

高超声速飞行器气动热辐射特性

王亚辉^{1,2}, 王强¹, 高磊², 肖力平², 徐力²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘要: 飞行器在大气层内高速飞行时, 高速气体来流在飞行器顶端形成高温高压气体绕流, 并对顶端光学探测窗口形成强烈气动加热, 光学窗口温度急剧上升, 高温气体和光学窗口的红外辐射对探测系统形成严重的气动热辐射效应, 探测信噪比下降。针对非灰混合气体和光学窗口材料的辐射特点, 采用介质辐射传输方法, 模拟了钝锥球头外形头部且顶端安装探测窗口飞行器的气动热辐射, 研究了气体和窗口热辐射随时间的发展及其与窗口材料的关系。结果表明, 高温气体的热辐射与飞行器的运动状态关系密切, 而光学窗口的热辐射随飞行时间增加而迅速增强, 逐渐成为气动热辐射的主要因素, 因此抑制光学窗口的温度上升速度和幅度是减弱气动热辐射的关键。

关键词: 高超声速; 气动热辐射; 气动加热; 光学窗口; 钝锥体

中图分类号: TK124 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)06-1399-05

Aero-thermo-radiation of a hypersonic vehicle

Wang Yahui^{1,2}, Wang Qiang¹, Gao Lei², Xiao Liping², Xu Li²

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China
2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: The flow field before a hypersonic vehicle flying in the atmosphere consists of high temperature and high pressure gas. The temperature of the vehicle's optical dome rises rapidly due to aerodynamic heating. IR radiation of the high temperature gas and dome bring severe aero-thermo-radiation effects which decreases the SNR of the detection system. According to radiation characteristics of non-gray gas mixtures and dome materials, simulation of the aero-thermo-radiation of a blunt cone body vehicle with sphere dome ahead was proposed based on infrared radiation transfer model. And then, the development of aero-thermo-radiation with time and different dome material were studied. The experimental results show that the high temperature gas radiant intensity is closely interrelated with the vehicle's movement, and the dome radiation increases rapidly with time, which becomes major factor of the aero-thermo-radiation gradually. Thus, restraining the velocity and range of the dome's temperature rising is the key to weaken aero-thermo-radiation effects.

Key words: hypersonic; aero-thermo-radiation; aerodynamic heating; dome; blunt cone body

收稿日期: 2012-10-10; 修订日期: 2012-11-08

基金项目: “十二五” 预研项目(51301030101)

作者简介: 王亚辉(1980-), 男, 工程师, 博士生, 主要从事红外辐射传输方面的研究。Email: wangyahuis@yeah.net

0 引言

红外成像制导技术在各类先进的精确制导武器系统中的应用越来越广泛。导弹在大气层内高速飞行时,因强烈的气动加热,高温激波气体和红外窗口产生强烈的热辐射,对目标的红外信号形成干扰,降低导引头对目标的探测信噪比,甚至导致红外探测器饱和而不能准确分辨来自目标的信号,引起红外制导系统对目标探测、跟踪与识别能力的减弱^[1-4]。

文中以具有钝锥球头外形头部且顶端安装探测窗口的高速飞行器为对象,数值模拟飞行器头部前端高温激波气体对光学窗口的气动加热,采用介质内辐射传输方法计算高温激波气体和光学窗口的气动热辐射,分析激波气体和光学窗口对气动热辐射的影响,提出降低气动热辐射的方法,为减弱气动热辐射效应提供数据支持。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型和网格

文中的研究对象是具有钝锥球头形状的飞行器头部,呈轴对称分布结构。对计算模型采用结构化网格,着重在头部前端气动加热剧烈的区域进行加密处理,如图1所示,图中流固界面的热交换通过热流相等条件进行耦合。

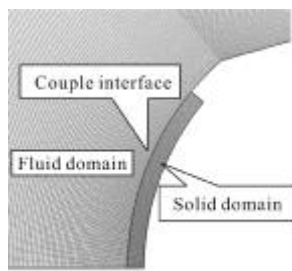


图1 计算模型和网格划分

Fig.1 Schematic of computational domain and grid

1.2 气动加热分析

飞行器在大气层内高速飞行,高速来流在头部顶端滞止产生高温,并对光学窗口产生复杂的气动加热,文中采用N-S方程和标准k-ε湍流模型描述流动换热过程^[5-6]。

1.3 高温气体和光学窗口的热辐射

高温气体和光学窗口的热辐射均是典型的介质

内热辐射传输问题,辐射传递方程准确描述了辐射能量在介质中传递的发射、吸收、散射和穿透的相互关系,表现为视线方向上的能量平衡^[7-9],忽略高温流场和光学窗口的散射因素以及窗口对内部环境的散射因素,积分形式辐射传递方程表示为:

$$I_{\lambda}(\tau_{\lambda}) = I_{\lambda}(0)\exp(-\tau_{\lambda}) + \int_0^{\tau_{\lambda}} I_{b\lambda}\exp[-(\tau_{\lambda}-\tau_{\lambda}^*)]d\tau_{\lambda}^* \quad (1)$$

式中: $\tau_{\lambda} = k_{e\lambda}s$, $k_{e\lambda}$ 为衰减系数; $I_{b\lambda}$ 为黑体辐射强度。

探测器接收的波段辐射强度表示为:

$$I_{\Delta\lambda} = \int_{\Delta\lambda} I_{\lambda}d\lambda \quad (2)$$

光学窗口的光谱透过率定义为 $I_{\lambda,1}/I_{\lambda,0}$, 已知特定温度下特定厚度的介质透过率,由公式(1)可求解介质的衰减系数 $k_{e\lambda}$ 。

1.4 计算工况

文中研究飞行器在5 km高空超音速飞行时高温激波气体和光学窗口的气动热辐射。大气环境参数取自USSA1976大气模型,对应5 km高空的大气压力 $P_{\infty} = 54\ 048\ \text{Pa}$, 环境温度 $T_{\infty} = 255.7\ \text{K}$, 初始温度和电子舱内部温度均为 $T_{\text{in}} = 300\ \text{K}$ 。探测器工作波段是2~5 μm , 光学探测窗口材料为蓝宝石^[10-11], 密度 $\rho = 3\ 580\ \text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$, 热导率 $\lambda = 33\ \text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$, 比热 $C_p = 836\ \text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$, 厚度4 mm 温度300 K的蓝宝石窗口的透过率是0.86, 根据公式(1)计算可得热辐射衰减系数为 $k_{e\lambda} = 40.63\ \text{m}^{-1}$ 。

热辐射传输计算中的高温气体辐射参数采用参考文献[12]的数据。

2 结果分析

文中分别对高超声速飞行器头部的高温激波气体和光学窗口的气动加热和气动热辐射进行了稳态和瞬态计算,分析不同视线(Los)方向上气动热辐射 $I_{\Delta\lambda}$ 和窗口平均温度 T_{mean} 的变化规律。视线方向定义为偏离轴线的角度 α , 如图2所示。对称轴的视线角

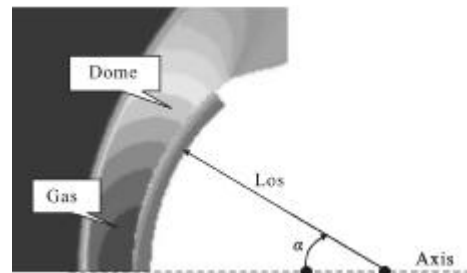


图2 视线角定义

Fig.2 Angle of line-of-sight

$\alpha=0$, 随视线角 α 的增加, 视线从弹头轴线开始绕光学窗口曲率中心旋转到边缘。

2.1 稳态结果

图 3 给出了高速飞行器以马赫数 $Ma=2.6\sim 3.8$ 飞行时, 不同视线方向上气动热辐射 $I_{\Delta\lambda}$ 和窗口平均温度 T_{mean} 的稳态计算结果。结果显示, $I_{\Delta\lambda}$ 和 T_{mean} 随速度增加而迅速增强, 随视线角的增加均单调下降, 最高值出现在滞止点位置。

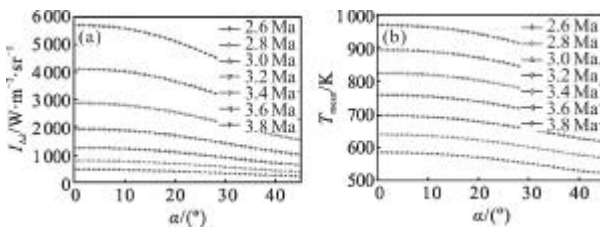


图 3 稳态状况的气动热辐射和窗口温度

Fig.3 Aero-thermo-radiation and temperature of dome under steady state

2.2 瞬态结果

高速飞行器的红外探测系统工作时间短, 图 4~6 给出了高速飞行器以马赫数 $Ma=2.8, 3.2, 3.6$ 速度飞行时, 不同视线方向上气动热辐射 $I_{\Delta\lambda}$ 和窗口平均温度 T_{mean} 在 10 s 之内的瞬态计算结果。可以看出瞬态结果和稳态结果明显不同: $I_{\Delta\lambda}$ 和 T_{mean} 随时间 t 单调增加; 飞行速度越高, $I_{\Delta\lambda}$ 和 T_{mean} 的上升幅度越明显, 远低于稳态计算结果; $t=0$ 时, T_{mean} 与舱内环境温度一致, $t>0$ 时, T_{mean} 随视线角的增加而先上升后下降, 而 $I_{\Delta\lambda}$ 在 $t=0$ s 时随视线角的增加而单调下降, $t>2$ s 时, 随视线角的增加而先上升后下降; 在 $t=10$ s 时, 飞行速度越高, 滞止点处的 $I_{\Delta\lambda}$ 和 T_{mean} 和最大值的偏差越大。

在 $t=10^{-4}$ s 内, 前端的高温绕流流场就达到稳定, 而光学窗口的温度保持与电子舱内部环境温度一致, 热辐射较弱, 此时气动热辐射体现为高温气体流场的热辐射, 对比图 4~6 中 $t=0$ 时刻的曲线可得, 飞行速度越高, 气体热辐射越强, 且随视线角 α 增加而单调下降。随时间的发展, 光学窗口受气动加热而温度迅速上升, 而高温绕流流场状态不变, 相对初始状态 $t=0$ 时刻的气动热辐射上升幅度体现了光学窗口的热辐射, 显然窗口的热辐射逐渐成为气动热辐射的主要因素。

在靠近 $\alpha=30^\circ$ 附近, 飞行器头部前端的流动状

态发生层流到湍流的转换, 气动加热强度大, 光学窗口温度上升快, 对比图 4~6, 随飞行速度的增加, 转换点向远离滞止点的方向移动。光学窗口的温度分布特点也决定了转换区的气动热辐射上升最快, 此时探测视线方向接近气动热辐射较弱的滞止点位置, 对探测最有利。

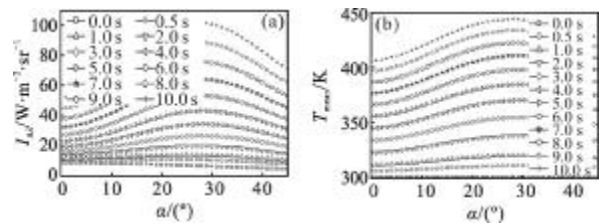


图 4 瞬态状况下的气动热辐射和窗口温度 ($Ma=2.8$)

Fig.4 Aero-thermo-radiation and temperature of dome under unsteady state ($Ma=2.8$)

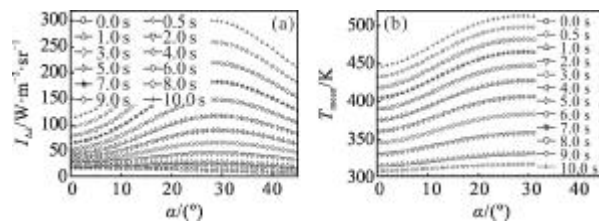


图 5 瞬态状况下的气动热辐射和窗口温度 ($Ma=3.2$)

Fig.5 Aero-thermo-radiation and temperature of dome under unsteady state ($Ma=3.2$)

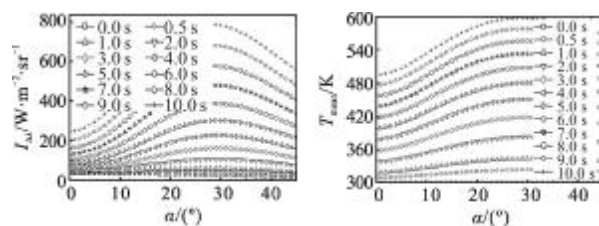


图 6 瞬态状况下的气动热辐射和窗口温度 ($Ma=3.6$)

Fig.6 Aero-thermo-radiation and temperature of dome under unsteady state ($Ma=3.6$)

2.3 窗口材料的影响

根据上述瞬态结果分析, 光学窗口的热辐射是气动热辐射的主要因素, 控制光学窗口的温度上升速度和幅度, 可有效减弱气动热辐射, 分析 N-S 方程可知, 选用低导热系数、高比热容、高密度的光学窗口材料可减弱光学窗口的温度上升。文中在蓝宝石材料的基础上, 分别选取低导热系数^[13] ($\lambda^{low}=17 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$) 和高比热容 ($C_p^{high}=1300 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$) 两种窗口材料进行

了计算。图 7-8 给出了光学窗口材料的物性参数对气动热辐射 $I_{\Delta\lambda}$ 和窗口平均温度 T_{mean} 的影响。可以看出,改变窗口材料的物性参数 $I_{\Delta\lambda}$ 和 T_{mean} 随视线角的变化规律基本一致。提高比热容,有效抑制了光学窗口的温度上升,减弱了气动热辐射。降低导热系数,窗口平均温度 T_{mean} 略有下降,气动热辐射略有增强。

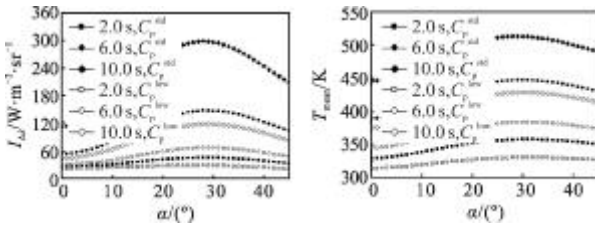


图 7 窗口材料比热容的影响
Fig.7 Effect of specific heat

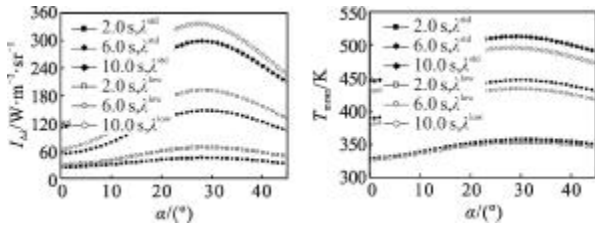


图 8 窗口材料导热系数的影响
Fig.8 Effect of conductivity

图 9 给出了 $t=3\text{ s}$ 时刻轴对称截面的高温气体和光学窗口温度分布。相对蓝宝石材料窗口,高比热容材料窗口的温度整体下降,而降低导热系数材料窗口的内外壁的温差大,内壁面温度接近舱内环境温度,外壁面温度提高,热辐射与温度存在约 4 次方关系,光学窗口靠近外壁面区域的辐射能力增强,不能有效降低气动热辐射。分析 N-S 方程可得,密度和比热对窗口温度的影响一致,采用高密度窗口材料也可减缓窗口的温度上升,降低气动热辐射。

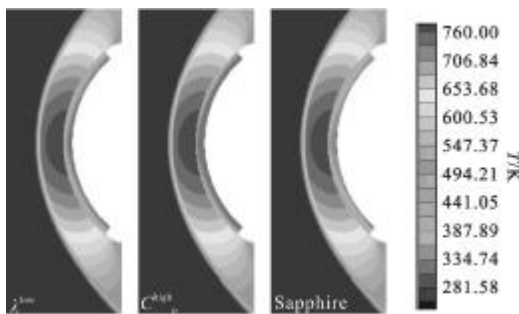


图 9 中心截面的温度云图($t=3\text{ s}$, $Ma=3.2$)
Fig.9 Temperature contour($t=3\text{ s}$, $Ma=3.2$)

2.4 舱内温度的影响

图 10 给出了电子舱环境温度分别为 $T^{low}=280\text{ K}$ 和 $T^{std}=300\text{ K}$ 的对比结果。从图中可以看出,舱内环境温度下降 20 K ,光学窗口的平均温度下降 2%以上,气动热辐射强度下降 9%,可见降低舱内环境温度可有效降低气动热辐射。

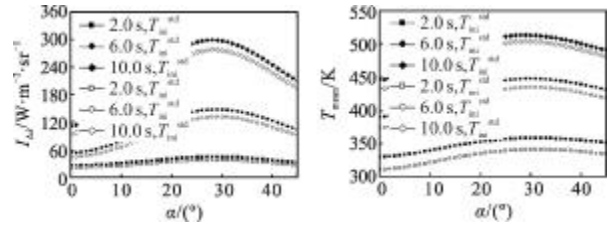


图 10 电子舱温度的影响

Fig.10 Effect of temperature of electronic cabin

3 结论

文中以具有钝锥球头外形且顶端安装探测窗口的飞行器头部为对象,数值模拟了飞行器在大气层内高速飞行的气动加热和气动热辐射。飞行器头部前端的高温气体流场很快达到稳定,而光学窗口的温度迅速上升,窗口热辐射逐渐增强并成为气动热辐射的主要因素,所以在飞行条件已定的情况下,抑制光学窗口的温度上升是降低气动热辐射的关键,采用高比热容、高密度的窗口材料或低电子舱内环境温度有效降低气动热辐射,但是大幅度减弱气动热辐射还需要改进弹头结构,甚至实施光学探测窗口的主动冷却。

参考文献:

- [1] Yin Xingliang. Principle of Aero-optics [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2003. (in Chinese)
殷兴良. 气动光学原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.
- [2] Yin Xingliang. A new sub-discipline of contemporary optics-Aero-optics[J]. Engineering Science, 2005, 7(12): 1-6. (in Chinese)
殷兴良. 现代光学新分支学科——气动光学[J]. 中国工程科学, 2005, 7(12): 1-6.
- [3] Han zhiping, Yin Xingliang. Overview of study methods for aero-optics effect of hypersonic missiles[J]. Modern Defense Technology, 2003, 31(3): 13-18. (in Chinese)
韩志平, 殷兴良. 高超音速导弹气动光学效应研究方法综述[J]. 现代防御技术, 2003, 31(3): 13-18.

- [4] Fei Jindong, Liu Peng. System application of staring infrared imaging terminal guidance [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(3): 253-257. (in Chinese)
费锦东, 刘鹏. 凝视红外成像末制导系统应用研究 [J]. *红外与激光工程*, 2006, 35(3): 253-257.
- [5] Tao Wenquan. Numerical Heat Transfer [M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001. (in Chinese)
陶文铨. 数值传热学 [M]. 第二版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [6] Zhang Zhaoshun, Cui Guixiang, Xu Chunxiao. Approaching to turbulence [J]. *Mechanics and Engineering*, 2002, 24(1): 1-8. (in Chinese)
张兆顺, 崔桂香, 许春晓. 走近湍流[J]. *力学与实践*, 2002, 24(1): 1-8.
- [7] Yu Qizheng. Principle of Radiation Heat Transfer [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 1999. (in Chinese)
余其铎. 辐射换热 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1999.
- [8] Modest M F. Radiative Heat Transfer [M]. New York: McGraw-Hill, 1993.
- [9] Siegel R, Howell J R. Thermal Radiation Heat Transfer[M]. 3rd ed. New York: Hemisphere, 1992.
- [10] Zhang Rongshi. Recent advances in infrared window and dome technologies[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007 (S2): 114-119. (in Chinese)
张荣实. 红外窗口/整流罩技术新进展 [J]. *红外与激光工程*, 2007(S2): 114-119.
- [11] Li Yuelong, Li Jianming, Su Xiaoping, et al. Research trends of current status in infrared windows and demo materials[J]. *Journal of Synthetic Crystals*, 2007, 36(4): 877-884. (in Chinese)
李跃龙, 黎建明, 苏小平, 等. 红外窗口和整流罩材料研究现状与发展趋势 [J]. *人工晶体学报*, 2007, 36(4): 877-884.
- [12] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases [R], NASA-SP-3080, 1973.
- [13] Lei Muyun, Huang Cunxin, Wen Fang, et al. Development of transparent ceramic spinel [J]. *Journal of Synthetic Crystals*, 2007, 36(2): 319-322. (in Chinese)
雷牧云, 黄存新, 闻芳, 等. 透明尖晶石陶瓷的研究进展 [J]. *人工晶体学报*, 2007, 36(2): 319-322.