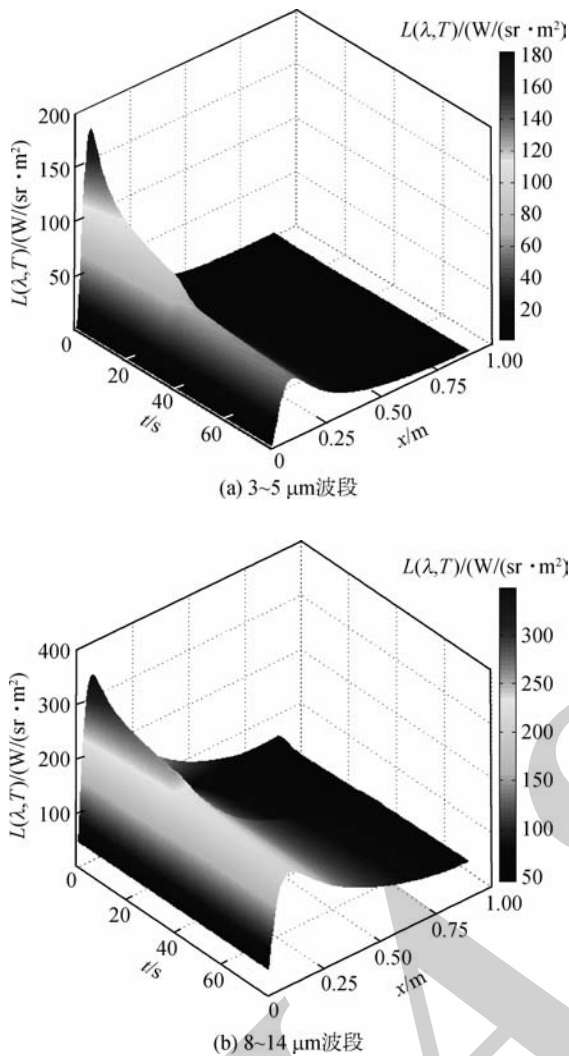


图 8 不同波段内的动态红外辐射亮度分布
Fig. 8 Dynamic infrared radiance distribution on the different wave band intervals

在红外系统的实际测量应用中,需要的是探测点所能接收到的红外辐射强度,这与大气的消光效应、红外系统的工作波段、探测方位、作用距离以及探测器的分辨率等因素有关,但是,首先需要确定目标的零视距红外辐射强度.图 9 给出了目标表面在平均温度下、不同波段内、可见弹体一半面积时红外的辐射强度 $I(\lambda, T)$ 随飞行时间的变化,这等同于将弹丸视作点目标,观测视线方向与目标法向始终呈 60° 、不考虑大气衰减的计算结果.计算结果表明:红外探测系统工作波段内的辐射强度与弹丸表面平均温度的变化趋势基本一致;在目标出炮口前 20 s 内,红外辐射特征明显,最大可探测距离较远,捕获目标的机率较大;随着温度逐渐降低,其辐射强度随之减弱;目标飞行 20 s 后, $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段内的辐射强度所占比例很小;目标在整个飞行过程中的热辐射主要集中在

$8\sim 14\text{ }\mu\text{m}$ 波段;在弹道末段, $8\sim 14\text{ }\mu\text{m}$ 波段内的辐射强度虽然呈增加趋势,但增幅很小,所以,20 s 后探测弹箭目标的难度较大,对探测系统的要求较高.

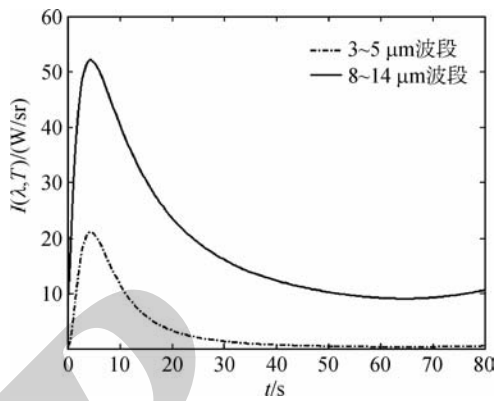


图 9 辐射强度随飞行时间的变化
Fig. 9 Variation of radiant intensity with flight time

5 结 论

本文改变了以往设定目标单一飞行姿态,研究其表面瞬态温度分布与红外辐射特性的方法,以一种动态的角度,理论计算了一种典型弹箭目标在整个飞行过程中的运动规律、表面动态耦合对流换热温度场及红外辐射特性,主要得到以下结论:

- 1) 目标发射后,其速度和转速呈指数衰减规律;上升至弹道最高点后,速度并非达到最小值,在弹道降弧段上,质心加速度为零时,速度达到最小值;在弹道同一高度处,升弧段上的速度大于降弧段上的速度,但其转速的减小速率高于弹道降弧段;弹道升弧段上速度衰减比转速衰减更快,两者的比值在出炮口处达到最小值,在弹道顶点处达到最大值,此后随着速度反向增加,转速和速度的比值也随之减小.
- 2) 目标出炮口时,其雷诺数和气动表面传热系数最大,且变化梯度最大,表面各部位温度迅速升高,越靠近弹头部,温度升高速率越快,峰值温度越高;平均气动表面传热系数和速度的变化趋势相近,但变化幅度不同;随着飞行速度降低,热量散失较快,温度迅速下降;靠近弹头的温度和速度的变化具有很强的跟随性,在弹道末段,温度呈小幅升高趋势.
- 3) 弹体表面的红外辐射亮度与其动态温度场的变化趋势基本一致, $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段内的辐射份额较小,且主要来源于目标发射短时间内的弹

头区域;目标整个飞行过程中的热辐射主要集中在 8~14 μm 波段,若利用红外系统跟踪捕获弹箭目标,应选择长波红外系统;大气窗口内的红外辐射强度与其表面平均温度场的变化趋势基本相近;在出炮口前 20 s 内,红外辐射特征明显,可探测距离较远;随着温度逐渐降低,其辐射强度将随之减弱。

参考文献:

[1] Mahulikar S P, Hemant R. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7): 218-245.

[2] Mahulikar S P, Rao G A, Kolhe P S. Infrared signatures of low-flying aircraft and their rear fuselage skin's emissivity optimization[J]. Aircraft, 2006, 43(1): 226-232.

[3] Frendi A. Accurate surface temperature prediction at high speeds[J]. Numerical Heat Transfer, 2002, 41(5): 547-554.

[4] 侯玉柱,郑京良,董威. 高超声速飞行器瞬态热试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 343-347.

HOU Yuzhu, ZHENG Jingliang, DONG Wei. Transient test of aerodynamic heating for hypersonic vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 343-347. (in Chinese)

[5] 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.

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)

[6] 夏新林,艾青,任德鹏,等. 飞机整体瞬态热状况的数值仿真研究[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 513-518.

XIA Xinlin, AI Qing, REN Depeng, et al. Numerical analysis on the transient thermal status of aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 513-518. (in Chinese)

[7] 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.

YUAN Yihui, ZHANG Junju, CHEN Zuolong, et al. Simulation study on temperature and infrared radiation charac-

teristics of flying projectile [J]. Acta Amamentarii, 2010, 31(8): 1090-1094. (in Chinese)

[8] 张俊,刘荣忠,郭锐,等. 高速旋转飞行弹丸外弹道表面温度场研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(4): 425-430.

ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Surface temperature field of projectile flying at high rotational speed in exterior ballistic [J]. Acta Amamentarii, 2013, 34(4): 425-430. (in Chinese)

[9] 张俊,刘荣忠,郭锐,等. 飞行弹丸表面温度的两种数值计算方法[J]. 南京理工大学学报, 2013, 37(4): 585-589.

ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Two numerical methods to calculate surface temperature of flying projectile [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2013, 37(4): 585-589. (in Chinese)

[10] 杨绍卿. 灵巧弹药工程 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

[11] 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.

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)

[12] 姚仲鹏,王瑞君. 传热学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2003.

[13] 钱翼稷. 空气动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.

[14] 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.

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)

[15] 张俊,刘荣忠,郭锐,等. 末敏弹减速减旋段表面温度与辐射特性[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(2): 311-316.

ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Surface temperature and infrared characteristics of terminal-sensitive rojectile at deceleration and despinning stage [J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(2): 311-316. (in Chinese)

[16] Mahulikar S P, Sane S K, Gaitonde U N, et al. Numerical studies of infrared signature levels of complete aircraft [J]. Aeronaut Journal, 2001, 105(1046): 185-192.

(编辑:王碧珺)