

利用地球红外辐射的旋转飞行体姿态估计方法

于靖 卜雄洙 牛杰 王新征

Attitude estimator for spinning aircraft using earth infrared radiation field

Yu Jing Bu Xiong-Zhu Niu Jie Wang Xin-Zheng

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 65, 079501 (2016) DOI: 10.7498/aps.65.079501

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.079501>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2016/V65/I7>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

太赫兹片上系统和基于微纳结构的太赫兹超宽谱源的研究进展

Research progress of super-continuum terahertz source based on nano-structures and terahertz lab on-chip system

物理学报.2016, 65(1): 010704 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.010704>

最小可分辨气体浓度的等效测试评价方法

Equivalent-measurement evaluation method of minimum resolvable gas concentration

物理学报.2015, 64(16): 160701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.160701>

制冷型红外成像系统内部杂散辐射测量方法

Internal stray radiation measurement for cooled infrared imaging systems

物理学报.2015, 64(5): 050702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.050702>

普朗克权重订正对风云卫星快速正演精度的改进

An improvement in fast radiative transfer calculation of FengYun satellite by Planck weighting correction

物理学报.2014, 63(17): 179503 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.179503>

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

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

物理学报.2013, 62(23): 230702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.230702>

利用地球红外辐射的旋转飞行体姿态估计方法*

于靖¹⁾ 卜雄洙^{1)†} 牛杰¹⁾²⁾ 王新征¹⁾

1)(南京理工大学机械工程学院, 南京 210094)

2)(常州信息职业技术学院电子与电气工程学院, 常州 213164)

(2015年8月14日收到; 2016年1月19日收到修改稿)

针对导航控制系统对姿态测试技术多元化、新型化和低成本的要求, 提出了一种基于地球红外辐射的旋转飞行体姿态估计方法. 首先, 根据地球红外辐射的产生机理, 结合红外辐射在大气中的传播规律, 建立了地球红外辐射模型. 然后, 分析了旋转飞行体的运动特征, 构建了红外传感器的测量模型. 为了探索红外传感器的输出信号与旋转飞行体的姿态信息之间的内在联系, 研究了不同姿态角和视场角下的传感器输出信号特征. 最后, 为了提高旋转飞行体的姿态测试精度, 设计了基于三轴红外传感器的扩展卡尔曼滤波算法来估计姿态角和横滚角速度. 结果表明: 利用地球红外辐射场进行姿态测试的方法有效可行, 俯仰角估计误差在 $\pm 0.1^\circ$, 横滚角估计误差在 $\pm 0.05^\circ$, 横滚角速度估计误差在 ± 1 rad/s. 该姿态测量方法简单有效, 能够满足旋转飞行体的姿态测量要求.

关键词: 地球红外辐射场, 红外传感器, 旋转飞行体, 扩展卡尔曼滤波

PACS: 95.85.Hp, 95.85.Sz, 07.57.-c, 07.57.Kp

DOI: 10.7498/aps.65.079501

1 引言

随着对飞行器飞行控制精度要求的提高及各种智能无人驾驶飞行器的研制, 确保精确测量飞行器的各种实际飞行参数成了导航控制系统的关键. 地球是一个天然的导航系统, 提供了大量的导航信息, 如地磁场、重力场等, 已经广泛应用于现有的导航系统中^[1-3]. 近年来, 地球红外辐射特性的研究受到了越来越多的关注, 对于国防、气象预报和农业等领域都具有十分重要的意义^[4,5]. 地球红外辐射场中包含有丰富的信息, 可用于姿态测试技术研究.

目前国内外进行的地球红外辐射的姿态角测试研究大多应用于卫星的姿态检测, 对于大气层内的飞行器姿态测试应用还不太充分^[6,7]. 在大气层

外观测地球的红外辐射, 可以将地球作为一个整体的红外辐射源; 然而, 在大气层内观测地球红外辐射要复杂得多, 天气、地形都会对地球红外辐射产生影响. Egan和Taylor^[8]实验研究了不同天气和地形下采用地球红外辐射进行姿态测量的可行性. 文献^[9, 10]采用了红外地平仪与地磁传感器数据融合来进行姿态测量. Tokutake等^[11]采用红外温度传感器进行布阵, 应用于飞机的姿态测试系统. 续立军等^[12]将红外地平仪应用于无人机的姿态测试上, 无须在飞行前进行环境参数标定, 克服了飞行过程中环境参数漂移对姿态解算精度的影响. 李晓雨等^[13]分析了红外传感原理并设计了红外传感器应用于无人机姿态测量领域, 能有效反映无人机飞行过程中的姿态信息, 准确度和灵敏度均较高.

已有的基于地球红外辐射场进行姿态测试, 都

* 国家机电动态控制重点实验室基金(批准号: 9140C360203120C36134)和江苏省普通高校研究生科研创新计划(批准号: KYZZ_0115)资助的课题.

† 通信作者. E-mail: buxu105@mail.njust.edu.cn

是通过实验的方法来获得传感器的测量模型, 未对地球红外辐射场包含姿态信息的本质进行分析. 本文在研究红外辐射理论的基础上, 推导地球红外辐射场理论模型. 结合旋转飞行体的运动特征, 构建红外传感器测量模型. 设计基于地球红外辐射场的扩展卡尔曼姿态估计算法, 最终通过数值仿真对该测试方法的有效性和可行性进行验证.

2 地球红外辐射场建模

2.1 地球红外辐射产生机理

地球红外辐射场是指在天空与大地之间存在的红外辐射梯度场. 由于天空与大地的热容量不同, 从而导致了天空的温度低于地面的温度. 根据相关研究资料表明, 地面的温度一般在 300—375 K 之间. 维恩位移定律表明, 黑体光谱辐射出射度峰值对应的波长与黑体的绝对温度成反比. 由维恩位移定律可以计算出, 地面的最大辐射波长在 7.7—9.7 μm 之间. 而天空的温度在 100—300 K 之间, 其辐射主要由太阳光辐射和大气分子本身的热辐射组成. 在 3—5 μm 以下, 以太阳光辐射为主; 在 5 μm 以上, 以大气热辐射为主. 为了避开太阳光的干扰, 选择 8—14 μm 波段的远红外大气窗口来分析天空与大地之间的红外辐射场.

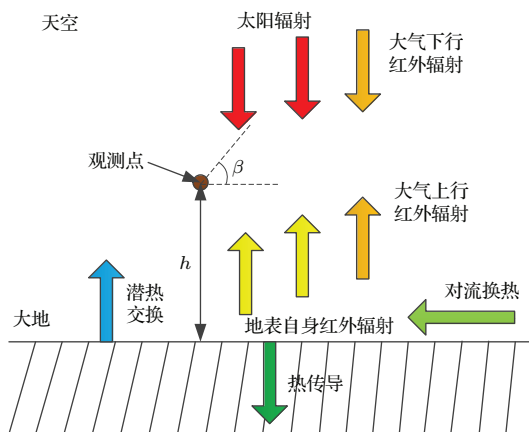


图 1 (网刊彩色) 地球红外辐射场组成示意图

Fig. 1. (color online) Schematic of earth infrared radiation field.

地球红外辐射场的组成比较复杂, 主要由太阳辐射、大气自身辐射、地表自身辐射等组成. 其中各个组成部分之间又存在热量交换, 通常是通过辐射、对流和传导三种形式进行, 如图 1 所示. 本文主要研究的是 8—14 μm 波段的红外辐射, 在该波段

大气窗口的地球红外辐射场主要由地表红外辐射和大气红外辐射组成. 在高度 h 处设一观测点, 当观测方向指向天空时, 即天顶角 $0 < \beta < \pi$, 感测的是大气下行红外辐射; 当观测方向指向大地时, 即天顶角 $\pi < \beta < 2\pi$, 感测的为大气上行辐射、地面自身红外辐射和地面反射大气向下红外辐射之和, 其中地面反射大气向下红外辐射十分微弱, 可以忽略不计. 通过对 8—14 μm 指定波段的红外辐射场进行研究, 从而提取出地球红外辐射场的特征信息.

2.2 地表红外辐射计算

地表的红外辐射主要取决于两个因素, 地表温度和地表发射率^[14]. 地表温度是影响地表红外辐射最直接和最重要的因素, 某一区域的地表温度可以经由地表温度资料查询得到. 地表发射率主要由不同的地表类型决定, 其计算的公式为

$$\varepsilon_g(\lambda, \beta, \varphi) = 1.0094 + 0.047 \ln(NDVI), \quad (1)$$

其中, $\varepsilon_g(\lambda, \beta, \varphi)$ 为地表发射率; $NDVI$ 为归一化植被指数, 位于 0.157—0.727 之间.

对于一定的地表而言, 其表面构成是确定的. 在常温下, 其表面的发射率可以在一定的范围内看作不变. 因此, 确定地表温度后, 可以从普朗克公式出发, 得到地表自身的红外辐射亮度:

$$L_g(\lambda, \beta, \varphi) = \frac{1}{\pi} \varepsilon_g(\lambda, \beta, \varphi) \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T_g}} - 1)}, \quad (2)$$

式中, $L_g(\lambda, \beta, \varphi)$ 表示地表红外辐射亮度, 其中, λ, β, φ 分别表示波长、天顶角和方位角; T_g 表示地表温度 (K); C_1 为第一辐射常数; C_2 为第二辐射常数; $\varepsilon_g(\lambda, \beta, \varphi)$ 为地表发射率, 与波长和温度有关.

2.3 天空红外辐射计算

大气红外辐射相对于地表红外辐射要复杂得多, 主要原因在于大气的温度随高度的变化而变化. 因此, 目前国内外对于大气红外辐射一般都采用分层理论进行研究^[15]. 将大气在垂直方向分成 n 层, 每层厚度为 Δh . 假设每一层的大气温度均匀, T_{si} 为第 i 层大气的温度, L_{si} 为第 i 层大气的辐射亮度.

普朗克黑体辐射定律可以确定黑体辐射的光谱分布, 只要给定一个温度, 就可以计算出指定波长的黑体辐射出射度, 从而可以得出其他物体的辐射特性. 根据上述的大气分层理论, 结合普朗克黑

体辐射公式, 得到每层大气自身的红外辐射亮度计算公式如下:

$$L_{si}(\lambda, \beta, \varphi) = \frac{1}{\pi} \varepsilon_{si}(\lambda, \beta, \varphi) \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T_{si}}} - 1)}, \quad (3)$$

其中, $L_{si}(\lambda, \beta, \varphi)$ 表示第 i 层大气的红外辐射亮度, $\varepsilon_{si}(\lambda, \beta, \varphi)$ 第 i 层大气的红外辐射发射率.

红外辐射在大气中传播时, 会受到大气分子吸收和散射的影响, 主要以水蒸气和二氧化碳为主, 到达观测点时会受到削弱. 辐射在大气中传播时, 经大气衰减后的辐射通量与入射时辐射通量的比值, 即称之为大气透过率^[16]. 在计算天空和大地的红外辐射时, 需要将大气的透过率考虑进去. 因此, 到达观测点的大气下行红外辐射可以按照下式计算:

$$\left\{ \begin{array}{l} L_{sn}^{\text{down}}(\lambda, \beta, \varphi) = L_{sn}(\lambda, \beta, \varphi), \\ L_{sn-1}^{\text{down}}(\lambda, \beta, \varphi) \\ = L_{sn-1}(\lambda, \beta, \varphi) + \tau_{sn}(\lambda, \beta, \varphi) L_{sn}^{\text{down}}(\lambda, \beta, \varphi), \\ \dots \\ L_{si}^{\text{down}}(\lambda, \beta, \varphi) \\ = L_{si}(\lambda, \beta, \varphi) + \tau_{sn-i}(\lambda, \beta, \varphi) L_{sn-i}^{\text{down}}(\lambda, \beta, \varphi). \end{array} \right. \quad (4)$$

同理, 到达观测点的大气上行红外辐射可以按照下式计算:

$$\left\{ \begin{array}{l} L_{s1}^{\text{up}}(\lambda, \beta, \varphi) = L_{s1}(\lambda, \beta, \varphi), \\ L_{s2}^{\text{up}}(\lambda, \beta, \varphi) \\ = L_{s2}(\lambda, \beta, \varphi) + \tau_{s1}(\lambda, \beta, \varphi) L_{s1}^{\text{up}}(\lambda, \beta, \varphi), \\ \dots \\ L_{si}^{\text{up}}(\lambda, \beta, \varphi) \\ = L_{si}(\lambda, \beta, \varphi) + \tau_{si-1}(\lambda, \beta, \varphi) L_{si-1}^{\text{up}}(\lambda, \beta, \varphi), \end{array} \right. \quad (5)$$

其中 $\tau_{si}(\lambda, \theta, \varphi)$ 表示第 i 层大气的大气透过率. 假设对于同层的大气, 其大气参数(温度、压强、粒子分布等)均匀, 则可以得到^[17]:

$$\varepsilon_{si}(\lambda, \beta, \varphi) = 1 - (a_{si}^0(\lambda))^{1/\cos\beta}, \quad (6)$$

$$\tau_{si}(\lambda, \beta, \varphi) = (\tau_{si}^0(\lambda))^{1/\cos\beta}, \quad (7)$$

式中 $a_{si}^0(\lambda)$, $\tau_{si}^0(\lambda)$ 分别表示该层大气在天顶角 $\beta = 0^\circ$ 方向的方向光谱吸收率和方向光谱透射率. 光谱吸收率是指某种物质对各个波长辐射的吸收率. 光谱透射率是指某种物质对各个波长辐射的透过比率.

2.4 地球红外辐射模型推导

综上所述, 根据地球红外辐射场的产生机理, 结合红外辐射在大气中的传播模式, 可以获得到达观测点的天地红外辐射. 红外辐射在大气中的传播模式是指红外辐射在大气中传输时, 由于大气中的不同气体分子、传输路径、气压、温度、湿度以及每一种吸收体的浓度造成的大气衰减, 等效作用表现为大气红外辐射透过率. 假设观测点位于空中高度 h 处, 当观测点朝上时, 即天顶角 $0 < \beta < \pi$, 在 8—14 μm 波段的大气窗口, 其感受的红外辐射为大气下行辐射. 首先计算指定波长下的某一层的红外辐射亮度, 结合每一层的大气透过率, 计算出该层大气的红外辐射到达观测点的红外辐射亮度; 然后累加 n 层大气的红外辐射亮度; 最后通过对 8—14 μm 波段进行积分可以得到观测点所感受到的大气下行红外辐射. 具体过程可按式进行计算:

$$\begin{aligned} L_{\text{sensor}}^{\text{up}} &= \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\text{sky}}^{\text{up}}(\lambda, \beta, \varphi) d\lambda \\ &= \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \sum_i^n \varepsilon_{si}(\lambda, \beta, \varphi) \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T_{si}}} - 1)} \\ &\quad \times \prod_{i+1}^n \tau_{si}(\lambda, \beta, \varphi) d\lambda, \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $\lambda_1 = 8 \mu\text{m}$, $\lambda_2 = 14 \mu\text{m}$; $L_{\text{sky}}^{\text{up}}$ 是某一波长下, 观测点上方大气到达观测点的辐射亮度.

当观测点朝下时, 即天顶角 $\pi < \beta < 2\pi$, 在 8—14 μm 波段的大气窗口, 其感受的红外辐射为大气上行辐射和地表红外辐射之和. 其中, 对大气上行辐射计算方法与大气下行辐射相同; 观测点感测的地表红外辐射亮度可以通过计算出地表自身的红外辐射, 结合大气透过率得到. 具体过程可按式进行计算:

$$\begin{aligned} L_{\text{sensor}}^{\text{down}} &= \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\text{sky}}^{\text{down}}(\lambda, \beta, \varphi) d\lambda \\ &\quad + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\text{ground}}(\lambda, \beta, \varphi) d\lambda \\ &= \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \sum_1^i \varepsilon_{si}(\lambda, \beta, \varphi) \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T_{si}}} - 1)} \\ &\quad \times \prod_1^{i-1} \tau_{si}(\lambda, \beta, \varphi) d\lambda \\ &\quad + \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon_g(\lambda, \beta, \varphi) \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{\frac{C_2}{\lambda T_g}} - 1)} \\ &\quad \times \prod_1^{i-1} \tau_{si}(\lambda, \beta, \varphi) d\lambda, \end{aligned} \quad (9)$$

式中, $L_{\text{sky}}^{\text{down}}$ 是指某一波长下观测点下方大气到达观测点的总辐射亮度; L_{ground} 是指某一波长下地表红外辐射到达观测点的辐射亮度.

根据天空和大地的红外辐射计算, 结合红外辐射在大气中的传播规律, 建立了地球红外辐射场的数学模型, 为基于地球红外辐射的旋转飞行体姿态估计方法提供理论依据.

3 红外传感器测量模型

基于上述理论分析, 结合建立的地球红外辐射场数学模型, 研究利用地球红外辐射场的旋转飞行体姿态测试方法. 在波长范围为 8—14 μm 、方位角一定的情况下, 按照地球红外辐射场的数学模型, 推导出红外辐射与天顶角 β 之间的关系. 结合天顶角和飞行体姿态角的关系, 可以获得旋转飞行体的姿态信息. 在旋转飞行体上合理布阵红外传感器, 感测飞行过程中的地球红外辐射场. 根据红外传感器反馈的地球红外辐射场信息, 结合旋转飞行体的运动特征, 从中提取出包含姿态参数的特征信号. 设计有效的姿态估计算法, 从而获得旋转飞行体的姿态参数.

根据红外传感器的敏感原理, 其输出电压取决于敏感面所对应的圆锥体所截的那部分面积, 输出电压可按照下式计算:

$$V = S_v P = S_v A_s E = KE, \quad (10)$$

式中, V 为输出电压, S_v 为传感器电压灵敏度, P 为红外辐射功率, A_s 为传感器敏感面面积, K 为系数, E 为辐射照度.

设红外传感器的视场角为 α , 在视场范围内的辐射源面积 $A_c = \pi R^2$, 该辐射源与红外传感器之间的距离为 l , 且辐射源表面与传感器敏感面平行, 如图 2 所示.

如图 2 所示, 在 A_c 上取一小面元 $dA = dx dy$, 则该小面元在传感器敏感面 A_s 上所产生的辐射照度 dE 为

$$\begin{aligned} dE &= L dA \frac{\cos \alpha_c \cos \alpha_s}{r^2} \\ &= L \frac{\cos \alpha_c \cos \alpha_s}{r^2} dx dy. \end{aligned} \quad (11)$$

利用 $\cos \alpha_c = \cos \alpha_s = l/r$, $r^2 = x^2 + l^2$, $dy = x d\phi$, 并注意积分上下限, 可以得到

$$E = L \int_0^{2\pi} d\phi \int_0^R \frac{l^2}{(x^2 + l^2)^2} x dx$$

$$= \pi L \frac{R^2}{l^2 + R^2} = \pi L \sin^2 \frac{\alpha}{2}. \quad (12)$$

由此可见, 地球红外辐射场在红外传感器上产生的辐射照度与辐射源的辐射亮度 L 成正比, 与传感器的半视场角 $\alpha/2$ 的正弦平方成正比.

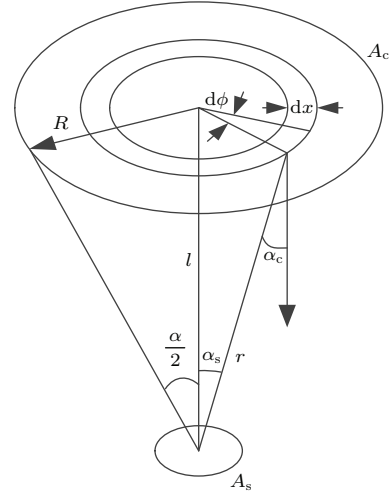


图 2 辐射照度计算示意图

Fig. 2. Schematic of irradiance calculation.

根据 (11) 和 (12) 式可以计算出红外传感器输出随天顶角的变化, 通过坐标转换矩阵, 可以得出天顶角 β 与飞行体姿态角的关系:

$$\beta = a \tan \left(\frac{\cos \theta \sin \gamma}{\sqrt{\sin^2 \theta \sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma}} \right), \quad (13)$$

式中, θ 为旋转飞行体的俯仰角, γ 为旋转飞行体的横滚角. 可以看出当 $\theta = 0^\circ$ 时, β 即为旋转飞行体的横滚角.

根据上述分析, 结合地球红外辐射场的数学模型, 给定红外传感器的视场角为 120° , 通过 Matlab 数值仿真得到弹载红外传感器输出关于俯仰角和横滚角的变化曲线, 如图 3 所示.

从图 3 可以看出, 红外传感器输出随横滚角成正弦变化; 在 $0-90^\circ$ 的俯仰角范围内, 红外传感器的幅值随角度的增大而变小. 因此, 在旋转飞行体运动过程中, 红外传感器将会输出一个近似正弦信号, 幅值与载体的俯仰角有关, 其频率与旋转飞行体旋转速率相关. 通过数据分析和拟合, 红外传感器的测量模型如下:

$$V = k \cos \theta \sin(\gamma + \delta) + B, \quad (14)$$

式中, B 为输出信号的偏置, δ 为相位角, k 为传感器系数.

对于红外传感器视场角的影响, 同样进行了数值仿真, 设俯仰角为 0° , 计算不同视场角下的弹载红外传感器输出, 如图4所示.

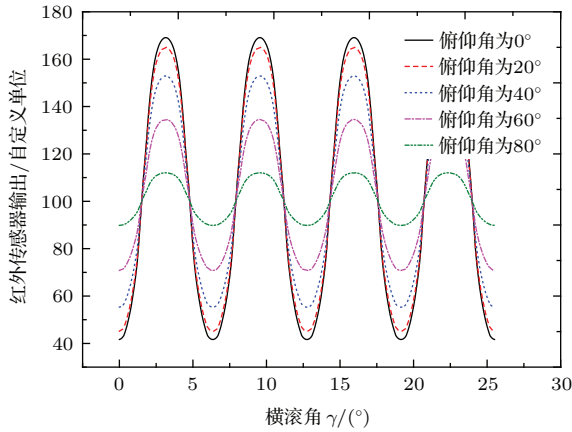


图3 (网刊彩色) 不同俯仰角的红外传感器输出

Fig. 3. (color online) The sensor output under different pitch angles.

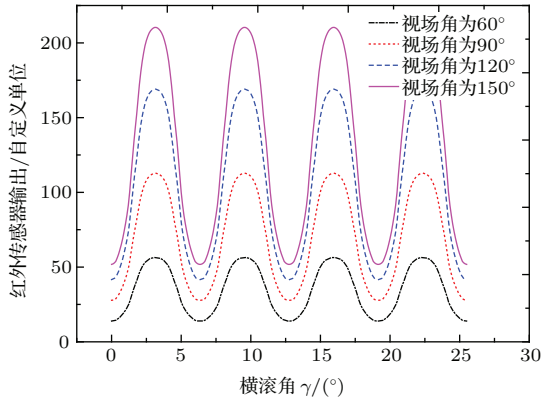


图4 (网刊彩色) 不同视场角的红外传感器输出

Fig. 4. (color online) The sensor output under different field of view.

从图4可以看出, 红外传感器的输出随视场角的增大而增大. 因此, 在选用红外传感器进行弹体姿态测试研究时, 在传感器响应时间符合要求的情况下, 尽可能选用大视场角的红外传感器, 以保证输出信号的强度, 提高抗干扰能力.

4 姿态估计算法及仿真

4.1 红外传感器安装布局

设旋转飞行体的质心在载体坐标系 $O-x_b y_b z_b$ 的原点 O 处, 飞行体的自转轴为 x_b 轴且指向 x_b 轴的正方向. 如图5所示, 红外传感器 T_x, T_y, T_z 分别沿载体坐标系的3个坐标轴安装, 其敏感轴方向均指向坐标轴的正向.

当旋转飞行体在空间中有姿态运动时, 载体坐标系与地理坐标系不再重合, 红外传感器的测量值与该时刻下的载体俯仰角 θ 、横滚角 γ 有关. 根据红外传感器的测量模型(14)式, 归一化红外温度传感器系数 k , 调整偏置 B 及相位角 δ , 三轴红外温度传感器输出可按照(15)式计算:

$$\begin{cases} V_x = \sin \theta, \\ V_y = \cos \theta \sin \gamma, \\ V_z = \cos \theta \cos \gamma, \end{cases} \quad (15)$$

式中 V_x, V_y, V_z 分别是三轴红外传感器的输出电压.

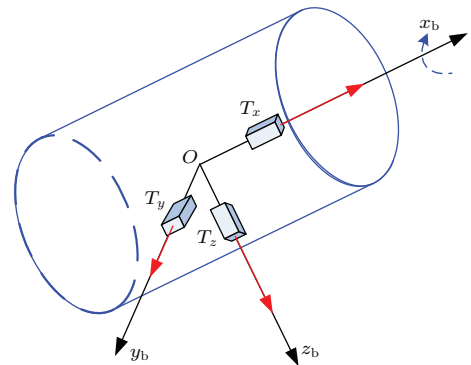


图5 (网刊彩色) 红外传感器安装示意图

Fig. 5. (color online) Schematic diagram of thermopiles sensors installation.

4.2 扩展卡尔曼滤波器设计

为了进一步提高利用地球红外辐射场的姿态测试精度, 设计基于三轴红外传感器的扩展卡尔曼滤波估计算法. 根据(15)式给出的三轴红外传感器输出模型, 可以通过 x_b 轴的输出可以得到旋转飞行体的俯仰角, 结合其他两轴的输出得出横滚角, 横滚角的变化速率即为旋转飞行体的旋转角速率, 从而获得旋转飞行体的姿态信息.

用扩展卡尔曼滤波来估计旋转飞行体的姿态角和旋转角速率, 主要由下面几个步骤组成. 首先, 根据 $T-1$ 时刻的状态估计来预测 T 时刻的状态,

$$\hat{\mathbf{X}}_T^P = \mathbf{F} \hat{\mathbf{X}}_{T-1}, \quad (16)$$

其中, $\mathbf{X} = [\gamma \ w \ \theta]$ 表示状态矩阵, γ 表示横滚角, w 表示旋转角速率, θ 表示俯仰角;

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & t_s & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

表示状态转移矩阵, t_s 表示估计时间步长.

滤波器的噪声协方差矩阵 \mathbf{P} 的预测,

$$\mathbf{P}_T^* = \mathbf{F}\mathbf{P}_{T-1}\mathbf{F}^T + \mathbf{Q}, \quad (17)$$

其中, \mathbf{P}_T^* 为噪声协方差矩阵的预测; \mathbf{Q} 为系统噪声方差矩阵, 表示模型的不确定性.

观测矩阵 $\mathbf{V} = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}^T$, V_x, V_y, V_z 分别是三轴红外传感器的输出电压, 姿态参数的估计值被用于计算线性化输出矩阵,

$$\begin{aligned} \mathbf{C} &= \begin{bmatrix} \frac{\partial V_x^*}{\partial \gamma} & \frac{\partial V_x^*}{\partial w} & \frac{\partial V_x^*}{\partial \theta} \\ \frac{\partial V_y^*}{\partial \gamma} & \frac{\partial V_y^*}{\partial w} & \frac{\partial V_y^*}{\partial \theta} \\ \frac{\partial V_z^*}{\partial \gamma} & \frac{\partial V_z^*}{\partial w} & \frac{\partial V_z^*}{\partial \theta} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cos \hat{\theta}_T^P \\ \cos \hat{\theta}_T^P \cos \hat{\gamma}_T^P & 0 & -\sin \hat{\theta}_T^P \sin \hat{\gamma}_T^P \\ -\cos \hat{\theta}_T^P \sin \hat{\gamma}_T^P & 0 & -\sin \hat{\theta}_T^P \cos \hat{\gamma}_T^P \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (18)$$

根据线性化输出矩阵 \mathbf{C} , 结合噪声协方差矩阵预测 \mathbf{P}_T^* , 可以得到卡尔曼滤波器的增益 \mathbf{K} :

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}_T^* \mathbf{C}^T (\mathbf{C} \mathbf{P}_T^* \mathbf{C}^T + \mathbf{R})^{-1}, \quad (19)$$

其中 \mathbf{R} 为 $n \times n$ 的矩阵, 表示观测噪声方差矩阵. 增益矩阵 \mathbf{K} 被用于修正姿态参数的估计值, 进行状态更新 $\hat{\mathbf{X}}_T$

$$\hat{\mathbf{X}}_T = \hat{\mathbf{X}}_T^P + \mathbf{K} \begin{Bmatrix} V_x^* - V_x^P \\ V_y^* - V_y^P \\ V_z^* - V_z^P \end{Bmatrix} \quad (20)$$

其中, V^* 表示红外传感器在 T 时刻的真实测量值; V^P 表示在 T 时刻的估计测量值, 可以通过下式计算获得

$$\mathbf{V}^P = \begin{bmatrix} V_x^P \\ V_y^P \\ V_z^P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \hat{\theta}_T^P \\ \cos \hat{\theta}_T^P \sin \hat{\gamma}_T^P \\ \cos \hat{\theta}_T^P \cos \hat{\gamma}_T^P \end{bmatrix}. \quad (21)$$

最后, 滤波器的噪声协方差矩阵 \mathbf{P}_T 用下式进行更新

$$\mathbf{P}_T = (\mathbf{I}_n - \mathbf{K}\mathbf{C})\mathbf{P}_T^* (\mathbf{I}_n - \mathbf{K}\mathbf{C})^T + \mathbf{K}\mathbf{R}\mathbf{K}^T, \quad (22)$$

根据 (20) 式获得的旋转飞行体姿态参数估计值, 可以作为 (16) 式的输入值用于下一步的滤波估计.

4.3 数值仿真

为了验证红外传感器测量模型的可靠性和设计的扩展卡尔曼滤波姿态估计算法的有效性, 按照如下条件进行了数值仿真: 三轴红外传感器以两两正交的方式安装在旋转飞行体上, 旋转飞行体的俯仰角 θ 在 $30^\circ \pm 5^\circ$ 范围内变化, 变化频率为 5 Hz; 其横滚角速率为 100 rad/s, 红外传感器的视场角为 120° . 为了是数值仿真结果更为接近真实状态, 在红外传感器输出上添加了均值为零、均方根为 10^{-4} G 的随机白噪声. 图 6 所示为在上述仿真条件下, 三轴红外传感器的输出曲线.

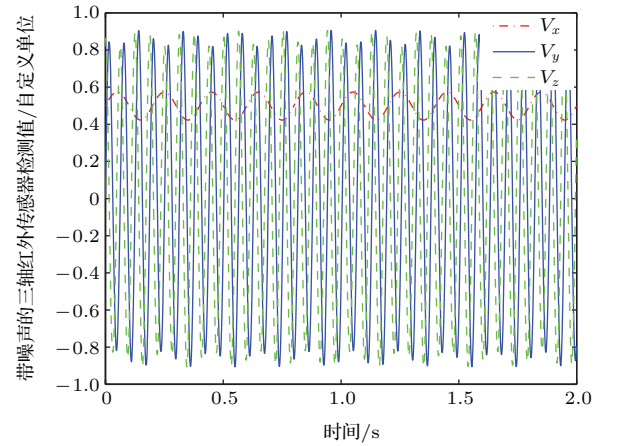


图 6 (网刊彩色) 带噪声的三轴红外传感器检测值

Fig. 6. (color online) The output of three-axis thermopile sensors with noise.

根据三轴红外传感器输出信号的特点, 采用设计的扩展卡尔曼滤波算法来进行旋转飞行体的姿态估计. 滤波器估计结果如图 7 和图 8 所示.

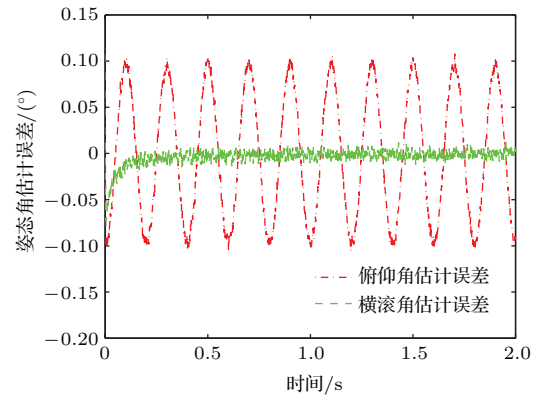


图 7 (网刊彩色) 姿态角估计误差

Fig. 7. (color online) The estimation error of attitude angles.

从图 7 的姿态角估计误差曲线可以看出, 俯仰角的估计误差在 $\pm 0.1^\circ$ 以内, 横滚角的估计误差

在 $\pm 0.05^\circ$ 以内. 图8为横滚角速度的估计误差, 在 ± 1 rad/s以内, 并且逐步收敛. 根据数值仿真结果可以看出, 建立的红外传感器测量模型具有较好的稳定性, 设计的扩展卡尔曼滤波算法性能良好, 能够达到较高的姿态角估计精度.

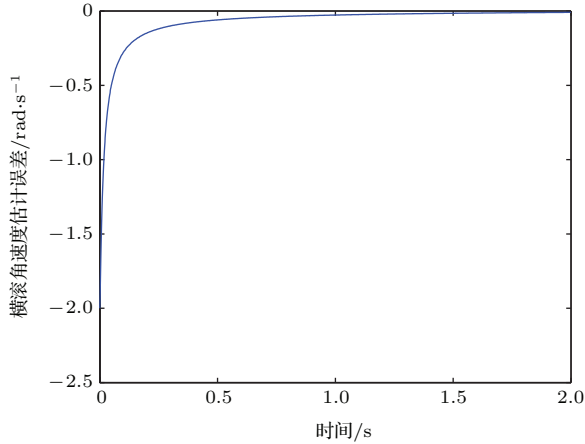


图8 横滚角速率估计误差

Fig. 8. The estimation error of roll rate.

5 结 论

利用地球红外辐射场进行姿态测试是一种低成本、小体积, 易于工程实现的测量方法. 本文结合相关理论和实际工程需要, 通过红外辐射理论及其在大气中的传播模式的研究, 建立了地球红外辐射场的数学模型. 结合旋转飞行体的运动特征, 构建了红外传感器的测量模型, 分析了不同俯仰角和视场角下的传感器输出信号特征. 为了进一步提高姿态测试的精度, 设计了基于三轴红外传感器的扩展卡尔曼姿态估计算法. 结果表明, 俯仰角估计误差在 $\pm 0.1^\circ$, 横滚角估计误差在 $\pm 0.05^\circ$, 横滚角速度估计误差在 ± 1 rad/s. 该测量方法可以用于旋转飞行体的姿态测试, 并且具有十分广泛的应用前景.

参考文献

- [1] Guo C, Cai H, van der Heijden G H M 2013 *J. Navigat.* **66** 799
- [2] Zheng W, Hsu H T, Zhong M, Yun M J 2014 *Chin. Phys. B* **23** 109101
- [3] Zhao G R, Huang J L, Su Y Q, Sun C 2015 *Acta Phys. Sin.* **64** 210502 (in Chinese) [赵国荣, 黄婧丽, 苏艳琴, 孙聪 2015 物理学报 **64** 210502]
- [4] Nguyen T 2014 *28th AIAA/USU Conference on Small Satellites* Logan, USA, August 8–13, 2014 p1
- [5] Sun C M, Yuan Y, Zhang X B 2010 *Acta Phys. Sin.* **59** 7523 (in Chinese) [孙成明, 袁艳, 张修宝 2010 物理学报 **59** 7523]
- [6] Li M, Jing W, Huang X 2012 *J. Guidance, Control, and Dynamics* **35** 344
- [7] Su W, Hong T, Xu C, Hao P J 2014 *J. Xi'an Jiaotong Univ.* **48** 116 (in Chinese) [苏威, 洪涛, 徐川, 郝培杰 2014 西安交通大学学报 **48** 116]
- [8] Egan G K, Taylor B 2007 *Monash Univ. TR MECSE-2007* Melbourne, Australia, August 2–7, 2007 p847
- [9] Rogers J, Costello M 2012 *Navigation* **59** 9
- [10] Rogers J, Costello M, Hepner D 2011 *J. Guidance, Control, and Dynamics* **34** 688
- [11] Tokutake H, Kuribara M, Yuasa Y 2012 *International Workshop on Instruction for Planetary Missions Greenbelt* Maryland, USA, October 10–12, 2012 p1022
- [12] Xu L J, Liu T, Chen H X 2014 *J. Chin. Inertial Technol.* **22** 475 (in Chinese) [续立军, 刘涛, 陈海昕 2014 中国惯性技术学报 **22** 475]
- [13] Li X Y, Ma C L, Zhi W 2014 *Transducer and Microsystem Technologies* **33** 101 (in Chinese) [李晓雨, 马春林, 支炜 2014 传感器与微系统 **33** 101]
- [14] Gillespie A 2014 *Encyclopedia of Remote Sensing*(Vol. 1) (New York: Springer New York) pp303-312
- [15] Fang Y Q, Fan X, Cheng Z D, Zhu B, Deng P, Zhang F Q 2013 *Laser Infrared* **43** 896 (in Chinese) [方义强, 樊祥, 程正东, 朱斌, 邓潘, 张发强 2013 激光与红外 **43** 896]
- [16] Ma G, Zhang P, Qi C L, Xu N, Dong C H 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 179503 (in Chinese) [马刚, 张鹏, 漆成莉, 徐娜, 董超华 2014 物理学报 **63** 179503]
- [17] Berger X, Bathiebo J 2003 *Renewable Energy* **28** 1925

Attitude estimator for spinning aircraft using earth infrared radiation field*

Yu Jing¹⁾ Bu Xiong-Zhu^{1)†} Niu Jie¹⁾²⁾ Wang Xin-Zheng¹⁾

1) (School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

2) (School of Electrical and Electronic Engineering, Changzhou College of Information Technology, Changzhou 213164, China)

(Received 14 August 2015; revised manuscript received 19 January 2016)

Abstract

The continuous improvement in diversification, new-type orientation and low cost of navigation control system, the accurate measurement of the spinning aircraft flight attitude parameters has become a more and more urgent task. In view of the above problems, a novel attitude estimator for the spinning aircraft is proposed by using earth infrared radiation field. The attitude estimation system possesses several key advantages over the current designs in low cost, no need of moving parts, and being free from reliance on GPS or other state feedback. Firstly, the mechanism of earth infrared radiation field is described in detail, and an 8–14 μm atmospheric window is selected as the study object. The land surface infrared radiation is calculated by the land surface temperature and emissivity. The sky infrared radiation is calculated through layered atmosphere by combining with the sky emissivity and infrared atmospheric transmittance. According to the calculations of land surface infrared radiation and sky infrared radiation, the mathematical model of earth infrared radiation field is established by combining with propagation law of infrared radiation in the atmosphere. Then the measurement model of thermopile sensors is derived, after analyzing the motion feature of spinning aircraft during the flight. The thermopile sensors convert the observed infrared radiation into an electrical signal well suited for onboard data acquisition. To explore the inner link between the thermopile sensor output and the spinning aircraft attitude information, the characteristics of the sensor output under different attitude angles and fields of view are studied. When the thermopile sensor characteristics are included, the fully developed model can be used to generate accurate sensor output as a function of attitude angle. Finally, the installation of the thermopile sensors on the spinning aircraft is designed, and the measurement model of onboard thermopile sensor is established. In order to improve the accuracy of attitude measurement, an extended Kalman filter is developed, which enables the estimating of real-time attitude angles and roll rate by using solely three-axis thermopile sensors as feedback. The result indicates that by using this high accurate algorithm, the pitch angle estimation error is within $\pm 0.02^\circ$, the roll angle estimation error is within $\pm 0.1^\circ$ and the roll rate estimation error is within ± 1 rad/s. The detection system is simple and practical, works stably, and can meet the requirements for spinning projectile attitude measurement. The attitude estimation system will provide a new method and theory for further developing the spinning aircraft state detection.

Keywords: earth infrared radiation field, thermopiles sensors, spinning aircraft, extended Kalman filter

PACS: 95.85.Hp, 95.85.Sz, 07.57.-c, 07.57.Kp

DOI: 10.7498/aps.65.079501

* Project supported by the Foundation of the National Defense Science and Technology Key Laboratory of Mechanical and Electrical Engineering and Control, China (Grant No. 9140C360203120C36134) and the Program for Graduate Student Innovation of the Higher Education Institutions of Jiangsu Province, China (Grant No. KYZZ_0115).

† Corresponding author. E-mail: buxu105@mail.njust.edu.cn