

末敏子弹非稳态红外辐射特性数值仿真分析

刘连伟^{1,2}, 杨淼淼^{1,2}, 许振领^{1,2}, 樊宏杰^{1,2}, 王敏^{1,2}

- (1. 电子信息系统复杂电磁环境效应国家重点实验室, 河南 洛阳 471003;
2. 中国人民解放军 63892 部队, 河南 洛阳 471003)

摘要: 为计算末敏子弹在弹道诸点的瞬态红外辐射, 根据末敏子弹外壁气动加热、辐射换热和内部导热耦合作用机理, 利用流体仿真软件 Fluent 对完整弹道下末敏子弹的非稳态温度分布进行数值计算。在此基础上, 计算分析了子弹弹体和降落伞在 3~5 μm 和 8~12 μm 波段的红外辐射特性及在弹道中的变化规律, 并与对应探测视线方向的天空背景红外辐射特性进行对比。计算结果表明: 降落伞辐射亮度有时为子弹弹体辐射亮度的一半, 但辐射强度可达到子弹弹体辐射强度的 21 倍, 在长波红外波段、弹道减速减旋阶段实现对末敏子弹的告警具有较强的可行性。

关键词: 红外辐射; 末敏子弹; 非稳态; 红外告警

中图分类号: TN219 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)04-0857-06

Numerical analysis on the unsteady infrared radiation characteristics of terminal-sensitive submunition

Liu Lianwei^{1,2}, Yang Miaomiao^{1,2}, Xu Zhenling^{1,2}, Fan Hongjie^{1,2}, Wang Min^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of Complex Electromagnetic Environment Effects on Electronics and Information System, Luoyang 471003, China; 2. Unit 63892 PLA, Luoyang 471003, China)

Abstract: To calculate the transient infrared radiation released from the terminal-sensitive submunition, a numerical simulation of the unsteady temperature distribution for the terminal-sensitive submunition performed by using the software Fluent, which taking into account three factors as follows, aerodynamic heating, irradiative heat transfer and structure heat conduction. Then, the infrared radiation characteristics of both submunition body and parachute were obtained by calculation at 3-5 μm and 8-12 μm waveband, the changes of infrared radiation for the whole trajectory were also analyzed. Also, this paper calculated the infrared radiation of atmosphere in the gazing direction, which was compared with the infrared radiation of terminal-sensitive submunition. The results show that the infrared radiance of parachute is a half of the infrared radiance of submunition body at least, but the infrared radiation intensity of parachute is 21 times of the infrared radiation intensity of submunition body at most, and it was preferable to take warning of terminal-sensitive submunition at LWIR and the deceleration and dispinning stage of the trajectory.

Key words: infrared radiation; terminal-sensitive submunition; unsteady; infrared warning

收稿日期: 2013-02-05; 修订日期: 2013-02-26

基金项目: 国防预研项目

作者简介: 刘连伟(1985-), 男, 助理工程师, 主要从事红外对抗仿真试验技术方面的研究。Email: yyoohh@126.com

0 引言

末敏弹药是一种以装甲集群目标为主要攻击对象的新型信息化弹药,具有密集式顶部攻击、末段自主寻的、效费比高等特点,成为陆战场上装甲集群目标面临的严重威胁。目前对末敏弹药的干扰一般采用冲淡式干扰,即在装甲集群周围布设大量假目标以降低装甲车辆被击中概率,因此需要对末敏弹药进行告警,其中红外告警是一种切实可行的手段,由于末敏子弹无发动机,内部电子器件功率很小,因此末敏子弹弹体和降落伞(包括减速伞和旋转伞)是末敏子弹的主要红外辐射源。

末敏弹药攻击过程为末敏弹母弹或布撒器运动至装甲集群上空抛出多枚末敏子弹,末敏子弹打开减速伞减速减旋,至 200~300 m 高度后抛掉减速伞释放旋转伞进入稳态扫描阶段,以稳定的落速和转速下落,同时,末敏子弹自主对地面目标进行搜索、探测和识别,一经识别目标便起爆 EFP 战斗部(弹丸速度约 2 000 m/s)从顶部攻击目标^[1-2]。由于末敏子弹从开舱抛出至攻击目标时间一般短于 30s,速度变化快,同时地面与高空温度存在差异,采用稳态计算方法难以分析其红外辐射特性^[3]。

文中综合考虑气动加热、辐射换热和内部结构导热诸多因素^[4-8],利用流体计算软件 Fluent 软件对末敏子弹温度场进行非稳态计算,计算并分析了其整个弹道中红外辐射特性及变化规律^[9-10],以此为基础对末敏子弹红外告警进行分析。

1 热力学模型

末敏子弹的导热过程是一个复杂的三维导热问题,外部的导热方式包括气动加热和辐射换热,内部为固体内部导热,导热微分方程的表达式为:

$$\frac{\lambda}{\rho c} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

式中: λ 为导热系数; ρ 为材料密度; c 为材料比热容。

外边界条件为:

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} = \varepsilon \sigma T^4 + h_c(T - T_a) - \alpha_e J_e \quad (2)$$

式中: $\varepsilon \sigma T^4$ 为辐射散热; $h_c(T - T_a)$ 为对流换热; $\alpha_e J_e$ 为吸收环境辐射; h_c 为对流换热系数; T_a 为空气温度。

公式(2)中,空气温度需要通过求解 N-S 方程求出,考虑到末敏子弹外部绕流为可压缩、粘性的非稳态湍流,同时考虑压缩功与粘性耗散效应,流场计算的 N-S 方程可以表示为以下形式:

$$\frac{\partial(\rho_a \phi)}{\partial x} + \text{div}(\rho \vec{U} \phi) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad} \phi) + S_\phi \quad (3)$$

式中: ϕ 是通用变量,可以代表 u 、 v 、 ω 、 T (速度分量、温度)等求解变量; Γ_ϕ 为广义扩散系数; S_ϕ 为广义源项,气体密度 ρ_a 随温度的变化关系由气体状态方程确定。

从末敏子弹的温度场到辐射特性根据普朗克公式计算:

$$E_\lambda = \frac{C_1}{\lambda^4} \cdot \frac{1}{e^{C_2/\lambda T} - 1} \quad (4)$$

2 计算模型

2.1 几何模型

末敏子弹弹体直径为 147 mm,弹体长度为 173 mm,内部装药直径为 138 mm,减速伞直径为 400 mm,旋转伞直径为 1 400 mm。

弹体材料为钢,比热容为 460 J/(kg·K),热导率取 17 W/(m·K);装药为黑索今,比热容近似取 1 200 J/(kg·K),热导率近似取 0.5 W/(m·K)。

由于减速伞与旋转伞为柔性透气材料,计算较为复杂,在计算过程中做如下近似^[11]:

(1) 由于伞衣透气量很小,透气量近似为 0;(2) 不考虑伞衣打开过程,打开后伞衣形状不变,流场计算时近似为刚体;(3) 不考虑旋转盘。

末敏子弹模型如图 1 所示。

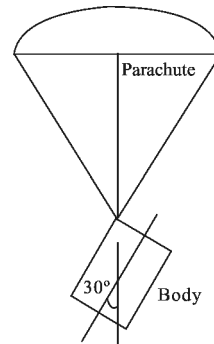


图 1 末敏子弹模型示意图

Fig.1 Sketch map of terminal-sensitive submunition model

2.2 末敏子弹弹道模型

末敏子弹弹道分为 4 个阶段:

(1) 母弹开舱抛出子弹串后,前后子弹分离并自由坠落,时间为 0~1.3 s;(2) 子弹打开减速伞减速减旋,坠落速度和旋转速度降至约 50 m/s 和 10 转/s,时间为 1.3~7.3 s;(3) 到达一定高度后,子弹抛掉减速伞打开旋转伞,坠落速度和旋转速度进一步降低至约 12 m/s 和 3 转/s;(4) 稳态扫描阶段(速度 13 m/s、转速 3 转/s)。

对末敏弹下落过程受力做近似分析,假定末敏弹下落各阶段的阻力系数仅与下落速度有关,并忽略降落伞打开过程,仿真计算末敏弹从开舱到坠落地面的典型弹道,时间为 29 s,末敏子弹速度变化如图 2 所示。

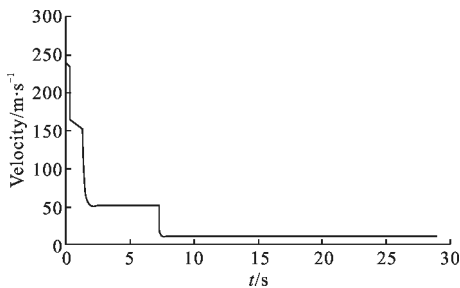


图 2 速度随时间变化关系

Fig.2 Relationship of velocity and time

2.3 计算工况

设定地面温度 20 °C,温度随高度变化率为 6.5 °C/km,变化关系如图 3 所示。末敏子弹初始温度设定为 311.5 K,表面发射率为 0.9;降落伞初始温度为 311.5 K,表面发射率为 0.9。

计算模型远场条件为压力远场,壁面条件为耦合边界。对末敏子弹体,来流攻角为 30°,等于其扫描倾角。计算参数中随时间变化项为来流速度和来流温度两项,来流速度变化关系见图 2,来流温度与弹道高度相关,变化关系见图 3。

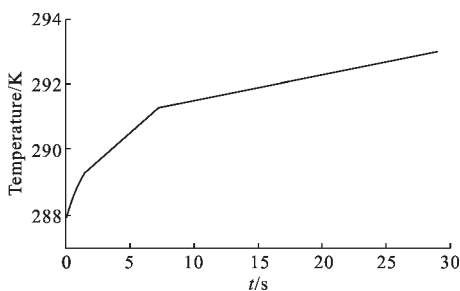


图 3 来流温度随时间变化关系

Fig.3 Relationship of flow temperature and time

3 计算结果及分析

3.1 末敏子弹弹体红外辐射亮度分析

由于弹体自身温度高于气流气动加热,温度不断降低,t=29 s 时,末敏子弹弹体温度分布如图 4 所示,弹体表面温降不明显,最大温降为 2.4 K,最小温降为 0.6 K,平均温度下降约为 1.4 K。

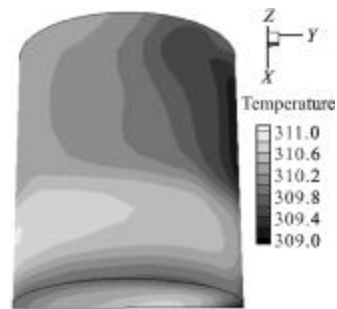


图 4 弹体 t=29 s 时温度分布

Fig.4 Temperature distribution of submunition body at t=29 s

弹体平均红外辐射亮度变化关系如图 5 所示,辐射亮度递减但变化较小,3~5 μm 波段平均辐射亮度变化范围为 2.51~2.40 W/(m²·sr⁻¹),8~12 μm 波段平均辐射亮度变化范围为 41.54~40.69 W/(m²·sr⁻¹)。

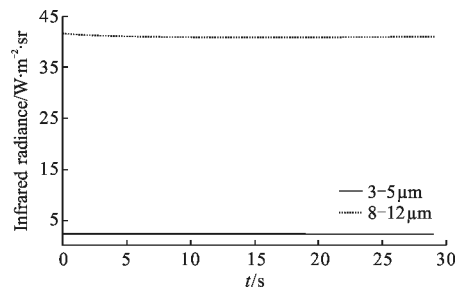


图 5 弹体平均红外辐射亮度变化关系

Fig.5 Average infrared radiance of submunition body characteristic curves

3.2 降落伞红外辐射亮度分析

由于降落伞十分轻薄,对流换热强烈,计算结果表明降落伞温度高于气流温度时,降落伞表面温度迅速下降。当速度值较大时,温升来自气流的气动加热,速度较小时,气动加热不明显,温度基本等于环境温度。1.4 s 时减速伞打开,2 s 时减速伞速度已降至约 50 m/s,伞温略高于环境温度,7.4 s 时抛掉减速伞,打开旋转伞,速度迅速降至 12 m/s,8 s 时伞温基本等于环境温度。

取整秒时刻降落伞平均温度计算辐射亮度,计算结果如图 6 所示,减速伞、旋转伞因来流温度升高辐射亮度递增,由于减速伞速度高于旋转伞,在 8 s 时刻的交界点处减速伞辐射亮度略高于旋转伞。3~5 μm 波段平均辐射亮度变化范围为 1.21~1.30 W/(m²·sr⁻¹),8~12 μm 波段平均辐射亮度变化范围为 29.86~30.82 W/(m²·sr⁻¹)。

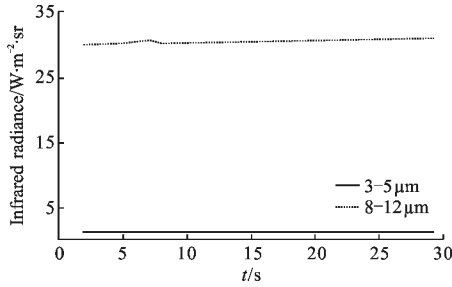


图 6 降落伞平均红外辐射亮度变化关系

Fig.6 Average infrared radiance of parachute characteristic curves

3.3 弹体与降落伞辐射特性对比分析

由于降落伞轻薄的特性,其降温速度明显快于弹体,弹体在 3~5 μm 波段辐射亮度约是降落伞的 2 倍,8~12 μm 波段辐射亮度约是降落伞的 1.3 倍。

设定距末敏子弹水平距离 500 m 的地面上有一探测器,计算弹体与降落伞相对探测器的红外辐射强度,计算时做近似如下:

(1) 降落伞打开后几何尺寸较难测量,计算投影面积时做近似处理;(2) 以弹体某一旋转姿态计算对探测器的辐射强度,不考虑弹体旋转带来的投影面积的变化。

弹体和降落伞红外辐射强度变化关系如图 7 所示,由于降落伞面积远大于弹体面积,尤其是旋转伞

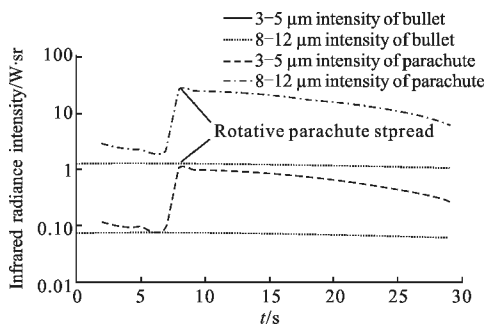


图 7 弹体与降落伞辐射强度变化关系

Fig.7 Infrared radiation intensity of submunition body and parachute characteristic curves

直径达 1.4 m,使得降落伞辐射强度要远高于弹体。3~5 μm 波段,减速伞辐射强度约为弹体的 1.3 倍,旋转伞辐射强度是弹体的 4~14 倍;8~12 μm 波段,减速伞辐射强度约为弹体的 2 倍,旋转伞辐射强度是弹体的 6~21 倍。

4 对末敏子弹的红外告警分析

设定地面探测器距末敏子弹水平距离 500 m,气象条件为地面温度 20 °C,湿度 40%,大气能见度 12 km,计算弹道诸点末敏子弹与天空背景辐射特性差异,对末敏子弹红外告警进行分析。其中大气辐射及透过率计算通过调用 Modtran 实现。

4.1 末敏子弹与天空背景辐射特性对比分析

若不考虑反射环境辐射,探测器接收的末敏子弹辐射亮度 L(即表观辐射亮度)与末敏子弹真实辐射亮度 L_t 之间存在关系:

$$L = L_t \cdot \tau + L_{path} \tag{5}$$

式中:τ 为路径透过率;L_{path} 为路径辐射亮度。

末敏子弹表观辐射亮度与天空背景辐射亮度差如图 8 所示,辐射亮度差随仰角减小而减小。3~5 μm 波段,弹体与天空背景辐射亮度差为 1.47~0.87 W/(m²·sr⁻¹),降落伞与天空背景辐射亮度差为 0.60~0.09 W/(m²·sr⁻¹);8~12 μm 波段,弹体与天空背景辐射亮度差为 39.45~39.08 W/(m²·sr⁻¹),降落伞与天空背景辐射亮度差为 22.20~1.51 W/(m²·sr⁻¹)。

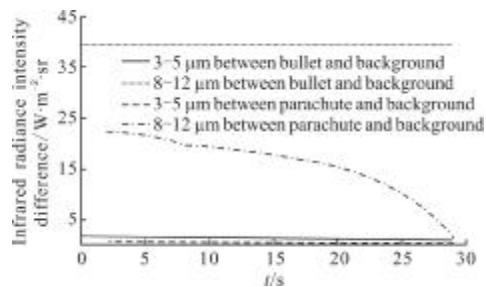


图 8 末敏子弹与天空背景辐射亮度差变化曲线

Fig.8 Infrared radiance difference between terminal-sensitive submunition and sky background characteristic curves

末敏子弹与天空背景辐射强度差如图 9 所示,3~5 μm 波段辐射强度差值很小,为 0.04~0.1 W/sr⁻¹,8~12 μm 波段辐射强度差为 1.17~18.25 W/sr⁻¹,图中两个跳跃点分别为减速伞打开和旋转伞打开。

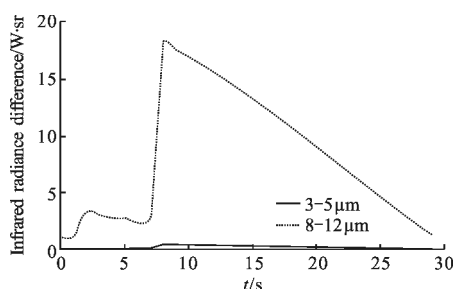


图9 末敏子弹与天空背景辐射强度差

Fig.9 Infrared radiation intensity difference between terminal-sensitive submunition and sky background characteristic curves

4.2 告警分析

综合考虑末敏子弹与天空背景辐射亮度差、辐射强度差、设备分辨率和反应时间等因素,分析如下:

(1) 8~12 μm 波段末敏子弹与天空背景辐射亮度差、辐射强度差均高于 3~5 μm 波段,且 3~5 μm 波段辐射强度差低于 0.1 W/sr^{-1} 不易于目标探测,因此在长波红外波段实施告警优于中波波带;(2) 末敏子弹自由坠落阶段,辐射亮度差最大,但投影面积很小,8~12 μm 波段辐射强度差值为 1.17 W/sr^{-1} ,若实现此阶段告警对探测器分辨率有很高要求;(3) 稳态扫描阶段前中期,辐射亮度差和辐射强度差均处于较高水平,在该阶段实现告警对设备要求最低,但该阶段末敏子弹已进入攻击阶段,考虑设备反应时间和末敏子弹与背景辐射强度差,在减速减旋阶段实现告警具有很强可行性。

综合分析,对末敏子弹告警波段应选择长波红外波段,如图 10 所示。告警阶段应在减速减旋阶段,实验结果验证了该结论。

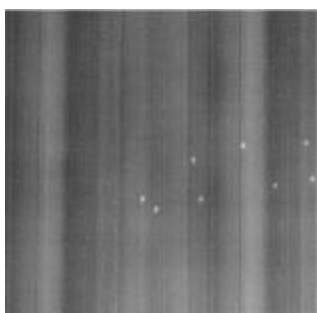


图 10 末敏子弹告警实验测量图像

Fig.10 Test image of terminal-sensitive submunition

5 结论

文中利用流体计算软件 Fluent 仿真计算了末敏子弹的非稳态温度场,调用 Modtran 计算了大气红外辐射特性,对比了末敏子弹弹体、降落伞红外辐射特性以及末敏子弹与天空背景的红外辐射特性差异,并对末敏子弹的红外告警进行分析,结果表明:

(1) 由于弹道时间短与末敏子弹弹体圆柱体结构原因,子弹弹体温度降低较小,辐射量变化不明显;而降落伞因其轻薄结构,表面温度下降速度很快,温度略高或基本等于环境温度,若忽略降落伞打开时的短暂高温时间,其辐射量变化不明显。

(2) 降落伞因表面温度下降快于弹体,其辐射亮度要低于弹体辐射亮度,但由于降落伞面积远大于弹体面积,其辐射强度明显高于弹体辐射强度,是末敏子弹红外辐射的主要来源。

(3) 在长波红外波段末敏子弹与天空背景存在较大的辐射亮度差,实现对末敏子弹的告警有较强可行性,综合考虑设备反应时间和分辨率要求,告警阶段应在减速减旋阶段。

参考文献:

- [1] Guo Rui. Study on general correlative technology of terminal-sensitive submunition for missile [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2006. (in Chinese)
郭锐. 导弹末敏子弹总体相关技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2006.
- [2] Yang Shaoqing. Smart Munition Engineering [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)
杨绍卿. 灵巧弹药工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [3] 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)
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.
- [4] 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.
- [5] Xu Dingguo, Feng Weilin, Sang Jianhua. IR characteristics of aircraft aft fuselage skin [J]. Infrared and Laser

- Engineering, 2013, 42(1): 7-13.
- 徐顶国, 冯维林, 桑建华. 飞行器后机身蒙皮红外辐射特性[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(1): 7-13.
- [6] Lv Jianwei, Wang Qiang. Coupled analysis on flow field-temperature distribution of aircraft-skin[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(8): 938-941. (in Chinese)
- 吕建伟, 王强. 飞行器表面三维流场与固壁温度场的耦合分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(8): 938-941.
- [7] Yang Rong, Wang Qiang. Coupled numerical study on aeroheating, radiative heat transfer and structure heat conduction for hypersonic bodies of revolution[J]. Aerospace Shanghai, 2009, 4: 25-29. (in Chinese)
- 杨荣, 王强. 高超声速旋转体气动加热、辐射换热与结构热传导的耦合数值分析[J]. 上海航天, 2009, 4: 25-29.
- [8] Huang Chunsheng, Wu Jie, Fan Xuji. Coupled numerical simulation of supersonic flow field and heated structure of flying vehicles [J]. Mechanics and Engineering, 2004, 26(2): 24-26. (in Chinese)
- 黄春生, 吴杰, 范绪箕. 飞行器流场与结构温度场耦合数值分析[J]. 力学与实践, 2004, 26(2): 24-26.
- [9] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Guo Rongwei. Numerical computation and analysis of the infrared radiation characteristic of missile scarfskin [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 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, 2007, 23(2): 251-255.
- [10] Zhang Jun, Yang Hua. Theoretical analysis of temperature field on the surface of ballistic missile warhead in midcourse [J]. Infrared and Laser Engineering, 2005, 24(5): 582-586. (in Chinese)
- 张骏, 杨华. 弹道导弹中段弹头表面温度场分布理论分析[J]. 红外与激光工程, 2005, 24(5): 582-586.
- [11] Jiang Chongwen, Cao Yihua, Su Wenhan. Influence of circular angle in symmetric plane to the flowfield characteristics of an axisymmetric parachute [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 271-275. (in chinese)
- 蒋崇文, 曹义华, 苏文瀚. 对称面圆周角对轴对称降落伞流场特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 271-275.

下期预览

空间太阳望远镜主光学望远镜叶片结构热效应

李 蓉^{1,2}, 王 森², 施浒立²

(1. 杭州电子科技大学, 浙江 杭州 310018; 2. 中国科学院国家天文台, 北京 100012)

摘要: 空间太阳望远镜 SST(Space Solar Telescope)主光学望远镜 MOT(Main Optical Telescope)口径达 1 m, 以 2.8'×1.5'视场对太阳成像, 将获得 0.1"~0.15"的高空间分辨率和高信噪比图像。SST MOT 对日局部视场观测时系统所接收到的超千瓦热量, 成为对望远镜成像产生极强影响的热源和杂散光源。基于 SST MOT 的特殊工况与需求, 提出了 MOT 主镜筒在消杂光设计过程中需要兼容考虑叶片结构的热效应, 讨论了同时影响该结构的几何结构特征函数 GCF(Geometry Composing Function)与辐射角系数的关联因素, 确定了叶片结构热控与消杂光兼容设计的目标与评价体系。借助热分析软件计算了 SST MOT 主镜筒内因叶片结构不同几何参数变化后引起的系统温度的变化趋势, 从热控角度对叶片结构的几何设计提出了建议: 叶片优先采用垂直型结构、有效高度尽可能小, 且叶片与主镜轴向间距应大于 425 mm。所探索的叶片结构热效应与杂散光效应兼容分析的方法也可为其他太阳光学望远镜的综合优化设计提供参考。