

# 大气层外弹道目标温度变化研究

戴桦宇<sup>1</sup>, 徐艳丽<sup>2</sup>, 赵双<sup>1</sup>

(1. 中国人民解放军装备学院 研究生院, 北京 101416; 2. 中国人民解放军装备学院 航天装备系, 北京 101416)

**摘要:** 针对弹道目标在飞行过程中的表面温度是导弹攻防两端关注的重点, 简要介绍了弹道目标在大气层外飞行时的表面温度及红外辐射源; 提出了大气层外弹道目标在飞行过程中的表面温度计算方法; 重点针对弹头与诱饵的典型热物参数和大气层外不同的表面初始温度, 分别计算了在阴影区与日照区弹头和诱饵表面温度随飞行时间的变化情况, 发现弹头热惯量大, 基本保持初始温度, 诱饵热惯量小, 迅速就会达到平衡温度, 并采用实例对其进行验证。

**关键词:** 大气层外; 弹道目标; 平衡温度

## Study on Temperature Change of Atmospheric Outer Ballistic Target

Dai Huayu<sup>1</sup>, Xu Yanli<sup>2</sup>, Zhao Shuang<sup>1</sup>

(1. Department of Graduate Management, Equipment Academy of PLA, Beijing 101416, China;

2. Department of Space Equipment, Equipment Academy of PLA, Beijing 101416, China)

**Abstract:** Aiming at the ballistic target during flight surface temperature is the focus of missile attack and defense, the surface temperature and infrared radiation source of ballistic target in atmosphere outer are briefly introduced. A method for calculating the surface temperature of an atmosphere outer ballistic target during flight is proposed. Focusing on the typical thermal parameters of warhead and decoy and the atmosphere outside the surface of the different initial temperature, were calculated respectively in the shadow area and sunshine area warhead and decoy surface temperature with the change of flight time, found the warhead thermal inertia is big, basic to keep the initial temperature, decoy thermal inertia small, quickly will reach equilibrium temperature, and an example is used to verify it.

**Keywords:** atmosphere outer; ballistic target; equilibrium temperature

## 0 引言

大气层外弹道目标的红外辐射特性是光学探测和识别的关键。当弹道目标进入大气层外空间飞行时发动机会关机, 此时存放在母舱中的诱饵会随弹头一起抛出, 在弹头附近做伴随飞行。对于突防方来说提高了弹头自身的生存能力, 对于防御方来说增加了目标识别难度。因此弹道目标的表面温度不仅是导弹设计关注的重点, 而且也是防御方分析的重点。本文对大气层外的弹道目标所受红外辐射及表面温度情况进行了研究。

## 1 大气层外弹道目标红外辐射方程的建立

大气层外弹道目标通常都是处在空间环境中, 主要以热辐射的方式与外界进行能量交换。在深空中的目标与所在环境的红外辐射能量交换主要分为两部分: 1) 接收来自背景的红外辐射; 2) 目标自身也在不停地向外发射的辐射能量<sup>[1]</sup>, 如图1所示。

弹道目标在大气层外飞行时, 经过不断的吸收和释放热能后, 最终表面的温度随着时间的变化会逐渐接近一平稳的数值, 这就是目标的热平衡温度<sup>[2]</sup>。通常情况下, 当目标在大气层外飞行时, 其接收的红外辐射主要是太阳辐射、地球反射的太阳辐射以及地球辐射等, 在不同时刻、不同轨道位置, 入射

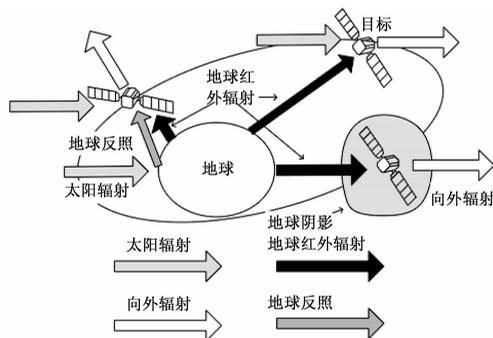


图1 目标在空间环境中的热平衡关系

到目标表面的外部热辐射存在较大差异。下面首先对大气层外弹道目标进行热平衡分析, 建立其表面红外辐射能量方程。

### 1.1 红外辐射能量方程建立

在建立目标平衡温度计算方程之前, 通常先做如下假设: 1) 目标表面各点温度分布较为均匀, 可以看作其温度相等; 2) 目标表面发射与吸收都是灰体漫射; 3) 由于目标处在大气层外飞行, 因此热对流可忽略不计<sup>[3]</sup>。

对深空中弹道目标所处的外热源环境进行能量分析, 根据能量守恒定律, 目标表面的热平衡方程为:

$$Q_m = Q_{out} \quad (1)$$

式中,  $Q_m$  为目标吸收的外部热流,  $Q_{out}$  为目标向外散射热流。

目标表面温度的变化率表达式为:

$$Q_m - Q_{out} = MCdT/dt \quad (2)$$

式中,  $C$  为目标的比热,  $M$  为目标质量,  $dT/dt$  则表示目标温度变化率。

收稿日期:2017-07-17; 修回日期:2017-08-14。

**作者简介:**戴桦宇(1992-),男,甘肃陇南人,硕士研究生,主要从事空间目标识别方向的研究。

徐艳丽(1964-),女,山西五台人,副教授,硕士研究生导师,主要从事航天任务分析与设计方向的研究。

因为太阳的直接辐射对目标表面的温度变化情况影响很大, 为此需要对日照区和阴影照射区分别展开分析。

在阳光照射区, 目标吸收的外部能量  $Q_m$  表达式为:

$$Q_m = Q_1 + Q_2 + Q_3 = \left[ \alpha_n E_1 + \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 (\alpha_{IR} E_2 + \alpha_n E_3) \right] \bar{A}_P \quad (3)$$

在地球阴影区, 目标吸收的外部能量表达式为:

$$Q_m = Q_2 = \alpha_{IR} E_2 \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \bar{A}_P \quad (4)$$

目标自身向外辐射能量为:

$$Q_{out} = \epsilon_{IR} \sigma A (T^1 - T_s^1) \quad (5)$$

式中,  $Q_1$  为太阳的辐照;  $Q_2$  为地球自身辐照;  $Q_3$  为地球表面反射的太阳辐照;  $E_1$  为太阳的辐照能量密度常数,  $E_1 = 1353 \text{ W/m}^2$ ;  $E_2$  为地球自身的红外辐照能量密度常数,  $E_2 = 237 \text{ W/m}^2$ ;  $E_3$  为地表反照太阳的热辐射能量密度常数,  $E_3 = 406 \text{ W/m}^2$ ;  $\alpha_n$  是目标表面不同材料对太阳辐射的吸收率;  $\alpha_{IR}$  是目标表面不同材料对地球自身辐射的吸收率;  $\epsilon_{IR}$  是目标的表面材料在某一温度下的红外辐射发射率;  $\bar{A}_P$  是目标所接受的红外辐射截面积;  $A$  是目标表面红外辐射的相对表面积;  $h$  是目标表面距离地表的高度;  $R_e$  是地球半径,  $R_e = 6378 \text{ km}$ ;  $\sigma$  为斯蒂芬-波尔兹曼常数,  $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/(m}^2/\text{K}^4)$ ;  $T$  是目标在某时刻的平均温度;  $T_s$  为深空背景下的辐射温度,  $T_s = 3.9 \text{ K}$ 。

将式 (2) ~ (5) 联立可得, 目标在阳光照射区的温度变化率是:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{1}{MC} \left[ \left( \alpha_n E_1 + \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 (\alpha_{IR} E_2 + \alpha_n E_3) \right) \bar{A}_P - \epsilon_{IR} \sigma A (T^1 - T_s^1) \right] \quad (6)$$

目标在阴影区的温度变化率是:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{1}{MC} \left[ \alpha_{IR} E_2 \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \bar{A}_P - \epsilon_{IR} \sigma A (T^1 - T_s^1) \right] \quad (7)$$

由此可知, 目标的温度变化情况不仅与其自身的表面材料、初始温度有关, 并且还与其质量有关。目标质量越大, 其温度变化越不明显。

## 1.2 大气层外弹道目标平衡温度研究

目标进入大气层后, 因所处环境的外热辐射不同, 其表面温度会随时间变化, 如果目标在大气层外有足够长的飞行时间, 并且外界飞行环境维持在较为稳定的状态, 不再发生变化, 那么这种温度随时间变化的特点就不会一直持续下去, 而是当目标表面温度达到某个值时不再发生改变, 这时目标与外界环境就会达到热平衡的状态。

当目标的温度达到平衡状态时, 则  $dT/dt = 0$ 。此时目标在阳光照射区的热平衡方程为:

$$\left[ \alpha_n E_1 + \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 (\alpha_{IR} E_2 + \alpha_n E_3) \right] \bar{A}_P = \epsilon_{IR} \sigma A (T_{eqd}^1 - T_s^1) \quad (8)$$

$$T_{eqd} = \left[ \frac{\bar{A}_P}{\epsilon_{IR} A \sigma} \left( \alpha_n E_1 + (\alpha_{IR} E_2 + \alpha_n E_3) \left( \frac{R_e}{R_e + H} \right)^2 + T_s^1 \right) \right]^{1/4} \quad (9)$$

式中,  $T_{eqd}$  为目标在阳光照射区的平衡温度。

在地球阴影区的热平衡方程为:

$$\alpha_{IR} E_2 \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 \bar{A}_P = \epsilon_{IR} \sigma A (T_{eqn}^1 - T_s^1) \quad (10)$$

$$T_{eqn} = \left[ \frac{\bar{A}_P \cdot E_2}{\epsilon_{IR} A \sigma} \left( \alpha_{IR} E_2 \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 + T_s^1 \right) \right]^{1/4} \quad (11)$$

式中,  $T_{eqn}$  为目标在地球阴影区的平衡温度。

从式 (9) 中可以看出, 目标在阳光照射区的平衡温度  $T_{eqd}$  不仅与其所处位置距地表高度  $h$ , 目标表面所用材料的吸收率  $\alpha$ 、 $\epsilon$  发射率等热物参数属性有关; 还与目标表面面积比  $\bar{A}_P/A$  有关。当目标在低轨工作时, 存在  $(R_e/R_e + h)^2 \approx 1$ , 此时影响目标表面平衡温度的因素仅与目标辐射面积比和目标表面材料的热物参数属性有关。但是对于外表类似于球体的目标, 例如球形诱饵的  $\bar{A}_P = \pi r^2$ , 而其表面积  $A = 4\pi r^2$ , 因此面积比  $\bar{A}_P/A$  为一定值 ( $\bar{A}_P/A = 0.25$ ), 所以球状目标的平衡温度仅仅与其表面所用材料的热物参数属性有关。

同理, 目标在阴影区域的平衡温度  $T_{eqn}$  也取决于其表面采用材料的热物参数属性 (吸收率  $\alpha$ 、发射率  $\epsilon$ ) 以及目标辐射面积比  $\bar{A}_P/A$ 。不同材料自身的热物参数属性也不同, 但是当目标处在热平衡时, 也就是  $\alpha_{IR} = \epsilon_{IR}$ , 则式 (11) 可简化为:

$$T_{eqn} \approx \left[ \frac{\bar{A}_P \cdot E_2}{A \sigma} \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 + T_s^1 \right]^{1/4} \quad (12)$$

根据此式可以看出, 当目标表面材料满足  $\alpha_{IR} = \epsilon_{IR}$  时, 此时目标表面的平衡温度 (只取决于其表面的辐射面积比  $\bar{A}_P/A$ , 与目标表面组成所采用何种材料并无联系。对在低轨运行的球形目标来说, 如  $\bar{A}_P/A$  为一定值 (0.25), 将已知参数代入式 (19), 阴影区的平衡温度为:

$$T_{eqn} \approx \left[ \frac{E_2}{4\sigma} \left( \frac{R_e}{R_e + h} \right)^2 + T_s^1 \right]^{1/4} \approx 183 \text{ K} \quad (13)$$

而对于球形之外的其他目标, 例如导弹弹头、发动机碎片、锥柱形诱饵等, 它们的辐射面积比  $\bar{A}_P/A$  并不是唯一的定值, 这些目标的热平衡温度所受的影响因素较多。比如, 美国的“民兵 3”洲际弹道导弹弹头, 它的辐射面积比  $\bar{A}_P/A$  的变化区间在  $[0.23, 0.44]$ <sup>[4]</sup>。相关研究指出, 在大气层外飞行的导弹弹头初始温度约为 300 K, 如果弹头表面的涂层是白珐琅漆, 处于阳光照射区平衡温度大约为 250 K, 阴影区则降至 180 K; 如果弹头表面涂层是铝硅漆, 处于阳光照射区平衡温度大约为 310 K, 阴影区则降为 210 K; 如果弹头表面涂层是石墨漆, 处于阳光照射区平衡温度大约为 350 K, 阴影区约为 240 K<sup>[5-8]</sup>。

基于上述研究, 本文挑选了一些比较典型的大气层外目标表面涂层材料, 通过不同材料计算大气层外平衡温度。表 1 为几种典型材料的热物参数<sup>[9]</sup>。

表 1 不同材料表面红外吸收率和发射率

表面涂层材料	$\alpha_n$	$\epsilon_{IR}$	$\alpha_n/\epsilon_{IR}$
白色二氧化钛漆	0.19	0.94	0.20
白色环氧材质	0.248	0.924	0.27
白色珐琅漆	0.252	0.853	0.30
聚酯薄膜	0.17	0.5	0.34
铝硅漆	0.25	0.28	0.89
灰色二氧化钛漆	0.87	0.87	1.00
黑漆	0.975	0.874	1.12
石墨漆	0.782	0.49	1.60
光面铝箔	0.192	0.036	5.33
抛光金片	0.301	0.028	10.8

如果设一球体目标初温为 300 K，飞行高度为 1 500 km，把其余参数代入式 (9)、(11) 计算出其平衡温度，对应的目标表面所达到的平衡温度如表 2 所示，其中是目标表面在阳光照射下的平衡温度，是目标表面在阴影区域下的平衡温度。

表 2 不同表面涂层的平衡温度

表面涂层材料	$T_{eqd}/K$	$T_{eqn}/K$
白色二氧化钛漆	228.36	183.10
白色环氧材质	238.61	183.10
白色珐琅漆	242.43	183.10
聚酯薄膜	248.39	183.10
铝硅漆	300.64	183.10
灰色 $TiO_2$	308.12	183.10
黑漆	315.64	183.10
石墨漆	342.24	183.10
光面铝箔	455.92	183.10
抛光金片	541.45	183.10

从表 2 可知，在阳光照射区域，目标表面涂层材料的热物参数比值  $\alpha_n/\epsilon_{IR}$  越高，那么其平衡温度则越高；在阴影区域，目标表面不管采用何种材料，平衡温度的变化波动并不大，虽然一段时间之后有所下降，但都能够稳定维持在 183 K 附近。

## 2 不同目标的仿真验证

理想状态下只要目标在大气层外有充足的飞行时间，那么当目标温度随着某时刻定值不再发生变化时，该目标就达到了平衡温度。但在导弹实际飞行过程中，大气层外飞行用时则根据导弹种类的不同有长有短，但都相对有限，因而处于真实深空环境下的目标很难达到平衡温度。

### 2.1 弹头目标温度变化情况

下面以球形弹头、气球诱饵为例，计算目标大气层外飞行表面温度随时间变化情况。首先是球形弹头，弹头目标质量  $M=4\bar{A}_p\delta\rho$ ， $\delta$  为弹头表壳厚度， $\rho$  为表面涂料密度， $C$  为比热， $A=4\bar{A}_p$ ， $\alpha_{IR}=\epsilon_{IR}$ ， $E_1$ 、 $E_2$ 、 $E_3$ 、 $\sigma$ 、 $T_5$  都为已知常数。因空间目标表面材料红外特性较为敏感，许多资料尚处在保密阶段，因此无从得知一些材料准确真实的热物参数，尤其是目标对地球辐射吸收率，因此为了便于计算，本文在收集相关公开资料后，做出如下假设：目标处于平衡状态时假设  $\alpha_{IR}=\epsilon_{IR}$ ，表面涂料为  $TiO_2$ ，设  $(R_e/R_e+h)^2 \approx 1$ ，弹头热物参数  $\delta=0.5$  cm，将以上参数带分别代入式 (17) 与 (19) 可得：

$$\text{阳光照射区弹头表面温度变化率的简化表达式为：}$$

$$\frac{dT}{dt} = 0.0124 - 4.7376 \times 10^{-12} T^4 + 1.0959 \times 10^{-9} \quad (14)$$

阴影区弹头表面温度变化率的简化表达式为：

$$\frac{dT}{dt} = 4.9507 \times 10^{-3} - 4.7376 \times 10^{-12} T^4 + 1.0959 \times 10^{-9} \quad (15)$$

给定弹头目标初始温度  $T_0$  分别为：200 K、300 K、400 K，则能够计算出在大气层外阳光照射区、阴影区弹头温度随时间变化的趋势。图 2 表示大气层外阳光照射、阴影区球形弹头表面温度随时间变化情况。

### 2.2 诱饵目标温度变化情况

其次计算气球诱饵在大气层外飞行表面温度随时间的变化情况。诱饵表面涂料取聚酯薄膜，根据表 1 可知发射率  $\alpha_n =$

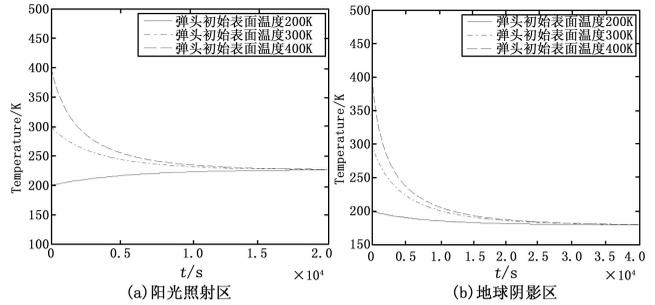


图 2 飞行中段不同初温情况下弹头表面温度随时间变化情况

0.17，吸收率  $\epsilon_{IR}=0.5$ ；设诱饵表壳厚度  $\delta_i=0.0005$  cm，密度为  $\rho_i \approx 1.12 \times 10^3$  kg/m<sup>3</sup>，比热  $C_i=1.67 \times 10^3$  j/(kg×k)；其余参数不变，代入式 (17) 和 (19)，可得：

$$\frac{dT}{dt} = 11.5775 - 3.0314 \times 10^{-9} T^4 + 7.0131 \times 10^{-7} \quad (16)$$

$$\frac{dT}{dt} = 3.1678 - 3.0314 \times 10^{-9} T^4 + 7.0131 \times 10^{-7} \quad (17)$$

给定诱饵目标初始温度与弹头相同：200 K、300 K、400 K，可以算出大气层外日照区、阴影区诱饵温度随时间变化的趋势。图 3 表示大气层外阳光照射区和阴影区球形诱饵表面温度随时间变化情况：

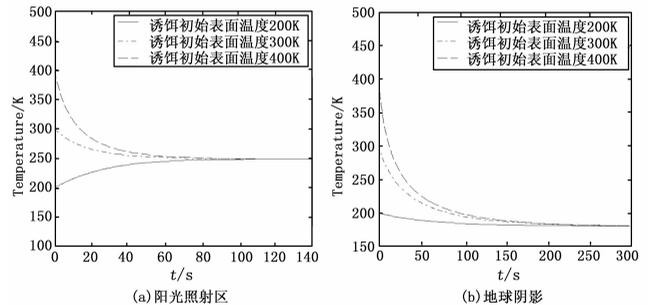


图 3 飞行中段不同初温情况下诱饵表面温度随时间变化情况

### 2.3 仿真结果分析

根据上述所给目标材料参数，计算可知：在大气层外阳光照射区，弹头的平衡温度为 228.65 K，球形诱饵为 251.39 K；在大气层外阴影区弹头的平衡温度为 184.46 K，诱饵为 184.42 K，查询表 2 可知该平衡温度基本与弹头表面所用材料 ( $TiO_2$ ) 和球形诱饵所用表面材料 (聚酯薄膜) 相同，误差也控制在可接受范围，也证实了本文所采用的计算模型的准确性。

通过对比图 2 (a) 与图 2 (b) 不难发现，当弹头热物参数和几何参数相同的情况下，在阳光照射区弹头目标从给定的温度值到平衡温度状态的用时要少于在阴影区的用时；并且比较温度变化曲线可以看出，在相同的时间内，阳光照射区的变化趋势为平稳过度至平衡温度，而阴影区的变化趋势则较为剧烈，可以分析出在相同的时间内，阳光照射区的温度变化值要小于阴影区。

通过对比图 3 (a) 与图 3 (b) 分析可知，当诱饵热物参数及几何参数相同的情况下，在阳光照射区球形诱饵目标从给定的温度值到达平衡状态所用时间虽然也小于目标在阴影区达到平衡状态的用时，但这个时差远小于弹头在不同区域达到平

衡温度的时差。观察两图可知, 在日照区诱饵的曲线走向趋势和阴影区相比较为平缓, 因此在相同的飞行时间内诱饵在阳光照射区的温度变化率要小于在阴影区的。

通过图 2 与图 3 对比可知, 不管在阳光照射区还是阴影区, 弹头目标达到平衡温度所用的时间远远大于球形诱饵目标, 这是因为弹头目标质量大, 热惯性较大, 因此温度变化相对缓慢, 想要与外界进行热交换而达到平衡温度所用时间长; 与真实弹头相反的, 球形诱饵的质量很小, 其热惯性相对较小, 温度变化快, 因此达到平衡状态的时间更短。另外, 从图中还能够看出在给定初温不同的情况下, 目标不管在哪种区域, 达到的平衡温度值相差不大, 证明了平衡温度与目标大气层外飞行的初温关系不大; 特别的, 对于阴影区的目标, 无论是球形弹头还是气球诱饵其平衡温度基本一致, 在 184 K 附近, 因此可以看出在阴影区目标表面的平衡温度与其表面所用材料并无联系, 这点也与上文所描述的一致。

### 3 不同区域的仿真验证

目标在大气层外飞行时间虽然是整个飞行阶段维持时间最长的, 但根据资料可知通常在实际情况下弹道导弹飞行时间约为 15~30 min 不等, 因此前面分析若目标在大气层外有足够长的时间便能达到其平衡温度是在其理想状态下通过仿真进行的。

#### 3.1 大气层外目标在不同区域温度变化情况

为了进一步深入了解目标在大气层外环境下不同区域的温度变化情况, 假设目标在大气层外的飞行时长为 1 500 秒, 给定初始温度为 300 K, 设目标发动机关机后, 结束主动段飞行进入到无动力飞行的大气层外空间起始时刻设为  $T_0 = 0$  s。图 4 表示了大气层外目标在不同区域表面温度随时间变化情况:

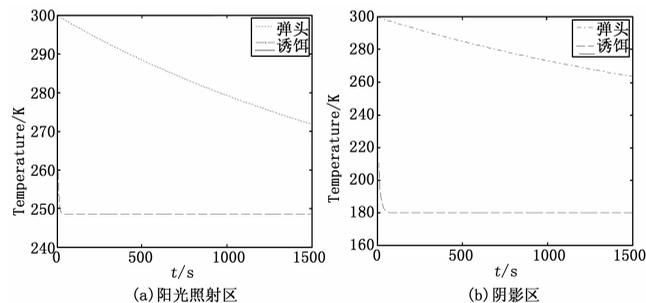


图 4 大气层外目标在不同区域表面温度随时间变化情况

通过图 4 可知, (a) 是目标一直处于阳光照射区的温度变化示意图, (b) 是目标一直处于阴影区的温度变化示意图。由图 4 分析得出, 球形弹头不管是在阳光区还是阴影区, 曲线变化相对来说平稳缓慢, 其温度变化的幅度也不大, 在阳光照射区温度变化约为 20 K, 在阴影区温度变化约为 30 K, 根据上文可知这是因为弹头质量较大引起热惯性变大所造成的; 接下来研究气球诱饵, 由图可知, 不管在哪个区域, 诱饵的曲线变化相对来说剧烈迅速, 温度变化幅度大于弹头, 在外界热源环境不变的情况下, 从给定的初温很快就能到达平衡温度且在此后大气层外飞行的时间里一直会维持在该平衡温度保持不变。

#### 3.2 大气层外目标在混合区域的变化情况

图 4 只是单纯考虑了目标仅在阳光照射区或者阴影区飞行, 但受到导弹发射地理位置、发射时间以及弹道参数的影

响, 有可能出现阳光与阴影区交替出现的情况, 为形成鲜明对比, 本文仿真了在不同区域交替出现条件下目标温度随时间的变化。设目标大气层外飞行时间为 1 500 秒, 初温 300 K, 图 5 (a) 为前 750 秒在阳光照射区, 后 750 秒在阴影区的温度变化; 图 5 (b) 为前 750 秒在阴影区, 后 750 秒在阳光照射区的温度变化。

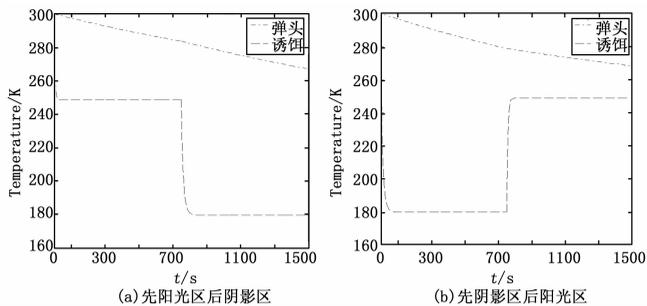


图 5 大气层外目标在混合区域温度变化情况

图 5 能够更加明显的看出当空间外热环境发生同样交替改变的时候, 弹头的温度变化趋于平缓, 诱饵在短时间内温度发生突变。造成这一现象的原因主要还是弹头与诱饵之间质量不同使得热惯性产生显著差异, 再通过温度变化呈现出来。另外从图中可以发现无论弹头还是诱饵, 其在阳光照射区的温度变化速率比在阴影区要小, 推断出目标的温度变化不仅与目标表面材料特性有关, 还与目标所处不同外热源环境有关。

### 4 结束语

来袭导弹的识别问题, 始终是导弹防御系统的关键技术之一。本文针对弹道式目标的识别问题, 从目标的红外辐射特性出发, 对处于大气层外环境的弹道目标红外辐射特性进行分析, 并建立了红外辐射能量方程, 通过对不同情况下不同目标随时间温度变化情况进行仿真, 验证了模型的正确性, 进一步丰富了大气层外弹道目标的识别手段。

#### 参考文献:

- [1] 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): 2210-2217.
- [2] 陆伟宁. 弹道导弹攻防对抗技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007.
- [3] 杨华, 宣益民, 李强. 大气层外弹道式目标红外辐射分布研究 [J]. 红外与激光工程, 2005, 34 (2): 173-176.
- [4] 张慧. 天基红外传感器对中段目标群跟踪技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- [5] 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): 2210-2217.
- [6] 李群章. 弹道导弹中段和再入段弹头红外光学识别方法研究 [J]. 红外与激光工程, 1999, 28 (5): 1-5.
- [7] 禄晓飞, 盛捷. 弹道导弹在飞行过程中的表面温度研究进展 [J]. 红外, 2016, 37 (1): 1-6.
- [8] 陈乃光. 弹道导弹弹头温度变化规律的研究 [J]. 航天电子对抗, 2007, 23 (4): 5-8.
- [9] Fetter S, Sessler A M, Cornwall J M, et al. Countermeasures: A technical evaluation of the operational effectiveness of the planned US national missile defense system [R]. Cambridge: Union of Concerned Scientists, 2000: 119-125.