

近高超声速高温蓝宝石窗口下中波红外成像退化分析仿真与性能测试实验*

彭志勇¹⁾²⁾³⁾ 王向军¹⁾²⁾ 卢进^{3)†}

1) (天津大学精密仪器与光电子工程学院, 微光机电系统技术教育部重点实验室, 天津 300072)

2) (天津大学精密仪器与光电子工程学院, 精密测试技术及仪器国家重点实验室, 天津 300072)

3) (津航技术物理研究所, 天津 300192)

(2013年6月4日收到; 2013年8月25日收到修改稿)

本文基于高温红外窗口热辐射红外成像探测器干扰机理, 开展高温红外窗口成像分析、仿真与实验验证研究工作. 根据流体仿真计算获得的高温窗口温度及实验测得的窗口发射率、吸收率等参数, 开展窗口热辐射计算; 建立了光学窗口介质内部辐射传输路径和强度计算模型, 并给出了窗口辐射出射模型以及相应红外成像模型; 基于光学追迹方法, 把窗口热辐射成像的计算问题转换成了光学计算问题; 设计了一种基于高温蓝宝石红外窗口的加热实验, 对红外成像仿真结果进行了检验. 通过仿真结果与窗口加热实验结果对照, 将基于模型分析获取图像与实验结果图像作差, 得到的平均每个像素误差值为 0.45; 实验发现在窗口约 773 K 条件下, 设计的中波红外成像系统的信噪比、对比度分别降低到原来三分之一左右, 而整个红外成像系统 NETD 值由原来的约 52 mK 上升到了 954 mK. 本文提出的窗口热辐射分析方法可以有效估计窗口热辐射对中波红外成像的影响, 设计的实验对成像系统的指标验证有较好的用途, 同时对红外成像系统波段细化优选和成像参数调整, 降低图像退化程度, 都有着重要的指导意义.

关键词: 近高超声速, 高温蓝宝石窗口, 气动效应, 仿真与实验

PACS: 07.57.-c, 07.20.-n, 05.45.Pq, 05.70.Ce

DOI: 10.7498/aps.62.230702

1 引言

飞行器以高马赫数在低空稠密大气层飞行时, 来自目标的光线通过光学窗口外的高速流场时会产生光传输效应, 导致目标图像出现闪烁、抖动、偏移和模糊等严重退化现象; 被气动加热的窗口会产生强烈的红外辐射, 产生气动热辐射效应, 使得目标图像出现热噪声干扰, 甚至导致目标辐射被热辐射噪声湮没; 光学窗口与来流之间发生剧烈的相互作用, 红外成像系统处于严重的气动热环境中, 出现气动加热效应, 致使光学窗口产生应力应变, 对光学成像造成影响. 这些现象被称为气动光学效应.

目前, 部分学者将都集中研究高速流场时会产

生光传输效应, 并发表了大量的论文^[1-11]; 并针对风洞实验在气动光学效应上的应用开展许多研究工作. 而目前应用来看, 对 Ma_4 以下的飞行器红外成像系统, 高速流场传输效应的影响是有限的, 而光学窗口的热辐射效应却对红外成像性能的影响起主导作用. 另外, 目前的风洞实验的成本较大, 对飞行器结构、热防护与飞行器控制的验证有较大的实际意义, 而其在气动光学效应的条件模拟与红外成像性能指标验证等应用方面, 业内还存在着一定的争议. 测试高速成像系统的性能手段还有火箭橇试验与飞行试验, 但其成本都相当高. 这些对于成像系统方案设计与实验室研制阶段的成像性能摸底来说, 显然不太适合.

为适应高热环境下目标探测的需求, 对光学窗口可以采取制冷措施, 以降低飞行过程中的窗口温

* 国家自然科学基金与中国民用航空总局联合研究基金(批准号: 61179043)、国家教育部支撑项目(批准号: 625010110)、天津市自然科学基金(批准号: 12JCQNJC01200)和国家科技专项资助的课题.

† 通讯作者. E-mail: irlalujin@126.com

度对红外成像探测的影响,避免“热障”,并降低对窗口热环境适应性的要求,并有国内外专家开展了关于制冷窗口的研究工作.而窗口制冷技术,往往会因体积、结构复杂性、可靠性等方面的原因,限制了其应用^[12].

而对于红外长波段成像系统,由普朗克辐射计算公式可知,高温窗口热辐射长波段辐射能量远小于中波段辐射能量.但是,目前由于在近高超声速长波红外窗口材料方面,国内较为成熟窗口材料为硫化锌材料例如热压硫化锌、CVD 硫化锌与多光谱硫化锌材料.在风洞实验中,三种硫化锌材料球形窗口无法承受近高超声速条件下气动力与气动热冲击,多次发生了破裂现象.硫化锌球形窗口在近高超声速飞行中的生存问题没有得到较好的解决.而国内热物性较好的长波窗口材料如金刚石,无氧硅等材料还处在研究制备阶段,技术尚未成熟.因此,对高马赫数条件下长波红外成像常采用与飞行器共形侧窗形式,以减少气动力热对窗口的影响.但侧窗形式牺牲了球形窗口良好的光学性能,给带窗口的整个光学系统效率以及后续光学系统的设计、平台伺服系统设计带来不利影响,增加成像系统的设计难度,并对飞行轨迹有一定的约束.

从理论与实验等方面研究气动热对气动光学流场与窗口的影响一直是气动光学研究领域的热点.陈澄等研究了气动光学流场传输效应中层流流场传输分量的计算方法,得到了层流流场引起的像偏移和像模糊^[13].张亚萍等^[14]利用侧窗窗口规则有限元网格,研究了气动热环境下光线经过侧窗传输后的光程差.范志刚等^[15,16]建立高速飞行器红外光学窗口在气动热环境下有限元分析模型,分析窗口在气动热环境下的物理特性和光学特性,对窗口在气动热环境下的温度场、应力场、应变场进行了分析.但是他们的研究方法或者只在光线流场传输和窗口传输方面,没有对窗口本身热辐射予以充分分析,且提出的模型方法予以实验验证很困难,或者只是针对特殊窗口形状开展物理特性研究,没有最终落实到对红外成像影响上,也没有相关实验验证.其他单位分别开展了实验室窗口气动效应实验,使用电吹风对红外窗口加热,其实验只是初步获取窗口热辐射影响的感性认识,没有定量分析其影响,其过程也没有较好的理论支撑,实验设计也较为粗糙^[17-19].

本文针对近高超声速条件下的中波红外成像系统,开展对窗口热辐射对中波成像影响分析研究,

建立辐射传输与成像模型,并采用光学追迹方法,仿真获取到了光学窗口热辐射噪声图像,并采用非致冷蓝宝石球形红外窗口开展实验验证与成像系统性能测试工作.本文提出的模型与方法可作为模块,与红外大气传输、红外探测器效应模块一起,对指导后续中波红外窗口制导最优波段细化选择、成像系统积分时间等成像参数的整定与成像系统性能预估分析有着重要的作用.本文提出来的实验方法,变量为窗口温度,相对于风洞实验,其变化因素可控,成本更低,能更加清晰可靠独立分析窗口热效应问题.传统的性能指标已不能完全覆盖气动效应条件下红外成像系统性能描述^[20],本文结合后续应用,初步提出了一套比较适合指标描述该条件下的系统指标.本文工作对实现非制冷中波红外窗口热辐射的有效抑制降低热辐射对红外成像的影响,提高超声速红外成像系统可靠性,控制系统研制周期与成本都有一定的意义.

2 窗口热辐射模型

2.1 窗口的热辐射计算

对于黑体来说,其辐射特性可以用普朗克公式(1)计算:

$$B_{\lambda}(T) = \frac{2hc^2}{\lambda^5 \{ \exp[hc/(k\lambda T)] - 1 \}}, \quad (1)$$

其中 k 为玻尔兹曼常数, h 为普朗克常数, c 为光速, T 为黑体温度, λ 为波长.一般来说窗口介质并不是黑体,可以近似认为是灰体.定义其发射系数

$$\epsilon_{\lambda}(T) = B_{\lambda}(T)/B_{b,\lambda}(T), \quad (2)$$

其中 B_{λ} 为介质辐射, $B_{b,\lambda}$ 为黑体辐射.根据基尔霍夫定律,其吸收能力等于发射能力,小于 1.

厚度为 4 mm 蓝宝石窗口在不同温度条件下,其 3—5 μm 波段的发射率与透过率曲线,如图 1 所示

以往研究高速飞行器光学窗口气动热辐射效应,都是将窗口近似成漫射灰体,并假设其内部温度分布均匀,且忽略其自射辐射在其内部的传输效应.但是在实际情况中,光学窗口在气动热环境下温度场分布与它的换热边界条件有关.一般情况下,光学窗口在气动热环境下温度场分布是不均匀的,如果要精确计算光学窗口气动热环境下的热辐射效应,就不能简单地将其近似成漫射灰体,而要将辐射传输考虑进去.

通常情况下, 窗口材料的发射和吸收系数是波长和温度的函数, 图 1(a), (b) 给出了某型蓝宝石窗口的发射率和透过率曲线. 从图中可以看出, 窗口材料在工作波段内一般具有较高的透过率和较低的发射率, 并且发射率和透过率随波长的变化不大. 因此, 为简化计算, 通常可以近似认为窗口材料在工作波段的发射率和透过率为常数.

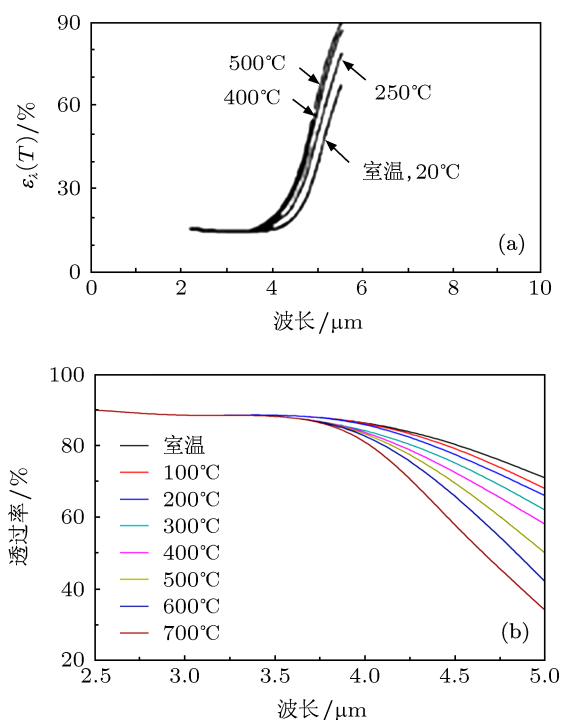


图 1 (a) 不同温度下蓝宝石窗口的发射率曲线 [21]; (b) 不同温度下蓝宝石窗口的透过率曲线

2.2 窗口热辐射传输模型分析

在非均匀变折射率介质中, 光线不再沿直线传播, 其传播路径满足费马原理, 沿光程最短路径传播. 光学窗口内表面每点的辐射出射与窗口内部各点的辐射以及辐射传输过程有关. 由于受到气动热环境的影响, 光学窗口内部的温度场分布是不均匀的. 同时, 受温度和应力应变的影响, 窗口内部的折射率分布也是不均匀的. 因此, 如果要精确计算光学窗口在气动热环境下的热辐射效应, 就不能简单地将其近似成漫射灰体, 而要把辐射传输过程考虑进去.

在变折射率介质中辐射的传播路径通常可以采用基于几何光学的光线追迹方法求得 (如四阶龙格-库塔法等). 为了简化计算, 提出了一种基于离散化网格的光线追迹方法. 根据梯度折射率光学思想, 光在变折射率介质中传播, 可将变折射率介质分成很多小段, 并且认为光线仅在各小段的边界上

发生折射, 在各小段内部沿直线传播. 这样当把变折射率介质分成足够多的小段时, 就能得到光线的近似轨迹. CFD 计算网格把流场和光学窗口分成很多小的网格单元. 当网格单元足够小时, 在每个网格单元内部可以认为是等折射率的, 光线在网格单元内部近似直线传播; 在相邻的网格界面上, 光线的传播服从 Snell 定律. 由于介质内部的折射率是连续变化, 并不存在折射率突变的界面, 可以认为相邻网格界面两侧能量的变化是连续的. 图 2 给出了基于离散化网格的光线追迹方法示意图.

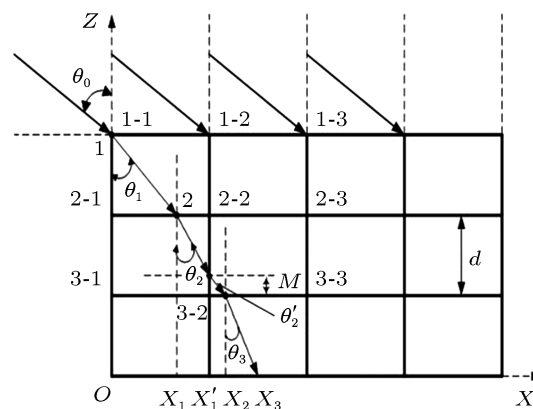


图 2 基于离散化网格的光线追迹图

考虑二维的情况, 如图 2 所示, 设节点 1-1 处对应的折射率为 n_{11} , 在节点 $i-j$ 处折射率为 n_{ij} ; 1-1 节点与 1-2 节点间的界面以上折射率取 n_{11} , 界面下网格内的折射率取 n_{21} ; d 为网格单元 (为正方网格) 大小. 设光线初始入射角为 θ_0 , 通过节点 1-1 后折射角为 θ_1 , 第 k 次 (k 定义为光线 Z 向折变次数) 折射时对应折射角为 θ_k , 第 k 个折变点处对应的坐标为 (X, Z) . 令 Δx_k 表示光线平移量 (偏差量) $\Delta x_1 = \overline{X_1 O} = X_1 - O, \dots, \Delta x_k = \overline{X_k X_{k-1}} = X_k - X_{k-1}$, 用 $\Sigma \Delta x_k$ 表示光线的总的实际偏移量.

在光线折变点 1 处, 由 Snell 折射定律得到关系式

$$\begin{aligned} n_{21} \sin \theta_1 &= n_{11} \sin \theta_0, \\ \Delta x_1 &= d \tan \theta_1. \end{aligned} \quad (3)$$

经推导可得第 k 个折变点处的光线传播关系为

$$\begin{aligned} n_{k+1,l} \sin \theta_k &= n_{k,l} \sin \theta_{k-1}, \\ \Delta x_k &= d \tan \theta_k \quad (l, k = 1, 2, \dots). \end{aligned} \quad (4)$$

类似的, 利用逆光线追迹方法可以得到光学窗口出射界面上一点不同出射方向对应的辐射传输

路径. 沿该辐射传输路径上所有点的辐射都对出射界面处的出射光线有贡献.

在介质中传输的一束光与介质相互作用, 其强度发生改变, 如图 3 所示. 如果辐射强度 I_λ 在它传播方向上通过厚度为 ds 的介质后变化为 $I_\lambda + dI_\lambda$, 则有

$$dI_\lambda = -I_\lambda k_\lambda \rho ds + j_\lambda \rho ds, \quad (5)$$

其中 k_λ 为介质的吸收系数, j_λ 为介质的发射强度.

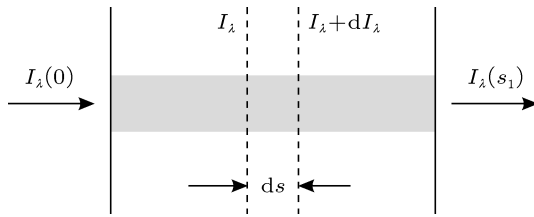


图 3 辐射强度通过介质时的变化

假设光学窗口可以看成是灰体, 则窗口介质的发射强度可以通过普朗克公式求得

$$B_\lambda(T) = \varepsilon_\lambda(T) B_{b,\lambda}(T), \quad (6)$$

则以上辐射传输方程可写成

$$\frac{dI_\lambda}{k_{\lambda,T} ds} = -I_\lambda + B_{\lambda,T}. \quad (7)$$

由上式描述的辐射传输方程的解为

$$I_\lambda(s_1) = I_\lambda(0) \exp\left(-\int_0^{s_1} k_{\lambda,T} ds\right) + \int_0^{s_1} B_{\lambda,T}(s) \exp\left(-\int_s^{s_1} k_{\lambda,T} ds\right) ds, \quad (8)$$

其中 $B_{\lambda,T}(s)$ 为介质在 s 位置的辐射强度, $k_{\lambda,T}$ 为介质在温度 T 、波长 λ 处的吸收系数.

如图 4 所示, 对窗口介质进行离散化. 假设某条光线共穿过了 N 个网格, 第 i 个网格的温度为 T_i , 射线在穿过第 i 个网格时的行程为 s_i , 其中 $i = 1, 2, \dots, N$.

设射线在进入网格 k 时的入射强度为 $I_{\lambda,i-1}$, 射线穿过网格 i 后的出射强度为 $I_{\lambda,i}$, 第 i 个网格内介质的吸收系数为 $k_{\lambda,i}$, 则可推得辐射穿过网格后的强度为

$$I_{\lambda,i} = I_{\lambda,i-1} \exp(-k_{\lambda,i} s_i) + B_{\lambda,i} [1 - \exp(k_{\lambda,i} s_i)], \quad (9)$$

其中 $B_{\lambda,i}$ 第 i 个网格的光谱辐射强度.

利用 (9) 式, 沿辐射传输路径求和便可以得到窗口内表面某个方向 θ 上的辐射出射强度

$$I_\lambda(\theta) = \sum_{i=0}^N I_{\lambda,i}, \quad (10)$$

对不同 θ 按 (10) 式进行求解, 便可以得到光学窗口内表面的辐射出射情况.

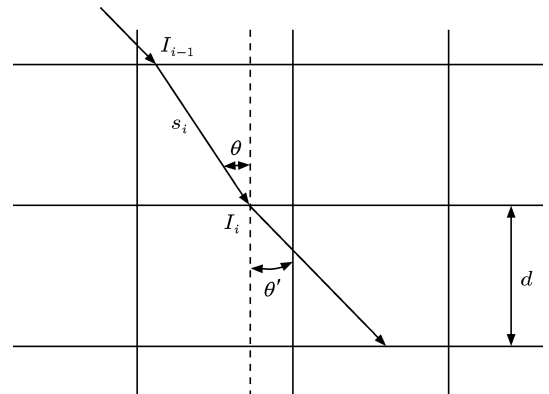


图 4 基于光线追迹的辐射传递方程求解

2.3 光学窗口辐射出射模型

通常不透明材料的表面辐射可以看成是朗伯面辐射, 材料表面向空间各方向的辐射强度相同. 单位面元向空间各方向发射的辐射强度满足朗伯定律 (如图 5 所示)

$$I(\theta) = I_0 \cos(\theta), \quad (11)$$

其中 θ 为发射方向和面元法向的夹角, I_0 为面元法向的发射强度.

由于窗口是半透明体, 不仅表面向空间发射辐射, 窗口内部的辐射也会通过透射向空间发射辐射. 由于光学窗口内部的温度分布并不均匀, 因此窗口内表面的辐射也不能简单地看成是朗伯面辐射. 一般情况下, 光学窗口内表面的辐射出射强度是关于发射角 θ 的函数, 其辐射强度可由前述的基于离散化网格的辐射传输方程求解得到.

2.4 光学窗口热辐射成像模型

由于在工作过程中, 光学系统对无穷远目标成像, 因此光学窗口内表面上点的热辐射出射属于近场光源, 与探测面之间不满足物像关系, 光学窗口内表面上的一个微面元在探测面上形成一个像斑, 如图 6 所示.

探测面上的一个像元也会同时接受来自光学窗口内表面上多个微面元的辐射. 将窗口内表面划分成微面元网格, 每个微面元都可以单独作为一个辐射源, 计算其在成像探测器上的成像结果, 并将所有微面元的结果叠加, 即可得到整个光学窗口内表面辐射的成像结果. 图 7 给出了探测器像元接受的光学窗口辐射示意图.

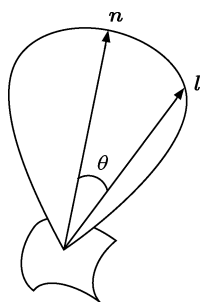


图5 朗伯面单位面元向空间的发射强度

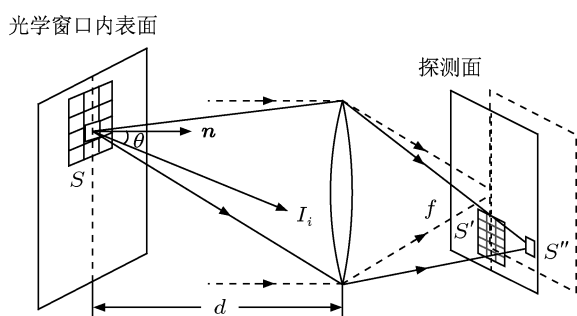


图6 红外成像等效光学系统

假设光学窗口内表面 S 上的微面元 (i, j) 在立体角 $\Omega_{i,j}$ 范围内发射的能量将被探测器上的像元 $S'(m, n)$ 接收. S 上的微面元向空间各方向发射的辐射强度是发射角 θ 的函数 $I_{i,j}(\theta)$. 则探测面上的像元 (m, n) 接受的辐射功率为

$$E_{m,n} = \sum_{i,j} \int_{\Omega_{i,j}} I_{i,j}(\theta) d\theta. \quad (12)$$

光学窗口内表面 S 上的微面元 (i, j) 向空间各方向发射的辐射强度可由 (11) 式求得. 按 (12) 式计算所有像元接受的辐射功率, 结合红外成像系统的响应特性即可进一步得到光学窗口辐射的成像结果.

红外成像系统响应特性一般可以表示为: 在实际应用中, 一般采用波段平均处理法, 认为

$$g(m, n) = A(m, n) \times L(m, n) \times t_{\text{int}} + B(m, n), \quad (13)$$

(10) 式中, $g(m, n)$ 为像元 (m, n) 灰度值, $A(m, n)$ 和 $B(m, n)$ 像元光谱响应系数, t_{int} 为积分时间, $L(m, n)$ 为目标或者背景光谱辐射亮度. 已知 $L(m, n)$, 通过

定标获取 $A(m, n)$ 与 $B(m, n)$, 即可计算出像元灰度值 $g(m, n)$.

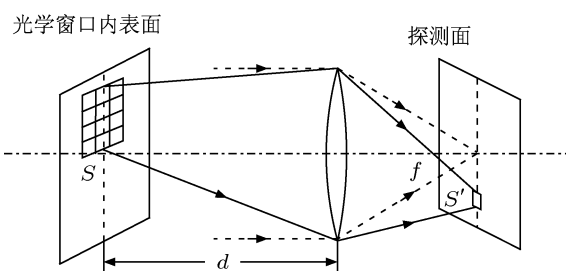


图7 探测器像元接受的光学窗口辐射示意图

2.5 仿真实验结果

窗口热辐射仿真流程, 按照图 8 的过程进行. 首先通过参数输入, 完成流场数值耦合分析. 由于在这里流固耦合分析不是本课题分析的内容, 其结果也是作为本论文研究的一个输入, 因此采用专业流场分析软件研究蓝宝石窗口气动热的流固耦合温度分析问题.

结合蓝宝石窗口形状结构参数、热物性参数与飞行高度、马赫数、攻角、偏航角、末段时间等参数, 运用气动热仿真工具, 得到稳定时窗口驻点温度约为 512°C .

根据上文提出的热辐射分析方法与模型, 编制完成仿真程序, 在程序中设置好窗口温度, 成像器参数, 如探测器单元尺寸、面元数、等效噪声功率、光学系统透过率、物镜焦距参数以及光学窗口计算网格数量等变量, 其中假设探测器的响应与其接受到的能量强度成正比, 运行程序后得到结果如图 10 所示.

图 8 是窗口温度为 500°C 时, 探测器接收的窗口热辐射成像结果. 从图上可以看出, 相比于常温状态, 高温情况下图像灰度值升高, 表明红外窗口温度辐射能量增加; 热辐射的分布是不均匀的, 呈中心对称分布, 中心灰度值较高, 热辐射能量较大, 越往图像边缘灰度值减小, 热辐射能量减小. 当窗口温度过高时, 目标可能会被窗口热辐射能量淹没, 导致成像质量下降, 因此, 需要考虑高马赫速条件

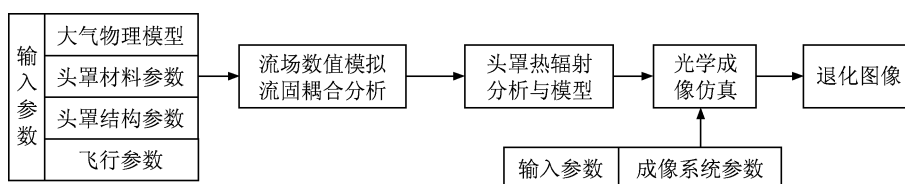


图8 高温窗口热辐射红外成像仿真流程

下光学头罩气动热辐射效应对探测系统成像的影响,对窗口热辐射抑制开展深入研究.

3 中波红外蓝宝石窗口加热成像实验系统及测量结果

3.1 实验系统设计

对蓝宝石窗口开展高温窗口成像实验,利用电高温加热炉对光学窗口进行加热,保温后取出,置于成像光路中进行测试,如图 11 所示.实验设计基于这样一个思想:飞行器飞行过程中,主要获取最高窗口温度条件下,高温红外窗口对红外成像系统的影响;若在最高温度条件下,设计的中波红外系统性能满足设计指标要求,那么则能保证全飞行过程中红外成像系统的性能满足要求,相反,若最高温度条件下性能指标不满足要求,则认为全飞行过程中红外成像系统的性能不满足要求.

实验用中波红外凝视成像器主要参数: 1) 响应波段: $3.7\text{--}4.8\ \mu\text{m}$ (MCT 凝视器件), 像元数 320×256 ; 2) 成像帧频: 50 Hz; 3) 光学系统 F 数: 2.0; 4) 红外成像器瞬时视场: 0.55 mrad; 5) 积分时间 4 ms; 6) 用蓝宝石窗口外径为 120 mm, 厚度为

4 mm.

对窗口热辐射热噪声仿真实验,需使用均匀挡板,用于获取一个均匀辐射背景.具体实验步骤包括: 1) 搭建成像光路,采用两点法对红外成像器做非均匀性校正,调整靶标与背景温差温度至 5 K; 2) 将蓝宝石窗口放置于光路中,采集窗口加热前红外图像; 3) 高温加热炉升温至 $500\ ^\circ\text{C}$,再将窗口放入高温加热炉后,保温 15 min; 4) 取出窗口,放置于成像光路中,同时进行图像采集.

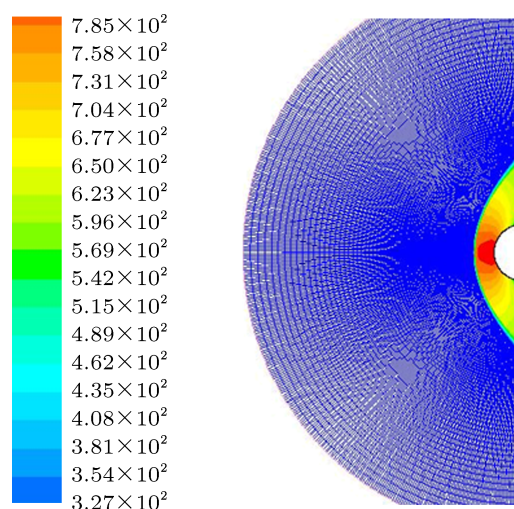


图 9 流固耦合分析获得的窗口温度分布情况

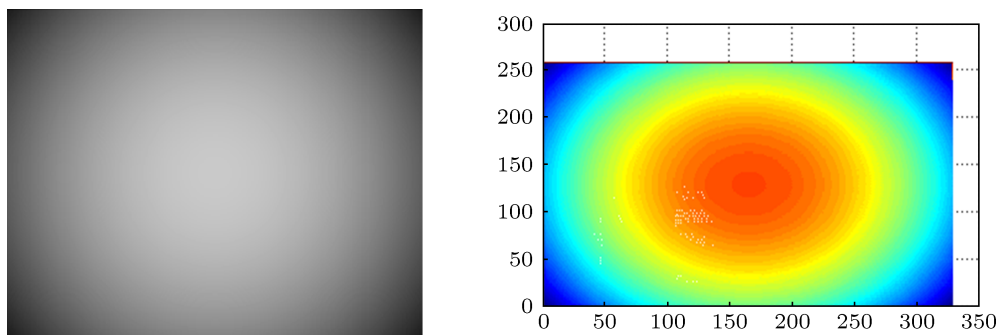


图 10 $500\ ^\circ\text{C}$ 窗口热辐射仿真结果图

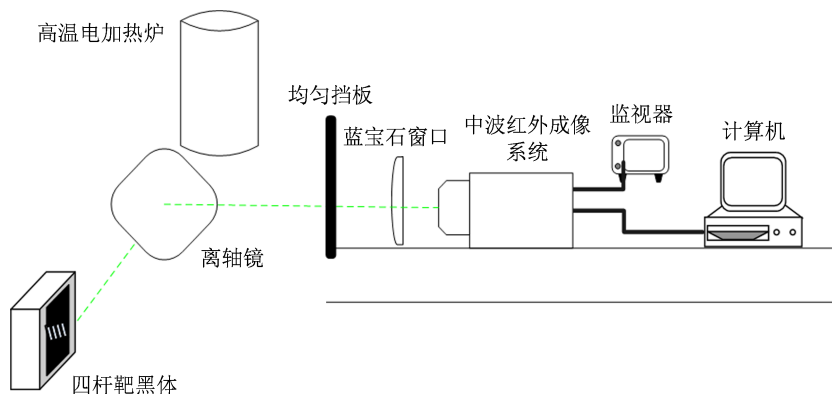


图 11 高温窗口实验示意图

3.2 加热实验结果与仿真结果比较

实验发现, 相比于常温状态, 高温情况下图像灰度值升高, 图像中间往边缘灰度值逐渐降低, 如图 12(a) 所示; 之后随着窗口温度下降, 红外窗口温度辐射能量随温度下降而下降, 图像灰度值随之下降, 如图 12(b) 所示, 且图像灰度值之和与时间成一定的线性比例关系.

仿真结果与窗口加热实验结果直观感觉上比

较一致. 将仿真图像与实验结果图像作差, 得到的残差图像如上图 13 所示, 残差图像灰度值之和为 37014, 平均每个像素误差值为 0.45. 为对残差图像分析发现, 仿真图像与实验结果的灰度梯度有一定的差异, 图像中心仿真结果比较准确, 仿真图像边缘误差越大. 造成这种现象的原因主要有如下几个方面: 第一, 光学系统等效方法还需要进一步深入; 第二, 由于红外探测器响应特性认为与能量成线性关系, 对成像会贡献一定误差.

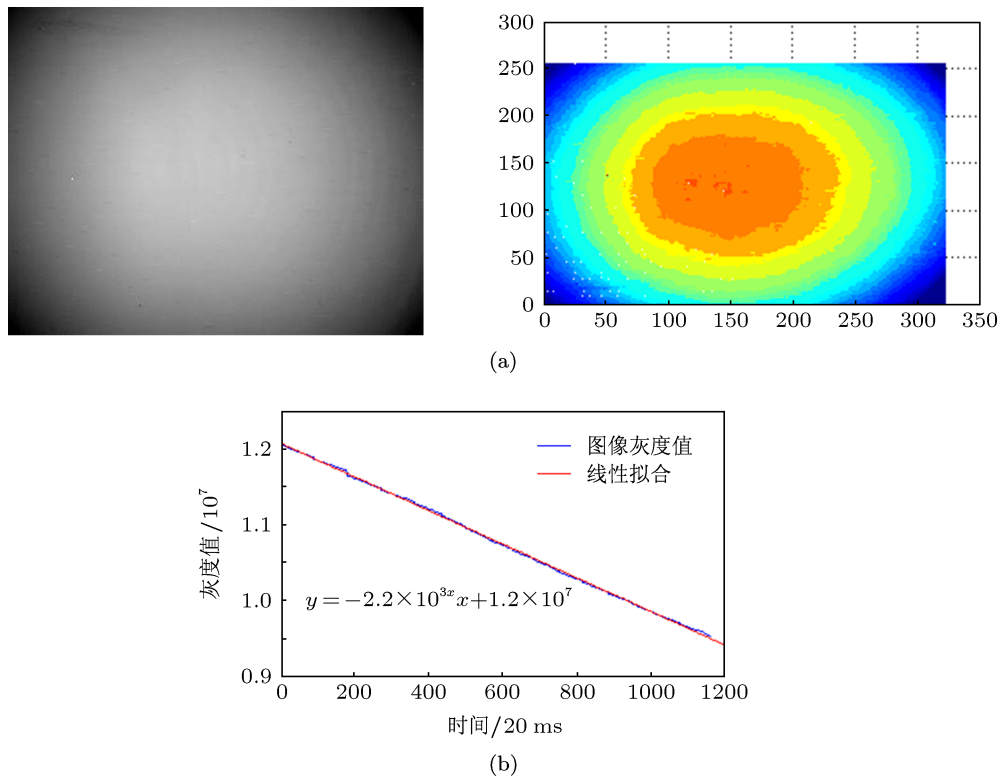


图 12 (a) 500 °C 时高温窗口条件下的中波红外图像; (b) 图像灰度和随时间变化关系

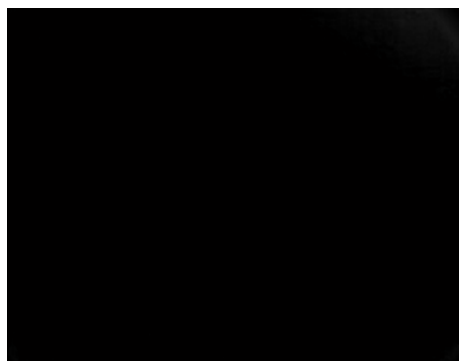


图 13 仿真图像与实验图像的残差图像

本文提出的方法分析能有效的分析窗口热噪声对红外成像的影响, 给出了高温窗口热辐射的能量强度与分布. 高温窗口热障实验及其仿真结果

说明, 成像的中心区域, 恰恰也是后续处理最感兴趣区域, 受窗口热辐射比较严重. 受高温窗口热噪声影响主要有方面, 一是其能量分布, 探测器接受的能量过大, 超过了单个像元的储存的能力, 图像将会出现饱和现象; 另外一方面, 由于各点热噪声的强度存在差异, 那么对一定温差的目标, 由于受热障噪声分布影响, 其对应的图像将产生变化, 将造成图像对比度, 信号噪声发生变化, 因而不可避免的将对成像性能指标产生影响.

3.3 高温窗口中波红外成像系统性能分析

通过实验, 进一步分析高温窗口对红外成像系统的影响. 对高温窗口影响下中波红外成像系统的性能测试中, 撤走挡板, 调整光路, 使成像系统能清

楚对四杆靶成像如图 14(a) 所示, 重复步骤 1)–4), 获得的高温窗口下四杆靶目标图像.

对高温窗口的中波红外成像系统的性能评价目前尚无标准的, 本文结合原有的普通红外成像系统的评价指标, 考虑后续图像目标识别与跟踪处理采用的算法, 并从易测量的角度出发, 初步决定采用对比度、信噪比、NETD 与加热前后四杆靶目标的灰度相关系数等参数来衡量.

取四杆靶亮区为目标, 暗区为背景, 定义对比度 C , 信噪比 SNR 分别为

$$C = (G_T - G_B) / (G_B + G_T), \quad (14)$$

$$\text{SNR} = |G_T - G_B| / \sigma_B, \quad (15)$$

其中 G_T, G_B 分别为目标背景均值, σ_B 为背景方差.

窗口加热前后红外图像四杆靶区域灰度去均值归一化相关系数定义为

$$R(u, v) = \frac{\sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N (f_{j+u, k+v} - \bar{f})(g_{j, k} - \bar{g})}{\sqrt{\sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N (f_{j+u, k+v} - \bar{f})^2} \sqrt{\sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N (g_{j, k} - \bar{g})^2}},$$

$$\bar{f} = \frac{1}{MN} \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N f_{j, k}, \bar{g} = \frac{1}{MN} \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N g_{j, k}, \quad (16)$$

式中 f 为窗口加热后四杆靶图像区域, \bar{f} 为对应该区域的均值; g 为对应的加热前四杆靶图像区域, \bar{g} 为对应该区域的均值; M, N 为目标尺寸; (u, v) 为 f, g 截取位置的像素偏移值.

窗口加热前后红外图像四杆靶区域边缘相关系数计算公式同上, 但是需将 f, g 换为四杆靶灰度图像对应的边缘图像, 本处采用 Sobel 算子提取靶

的边缘图像.

对窗口加热前后采集获得的各 10 帧图像分别计算对比度 C , 信噪比 SNR, 灰度相关系数, 边缘相关系数, 并做平均获取均值. 采用 GB-T 17444-1998 红外焦平面阵列特性参数测试技术规范中的 NETD 计算方法来计算系统的 NETD 值. 最后得结果如表 1 所示.

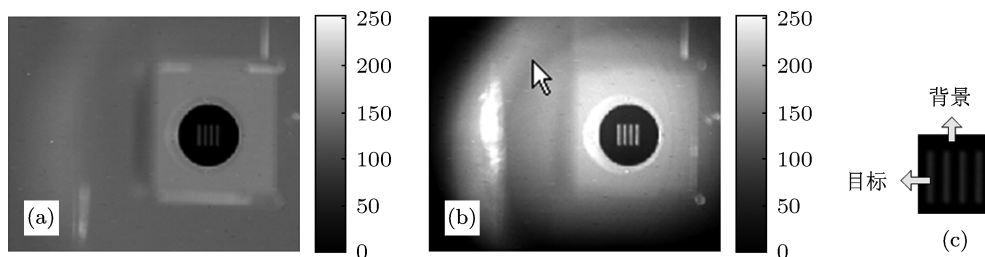


图 14 四杆靶图像 (a) 窗口加热前中波红外四杆靶图像; (b) 窗口 500 °C 时中波红外四杆靶图像; (c) 四杆靶目标背景示意图

表 1 设计的中波红外成像系统窗口加热前后性能比较

窗口温度/°C	性能参数							
	图像灰度均值	图像对比度	图像信噪比	系统 NETD/mK	四杆靶灰度最大相关系数	最大灰度相关系数对应的像素偏移距离/像素	四杆靶边缘梯度最大相关系数	最大边缘相关系数对应的像素偏移距离/像素
27	132	0.025	75	52	1	0	1	0
500	176	0.0074	20	954	0.71	0.9	0.57	1.92

对照性能分析指标, 加入高温窗口后, 目标对比度相比室温窗口状态对比度有所降低, 约为原来的三分之一, 表明光学系统效率受高温窗口的影响有所衰减; 图像的信噪比降低到原来的也约三分之一, 系统的等效噪声温差 NETD 值上升到了

954 mK, 对应估算在能见度 5km 条件下, 相对湿度 95%, 陆地目标背景温差为 8 K 情况下, 系统作用距离约为 3.7 km; 去均值归一化相关系数对亮度的整体等量均匀变化是不敏感的, 灰度相关系数与边缘相关系数的降低一方面可以是热噪声的不均匀分

布造成,另一方面光线的热窗口传输效应也可以使光线产生偏移;其中四杆靶子边缘梯度相关系数降低到原来的二分之一,说明窗口热辐射效应使图像产生了模糊,其对目标的边缘影响更大.这对于后续基于图像相关匹配技术的目标识别与跟踪方法带来不利影响.

4 结论

通过本文建立的热辐射窗口传输模型、辐射出射模型与热辐射成像模型,运用光学追迹方法,能有效的获取探测器端能量强度及其分布,并探测器动态响应特性完成成像效果模拟分析.本文提出的窗口热辐射分析模块,可以作为成像仿真的模块,结合目标特性分析模块,大气传输模块与探测器及电路效应模块,完成近高超声速条件下的成像器性能仿真,对近高超声速成像系统系统方案设计与评估有基础性的作用.光学系统设计的波段可以根据本文提出的仿真方法进一步细化仿真,在探测器接受窗口辐射能量与目标辐射能量之间取得平衡.在已经开展的针对该型成像器优化工作中,正是通过这种方法,结合红外大气传输效应,对探测波段进行了优选,取得了较好的热辐射抑制效果,大大提升系统的作用距离.

本文提出的实验方法,以流体数值仿真结果作为输入,在实验室构建窗口热辐射环境,有效的获取窗口热辐射成像结果;本文结合经典红外成像性能指标与高温窗口成像特点,并根据后续图像信息处理的要求,初步提出了比较适合衡量近高超声速红外成像系统的性能指标,并给出了计算公式.通过实验测试结果发现,高温红外窗口对未经优化的红外成像系统的对比度、信噪比、NETD与灰度、边缘梯度相关系数有很大的影响,大大降低了红外成像系统的系统,给其在低空稠密大气层近高超声速应用带来挑战.

必须承认的是,本文的热辐射实验方法也存在一定的缺陷,它构造的是一个将窗口均匀加热都同一最高温度的环境,是一个静态的极端环境,一没有体现温度分布不均匀产生的窗口温度梯度场对红外成像的影响,二没有体现窗口温度连续高动态变化对红外成像的影响.解决第二个问题,可以从多做几个要求温度点的窗口加热试验来加以弥补;对解决第一个问题,需要也正在构建一个加热各区域温度可控的有别于风洞的窗口加热设备,这个设备可以作为一个标定设备来使用.

感谢华中科技大学图像所田金文教授、北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院许东副教授和北京理工大学光电学院顿雄博士的有益讨论.

-
- [1] Sun J, Liu W Q 2012 *Acta Phys. Sin.* **61** 124401 (in Chinese) [孙建, 刘伟强 2012 物理学报 **61** 124401]
- [2] Liu Y Y, Lu Q B, Zhang W X 2012 *Acta Phys. Sin.* **61** 124201 (in Chinese) [刘扬扬, 吕群波, 张文喜 2012 物理学报 **61** 124201]
- [3] Ji X L 2010 *Acta Phys. Sin.* **59** 692 (in Chinese) [季小玲 2010 物理学报 **59** 692]
- [4] He X M, Lu B D 2012 *Acta Phys. Sin.* **61** 054201 (in Chinese) [何雪梅, 吕百达 2012 物理学报 **61** 054201]
- [5] Chen X W, Ji X L 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 2435 (in Chinese) [陈晓文, 季晓玲 2009 物理学报 **58** 2435]
- [6] Wei H Y, Wu Z S, Peng H 2008 *Acta Phys. Sin.* **57** 6666 (in Chinese) [韦宏艳, 吴振森, 彭辉 2008 物理学报 **57** 6666]
- [7] Y Z, Yi S H, Chen Z 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 084219 (in Chinese) [朱杨柱, 易仕和, 陈植 2013 物理学报 **62** 084219]
- [8] He L, Yi S H, Tian L F, Chen Z, Zhu Y Z 2013 *Chin. Phys. B* **22** 024704
- [9] Zhu Y Z, Yi S H, He L, Tian L F, Zhou Y W 2013 *Chin. Phys. B* **22** 014702
- [10] Gao Q, Yi S H, Jiang Z F, He L, Xie W K 2013 *Chin. Phys. B* **22** 014202
- [11] Gao Q, Yi S H, Jiang Z F, Zhao Y X, Xie W K 2012 *Chin. Phys. B* **21** 064701
- [12] Yin X L 2003 *Aero-optical Mechanism* (Beijing: China Astronautics Press) p214 (in Chinese) [殷兴良 2003 气动光学原理 (北京: 中国宇航出版社) 第 214 页]
- [13] Chen C, Fei J D 2005 *Infrared and Laser Engineer* **34** 5 (in Chinese) [陈澄, 费锦东 2005 红外与激光工程 **34** 5]
- [14] Fan Z G, Zhang Y P, Pei Y W 2007 *Infrared MillimWaves* **26** 5 (in Chinese) [范志刚, 张亚萍, 裴扬威 2007 红外与毫米波学报 **26** 5]
- [15] Fan Z G, Xiao H S, Gao Y Q 2009 *Applied Optics* **30** 3 (in Chinese) [范志刚, 肖昊苏, 高豫强 2009 应用光学 **30** 3]
- [16] Fan Z G, Yu C P, Xiao H G, Zhang W 2012 *Applied Optics* **04** 2 (in Chinese) [范志刚, 于翠萍, 肖昊苏, 张旺 2012 应用光学 **4** 2]
- [17] Raghuraman P, Ashkin B J A 2005 *AIAA* **94** 22
- [18] Wojciechowski C J, Ravi K V, Jones G 2010 *AIAA* **93** 2684
- [19] Wei H 2009 *SPIE* **13** 7513
- [20] Xing S X 2010 *Infrared imaging and signal processing* (Beijing National Defense Industry Press) p159 (in Chinese) [邢素霞, 2010 红外热成像与信号处理 (北京: 国防工业出版社) 第 159 页]
- [21] *The Infrared handbook* (Vol. 1) (the infrared information center) p151

Method of imaging performance deterioration analysis and its experiment simulated high heating sapphire MW infrared window during near-hypersonic flight*

Peng Zhi-Yong¹⁾²⁾³⁾ Wang Xiang-Jun¹⁾²⁾ Lu Jin³⁾†

1) (MOEMS Education Ministry Key Laboratory of Tianjin University, Tianjin 300072, China)

2) (State Key Laboratory of Precision Measurement Technology and Instruments of Tianjin University, Tianjin 300072, China)

3) (Jinhang Institute of Technical Physics, Tianjin 300192, China)

(Received 4 June 2013; revised manuscript received 25 August 2013)

Abstract

During supersonic flight, the heat radiation of aero-craft optical window has negative effect on infrared imaging performance. A computational model of radiance transmit route and radiation intensity was built in the paper. And the paper also gave the radiation emission model and infrared imaging model. The problem of heat radiance imaging was transform to the problem of optical computation. The simulation results showed that method proposed by the paper was effective to analysis the heat window radiation problem. An heating sapphire window experiment is designed to validate the simulation result. By subtraction between the deduced image based on model and experiment image, it is found that average error for each pixel is about 0.45. By analysis of experiment results, the infrared image contrast degree and Signal-to-Noise was reduced to about one third of the original ones. And the NETD of infrared system with heating window rose from 52 mK to 954 mK. The heating window radiation analysis model presented by the paper can effectively estimate aero-thermal effects on mid-wave infrared imaging system. The designed experiment developed a effective way to verify imaging system performance. And it is also much meaningful for optimal infrared spectral band selection, imaging parameter adjustment and the hot dome radiation suppression to reduce the image degradation.

Keywords: near-hypersonic, high heating sapphire window, aero-kinetic effect, simulation and experiment

PACS: 07.57.-c, 07.20.-n, 05.45.Pq, 05.70.Ce

DOI: 10.7498/aps.62.230702

* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61179043), the support Program of National Ministry of Education of China (Grant No. 625010110), the Tianjin Natural Science Foundation of China(Grant No. 12JCQNJC01200), and the Project of the Ministry of Science and Technology of China.

† Corresponding author. E-mail: irlalujin@126.com