

远程火箭弹高弹道飞行温度环境分析

康甜

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621999)

摘要: 目的 在不采用耐热涂层的前提下, 为满足远程火箭弹高弹道飞行的耐热需求, 提出增加壳体厚度的设计思路。方法 通过弹道耦合的气动加热计算, 分析不同材料、不同厚度壳体的弹头壁面在飞行过程中的温度变化情况。结果 壳体厚度达到 20 mm 以上时, 铝、钢、铜三种材料壳体的外壁面温度均低于 150 °C, 而相同厚度的壳体, 钢壳的降温能力最强。结论 增加壳体厚度可以有效降低弹头壳体壁面温度。

关键词: 远程火箭弹; 弹道耦合的气动加热; 壁面温度

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2017.05.004

中图分类号: TJ415 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2017)05-0016-05

Temperature Environment for High Trajectory Flight of Long Range Rocket Projectile

KANG Tian

(Institute of Systems Engineering at China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: Objective To fulfill the thermal protection requirements on high trajectory flight of long range rocket projectile without coating and propose a design thought on increasing the shell thickness. **Methods** A trajectory coupled aerodynamic heating compute was adopted to analyze temperature changes of bullet wall surface of various materials and different thickness. **Results** When the shell thickness was above 20mm, temperature on external surfaces of shell made of aluminum, steel and copper was below 150 °C. In shells of the same thickness, steel shell has the best cooling capability. **Conclusion** Increasing the shell thickness can reduce the wall temperature effectively.

KEY WORDS: long range rocket projectile; trajectory coupled aerodynamic heating; wall temperature

为利用已有的远程火箭弹开展某试验测试, 需要提高弹头的落地速度, 因此采用了高弹道飞行模式。该型远程火箭弹常规飞行高度不超过 20 km。与常规飞行弹道相比, 采用高弹道飞行模式在落地前由于速度更大会导致更严重的气动加热, 弹头壳体需要承受比常规飞行弹道更为恶劣的高温环境。

该型远程火箭初始设计状态弹头的壳体材料为铝合金, 壁厚仅 3~4 mm, 外部有耐热涂层。在常规飞行弹道下能够确保其飞行温度的环境适应性, 然而, 某试验测试需要在弹头壳体壁面上安装传感器,

不能喷涂耐热材料。原弹头壳体在没有耐热涂层的情况下无法适应高弹道飞行模式的高温环境。

由此, 提出了通过增加壳体厚度, 增大壳体热容来降低壁面温度的设计思路。为检验该设计思路的合理性, 需要开展火箭弹壁面温度热环境分析, 为后续设计工作提供支撑。

高速飞行器的热环境分析, 不仅要考虑气动加热与结构传热的耦合, 还要考虑弹道飞行的影响。气动加热采用工程算法, 结构传热采用有限单元法, 并按照弹道飞行时间依次更新流场参数。这种方法计算量

小, 精度较高, 适用于火箭弹、圆柱壳、钝锥、三维翼面等各种复杂外形的高速飞行器^[1-6]。

文中建立了弹道耦合的气动加热计算模型, 分析了不同材料、不同厚度壳体的火箭弹弹头壁面特征点在飞行过程中的温度变化情况, 并提出了材料和厚度选择的建议。

1 锥体壁面气动加热的工程算法

1.1 边界层外缘流动参数

弹头为钝头锥体, 头部驻点的气动加热最为严重。测试的传感器仅安装在锥体部分, 因此, 文中仅针对锥体壁面进行计算。工程计算中可以选择相对简单且偏保守的算法, 这里用斜楔激波代替圆锥激波, 首先根据半锥角 δ 和飞行马赫数 Ma 计算出激波斜角 β ^[7]。

$$\tan \delta = \frac{Ma^2 \sin^2 \beta - 1}{\left[Ma^2 \left(\frac{\gamma + 1}{2} - \sin^2 \beta \right) + 1 \right] \cdot \tan \beta} \quad (1)$$

再利用激波斜角和波前 (即来流) 的参数, 计算出波后的压强、密度、温度和马赫数, 近似作为边界层外缘的流动参数。

$$\frac{p_e}{p_\infty} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_\infty^2 \cdot \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (2)$$

$$\frac{\rho_e}{\rho_\infty} = \frac{(\gamma + 1) Ma_\infty^2 \cdot \sin^2 \beta}{(\gamma - 1) Ma_\infty^2 \cdot \sin^2 \beta + 2} \quad (3)$$

$$p_e = \rho_e R T_e \quad (4)$$

$$Ma_e^2 = \frac{Ma_\infty^2 + \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} Ma_\infty^2 \sin^2 \beta - 1} + \frac{\frac{2}{\gamma - 1} Ma_\infty^2 \cos^2 \beta}{Ma_\infty^2 \sin^2 \beta + \frac{2}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

式中: 下标 ∞ 为来流参数; 下标 e 为边界层外缘参数; γ 为比热比, 此处取 $\gamma=1.4$ 。

1.2 热壁湍流边界层热流密度

利用边界层外缘流动参数和外壁温度来计算外壁面的热流密度^[8]。

圆锥壁面热流密度 q_w 为:

$$q_w = \rho_e u_e St (h_r - h_w) \quad (6)$$

式中: St 为斯坦顿数; h_w 为壁面处气体的焓; h_r 为湍流恢复焓。

$$h_r = h_e + Pr^{1/3} \cdot \frac{1}{2} u_e^2 \quad (7)$$

利用参考焓法计算高速可压圆锥绕流的斯坦顿数:

$$St = \frac{\rho^*}{\rho_e} \left(\frac{\rho_e \mu^*}{Re_x \rho^* \mu_e} \right)^{0.2} \times \frac{0.03297}{1 + 2.135 \left[Re_x \left(\frac{\rho^* \mu_e}{\rho_e \mu^*} \right) \right]^{0.1} \left(\frac{\mu^* Pr - 1}{\mu_e} \right)} \quad (8)$$

式中: Re_x 为边界层外缘的当地雷诺数; 上标 * 为参考焓下的流动参数, 这里采用 Eckert 湍流参考焓:

$$h^* = 0.22h_r + 0.28h_e + 0.5h_w \quad (9)$$

黏性系数采用 Sutherland 黏性公式^[9]:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \left(\frac{T_0 + 110}{T + 110} \right) \quad (10)$$

式中: $\mu_0=1.7894 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$, $T_0=288.16 \text{ K}$ 。

2 弹道耦合的厚壳体传热计算

2.1 厚壳体非稳态导热

壳体增厚, 热量向内传导需要时间, 壳体内部沿厚度方向必然形成温度梯度。由于外壁面的热流是随着飞行时间不断变化的, 壳体内部属于非稳态导热。这里采用的是一维热传导的有限单元法^[10], 如图 1 所示。

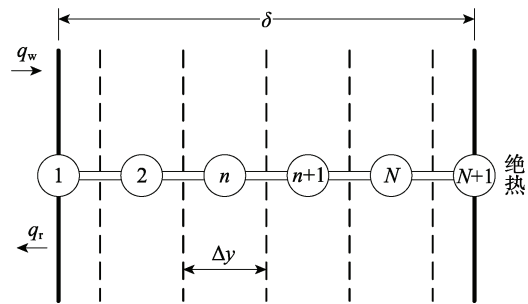


图 1 一维有限单元模型

将壳体沿厚度方向等分为若干层单位, 每层内温度处处相同, 取单元中间为温度节点, 每一层的热量集中于节点上, 节点之间有相同的热阻。外边界一侧受气动加热, 内边界一侧为绝热。时间的离散则采用了显式外推。

单元的傅里叶数为:

$$Fo = \frac{\lambda_s \Delta t}{\rho_s c_s \Delta y^2} \quad (11)$$

外边界节点温度为:

$$T_1 = \frac{(q_w - q_r) \frac{\Delta y}{\lambda_s} + T_2^0 + \frac{T_1^0}{2Fo}}{1 + \frac{1}{2Fo}} \quad (12)$$

式中: q_r 是壳体单位面积上的辐射放热。

$$q_r = \varepsilon \sigma T_1^4 \quad (13)$$

内部节点温度为:

$$T_n = \frac{T_{n-1} + T_{n+1}^0 + \frac{1}{Fo} T_n^0}{2 + \frac{1}{Fo}}, \quad n = 2, 3, \dots, N \quad (14)$$

内边界节点温度为:

$$T_{N+1} = \frac{T_N + \frac{1}{2Fo} T_{N+1}^0}{1 + \frac{1}{2Fo}} \quad (15)$$

式(12)、(14)和(15)中,上标 0 表示前一刻的温度。

2.2 弹道耦合的壳体温度计算

气动加热的计算以超音速为前提,马赫数低于 1.5 时,属于低、跨音速,不适用于前述的气动加热算法,且气动加热的效应不明显,壁面温升可以近似忽略。因此,弹道飞行中,选择马赫数大于 1.5 的弹道点开始进行计算。

计算流程如图 2 所示。首先利用当前时刻的弹道参数,依次计算气流折转角,得到边界层外缘流动参数,同时计算参考焓表示的流动参数,再进一步计算出壁面的热流。然后,结合壁面热流和辐射放热,以当前单元温度为初值进行热传导的外推,得到下一时刻的单元温度。

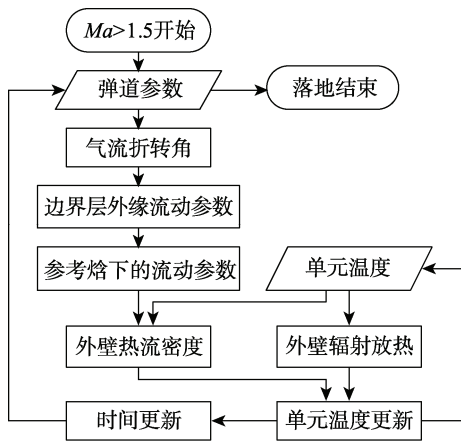


图 2 弹道耦合的壳体温度计算流程

此处,时间步长已由弹道计算结果给出,仅需对空间进行分割。按照 $Fo \approx 0.2$ 沿壳体厚度方向进行等分,使其满足进入非稳态导热正规状况阶段的条件,也同时满足了显式计算格式中第三类边界的稳定性条件^[11]。

3 壁面温度环境分析

3.1 高弹道飞行模式

该远程火箭弹采用发射架倾斜发射,受发射架限制,高弹道飞行模式发射倾角约为 80° 。该方案弹道的海拔高度和马赫数如图 3 所示。飞行顶点的海拔高度接近 70 km,落地马赫数略大于 2。

3.2 壳体厚度的影响

利用前述计算方法,对零攻角状态下,距前缘 1 m 处的外壁面热流以及壳体温度进行了计算。

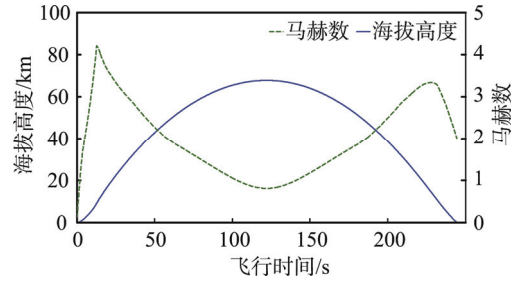


图 3 方案弹道的海拔高度与马赫数

壳体材料选择了铝、钢和铜,材料参数见表 1。原始设计状态壳体材料为铝。考虑到要增大壳体热容,选择了密度较高的钢和铜。其中钢的热传导系数比铝低,而铜的热传导系数则比铝高。

表 1 壳体材料参数

	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	比热/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	热传导系数/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	表面 辐射率
铝	2800	800	150	0.4
钢	7870	660	65	0.2
铜	8860	387	245	0.3

每一种材料状态下,计算的壳体厚度从 3 mm 逐渐增厚到 36 mm。

图 4 给出了壳体材料为铝时,不同厚度铝壳的外壁温度和热流密度随飞行时间的变化情况。

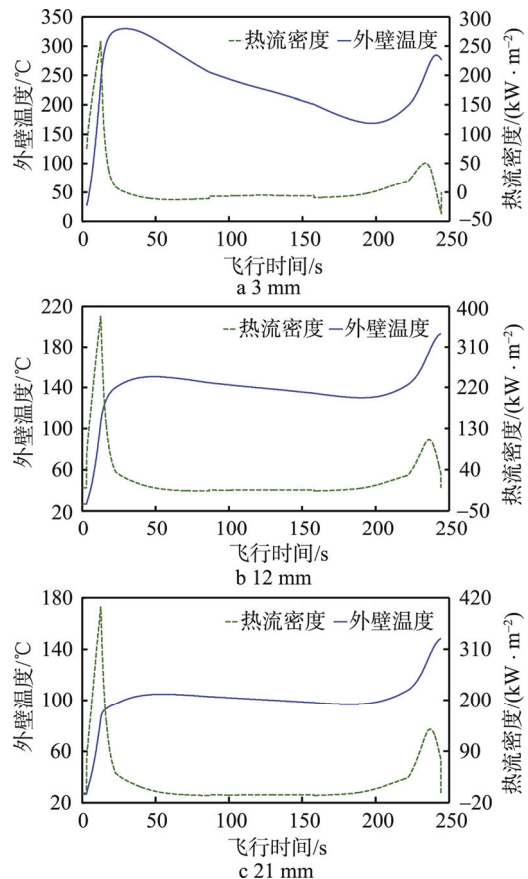


图 4 铝壳的外壁温度和热流密度

热流密度随时间的变化规律是与飞行速度同步变化的。主动段速度达到最大点时,热流密度也达到最大。再入段速度达到极大时,热流密度也达到极大。

外壁温度的变化规律一方面受到热流密度的影响,同时也受到壳体厚度的影响。3 mm 薄壳时,外壁温度的最大值出现在主动段。厚度增加后,外壁温度在落地前达到最大。

对于同一飞行弹道,外壁温度整体上随着壳体厚度的增加而减小。同时,随着外壁温度降低,壁面的换热加剧,热流密度是逐渐增大的。

图 5 给出了 36 mm 铝壳内部的温度分布。主动段内外温差最大将近 40 °C,再入段内外温差约 20 °C。图 6 中给出了内外温差在整个飞行时间中的变化,飞行中段内外温差为负值。这是因为在高弹道飞行模式下,高空飞行的气动加热小,有较长时间的辐射放热过程。厚壳体内壁的辐射放热速率低,而外壁高,会使得高空飞行时外壁面温度可能低于内壁面温度。

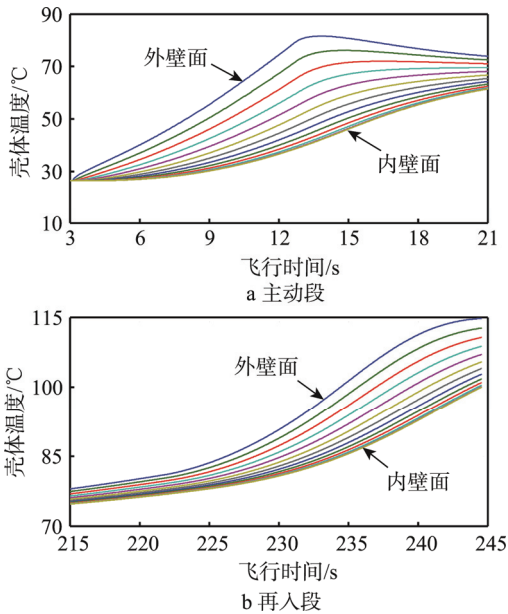


图 5 36 mm 铝壳内部各层温度

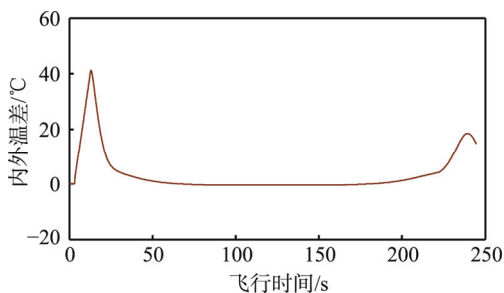


图 6 36 mm 铝壳内外温差

3.3 壳体材料的影响

图 7 和图 8 是 36 mm 钢壳内部的温度分布,以及内外温差的变化情况。飞行弹道相同,钢壳和铝壳的内部温度分布情况相似,但内外温差有明显差异。

由于热传导系数较小,传导至内壁面的热量较小,内壁面温度变化不大。因此,尽管外壁面温度低于铝壳,钢壳的内外温差却比铝壳的更大。

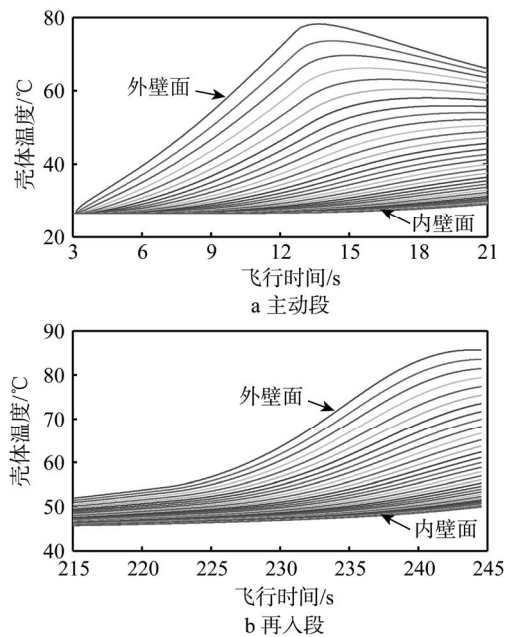


图 7 36 mm 钢壳内部各层温度

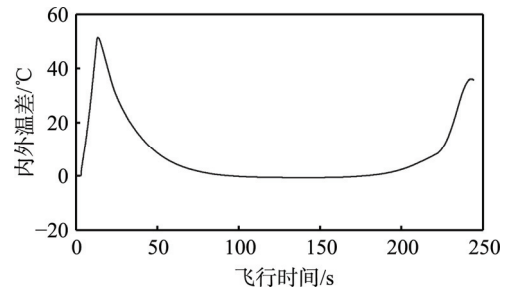


图 8 36 mm 钢壳内外温差

3.4 材料及厚度的综合影响

图 9 至图 11 给出了铝、钢、铜三种材料的不同壳体厚度下,最大热流密度、最大外壁温度和最大内壁温度的变化情况。

壳体从 3 mm 薄壳体变为 9 mm 壳体,对最大热流密度、最大外壁和内壁温度的影响非常显著,壳体的热容是主要影响因素。壳体厚度达到 9 mm 以上后,继续增大壳体厚度对最大热流密度、最大外壁和内壁温度的影响非常有限。材料的热传导系数一定,相同弹道时间内能够向内部传递的能量始终是有限的。例如,钢壳的热流密度在厚度达到 18 mm 以上时就不再随厚度变化了。同时,最大外壁温度也基本不再变化,只有内壁温度还有略微的下降。

三种材料的增厚壳体均可有效降低壳体温度,但比较降温能力,钢壳最强,铜次之,铝最次。如果不考虑壳体质量,可优先采用钢壳。若壳体质量受限,则可以考虑采用更厚的铝壳。钢壳的密度是铝壳的 2.8 倍,即相同壳体质量下,铝壳厚度可以是钢壳的 2.8 倍。

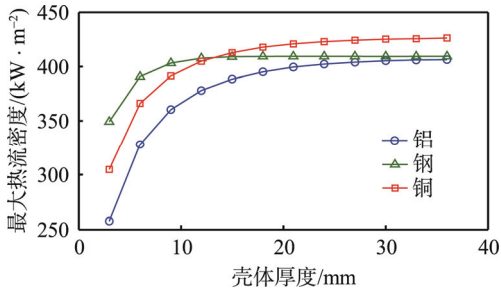


图9 不同材料壳体厚度对最大热流密度的影响

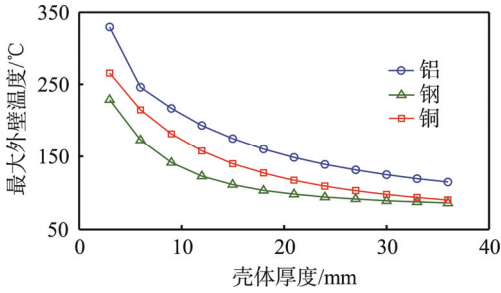


图10 不同材料壳体厚度对最大外壁温度的影响

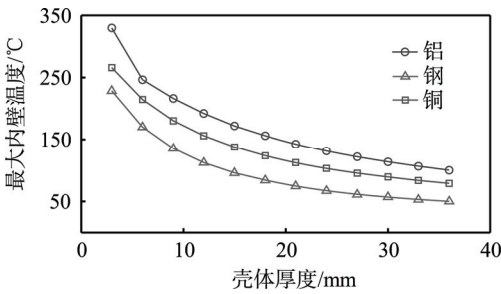


图11 不同材料壳体厚度对最大内壁温度的影响

4 结论

不采用隔热涂层的情况下，增加壳体厚度可以有

效降低弹头壳体壁面温度。壳体厚度达到 20 mm 以上时，铝、钢、铜三种材料壳体的外壁面温度均低于 150 °C，可以安装一般高温传感器。

相同厚度的壳体，钢壳的降温能力最强。21 mm 钢壳外壁温度约 98 °C，内壁为 75 °C；铝壳外壁温度约 148 °C，内壁为 143 °C；铜壳外壁为 117 °C，内壁为 112 °C。

参考文献

- [1] 夏丰领, 陈国光. 高速火箭弹的气动加热计算[J]. 华北工学院学报, 2003, 24(6): 468—470.
- [2] 赵晓利, 孙振旭, 安亦然, 等. 高超声速气动热的耦合计算方法研究[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(22): 5450—5455.
- [3] 蒋友娣, 董葳, 陈勇. 高超声速飞行器瞬态表面热流和温度的工程计算[J]. 能源技术, 2007, 28(6): 315—318.
- [4] 陈鑫, 刘莉, 李昱霖, 等. 高超声速飞行器翼面气动加热、辐射换热与瞬态热传导的耦合分析[J]. 弹道学报, 2014, 26(2): 1—5.
- [5] 黄世勇, 杨勇. C/SiC 刚性热防护结构热力耦合分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(3): 15—17.
- [6] 霍霖. 复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算及热响应分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
- [7] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [8] 陈鹏. 高速弹头气动热工程算法与数值计算研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [9] ANDERSON J D. Fundamental of Aerodynamics[M]. New York: McGraw-Hill, 2001.
- [10] 王国雄. 弹头技术(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [11] 张学学, 李桂馥. 热工基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2000.