

气象探空火箭气温测量不确定度评估方法*

孙宇¹, 陈书驰², 万黎³, 金波³, 盛峥⁴, 王鑫¹

(1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094; 2. 中国人民解放军32021部队, 北京 100094;
3. 上海长望气象科技股份有限公司, 上海 201209; 4. 国防科技大学气象海洋学院, 湖南长沙 410073)

摘要:在气象火箭测温修正模型基础上,通过误差分析理论,对温度修正及其不确定度评估方法进行研究。根据火箭探空仪在空中下落过程中大气密度变化规律,建立温度修正数学模型,推导得到温度修正公式。根据误差理论,分析影响温度修正的八项误差因素,并逐项给出温度修正误差表达式。以气象火箭实测数据为例,运用上述公式,对探空火箭温度反演不确定度进行分析计算。结果表明:温度反演不确定度在50~60 km较大,最大为3.6 K;40~50 km不确定度为0.3~0.9 K;40 km以下,不大于0.3 K。影响温度不确定度的因素主要是气动加热修正项、滞后效应修正项、结构热传导修正项和传感器对环境热辐射修正项。数据处理时采用参考大气或标准大气仅进行一次修正是不够的,需进行迭代修正,单次修正结果与迭代修正结果差异最大可达5.6 K。

关键词:气象探空火箭;气温测量;数据处理;不确定度评估

中图分类号:P412.26 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2021)06-049-11

Evaluation method of the uncertainty of the temperature measurement for meteorological sounding rocket

SUN Yu¹, CHEN Shuchi², WAN Li³, JIN Bo³, SHENG Zheng⁴, WANG Xin¹

(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China; 2. The PLA Unit 32021, Beijing 100094, China;
3. Shanghai Changwang Meteorological Technology Co., Ltd, Shanghai 201209, China;
4. College of Meteorology and Oceanography, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the temperature correction model of meteorological sounding rocket, through error analysis theory, research on the method of temperature correction and uncertainty evaluation was conducted. According to the law of atmospheric density change during the falling process of rocketsonde, the mathematical model of temperature correction was established, and the formula of temperature correction was deduced. According to the error theory, eight error factors which affect the temperature correction were analyzed, and the expression of error in temperature correction was given one by one. Taking measured data as an example, using the above formula, the uncertainty of temperature inversion of sounding rocket was analyzed and calculated. The results show that the uncertainty of temperature inversion is larger in 50~60 km, and the maximum is 3.6 K; uncertainty in 40~50 km is 0.3~0.9 K; uncertainty in less than 40 km is no more than 0.3 K. The main factors that affect the uncertainty of temperature are aerodynamic heating correction, lag effect correction, structural heat conduction correction, and sensor correction for environmental heat radiation. It is not enough to use the reference atmosphere or the standard atmosphere for only single correction in data processing. Iterative correction is needed, and the maximum difference between iterative correction results and single correction results is 5.6 K.

Keywords: meteorological sounding rocket; temperature measurement; data processing; uncertainty evaluation

临近空间是位于航空器飞行高度与轨道飞行器飞行高度之间,空天一体化作战不可或缺的中间平台,具有重要的战略地位及独特的军事应用价值^[1]。采用火箭发射方式,将探空仪或落球^[2-4]运送至指定高度释放,下落过程中对大气环境要素进行测量,是目前临近空间大气环境要素原位探测的主要方式。气象探空火箭测温模式为:降落伞-探空仪系统在预定高度与火箭分离

后,在高空大气动压逐渐满足开伞条件下,落速逐渐减小,降落伞-探空仪系统趋于稳定,探空仪上安装的热敏电阻温度传感器首先接触未被扰动的被测大气,进行就位探测,探测的气温数据连同定位数据实时回传至地面接收系统,探测过程结束后进行数据处理,获得20~60 km不同高度上的气温测量数据。火箭探空与常规高空气象探测不同,后者从地面施放气球,升速基本恒定(5~

* 收稿日期:2020-05-07

作者简介:孙宇(1986—),男,山西五台人,高级工程师,硕士,E-mail:sun_yu86@163.com

6 m/s),且低空大气稠密,温度传感器与周围大气热交换充分,传感器探测示值能够真实反映环境气温。火箭探空受到落速大(60 km 高度处,要求落速 ≤ 150 m/s)、空气稀薄、各类热辐射等复杂环境影响,温度示值和风场计算值并非大气环境真实值,必须进行修正^[5-6]。温度修正之后仍然存在误差,给气温测量不确定度评估带来麻烦。气温是气象探空火箭唯一一个实测大气环境要素,大气密度和气压都要依赖气温进行计算,所以对气温测量的不确定度进行评估,对于数据评估和临近空间大气环境研究具有重要意义^[7]。本文列出了临近空间气象探空火箭测温的三大误差来源,分析了影响温度修正的八项因素,对八项影响因素误差方程进行了推导,并结合实测数据给出了雷达定位体制的温度不确定度。

1 温度修正数学模型

火箭探空仪热敏电阻温度传感器在下落过程中对周围大气进行温度测量,遵循热力学第一定律,即热敏电阻的内能变化 ΔE 与单位时间内传递给其的对流交换热能 Q_T 、辐射交换热能 Q_α 、传导交换热能 Q_c 、自热 W_f 构成平衡关系,即:

$$\Delta E = (Q_T + Q_\alpha + Q_c + W_f) \Delta t \quad (1)$$

由探空仪结构和热敏电阻特征,设热敏电阻吸收热量为“+”,放出热量为“-”,将式(1)展开得:

$$m_T C \frac{dT_f}{dt} = Ah_{cs}(T_r - T_f) + A_s \alpha_s J + A_m \rho_m \alpha_s J +$$

$$\alpha_l \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4) - A \varepsilon \sigma T_f^4 + Q_c + W_f \quad (2)$$

式中: T_r 为热敏电阻表面气流的恢复温度, K; T_f 为热敏电阻温度示值, K; A 为热敏电阻表面积,

m^2 ; $\frac{dT_f}{dt}$ 为热敏电阻温度示值随时间的变化率,

K/s; A_s 为热敏电阻受太阳辐射的有效面积, m^2 ;

α_s 为热敏电阻对太阳辐射的吸收率; J 为太阳常数,

取值 $1367 \text{ J}/(\text{s} \cdot \text{m}^2) \pm 7 \text{ J}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$; A_m 为热敏电阻受地面和云层反射太阳辐射的有效面积,

m^2 ; ρ_m 为地面和云层的综合反射系数; α_l 为热敏电阻对长波的吸收率; σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数,

取值 $5.669 \times 10^{-8} \text{ J}/(\text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{K}^4)$; A_a 为热敏电阻受上界大气长波辐射的有效面积, m^2 ;

T_a 为上界大气长波辐射源的等效黑体温度, K; A_b 为热敏电阻受探空仪本体长波辐射的有效面积, m^2 ;

T_b 为探空仪本体长波辐射源的等效黑体温度, K;

A_c 为热敏电阻受下界地面及大气长波辐射的有效面积, m^2 ;

T_c 为下界地面及大气长波辐射源的

等效黑体温度, K; ε 为热敏电阻的热辐射发射率; Q_c 为与热敏电阻传导交换的热量, J; W_f 为测量电流焦耳效应产生的热量, J。

根据定常等熵流能量平衡方程对 $(T_r - T_f)$ 项做适当变换,得到:

$$h_{E_\infty} + \frac{1}{2} v_r^2 = h_{E0} \quad (3)$$

式中: h_{E_∞} 为来流单位质量的焓, J/kg; h_{E0} 为驻点单位质量的焓或单位质量的总焓, J/kg; v_r 为气流与热敏电阻之间的相对运动速度, m/s。

因为 $h_E = c_p T$, 所以式(3)可改写为 $c_p T_\infty + \frac{1}{2} v_r^2 = c_p T_0$ 。移项整理得 $T_0 - T_\infty = \frac{v_r^2}{2c_p}$, 再由温度

恢复系数 r 的定义式 $r = \frac{T_r - T_\infty}{T_0 - T_\infty}$, 可得:

$$T_r = T_\infty + \frac{rv_r^2}{2c_p} \quad (4)$$

于是:

$$T_r - T_f = T_\infty + \frac{rv_r^2}{2c_p} - T_f \quad (5)$$

将式(5)代入式(2), 则有:

$$m_T C \frac{dT_f}{dt} = Ah_{cs} \left(T_\infty + \frac{rv_r^2}{2c_p} - T_f \right) + A_s \alpha_s J + A_m \rho_m \alpha_s J + \alpha_l \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4) - A \varepsilon \sigma T_f^4 + Q_c + W_f \quad (6)$$

式(6)即为世界气象组织给出的关于火箭探空仪温度探测数据的修正公式^[8]。移项整理得:

$$T_\infty = T_f - \frac{rv_r^2}{2c_p} + \frac{m_T C}{Ah_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dt} - \frac{A_s \alpha_s J}{Ah_{cs}} - \frac{A_m \rho_m \alpha_s J}{Ah_{cs}} - \frac{\alpha_l \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4)}{Ah_{cs}} + \frac{\varepsilon \sigma T_f^4}{h_{cs}} - \frac{Q_c}{Ah_{cs}} - \frac{W_f}{Ah_{cs}} \quad (7)$$

记 $T_\varepsilon = T_\infty - T_f$, 则有:

$$T_\varepsilon = -\frac{rv_r^2}{2c_p} + \frac{m_T C}{Ah_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dt} - \frac{A_s \alpha_s J}{Ah_{cs}} - \frac{A_m \rho_m \alpha_s J}{Ah_{cs}} - \frac{\alpha_l \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4)}{Ah_{cs}} + \frac{\varepsilon \sigma T_f^4}{h_{cs}} - \frac{Q_c}{Ah_{cs}} - \frac{W_f}{Ah_{cs}} \quad (8)$$

式中: T_∞ 为真实气温(未扰动来流), K; r 为热敏电阻表面气流的温度恢复系数; c_p 为空气定压比热容, 取值 $1004 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; $m_T C$ 为热敏电阻热容量, J/K; h_{cs} 为热敏电阻表面与空气的对流热交换系数, $\text{J}/(\text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{K})$ 。

2 温度误差分析

温度误差的来源主要有三类, 第一类是温度

传感器静态标定误差;第二类是定位误差导致的测温误差;第三类是由于温度修正方程中用到的有关参数本身并非十分精确,参数误差代入修正过程中,导致温度修正存在一定的误差^[9-10]。其中,第一、第二类为传感器本身所带来的系统误差,第三类为修正模型参数不准确导致的系统误差。因此,温度不确定度计算公式如下:

$$\Delta T = \sqrt{\sigma_{T_1}^2 + \sigma_{T_2}^2 + \Delta T_e^2} \quad (9)$$

式中: ΔT 为气温测量误差; σ_{T_1} 为温度传感器静态标定误差; σ_{T_2} 为定位误差引起的气温误差; ΔT_e 为温度修正后的残余误差,由温度修正方程微分求得。

由 $\frac{dz}{dt} = v_z$,得 $\frac{dT_f}{dt} = v_z \frac{dT_f}{dz}$,根据误差传递原理^[11],由式(8)可写出温度修正误差方程:

$$\begin{aligned} \Delta T_e = & \Delta\left(-\frac{rv_r^2}{2c_p}\right) + \Delta\left(\frac{m_T C v_z}{Ah_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dz}\right) + \Delta\left(-\frac{\tau_s \alpha_s J}{h_{cs}}\right) + \\ & \Delta\left(-\frac{\tau_m \rho_m \alpha_s J}{h_{cs}}\right) + \Delta\left[-\frac{\alpha_t \sigma (\tau_a T_a^4 + \tau_b T_b^4 + \tau_c T_c^4)}{h_{cs}}\right] + \\ & \Delta\left(\frac{\varepsilon \sigma T_f^4}{h_{cs}}\right) + \Delta\left(-\frac{Q_c}{Ah_{cs}}\right) + \Delta\left(-\frac{1}{Ah_{cs}} \cdot \frac{U^2 t}{R}\right) \quad (10) \end{aligned}$$

下面利用2004年11月16日11时59分获取的实测数据对上述修正项进行逐一分析。

2.1 气动加热修正项 $\left(-\frac{rv_r^2}{2c_p}\right)$

气动加热修正项反映的是温度传感器与其附面层热交换所产生的温度效应。由于分离后的初始段降落伞还未完全张开,加之大气稀薄阻力小,垂直加速度 a_z 接近于重力加速度 g ,因而惯性影响较大。降落伞张开后,随着浮力增大探空仪下落逐渐趋于稳定,垂直加速度减小,惯性速度也逐渐减小,且水平方向上的分离惯性速度在降落伞阻尼作用下逐步衰减,进入60 km高度探测段后,要求落速控制在150 m/s以内,此后探空仪基本呈随风飘移状态, v_r 近似可采用落速 v_z 。

恢复系数 r 是气动加热修正的重要因子。空气动力学中,对温度恢复系数定义为: $r = \frac{T_r - T_\infty}{T_0 - T_\infty}$,它反映了气体流场动能与热能转换滞止效应的效率。不过由于黏流附面层的情况十分复杂,要准确获取恢复系数不易。根据国外研究成果^[12],基于连续流恢复系数和自由分子流恢复系数的任意流态恢复系数求解公式为:

$$r = \frac{r_c + r_{fm} C_1 Ma^2 / Re}{1 + C_1 Ma^2 / Re} \quad (11)$$

式中: r_c 为连续流恢复系数; r_{fm} 为自由分子流恢复系数; Ma 为马赫数; Re 为雷诺数; C_1 为气动参

数,取值2.19。

国外研究^[13]表明,在亚音速条件下,对于珠状热敏电阻而言, r_c 为0.75, r_{fm} 为1.55。

根据误差传递原理,气动加热修正项误差为:

$$\Delta\left(-\frac{rv_r^2}{2c_p}\right) = -\frac{v_z^2 \Delta r + 2rv_z \Delta v_z}{2c_p} \quad (12)$$

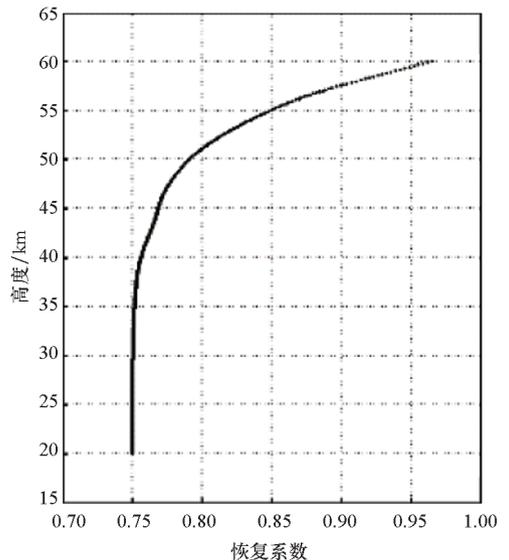
下面对 Δr 和 Δv_z 进行分析。

1) 恢复系数误差。由式(11)可得:

$$\begin{cases} \Delta r = \frac{r_c \Delta Re + 2r_{fm} C_1 Ma \Delta Ma}{Re + C_1 Ma^2} - r \frac{\Delta Re + 2C_1 Ma \Delta Ma}{Re + C_1 Ma^2} \\ \Delta Ma = \frac{\Delta v_z}{v_s} = Ma \frac{\Delta v_z}{v_z} \\ \Delta Re = \frac{\rho d \Delta v_z}{\mu} = Re \frac{\Delta v_z}{v_z} \end{cases} \quad (13)$$

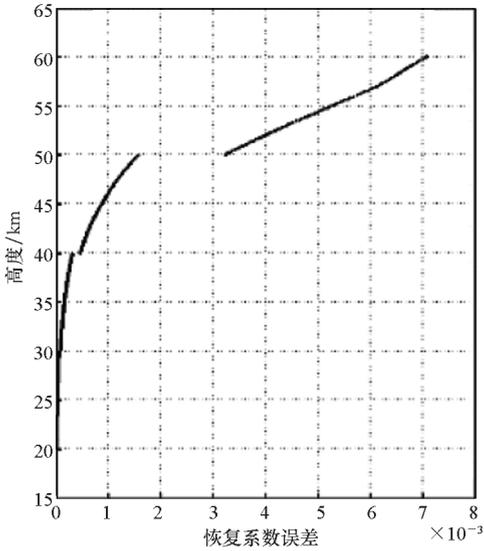
其中: ρ 为大气密度, d 为热敏电阻在来流方向的特征长度, μ 为空气黏度系数, v_s 为声速。在计算马赫数、雷诺数、普朗特数等参数时,除了需要传感器本身参数外,还需要用到大气密度、温度等,通常可取标准大气或参考大气中邻近格点的数值进行计算。待全部修正完成后,再将修正后大气环境参数代入,进行迭代计算,直到满足预设阈值条件后,停止迭代,得到最终反演结果。恢复系数 r 及其误差曲线如图1所示。

2) 落速误差。根据雷达跟踪方位角、仰角、斜距可以分解得到位置分量,进行大气折射和地球曲率修正后,垂直方向位置经多项式拟合求一阶导数可获得落速,图2给出了落速及其误差曲线。落速误差曲线存在阶跃变化的原因在于在不同的高度段采用了不同的拟合点数。



(a) 恢复系数

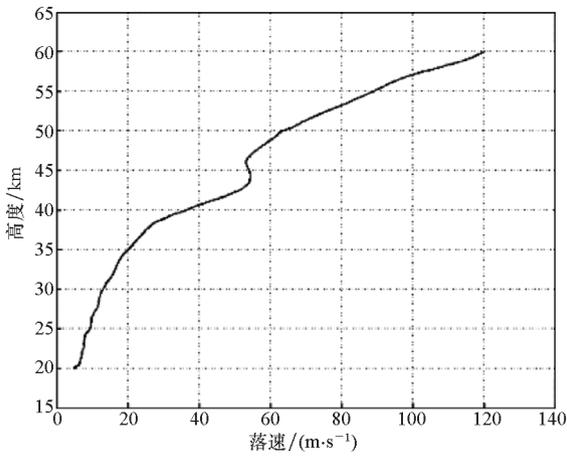
(a) Recovery factor



(b) 恢复系数误差
(b) error of recovery factor

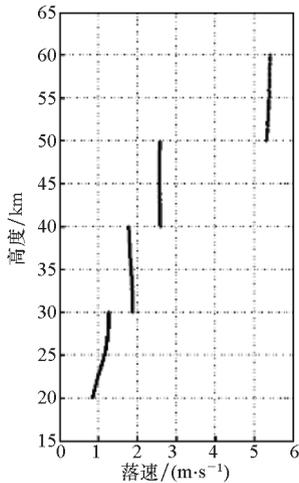
图 1 恢复系数及误差

Fig. 1 Coefficient of restitution and error



(a) 落速

(a) Falling speed



(b) 落速误差

(b) Error of falling speed

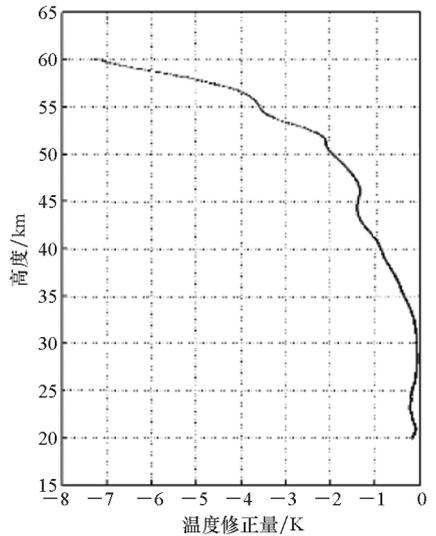
图 2 落速及误差

Fig. 2 Falling speed and error

拟合点数的选择应结合垂直分层高度进行。点数选择过大,易造成局部拐点被平滑掉,忽略细节变化;点数过少,会影响拟合效果。根据世界气象组织发布的《气象仪器和观测方法指南》,高空探测应至少满足:对流层 300~400 m,平流层及以上 600~800 m,边界层 50~150 m 的垂直分层要求。

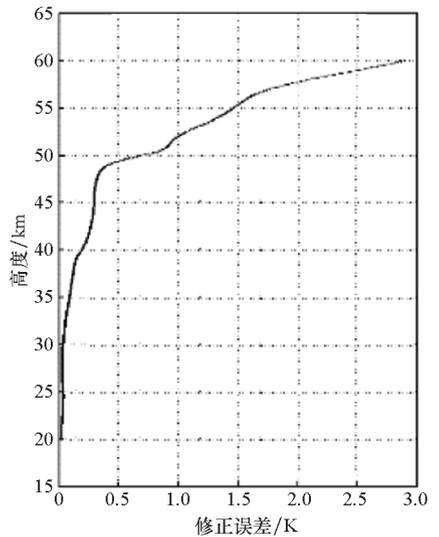
根据探空仪落速分析,为满足奇数点数拟合要求,50~60 km 采用 7 点拟合(采样时间间隔 Δt 为 1.05 s),高度分辨率约为 610 m;40~50 km 宜取 11 点拟合,高度分辨率约为 570 m;30~40 km 宜取 21 点拟合,高度分辨率约为 410 m;30 km 以下区间宜取 35 点拟合,高度分辨率约为 275 m。

在获得 Δr 、 Δv_z 等参数基础上,可求得气动加热修正量及其误差,如图 3 所示。



(a) 温度修正量

(a) Temperature correction



(b) 修正误差

(b) Error of the correction

图 3 气动加热修正量及误差

Fig. 3 Correction and error of aero-heating

从图3中可以看出:气动加热项修正量及其误差均随高度降低而减小,最大修正量为-7.3 K (60 km);误差在50~60 km为0.7~2.9 K,在40~50 km为0.2~0.7 K,在40 km以下小于0.2 K。

2.2 滞后效应修正项 $\left(\frac{m_T C}{Ah_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dt}\right)$

滞后效应项中的对流热交换系数 h_{cs} 是温度修正数据处理中另一个重要因子,其定义源自牛顿冷却公式,表示流体的温度梯度场对流交换热量的能力。对流热交换系数与流体的流动状态、流体特性、换热表面特征等因素相关,空气动力学相似理论给出了对流热交换系数的一般表达式: $h_{cs} = NuK_a/L$ (式中, Nu 为努塞特数, K_a 为空气的导热系数, L 为传感器对流传热面几何特征尺寸)。 Nu 表示的是气流层的导热阻力与对流换热阻力的比例,它与马赫数、雷诺数、普朗特数同为无量纲参数。

通过实验空气动力学获得的连续流和滑移流努塞特数计算公式为:

$$\begin{cases} Nu_c = 2 + C_2 Re^{3/5} Pr^{1/3} \\ Nu_s = \frac{Nu_c}{1 + C_3 Nu_c \cdot Pr \cdot Ma/Re} \end{cases} \quad (14)$$

其中: Nu_c 为连续流努塞特数; Nu_s 为滑移流努塞特数; Pr 为普朗特数; C_2, C_3 为气动参数, C_2 取值为0.37, C_3 取值为3.42。

根据误差传递原理,滞后效应修正项误差为:

$$\Delta \left[\frac{m_T C v_z}{Ah_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dz} \right] = \frac{m_T C}{Ah_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dz} \Delta v_z + \frac{m_T C v_z}{Ah_{cs}} \Delta \left(\frac{dT_f}{dz} \right) - \frac{m_T C v_z}{Ah_{cs}} \cdot \frac{\Delta h_{cs}}{h_{cs}} \quad (15)$$

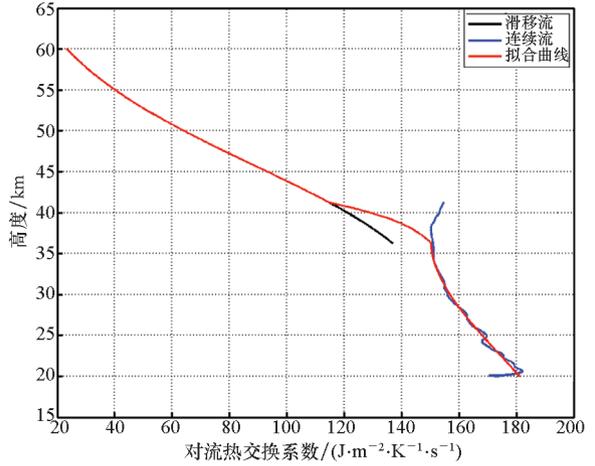
下面分别对 $\Delta h_{cs}, \Delta \left(\frac{dT_f}{dz} \right)$ 进行分析。

1) 对流热交换系数误差。探空仪在下落过程中经历多种空气流态,60 km以下主要经历滑移流、过渡流和连续流。滑移流和过渡流中 Nu 计算可采用式(14)。努塞特数计算公式的不同导致不同流态下对流热交换系数曲线在流态转换时会发生分歧,而真实大气中两种流态的过渡是渐变的,因此必须对两种趋势的曲线进行拟合拼接,实现顺利过渡。数据处理中,采用 $\frac{Ma}{\sqrt{Re}}$ 值作为连续流与滑移流的分界点, > 0.5 时为滑移流, ≤ 0.5 时为连续流。 Δh_{cs} 计算公式为:

$$\Delta h_{cs} = \frac{K_a \Delta Nu}{L} = h_{cs} \frac{\Delta Nu}{Nu} \quad (16)$$

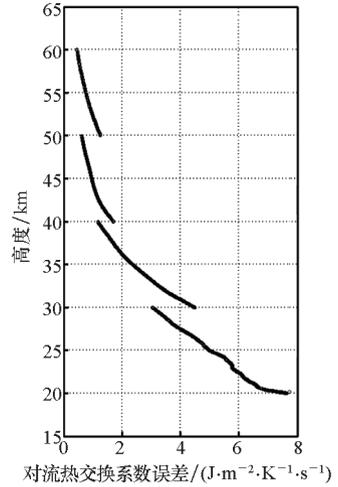
$$\Delta Nu_c = 0.22 Re^{3/5} Pr^{1/3} \frac{\Delta Re}{Re} = 0.22 Re^{3/5} Pr^{1/3} \frac{\Delta v_z}{v_z} \quad (17)$$

对流热交换系数拟合曲线及误差如图4所示。



(a) 对流热交换系数

(a) Convection heat exchange coefficient



(b) 对流热交换系数误差

(b) Error of convection heat exchange coefficient

图4 对流热交换系数拟合曲线及误差

Fig. 4 Fitting curve and error of convective heat transfer coefficient

2) 温度传感器滞后效应修正误差。温度传感器滞后效应修正误差为:

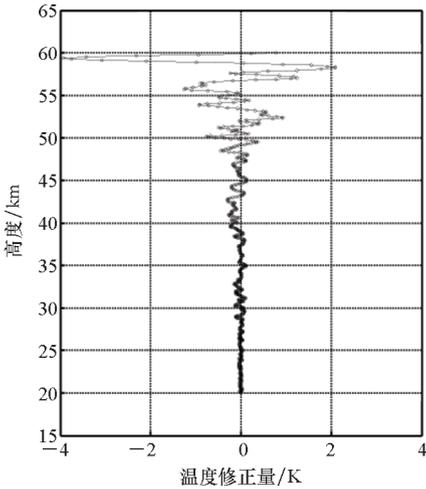
$$\Delta \left(\frac{dT_f}{dz} \right) \approx \Delta \left(\frac{T_{fi} - T_{fi-1}}{z_i - z_{i-1}} \right) = \frac{\Delta T_{fi} - \Delta T_{fi-1}}{z_i - z_{i-1}} - \frac{(T_{fi} - T_{fi-1})(\Delta z_i - \Delta z_{i-1})}{(z_i - z_{i-1})^2} \quad (18)$$

式中, $\Delta T_f, \Delta z$ 是由热敏电阻及定位系统自身特性决定,并不随高度变化,所以 $\Delta T_{fi} = \Delta T_{fi-1}, \Delta z_i = \Delta z_{i-1}$, 故 $\Delta \left(\frac{dT_f}{dz} \right) = 0$ 。因此,滞后效应修正项误差

为可进一步简化为:

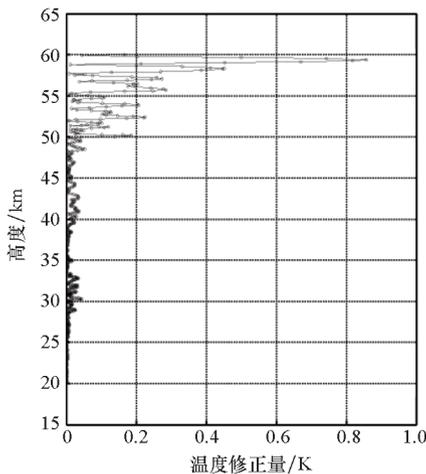
$$\Delta\left(\frac{m_T C v_z}{A h_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dz}\right) = \frac{m_T C}{A h_{cs}} \cdot \frac{dT_f}{dz} \Delta v_z - \frac{m_T C v_z}{A h_{cs}} \cdot \frac{\Delta h_{cs}}{h_{cs}} \quad (19)$$

已知 $m_T C$ 、 A 等参数, 并对 T_f 随高度进行线性拟合后求一阶导数得到 $\frac{dT_f}{dz}$, 进而可以计算得到滞后效应修正量及其误差, 如图 5 所示。从图 5 中可以看出, 滞后效应修正量具有随机性, 在 45 km 高度以上较为明显, 修正量与温度的无直接相关关系, 其大小与温度的垂直递减率和传感器通风速度有关。当通风速度大、温度急剧变化时, 滞后效应修正量较大, 最大可达 -3.9 K (59.4 km); 修正误差在 50 km 以上较为明显, 且具有波动性, 最大修正误差为 0.85 K , 50 km 以下修正误差小于 0.05 K 。



(a) 温度修正量

(a) Temperature correction



(b) 修正误差

(b) Error of the correction

图 5 滞后效应修正量及误差

Fig. 5 Correction and error of lag effect

2.3 太阳辐射修正项 $\left(-\frac{A_s \alpha_s J}{A h_{cs}}\right)$

如果探空仪采用了双传感器(或者三传感器)遮阳结构设计, 在降落伞的摆动不致引起所有温度传感器受到太阳直射的条件下, 可选取温度最低传感器数据, 可以忽略太阳直接辐射项的修正。若修正, 误差表达式为:

$$\Delta\left(-\frac{\tau_s \alpha_s J}{h_{cs}}\right) = -\frac{\tau_s \alpha_s}{h_{cs}} \Delta J + \frac{\tau_s \alpha_s}{h_{cs}} \cdot \frac{\Delta h_{cs}}{h_{cs}} \quad (20)$$

2.4 地面和云层反射太阳辐射修正项 $\left(-\frac{A_m \rho_m \alpha_s J}{A h_{cs}}\right)$

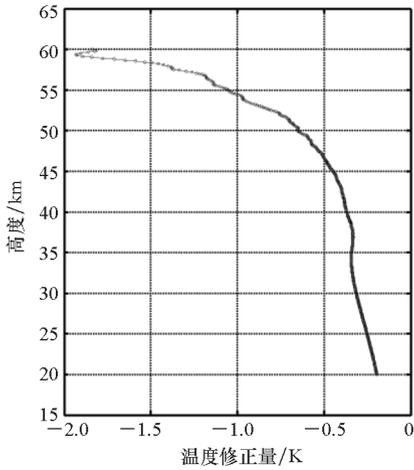
太阳辐射进入地球大气层之后, 会被空气中的各种成分吸收、反射和散射。其中包括大气中的 H_2O 对近红外区辐射的吸收, O_3 对紫外区辐射的吸收, CO_2 、 NO_2 、 CO 、 O_2 、 CH_4 、 N_2 对相应波长辐射的吸收, 以及大气中空气分子、气溶胶和云雨粒子的散射, 到达地面后又被地面所吸收和反射。在反射和散射的过程中还存在二次衰减。归纳起来, 影响太阳辐射反射的因素有: 天文因素、地理因素、几何因素、天气条件等, 其中不乏如地表性质、大气透明度、云量等随机性和突发性因素。其中, 综合反射系数 ρ_m 包含了太阳辐射到达地面和云层的辐照率, 以及地面和云层的反射率。

综合反射系数 ρ_m 包含了太阳辐射到达地面和云层的辐照率, 以及地面和云层的反射率, 其计算过程较为复杂, 当探测地点和时间相对固定时, 可取固定常数处理, 可以忽略由此引起的误差。以北纬 40° 为例, ρ_m 为 $0.31 \sim 0.33$, 本文取 0.32 。

根据误差传递原理, 地面和云层反射太阳辐射修正项误差为:

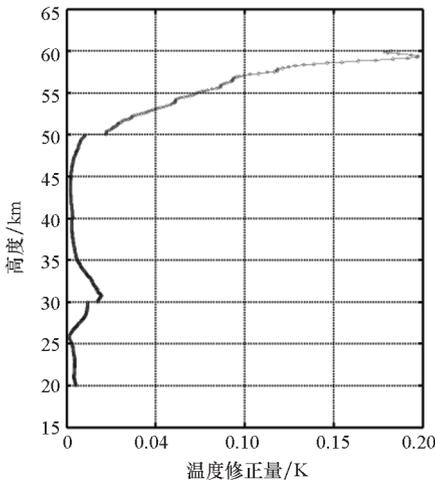
$$\Delta\left(-\frac{A_m \rho_m \alpha_s J}{A h_{cs}}\right) = -\frac{A_m \rho_m \alpha_s}{A h_{cs}} \Delta J + \frac{A_m \rho_m \alpha_s J}{A h_{cs}} \cdot \frac{\Delta h_{cs}}{h_{cs}} \quad (21)$$

根据世界气象组织给出的太阳常数不确定度, ΔJ 取 $7\text{ J}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$, 地面和云层反射太阳辐射修正量及误差如图 6 所示。从图 6 中可以看到, 修正量基本随高度降低而减小, 最大修正量为 -1.9 K (59.4 km), 修正误差在 50 ~ 60 km 处为 $0.02 \sim 0.19\text{ K}$, 50 km 以下小于 0.02 K 。



(a) 温度修正量

(a) Temperature correction



(b) 修正误差

(b) Error of the correction

图6 地面和云层反射太阳辐射修正量及误差

Fig.6 Correction and error of solar radiation reflected from the ground and clouds

2.5 长波辐射修正项 $\left(-\frac{\alpha_t \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4)}{A h_{cs}} \right)$

长波辐射主要来自探空仪所处环境的红外辐射。根据传感器在空间所处的环境,红外线辐射可以分为来自上界大气辐射、探空仪主体辐射、下界大气辐射三个方向。三个方向的等效黑体温度^[9]分别为:

$$\begin{cases} T_{ae} = 123.3 - 1.25 \times 10^{-3} z \\ T_{ai} = (T_0 + 12) - 4.12 \times 10^{-3} (z_0 - z) + 3.2 \times 10^{-8} (z_0^2 - z^2) \\ T_{be} = 249.6 - 9 \times 10^{-5} z \end{cases} \quad (22)$$

其中: z 为海拔高度,m; z_0 为探空仪飞行顶点海拔高度,m; T_0 为探空仪到达飞行顶点时的主体表面

温度,K。

T_{ai} 的计算公式为近似表达式,与探空仪结构有关,由各高度上的探空仪表面热平衡方程二次拟合求出。由于 T_0 一般无法被测量,当分离时间与到达顶点高度的时间相差不大时(15 s以内),可用分离时探空仪的示值温度近似代替。因此,根据误差传递原理,长波辐射修正项误差为:

$$\begin{aligned} \Delta \left[-\frac{\alpha_t \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4)}{A h_{cs}} \right] \\ = -\frac{4\alpha_t \sigma (f_1 T_{ae}^3 \Delta T_{ae} + f_2 T_{ai}^3 \Delta T_{ai} + f_3 T_{be}^3 \Delta T_{be})}{h_{cs}} + \\ \frac{\alpha_t \sigma (A_a T_a^4 + A_b T_b^4 + A_c T_c^4)}{A h_{cs}} \cdot \frac{\Delta h_{cs}}{h_{cs}} \end{aligned} \quad (23)$$

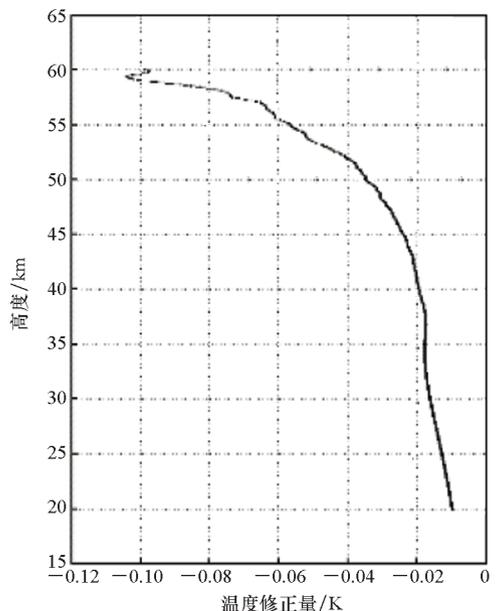
根据国外研究成果^[14-15], $f_1 = 0.5, f_2 = 0.06, f_3 = 0.44$ 。长波辐射修正量及误差如图7所示。从图7中可以看到,修正量基本随高度降低而减小,最大修正量为 -0.11 K,全程修正误差小于 0.011 K。

2.6 传感器对环境热辐射修正项 $\left(\frac{\varepsilon \sigma T_f^4}{h_{cs}} \right)$

根据辐射理论可知,当一个物体的温度高于绝对零度,它就会以电磁波的形式向外辐射传递能量。关于 ε 的取值,根据基尔霍夫定律,即发射率通常采用其吸收率,由传感器表面物质的特性决定。根据误差传递原理有:

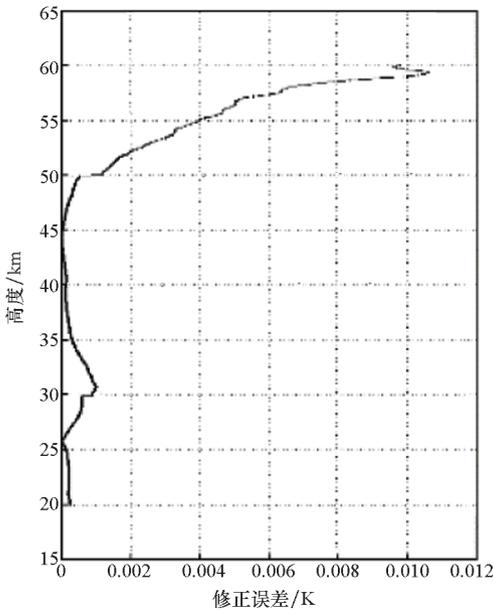
$$\Delta \left(\frac{\varepsilon \sigma T_f^4}{h_{cs}} \right) = \frac{4\varepsilon \sigma T_f^3 \Delta T_f}{h_{cs}} - \frac{\varepsilon \sigma T_f^4}{h_{cs}} \cdot \frac{\Delta h_{cs}}{h_{cs}} \quad (24)$$

式中, $\Delta T_f = \sqrt{\Delta T_1^2 + \Delta T_2^2}$, ΔT_1 为热敏电阻标定



(a) 温度修正量

(a) Temperature correction



(b) 修正误差
(b) Error of the correction

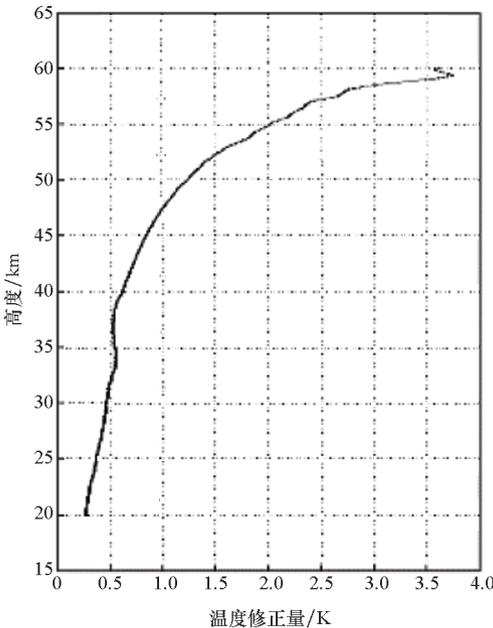
图 7 长波辐射修正量及误差

Fig. 7 Correction and error of long wave radiation

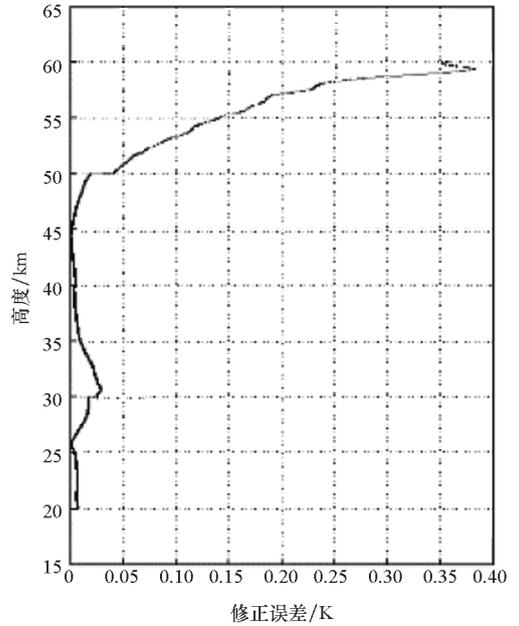
误差, ΔT_2 为定位误差引起的测温误差。传感器对环境热辐射修正量如图 8 所示。从图 8 中可以看到, 传感器对环境热辐射修正量基本随高度降低而减小, 最大修正量为 3.7 K, 修正误差在 50 ~ 60 km 为 0.05 ~ 0.38 K, 50 km 以下小于 0.05 K。

2.7 结构热传导修正项 $\left(-\frac{Q_c}{Ah_{cs}}\right)$

探空仪支架对热敏电阻的热传导方程需根据具体结构形式建立, 由于支承结构和引线均处于



(a) 温度修正量
(a) Temperature correction



(b) 修正误差
(b) Error of the correction

图 8 传感器对环境热辐射修正量及误差

Fig. 8 Correction and error of sensor to environmental thermal radiation

气体流场中, 因此需要考虑热环境对其的影响。将 Q_c 展开为 $\frac{k_w A_{ws} (T_f - T_1)}{l_w}$ 。其中, k_w 为热敏电阻引线的导热系数, A_{ws} 为引线的截面积, l_w 为引线的总长, T_1 为引线于支架连接处的温度, 可用环境温度近似代替。根据误差传递原理, 结构热传导项修正误差为:

$$\Delta\left(\frac{Q_c}{Ah_{cs}}\right) = \Delta\left[\frac{k_w \tau_{ws} (T_f - T_1)}{l_w}\right] = -\frac{K \tau_{ws}}{l_w} \Delta T_\varepsilon \tag{25}$$

结构热传导修正量及误差如图 9 所示。从图 9 中可以看到, 修正量基本随高度降低而减小, 最大修正量为 -2.4 K; 修正误差在 50 ~ 60 km 为 0.05 ~ 0.72 K, 50 km 以下小于 0.05 K。

2.8 测量电路热损耗修正项 $\left(-\frac{W_f}{Ah_{cs}}\right)$

探空仪测量电路电流做功产生的热量表达为:

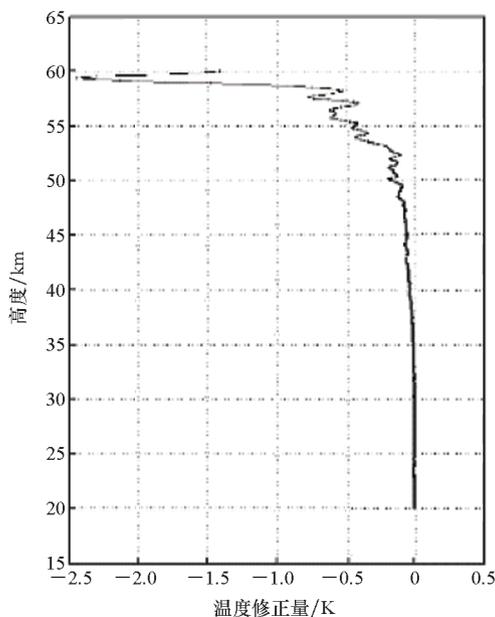
$$W_f = I^2 R t \tag{26}$$

式中: I 为电流, A ; R 为热敏电阻阻值, Ω ; t 为作用时间, s 。

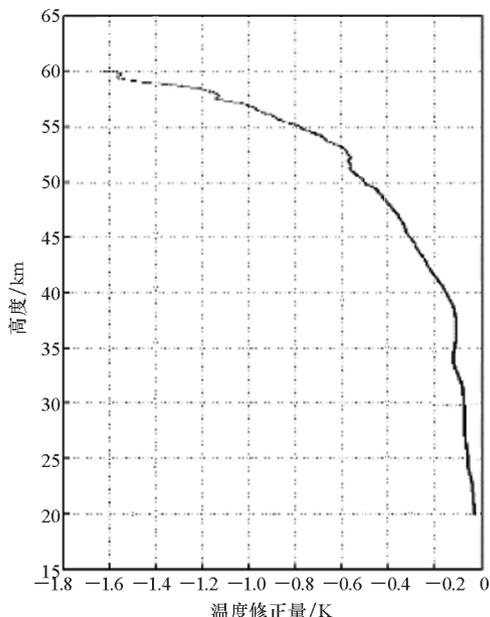
当测量电压 U 恒定时, 式(26)可写成:

$$W_f = \frac{U^2 t}{R} \tag{27}$$

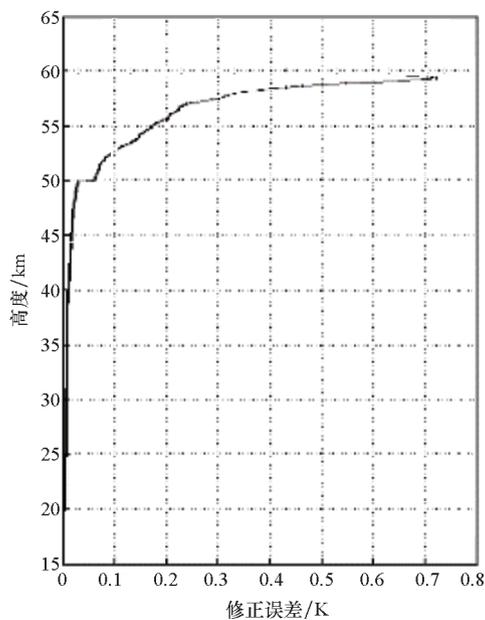
电流加热修正量及误差如图 10 所示。从



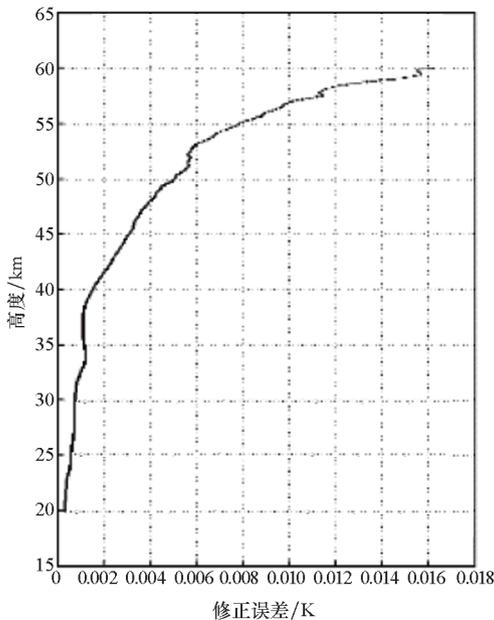
(a) 温度修正量
(a) Temperature correction



(a) 温度修正量
(a) Temperature correction



(b) 修正误差
(b) Error of the correction



(b) 修正误差
(b) Error of the correction

图9 结构热传导修正项修正量及误差

Fig.9 Correction and error of structural heat conduction

图10中可以看到,修正量随高度降低而减小,最大修正量为 -1.6 K ,修正误差全程小于 0.02 K 。

2.9 温度迭代反演

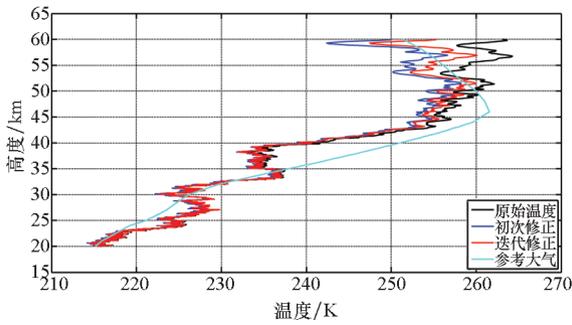
在2.1至2.8节共八项修正的基础上,可以得到单次修正后的温度,在此基础上计算得到气压和大气密度。将单次反演得到的温度、气压和大气密度作为新的“参考大气”代入式(13),重新进行2.1至2.8节的修正,得到最终反演的大气温度及不确定度廓线,如图11所示。不同高度温

图10 电流加热项修正量及误差

Fig.10 Correction and error of current heating

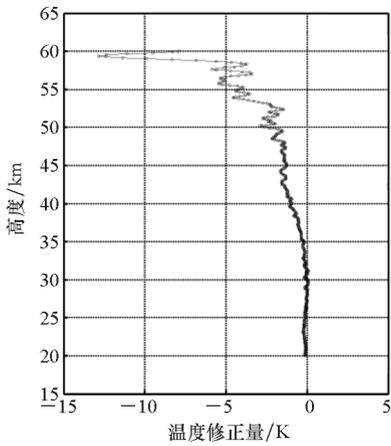
度最终反演结果及不确定度见表1。可以看到,温度修正量在 40 km 以上较为明显。修正量最大为 -12.8 K (59.4 km), 35 km 以下修正量不大于 -0.2 K 。

温度修正最终不确定度是建立在上述八项修正误差以及静态标定误差和定位误差导致测温误差基础上,采用方和根法计算得到。从表1中可以看到, $50\sim 60\text{ km}$ 温度修正不确定度较大,为 $0.9\sim 3.6\text{ K}$; 40 km 以下不确定度不大于 0.2 K 。



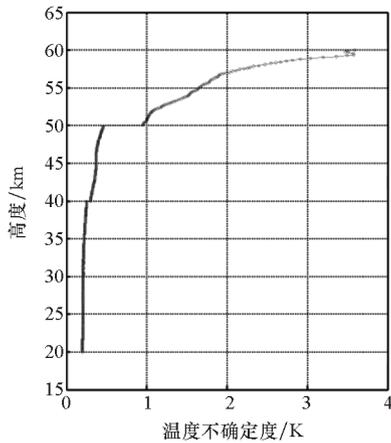
(a) 修正后温度曲线

(a) Curves of correction temperature



(b) 温度修正量及不确定度

(b) Correction quantity and uncertainty of temperature



(c) 温度不确定度

(c) Uncertainty of temperature

图 11 修正温度、修正量及不确定度曲线

Fig. 11 Curves of correction temperature, correction quantity and uncertainty

表 2 为迭代修正温度与单次修正温度差值分布表。可以看到,采用参考大气计算的单次温度修正结果与最终反演结果有明显差异,单次修正结果似乎有点过度修正了,二者最大相差可达 5.6 K(59.7 km)。

表 1 温度最终反演结果及不确定度

Tab. 1 Temperature final inversion result and uncertainty

高度/ km	原始温度/ K	修正温度/ K	修正量/ K	不确定度/ K
60.0	263.1	255.2	-7.9	3.6
59.4	261.0	248.2	-12.8	3.5
59.0	258.3	248.2	-10.1	3.2
58.0	261.8	257.5	-4.3	2.4
57.0	263.5	260.0	-3.5	2.0
56.0	262.0	256.7	-5.3	1.8
55.0	259.2	255.0	-4.2	1.7
54.0	258.0	253.6	-4.4	1.5
53.0	256.9	254.7	-2.2	1.3
52.0	260.5	258.2	-2.3	1.1
51.0	260.5	258.1	-2.4	1.0
50.0	258.2	255.5	-2.7	0.9
45.0	256.2	254.9	-1.3	0.4
40.0	241.1	240.2	-0.9	0.3
35.0	235.7	235.5	-0.2	0.2
30.0	224.5	224.5	0.0	0.2
20.0	215.9	215.7	-0.2	0.2

表 2 迭代修正温度与单次修正温度差值

Tab. 2 Differences between temperature iterative correction and single correction

高度/ km	迭代修正与单次 修正差/K	高度/ km	迭代修正与单次 修正差/K
60.0	5.2	52	2.0
59.7	5.6	51	1.6
59.0	4.8	50	1.4
58.0	4.0	45	0.7
57.0	3.4	40	0.3
56.0	3.6	35	0.3
55.0	2.6	30	0.5
54.0	2.2	25	0.3
53.0	1.8	20	0.2

3 结论

1) 热敏电阻火箭探空仪进行临近空间就位探测时,示值温度并非大气环境温度真值。实际探测中,需要根据修正方程对示值温度进行修正,将修正后的温度作为大气环境温度的测量值,其测量误差包括传感器静态标定误差、探空仪定位误差和温度修正模型误差。温度修正模型误差包

括气动加热、滞后效应、太阳辐射、地面和云层反射太阳辐射、长波辐射、传感器对环境热辐射、结构热传导、测量电路热损耗八项。对温度测量值的不确定度评估,需要首先分析各种影响因素与温度的关系,再根据误差传递理论,在评定各影响因素不确定度分量的基础上,进行合成。

2) 温度修正在 40 km 以上较为明显,最大为 -12.8 K, 35 km 以下修正量很小,几乎可以忽略。影响温度修正的因素依次为:气动加热修正项、滞后效应修正项、传感器对环境热辐射修正项、结构热传导修正项、地面和云层反射太阳辐射修正项、长波辐射修正项、测量电路热损耗修正项。如果探空仪在结构上采取了防直接辐射措施,可以忽略太阳辐射项的修正。

3) 温度不确定度在 50 ~ 60 km 较大,最大为 3.6 K; 40 ~ 50 km 不确定度为 0.3 ~ 0.9 K; 40 km 以下,不大于 0.3 K。影响温度不确定度的因素主要是:气动加热修正项、滞后效应修正项、结构热传导修正项、传感器对环境热辐射修正项。50 km 以下,地面和云层反射太阳辐射修正项、长波辐射修正项、传感器对环境热辐射修正项、结构热传导修正项、测量电路热损耗修正项误差均在 10^{-2} 量级,可以忽略。

4) 采用参考大气或标准大气进行一次修正是不够的,一次修正结果与迭代修正结果差异较大,最大可达 5.6 K。因此一次修正得到的温度,误差也较大。

5) Δv_z 是影响温度修正不确定度评估的关键因素。在单次探测不确定度评估时, Δv_z 可采用拟合误差。如果探测样本数较多,可采用统计误差作为不同高度的落速误差,采用统计落速误差时,温度不确定度可反映该探测系统的探测精度。

参考文献 (References)

- [1] 范志强. 临近空间大气环境探测资料分析研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
FAN Zhiqiang. Analysis of atmospheric environment detection data in near space [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [2] 史东波, 胡雄, 涂翠, 等. 临近空间环境探空火箭膨胀落球探测技术[J]. 装备环境工程, 2018, 15(7): 89-92.
SHI Dongbo, HU Xiong, TU Cui, et al. Near space environment detection technology—sounding rocket falling sphere [J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(7): 89-92. (in Chinese)
- [3] 史东波, 涂翠, 韦峰, 等. 一种用于临近空间大气环境原位探测的主动式膨胀落球: CN109828321A [P]. 2019.
SHI Dongbo, TU Cui, WEI Feng, et al. Research and design of an expanding falling ball technology suitable for atmospheric environment detection in near space; CN109828321A [P]. 2019. (in Chinese)
- [4] 罗来裕. 一种适用于临近空间大气环境探测的膨胀落球技术研究与设计[J]. 商业故事, 2017(7): 134.
LUO Laiyu. Research and design of a falling ball technology suitable for atmospheric environment detection in near space [J]. Business Story, 2017(7): 134. (in Chinese)
- [5] Bollermann B. A study of 30 km to 200 km meteorological rocket sounding systems: volume 1, part 1—literature and data review [R]. USA: NASA, 1970.
- [6] 孙宇, 陈书驰, 邵胜利, 等. 气象探空火箭测风不确定度评估方法[J]. 气象科技, 2021, 49(2): 174-183.
SUN Yu, CHEN Shuchi, SHAO Shengli, et al. Study on the evaluation method of the uncertainty of the wind measurement for meteorological sounding rocket [J]. Meteorological Science and Technology, 2021, 49(2): 174-183. (in Chinese)
- [7] SHENG Z, JIANG Y, WAN L, et al. A study of atmospheric temperature and wind profiles obtained from rocketsondes in the Chinese midlatitude region [J]. Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 2015(4): 722-735.
- [8] World Meteorological Organization. Guide to meteorological instruments and methods of observation [M]. 7th ed. Geneva: World Meteorological Organization, 2008.
- [9] WAGNER N K. Theoretical time constant and radiation error of a rocketsonde thermistor [J]. Journal of Meteorology, 1961, 18(5): 606-614.
- [10] WAGNER N K. Theoretical accuracy of a meteorological rocketsonde thermistor [J]. Journal of Applied Meteorology, 1964, 3(4): 461-469.
- [11] 费业泰. 误差理论与数据处理[M]. 6版. 北京: 机械工业出版社, 2010.
FEI Yetai. Error theory and data processing [M]. 6th ed. Beijing: China Machine Press, 2010. (in Chinese)
- [12] BALLARD H N, RUBIO R. Correction to observed rocketsonde and balloonsonde temperatures [J]. Journal of Applied Meteorology and Climatology, 1968(7): 919-928.
- [13] EZEMENARI F R C. On the magnitudes and uncertainties of corrections to Arcasonde - 1A temperatures [J]. Journal of Applied Meteorology, 1972, 11(4): 704-721.
- [14] BALLARD H N. The measurement of temperature in the stratosphere and mesosphere [J]. Journal of Applied Meteorology, 1967, 6(1): 150-163.
- [15] BALLARD H N, ROFE B. Thermistor measurement of temperature in the 30 - 65 km atmospheric region [M]// WEBB W L. Stratospheric Circulation. New York: Academic Press, Inc., 1969: 141-166.