

临近空间环境探空火箭膨胀落球探测技术

史东波, 胡雄, 涂翠, 韦峰, 王欣颖

(中国科学院 国家空间科学中心, 北京 100190)

摘要: 针对临近空间大气环境探测需求, 介绍了一种可用于 30~100 km 临近空间大气密度、风场、温度和气压的原位探测技术——探空火箭膨胀落球探测技术, 阐述了其探测原理、系统组成和探测过程, 采用仿真方法模拟了膨胀落球的探测数据, 并利用模拟探测数据成功反演了 30~100 km 临近空间大气密度、风场、温度和气压等大气产品。该技术具有探测要素多、探测高度范围广、载荷成本低、设备较为简单等特点, 对于我国临近空间环境探测和环境研究具有重要意义。

关键词: 临近空间; 探空火箭; 膨胀落球

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.07.019

中图分类号: P412.46 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2018)07-0089-04

Near Space Environment Detection Technology—Sounding Rocket Falling Sphere

SHI Dong-bo, HU Xiong, TU Cui, WEI Feng, WANG Xin-ying
(National Space Science Center, CAS., Beijing 100190, China)

ABSTRACT: In view of the needs of near space atmospheric environment detection, this paper introduced a kind of in situ detection technology for 30-100 km near space atmospheric density, wind field, temperature and air pressure—sounding rocket falling sphere detection technology. Detection principle, system composition and detection process were described. Detection data of the falling sphere was simulated successfully with the simulation method. Atmospheric products of 30-100 km near space density, wind field, temperature and air pressure were retrieved successfully with the simulation detection data. The technology has many advantages such as multiple parameters measurements, wide detection range, low load cost, relatively simple equipment, etc. It has great significance to the near space environment detection and environmental research in China.

KEY WORDS: near space; sounding rocket; falling sphere

临近空间是航天和航空的过渡区域。随着航天和航空事业的发展, 临近空间已日益凸显其重要的战略地位, 临近空间环境探测也日趋迫切。30 km 以上临近空间大气环境原位探测主要通过探空火箭方式实现, 30~60 km 大气环境探测可使用探空火箭降落伞探空仪进行探测。由于 60 km 以上大气密度较小, 降落伞开伞时间过长, 导致探空仪下落速度过快, 使得降落伞探空仪无法进行 60 km 以上大气环境探测。

膨胀落球作为另一种探空火箭的原位探测载荷,

可完成 30~100 km 临近空间大气密度、风场、温度和气压等大气环境参数的原位探测。由于其具有探测要素多、探测高度范围广、载荷成本低、设备较为简单等特点, 已成国外 60~120 km 临近空间环境探测的主要手段, 并得已广泛应用。

对于探空火箭膨胀落球技术, 国外尤其是美国自 20 世纪 50 年代起开始发展。NASA 在 ARCAS-ROBIN、LOKL DART、SIDEWINDER ARCAS、SPARROW HV ARCAS、VIPER-DART 等系列气象及

收稿日期: 2017-04-31; 修订日期: 2017-06-17

作者简介: 史东波(1983—), 男, 北京人, 硕士, 工程师, 主要研究方向临近空间原位探测技术研究。

通讯作者: 胡雄(1967—), 男, 湖北人, 博士, 研究员, 主要研究方向临近空间环境研究。

探空火箭中均搭载过膨胀落球。在 20 世纪 60, 70 年代, 美国大规模发展气象及探空火箭时期, 其总共发射的 1000 多枚火箭中, 有一半以上采了膨胀落球技术进行临近空间原位环境探测。NASA 膨胀落球实物如图 1 所示^[7]。



图 1 NASA 膨胀落球

我国早在 20 世纪 70 年代也开始发展膨胀落球技术。中国科学院国家空间科学中心在 1974—1979 年期间发展和平六号 II 型火箭膨胀落球探测技术, 成功获取了临近空间 40~65 km 大气密度、风场等环境参数。和平六号 II 型膨胀落球如图 2 所示。针对 30~100 km 的探测需求, 中国科学院国家空间科学中心采用全新技术及工艺研制了新的膨胀落球。文中介绍了其探测原理、系统组成, 并给出了仿真和反演结果。



图 2 和平六号 II 型膨胀落球

1 膨胀落球简介

1.1 探测原理

膨胀落球拟采用探空火箭为运载手段被带入高空并释放, 在下落过程中, 膨胀落球受到重力、大气阻力、浮力、科里奥利力等的综合影响。

$$F_{\text{总}} = F_{\text{重力}} + F_{\text{大气阻力}} + F_{\text{浮力}} + F_{\text{科里奥利力}} \quad (1)$$

式中:

$$F_{\text{重力}} = m\vec{g} \quad (2)$$

$$F_{\text{大气阻力}} = -\frac{1}{2}\rho C_d A_s |\vec{V}_r| \vec{V}_r \quad (3)$$

$$F_{\text{浮力}} = -\rho V_b \vec{g} \quad (4)$$

$$F_{\text{科里奥利力}} = -2m\omega \times \vec{V} \quad (5)$$

因此膨胀落球下落过程中的加速度为:

$$\vec{a} = \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{g} - \frac{1}{2m}\rho C_d A_s |\vec{V}_r| \vec{V}_r - \frac{\rho V_b \vec{g}}{m} - 2\omega \times \vec{V} \quad (6)$$

式中: A_s 为球体的切面积; C_d 为阻力系数; \vec{g} 为重力加速度; m 为球体质量; \vec{V} 为球体的速度; \vec{V}_r 为球体相对于空气的运动; V_b 球体的体积; ρ 为大气的密度; ω 为地球的角速度。

通过测量膨胀落球的位置、速度和加速度等信息, 结合大气静立方程可反演获得大气密度、风场、温度和气压数据。

将上方程式分解成 3 个直角分量。通过垂直的分量从而反演出大气密度:

$$\rho = \frac{2m(g_z - \ddot{z} - C_z)}{C_d A_s |\vec{V}_r| (\dot{z} - W_z) + 2V_b g_z} \quad (7)$$

式中: g_z 为在 Z 高度上的重力加速度; W_z 垂直的风分量, 通常假定为 0; \dot{z} 为球体速度的垂直分量; \ddot{z} 为球体加速度的垂直分量;

温度和气压使用静力方程式和理想气体状态方程式从大气的密度反演而得:

$$T_z = T_a \frac{\rho_a}{\rho_z} + \frac{M_0}{R\rho_z} \int_h^a \rho_h g dh \quad (8)$$

$$P = \rho RT \quad (9)$$

式中: h 为高度, 积分变量; M_0 为干空气的分子量; R 为通用的气体常数; T_a 为在基准高度上的温度, K; T_z 为在高度 z 上的温度, K; ρ_a 为在基准高度 a 上的密度; ρ_h 为高度间隔 h 到 a 积分的密度; ρ_z 在高度 z 的密度; P 为气压;

大气风场可利用膨胀落球位置、速度和加速度等测量数据及大气密度得出:

$$W_x = \dot{x} - \frac{(\dot{z} - W_z)[\ddot{x} - g_s \frac{x}{r}(1 - \frac{V_b \rho}{m}) + (\omega_z \dot{y} - \omega_y \dot{z})]}{\ddot{z} - g_s(1 - \frac{2h}{r})(1 - \frac{V_b \rho}{m}) + (\omega_z \dot{x} - \omega_x \dot{z})} \quad (10)$$

$$W_y = \dot{y} - \frac{(\dot{z} - W_z)[\ddot{y} - g_s \frac{y}{r}(1 - \frac{V_b \rho}{m}) + (\omega_z \dot{x} - \omega_x \dot{z})]}{\ddot{z} - g_s(1 - \frac{2h}{r})(1 - \frac{V_b \rho}{m}) + (\omega_z \dot{x} - \omega_x \dot{z})} \quad (11)$$

$$W_z = \frac{xW_x + yW_y}{r + z} \quad (12)$$

式中: W_x , W_y , W_z 为 x , y , z 方向上的风速; x , y , z 为落球位置; \dot{x} , \dot{y} , \dot{z} 为落球 x , y , z 方向上的速度; \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} 为落球 x , y , z 方向上的加速度。

1.2 系统组成

膨胀落球探测系统包括运载火箭、落球系统、地面遥外测系统和数据处理系统。新型膨胀落球实物如图 3 所示。



图 3 新型膨胀落球

运载火箭为探空火箭，为落球提供运载服务，将落球运送到指定高度并将其分离抛出。落球系统包括包装壳体和膨胀落球，包装壳体为落球与火箭舱段的适配壳体，起到保护膨胀落球的作用。膨胀落球为落球主体，包括球膜，自动充气机构及角反射体等内置部件。地面遥外系统为探空火箭及膨胀落球提供遥外测服务，并将接收到的数据发送给数据处理系统。数据处理系统通过遥外测系统测得的膨胀落球数据进行数据反演，计算出大气密度、风场、温度、气压等临近空间大气环境参数。

1.3 探测过程

如图 4 所示，膨胀落球在地面折叠完成后装入探空火箭载荷舱；探空火箭发射后，在指定落球分离点进行落球分离释放；落球在被释放出去后通过内部自动充气机构迅速完成自动充气，并形成超压球。落球由于惯性飞行至顶点开始下落，在下落过程中地面遥外测设备对落球位置、速度及加速度进行测量。落球下降至 30 km 左右，由于内部气压不大于 30 km 左右气压，落球产生形变，探测过程结束。数据处理

系统通过膨胀落球遥外测数据进行大气密度、风场、温度、气压等临近空间大气环境参数的反演。

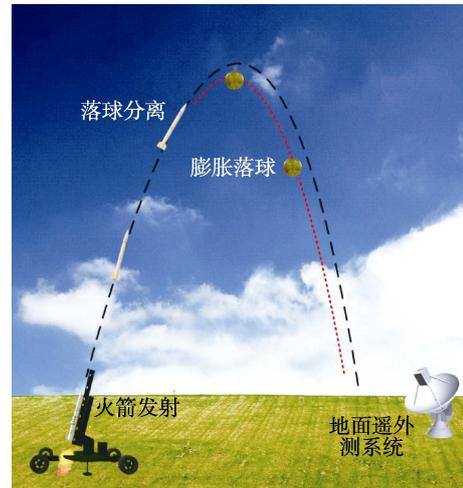


图 4 膨胀落球探测过程

2 仿真及反演结果

假设膨胀落球直径为 1 m，质量为 800 g，从海拔 120 km 以零速度开始下落，经历如图 5 所示的大气环境参数。

膨胀落球在上述环境中的下落过程仿真结果如图 6 所示。图中横轴为下落时间，纵轴为海拔高度，曲线轨迹表示不同时间球所处的高度，曲线颜色表示不同时间不同高度处球的下落速度。

根据 1.1 节介绍的算法，对膨胀落球经历的临近空间大气环境参数进行反演，得到结果如图 7 所示。从反演结果可知，在不考虑测量误差的情况下，临近空间大气环境参数反演结果与真值符合得很好。

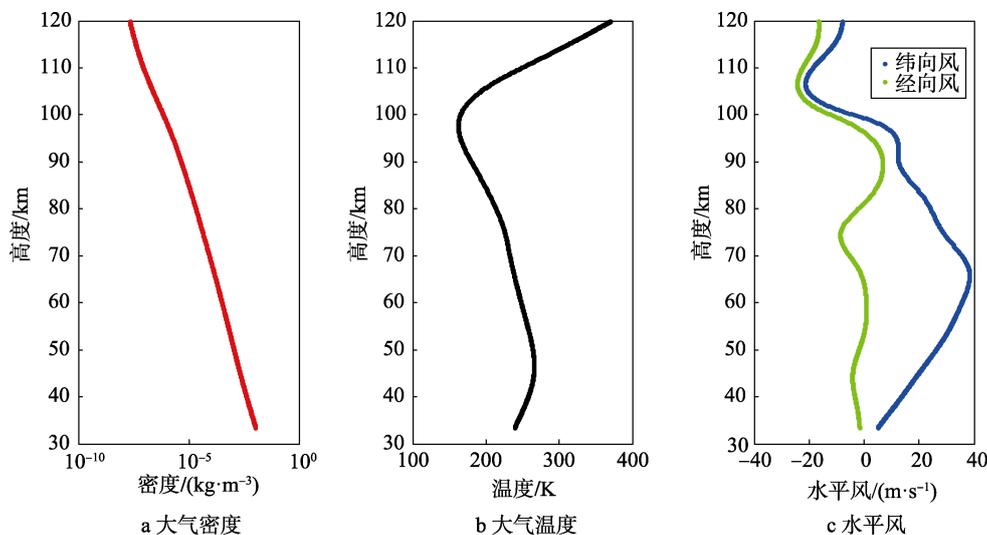


图 5 膨胀落球大气环境仿真参数

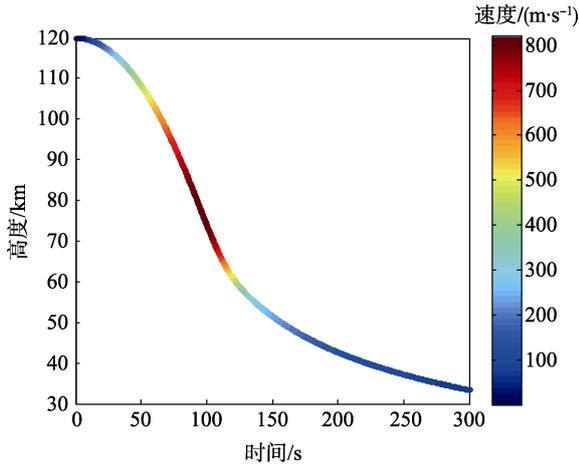


图6 膨胀落球下落速度仿真

3 结语

文中介绍了探空火箭膨胀落球探测原理、系统组成和探测过程，仿真和反演结果表明该探测技术可行、数据可靠。

探空火箭膨胀落球探测技术作为临近空间原位探测技术之一，可填补我国 60~100 km 大气密度、风场、温度、气压等临近空间大气环境参数原位探测的空白。与探空气球技术，气象火箭降落伞探空仪技术相结合，实现 0~100 km 临近空间大气环境的原位探测，可为临近空间飞行试验和发射及返回任务等提供必要的环境保障，为临近空间环境科学研究等提供宝贵数据。

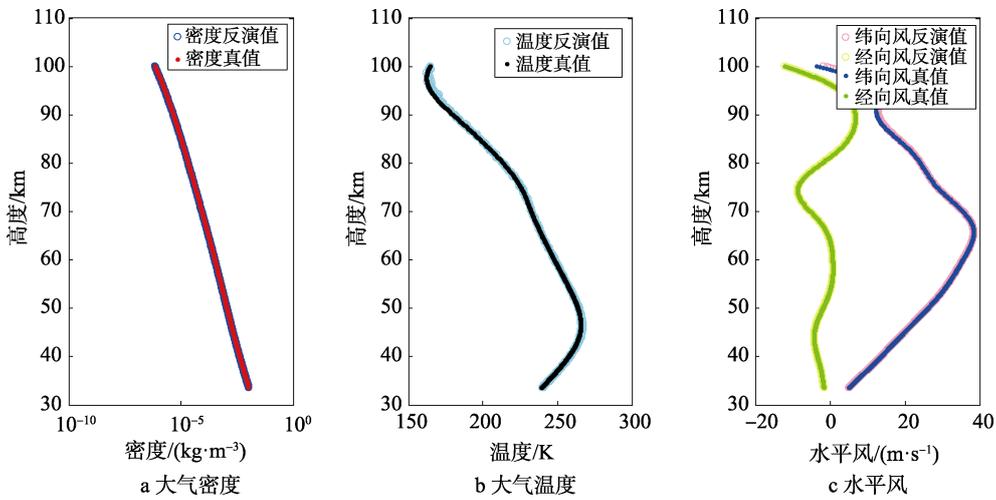


图7 膨胀落球大气环境反演仿真结果

参考文献:

[1] 史东波. 子午工程气象火箭探空仪及其探测结果[J]. 空间科学学报, 2011, 31(4): 492-497.

[2] 姜秀杰. 探空火箭的发展现状及趋势[J]. 科技导报, 2009, 27(23): 101-110.

[3] 李大耀. 从探空七号气象火箭到织女三号高空研究火箭[J]. 中国空间科学技术, 1990, 10(5): 51-55.

[4] N64-16725, Rocket sounding in the mesosphere[S].

[5] N70-0009266, A Summary of AFCRL Passive-sphere Development Effects and Experience[S].

[6] 李大耀. 中国探空火箭 40 年(1958-1997)[M]. 北京: 宇航出版社, 1998.

[7] BRACE B. Study of 30 km to 200 km Meteorological Rocket Sounding Systems[Z]. Washington D C, NASA, 1970.