

Thermal Characteristic Analysis of Anti-Simulation Balloon Decoys In Midcourse

ZHU Min, WANG Ting, XU Kewen, LUAN Xu

Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai Shandong 264001, China

Min0zhu@163.com

Abstract: Anti-simulation balloon decoys technology is an effective penetration means of ballistic missile in midcourse. Nuclear warhead is placed into metal balloon, so radar can't detect it. But heat conduction occurs between nuclear warhead and balloon, the temperature difference of balloon decoys and balloon which warhead inside is produced. Therefore, nuclear warhead will be distinguished from balloon decoys by infrared detector. Aiming at this program, two difference aspects, namely, daytime attack and nighttime attack are researched in this paper. Thermal characteristic of balloon decoys which are released is analyzed theoretically. Thermal balance temperature and the time need to achieve balance temperature of balloon decoys are calculated. Temperature trend of balloon in midcourse which warhead inside is analyzed quantitatively. Various thermal effects of nuclear warhead and balloon can be eliminated basically by use of proper surface coating when attack in daytime. Active countermeasure and passive countermeasure make infrared detector can't distinguish balloon which warhead inside from balloon decoys when attack in nighttime.

Keywords: anti-simulation balloon decoys; midcourse; penetration; thermal characteristic

反模拟气球诱饵飞行中段热特性分析

朱敏, 王亭, 徐珂文, 栾旭

海军航空工程学院, 烟台, 中国, 264001

Min0zhu@163.com

【摘要】反模拟气球诱饵技术是弹道导弹飞行中段一种有效的突防手段, 将弹头置于金属气球中雷达探测波束将不能识别, 但弹头与气球发生热传导, 气球诱饵和装有弹头的气球之间将产生温差, 这会导致弹头被红外探测器识别。为此, 从白天进攻和夜晚进攻两种不同情形出发, 对气球诱饵投放后热特性进行理论分析, 通过仿真计算出气球诱饵的热平衡温度、达到平衡温度所需的时间, 并定量分析出装有弹头的气球的飞行中段的温度变化趋势。指出白天进攻时, 可通过选用适当的表面涂层, 基本消除弹头可能对气球产生的各种热效应; 夜晚进攻时, 可采取有源和无源两种对抗措施, 使红外探测器无法从气球诱饵中识别出装有弹头的气球。

【关键词】反模拟气球诱饵; 飞行中段; 突防; 热特性

1 引言

诱饵作为弹道导弹一种有效的突防手段, 在各国已展开深入研究并得到广泛应用。反模拟诱饵技术是指对弹头进行伪装, 以消除其与投放的诱饵在外形、电磁反射特征、温度, 以及重量上的差别, 从而突破弹道导弹防御系统的一种技术手段^[1]。

将弹头装入金属气球诱饵中, 是目前最成熟的反模拟诱饵技术。在飞行中段, 装有弹头的气球将与大量空的气球诱饵一同释放。由于雷达探测波束不能够

穿透气球的薄金属涂层, 因此雷达不能识别气球内部的物体。但是, 弹头会释放热量, 从而和外面的气球发生热传导, 导致装有弹头的气球和内部中空的气球诱饵之间的温度产生差异, 这样, 弹道导弹防御系统的红外探测器将根据它们之间的温差, 识别出真弹头。因此, 研究飞行中段的反模拟气球诱饵的热特性, 具有重要的理论意义和应用价值。

本文对白天进攻和夜晚进攻两种不同情形下的气球诱饵和装有弹头的气球的热特性进行理论分析, 计算出气球诱饵的热平衡温度, 达到热平衡所需时间, 并定量分析装有弹头的气球的温度变化趋势。针对气球诱饵和装有弹头的气球之间的温度差异, 提出消除

基金项目: 国家 863 计划基金项目 (编号: 2006AA703213D)

作者简介: 朱敏 (1978-), 男, 安徽和县人, 汉族, 博士, 讲师

这一差异的措施，可以降低真弹头被红外探测器识别的概率。

2 气球诱饵热特性

2.1 气球诱饵的热平衡温度

由于弹道中段处于几乎接近真空的空间，传热途径除了热（红外）辐射之外，没有热传导传热和对流传热^[2]。于是可以推导出气球诱饵的温度随时间变化规律的理论公式，得出定量分析研究结果。

在气球诱饵没有达到热平衡之前，其吸收和辐射能量的功率等于内能的增加速率^[3, 4]，由下式所示。

$$\dot{Q}_{in} + \dot{q}_{in} - \dot{Q}_{out} = \frac{dq}{dt} = MC\left(\frac{dT}{dt}\right) \quad (1)$$

式中， \dot{Q}_{in} 为气球诱饵吸收天体辐射能， \dot{q}_{in} 为气球内热源供热， \dot{Q}_{out} 为向空间辐射的功率， M 为气球诱饵的质量， C 为气球诱饵表面材料的比热， $\frac{dT}{dt}$ 为气球诱饵表面温度的时间变化率。

当气球诱饵达到平衡温度 T_e 后，温度将不随时间变化，故 $\frac{dT}{dt} = 0$ ；对于内部中空的气球诱饵，其内部没有热源，故 $\dot{q}_{in} = 0$ 。此时式 (1) 可写为：

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{out} \quad (2)$$

(1) 白天进攻的气球诱饵

对于白天的气球诱饵，处于日照区， \dot{Q}_{in} 包括三部分，分别是气球诱饵吸收太阳辐照、吸收地球反照太阳辐照和吸收地球红外辐射能的功率。如下式所示：

$$\dot{Q}_{in} = [\alpha E_1 + \frac{(\alpha E_2 + \varepsilon E_3)}{(1 - H/R)^2} \overline{A_p(\theta, \varphi)}] \quad (3)$$

式中， E_1 为太阳能通量，其值约为 1360W/m^2 ； E_2 为从地球表面处 ($h=0$) 反射的太阳能通量，称为反照通量，其值为 $0.3 E_1$ ； E_3 为地球红外通量，其值约为 240W/m^2 ； α 为气球诱饵表面材料的太阳光吸收率， ε 为气球诱饵表面材料红外辐射率； H 为气球诱饵离地面高度， R 为地球半径； $\overline{A_p(\theta, \varphi)}$ 为气球诱饵对天体的经纬度为 (θ, φ) 时刻投影面积的平均值。

对于气球诱饵，由于其离地面高度很低，相对于地球半径可以忽略不计，即 $H/R \rightarrow 0$ ，为方便计算式 (3) 可写为：

$$\dot{Q}_{in} = [\alpha E_1 + \alpha E_2 + \varepsilon E_3] \overline{A_p(\theta, \varphi)} \quad (4)$$

对于 \dot{Q}_{out} ，由于外层空间没有空气，故 \dot{Q}_{out} 中排除了传导和对流。并且我们假设气球诱饵是不断转动的，

表面均匀受阳光照射，表面温度是相同的。在此近似条件下，达到平衡温度后， \dot{Q}_{out} 可表示为：

$$\dot{Q}_{out} = \varepsilon A \sigma (T_e^4 - T_s^4) \quad (5)$$

式中， A 为红外辐射表面积； σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数，其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{W/m}^2 \text{K}^4$ ； T_e 为气球诱饵的平均温度， T_s 为太空的背景温度，其值为 3.9K 。

由式 (2)、(4) 和 (5)，得出：

$$T_e = \left[\left[\frac{\alpha}{\varepsilon} \left(\frac{E_1 + E_2}{\sigma} \right) + \frac{E_3}{\sigma} \right] \frac{\overline{A_p(\theta, \varphi)}}{A} + T_s^4 \right]^{\frac{1}{4}} \quad (6)$$

由于气球诱饵为近似圆球形，式 (6) 中 $\frac{\overline{A_p(\theta, \varphi)}}{A} = \frac{\pi r^2}{4\pi r^2} = \frac{1}{4}$ 。因此可知，对于内部中空的气球诱饵，其平衡温度 T_e 仅与 $\frac{\alpha}{\varepsilon}$ 成正比关系，即仅与气球诱饵表面材料的可见光吸收率和红外辐射率的比值成正比。

表 1 列出了多种材料的可见光吸收率和红外发射率^[5-7]，由式 (6) 计算出气球诱饵在白天的平衡温度。

表 1 多种材料的可见光吸收率、红外发射率及平衡温度

Table 1. Visible light absorption, infrared emissivity and balance temperature of various materials

表面涂层	α	ε	$\frac{\alpha}{\varepsilon}$	气球诱饵在白天的平衡温度(K)
白色 TiO_2 涂料	0.19	0.94	0.20	226.5
白色环氧涂料	0.248	0.924	0.27	236.9
白色瓷漆	0.252	0.853	0.30	240.8
聚脂薄膜	0.17	0.5	0.34	246.8
铝硅涂料	0.25	0.28	0.89	299.2
灰色 TiO_2 涂料	0.87	0.87	1.00	306.7
黑漆	0.975	0.874	1.12	314.3
铝基涂料	0.54	0.45	1.20	319.4
Aquadag 涂料	0.782	0.49	1.60	340.9
铝箔	0.192	0.036	5.33	454.4
抛光的金镀层	0.301	0.028	10.8	539.7

(2) 夜晚进攻的气球诱饵

对于夜晚的气球诱饵，处于地球阴影中，此时 \dot{Q}_{in} 只包含吸收地球红外辐射能的功率，相应的平衡温度 T_e 可表示为：

$$T_e = \left(\frac{E_3}{4\sigma} + T_s^4 \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7)$$

带入数据计算得 $T_e = 180.4 \text{K}$ 。因此，对于近地轨道

上的气球诱饵，当它处在地球阴影中时，平衡温度大约为 180K，与气球诱饵的材料和表面涂层无关。

2.2 达到平衡温度所需的时间

当气球诱饵没有达到温度平衡时，由式(1)、(4)、(5)可将白天和夜晚气球诱饵温度随时间变化的规律分别表示为微分方程(8)和(9)：

$$\left(\frac{MC}{\varepsilon A}\right) \frac{dT}{dt} = \left[\frac{\alpha (E_1 + E_2)}{4} + \frac{E_3}{4} + \sigma T_s^4 \right] - \sigma T^4 \quad (8)$$

$$\left(\frac{MC}{\varepsilon A}\right) \frac{dT}{dt} = \left(\frac{E_3}{4} + \sigma T_s^4 \right) - \sigma T^4 \quad (9)$$

式中， $\frac{MC}{\varepsilon A}$ 的物理意义为单位有效辐射面积的热容，可表示为：

$$\frac{MC}{\varepsilon A} = \rho \delta C \quad (10)$$

式中， ρ 为密度， δ 为厚度， $\rho \delta$ 为面密度。

以文献[5]中介绍的美军在空间实验中采用的气球模型为例，说明气球诱饵达到平衡温度随时间变化的规律。在空间试验中，美军采用双层圆球，直径为 3m。实验中气球诱饵采用 2 种方案，一种是材料薄的气球诱饵，其外层是 0.00025cm 厚的铝箔，内层是 0.00064cm 厚的聚脂薄膜层；另一种是材料厚的气球诱饵，其外层是 0.0025cm 厚的铝箔，内层是 0.0025cm 厚的聚脂薄膜层。铝箔的 $\rho = 2.7 \text{ g/cm}^3$ ， $C = 0.904 \text{ J/g}\cdot\text{K}$ ；聚脂薄膜层的 $\rho = 1.39 \text{ g/cm}^3$ ， $C = 1.15 \text{ J/g}\cdot\text{K}$ 。

假定气球诱饵的初始表面温度为 300K，将数据带入式(8)、(9)、(10)，利用 Matlab 软件，采用四阶龙格-库塔法绘制出自天气球诱饵温度随时间变化的曲线图^[8]，如图 1 所示。

图 1 (a) 中所示为材料薄的气球诱饵，当初始温度为室温（即 300K）时，它达到平衡温度大约需要 1-2 分钟。同样的情况下，对于材料厚的气球诱饵来讲，如图 1 (b) 所示，则需要数分钟至十几分钟时间。由图 1 可知，白天进攻时，如果气球诱饵释放时的初始温度与平衡温度有很大不同，那么由于气球的热容量非常低，它的温度可以迅速上升或下降到平衡温度。到底变化过程需要多长时间，一方面取决于气球初始温度与平衡温度之间的温度差，另一方面取决于气球的热容量。

夜晚进攻时，材料薄的气球诱饵 2 分钟左右达到平衡温度 180K 左右，材料厚的气球诱饵 10 多分钟达到平衡温度，此时与表面涂层无关。

3 装有弹头的气球热特性

相对于内部中空的气球诱饵而言，弹头质量重、

热容量大，其达到平衡温度所需的时间长达几个小时。所以在外层空间气球和弹头投放后，放在气球内的弹头将会影响气球的热性能。弹头会通过以下 4 种方式将热传给气球（或气球将热传给弹头）：热辐射、通过气球内固定弹头的支杆进行热传导、通过气球内气体进行热传导、运动导致的气体对流，其中热辐射和运动导致的气体对流是影响气球温度变化的主要因素。

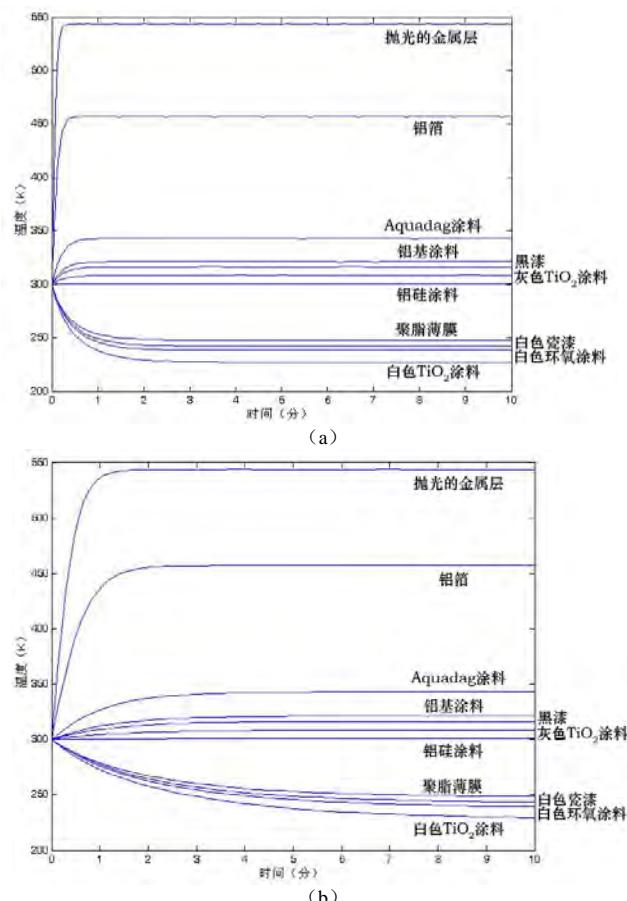


图 1 白天气球诱饵温度随时间变化的曲线图
Figure.1 The curve of balloon decoys temperature change with time in daytime

白天进攻时，气球的平衡温度取决于表面涂层，温度将迅速上升或下降，而气球内部的弹头的温度变化非常缓慢，弹头将和气球将通过 4 种传热方式使气球的温度向投放时的初始温度变化。

夜晚进攻时，与白天进攻具有很大的不同，因为夜间唯一的外部热源是来自地球的红外辐射。夜间，位于近地轨道上的气球诱饵的平衡温度将维持在 180K 左右。在这样低的平衡温度下，对气球内室温弹头的影响非常大，其平衡温度一般只能达到 200K 左右^[9]。

4 突防措施分析

通过以上分析可以看出，气球诱饵和装有弹头的气球在投放以后表现的热特性是不同的，如果采取的措施不当，红外探测器将很容易分辨出目标。下面，我们从白天进攻和夜晚进攻 2 种情形加以分析。

4.1 白天进攻

白天进攻时，气球诱饵和装有弹头的气球热特性最主要的差别是：气球诱饵的温度将迅速上升或下降到平衡温度，平衡温度取决于诱饵的表面涂层，而装有弹头的气球的温度将上升或下降到投放时的初始温度。

如果气球诱饵的平衡温度和投放的初始温度相差很大，那么红外探测器将很容易识别出弹头目标。所以，对于白天进攻，可以通过选择气球诱饵适当的表面涂层，使气球诱饵的平衡温度与弹头的最初温度差不多，这样可以基本上消除弹头可能对气球产生的各种热效应。例如，如果弹头的初始温度接近于室温（300K），可以在气球表面上涂刷铝硅涂料，使得气球温度在 300K 附近的小范围内变化。用这样的方法，可以防止弹道导弹防御系统的所有红外探测器（包括低轨 SBIRS 卫星和拦截器上的红外探测器）识别装有弹头的气球和气球诱饵。

4.2 夜晚进攻

夜晚进攻时，装有弹头的气球的平衡温度比气球诱饵高出 20K 左右，为了防止红外探测器探测到弹头，可以采取有源和无源 2 种对抗措施解决这一问题。

有源措施：利用电池供电的小型加热器使气球诱饵的温度提高到与装有弹头的气球相当的温度值。
无源措施：第一种方法是用超级绝缘或低辐射材料，如光亮的铝箔或抛光银质镀层，覆盖弹头，以减少弹头向气球传递热量；第二种方法是使用不同形状的气球，使所有的气球具有不同的平衡温度，这些温度值的变化量只有几度。在众多气球中，有一个装有弹头，弹道导弹防御系统的红外探测器同样无法从气球诱饵中识别出装有弹头的气球。

4 结束语

本文研究了反模拟气球诱饵在飞行中段外层空间

中的热特性。首先对气球诱饵的平衡温度和达到平衡温度所需的时间进行理论分析，推导出自白天进攻和夜晚进攻不同情形下的计算公式，结合具体数据，运用 Matlab 软件计算出平衡温度值，并绘制出投放后气球诱饵温度随时间变化的曲线图。其次，定量分析出装有弹头的气球的热特性，指出其与气球诱饵的热特性产生差异的原因。最后，给出了反模拟气球诱饵在白天进攻和夜晚进攻的不同突防措施，具有一定的理论意义和实用价值。

本文只分析了球形气球诱饵的热特性，对于其它形状的充气诱饵没有作出分析，这是下一步需要研究的问题。

References (参考文献)

- [1] 刘石泉. 弹道导弹突防技术导论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003. 35-70.
LIU Shiquan. Introduction to Ballistic Missile Penetration Technology[M]. Beijing: Astronautics Publishing House, 2003: 35-70 (Ch).
- [2] 陈乃光. 根据遥测空间目标温度数据测算其热特性参数[J]. 飞行器测控学报, 2001, 20 (4): 23-27.
CHEN Naiguang. Calculation of Space Target Thermal Characteristics based on Telemetry temperature data[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology. 2001, 20(4): 23-27 (Ch).
- [3] 姚连兴, 侯秋萍, 罗继强. 弹道导弹中段目标表面温度与红外突防研究[J]. 航天电子对抗, 2005, 21 (2): 5-7.
YAO Lianxing, HOU Qiuping, LUO Jiqiang. Research on Surface Temperature and IR penetration of Ballistic Missile in Mid-course[J]. Aerospace Electronic Warface. 2005, 21(2): 5-7 (Ch).
- [4] 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.
CHEN Naiguang. Research on Temperature Variation Law of Ballistic Missile Warhead[J]. Aerospace Electronic Warface. 2007, 23 (4): 5-8 (Ch).
- [5] A Technical Evaluation of the Operational Effectiveness of the Planned US National Missile Defense System. Union of Concerned Scientists MIT Security Studies Program, 2000.
- [6] 谢国华, 吴瑞彬, 吴伶芝. 红外隐身材料的现状与展望[J]. 宇航材料工艺, 2001, (4): 6-10.
XIE Guohua, WU Ruibin, WU Linzhi. Status and Development of Study on Infrared Stealthy Materials[J]. Aerospace Materials and Technology. 2001, (4): 6-10 (Ch).
- [7] 沐磊, 王丽熙, 黄芸. 红外隐身涂料的研究与发展趋势[J]. 材料导报, 2007, 21 (1): 122-125.
MU Lei, WANG Lixi, HUANG Yun. Research and Development Tendency of Infrared Stealthy Coating[J]. Materials Review. 2007, 21 (1): 122-125 (Ch).
- [8] 刘宏友, 彭锋. Matlab6.x 符号计算及其应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2003. 134-138.
LIU Hongyou, PENG Feng. Symbolic Computation and Application of Matlab 6.x[M]. Beijing: China Machine Press, 2003: 134-138 (Ch).
- [9] 刘立新. 研究红外辐射特性[J]. 国际红外与毫米波学报, 2004, 25 (1): 119-127.