

弹道式再入航天器落点预报技术

唐学海^{1,2} 王 军¹ 肖志明^{1,2}

(1. 中国人民解放军 63610 部队, 库尔勒, 841001; 2. 再入动力学与目标特性实验室, 库尔勒, 841001)

摘要: 建立了航天器弹道式再入动力学模型, 并针对航天器在着陆前开减速伞导致高空风对航天器落点影响大的特点, 建立了高空风对航天器的动力学模型。提出了基于高空风实时修正的航天器落点预报算法。相比以往的算法, 该算法无需提前计算高空风修正插值表。经实测数据验证, 算法显著提高了航天器的落点预报精度。

关键词: 航天器; 弹道式再入; 落点预报; 高空风

中图分类号: V412.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)S-0145-04

Landing Point Prediction Ballistic Reentry Spacecraft

TANG Xuehai^{1,2}, WANG Jun¹, XIAO Zhiming^{1,2}

(1. PLA Unit 63610, Korla, 841001, China; 2. Reentry Dynamics and Target Characteristic Laboratory, Korla, 841001, China)

Abstract: A dynamic model for ballistic reentry spacecraft is established, and a dynamic model of upper wind on spacecraft is presented by studying the significant effect of upper wind on landing point of spacecraft, given the fact that a deceleration parachute is opened before landing. Further, a landing point prediction algorithm based on upper wind real-time compensation is proposed. Compared with previous algorithms, the proposed algorithm does not need to calculate the interpolation table of upper wind compensation. The verification with actual data indicates that the proposed algorithm significantly improves the prediction accuracy of spacecraft landing point.

Key words: spacecraft; ballistic reentry; landing point prediction; upper wind

在航天任务中,对航天器进行落点预报具有重要的意义,高精度的落点预报结果可极大地提高航天器返回舱的回收效率。航天器返回方式通常分为弹道式再入、半弹道式再入和升力式再入等^[1]。其中弹道式再入航天器在大气层内运动只产生阻力而不产生升力,或者产生不大的升力,而且对此升力的方向不加导航控制,只靠返回舱预先设定的自旋转速来减小着陆点的散布。弹道式再入航天器是返回式航天器中最简单的一种,再入防热结构简单,技术上易于实现。它的主要缺点是,再入过程中返回舱质心运动是无控制的,因此落点的偏差比较大。此外,由于没有升力或升力很小,返回舱只能垂直着陆,在着陆前还需要有一套减速伞装置,以保证返回舱安全着陆。

目前在飞船返回舱落点预报中通常采用的方法是通过建立回收着陆阶段伞舱系统三自由度动力学模型^[2-4]或飞船回收过程精细动力学模型^[5-7],结合返回前几小时着陆场实测气象风数据,制定落点预报气象风修正量插值表。在实际返回过程中,利用气象风修正表和返回舱实时位置预报落点。该方法的应用,使返回舱落点预报精度提高到 10 km 以内,有效提高了搜索救援的时效性。本文通过建立航天器弹道式再入动力学模型和高空风对伞舱联合体的动力学模型,用高空风实时修正航天器的空速,直接积分计算弹道,不用事前计算落点预报气象风修正量插值表,简化了预报流程,并提高了航天器的落点预报精度。

收稿日期: 2019-04-09; **修订日期:** 2019-06-20

通信作者: 唐学海,男,高级工程师, E-mail: txh0203@163.com。

引用格式: 唐学海,王军,肖志明. 弹道式再入航天器落点预报技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(增刊): 145-148. TANG Xuehai, WANG Jun, XIAO Zhiming. Landing Point Prediction Ballistic Reentry Spacecraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S): 145-148.

1 航天器再入动力学模型

1.1 基础模型

建立航天器再入动力学模型主要考虑航天器在大气层内所受的力。航天器再入大气层后无动力飞行时主要受地球引力和空气动力的影响。除此以外,航天器还会受到太阳辐射压力摄动力、地球潮汐摄动力、相对论摄动力等其他外力的作用,但由于这些作用力量级极小,同时计算量大,需要数据库支持等原因,可以不予考虑。对再入航天器进行弹道预报,通常选取地心惯性系(ECI)下目标位置和速度作为状态变量。因为在地心惯性系下,可以避免科氏加速度等运动系中的相对运动加速度使计算复杂化。

令状态变量 $x = [r, v]$, 则 $\dot{x} = [v, a]$, 其中 r 为航天器的位置矢量, v 为速度矢量, a 为加速度矢量, 由上述分析可知

$$a = a_G + a_R \quad (1)$$

式中 a_G 和 a_R 分别为地球引力加速度和空气动力加速度。

1.2 地球引力加速度

由于地球非标准球体, 为提高地球引力的描述精度, 须将地球引力分为中心引力和非球形摄动两部分, 即

$$a_G = a_0 + a_{PE} \quad (2)$$

中心引力加速度为

$$a_0 = -\frac{GM_E}{r^3} \cdot r \quad (3)$$

式中: GM_E 为地球引力常数, r 为地心系位置矢量, $r = |r|$ 。非球形引力摄动加速度为地球非球形引力摄动势的梯度

$$a_{PE} = \nabla U \quad (4)$$

式中: 下标 PE 表示地球非球形引力摄动, U 为引力摄动势函数。在航天器再入段预报中, 考虑 J_2 项摄动引力即可满足靶场轨迹预报精度要求^[8]。

1.3 空气动力加速度

空气动力又可分解为平行于速度方向的阻力和垂直于速度方向的升力, 即

$$a_R = a_D + a_L \quad (5)$$

式中 a_D 和 a_L 分别为空气阻力加速度和空气升力加速度, 可按式计算

$$\begin{cases} a_D = \frac{1}{2m} C_D S_D \rho v_r \cdot v_r \\ a_L = \frac{1}{2m} C_L S_L \rho v_r^2 \cdot l \end{cases} \quad (6)$$

式中: m 为航天器的质量, C_D 、 C_L 分别为阻力系数和升力系数, S_D 、 S_L 为相应的参考面积, 在实际计

算中, 可将 $\frac{C_D S_D}{m}$ 和 $\frac{C_L S_L}{m}$ 分别作为整体从实测弹道中提取计算得到。 ρ 为大气密度, v_r 为航天器相对于大气的速度, 即空速, $v_r = |v_r|$, l 为升力方向的单位矢量。

仅考虑大气随动的情况下, 即大气旋转角速度与地球自转角速度相同, 此时有

$$v_r = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\omega_0 y \\ \omega_0 x \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: v_x 、 v_y 、 v_z 为目标速度在地心系下坐标轴方向的分量, x 、 y 、 z 为目标位置在地心系下坐标轴方向的分量, 可由靶场外测设备测量得到, ω_0 为地球自转角速度。

2 高空风对航天器的动力学模型

由于航天器所受气动力是航天器与空气相对运动导致的, 其大小与航天器和空气的相对速度有关, 所以高空风对再入运动的影响可看作大气与地表整体随动与局部相对运动的叠加。因此, 在计算空速 v_r 的时候应考虑高空风的影响, 即

$$v_r = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\omega_0 y \\ \omega_0 x \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} v_{wx} \\ v_{wy} \\ v_{wz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中 v_{wx} 、 v_{wy} 、 v_{wz} 为风速 v_w 在 x 、 y 、 z 三轴方向的分量, 由探空数据结合大气数据库运算获得, 具体表达式由后续推导得到。

高空风是由地面上空各高度的空气水平运动导致的^[9], 空气水平运动的快慢即风速, 记做 v_w , 单位为 m/s; 空气水平运动的来向称为风向, 记做 θ_w , 单位为 $^\circ$, 以正北方向为 0° , 顺时针方向增大, 取值为 $0^\circ \sim 360^\circ$ 。

下面以图 1 所示为例将高空风(风向、风速)转换至地心系。空中 A 点测得的高空风矢量为 w , 其在 A 点与地球同心球面相切, 方向指向风的来向, 从而 w 与水平面正北方向夹角为 θ_w , 大小为风速

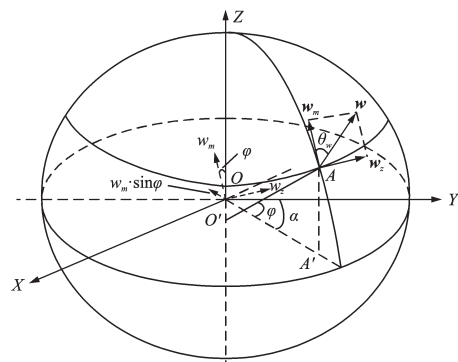


图1 高空风分解示意图

Fig.1 Resolution diagram of upper wind

v_w ,将其分解至经线方向和纬线方向,分别称为经向风 w_m 和纬向风 w_z ,其大小分别为 $w_m = v_w \cdot \cos\theta_w$ 和 $w_z = v_w \cdot \sin\theta_w$ 。

如图所示,令 $O'A$ 垂直于 w 所在的水平面,则 $O'A$ 也垂直于 w_m 和 w_z 。 A' 为 A 点在 $O-XY$ 平面的投影点,则 OA' 和 $O'A$ 的夹角 φ 为 A 点处的纬度,将 w_m 和 w_z 平移至坐标原点,则 w_m 与 OZ 夹角为 φ , w_m 在 $O-XY$ 平面的投影长度为 $w_m \cdot \sin\varphi$,且 $w_z \perp OA'$,令 OA' 与 OY 轴的夹角为 α , A 点的地心系坐标为 (x, y, z) ,则 w_m 和 w_z 在地心系下用坐标表示分别为

$$w_m = \begin{bmatrix} -w_m \cdot \sin\varphi \cdot \sin\alpha \\ -w_m \cdot \sin\varphi \cdot \cos\alpha \\ w_m \cdot \cos\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-x \cdot w_m \cdot \sin\varphi}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ \frac{-y \cdot w_m \cdot \sin\varphi}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ w_m \cdot \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$w_z = \begin{bmatrix} -w_z \cdot \cos\alpha \\ w_z \cdot \sin\alpha \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-y \cdot w_z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ \frac{x \cdot w_z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

由于 w 指向风的来向,所以风的速度矢量 $v_w = -w = -(w_m + w_z)$ 。

对于经向风和纬向风,通常也用带符号的标量 W_m 和 W_z 表示,并规定其正负号:南风为正,北风为负;西风为正,东风为负。易知在任意情况下,有

$$\begin{cases} W_m = -v_w \cdot \cos\theta_w \\ W_z = -v_w \cdot \sin\theta_w \end{cases} \quad (11)$$

类似上面的推导过程,可以证明:对于任意点 $A(x, y, z)$,已知其风向 θ_w 、风速 v_w 和纬度 φ (北纬为正,南纬为负),则其速度矢量在地心系下用坐标表示为

$$v_w = \begin{bmatrix} v_{wx} \\ v_{wy} \\ v_{wz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-x \cdot W_m \cdot \sin\varphi - y \cdot W_z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ \frac{-y \cdot W_m \cdot \sin\varphi + x \cdot W_z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \\ W_m \cdot \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (12)$$

将式(12)代入式(8)即可得到航天器相对于大气的速度 v_r ,利用 v_r 计算阻力加速度和升力加速度并进行外推预报即可修正高空风对航天器的影响。

3 航天器落点预报模型及验证

综合前述再入动力学模型和高空风对航天器的动力学模型,可得到航天器弹道式再入落点预报

算法,其计算流程如图2所示,详细计算步骤如下。

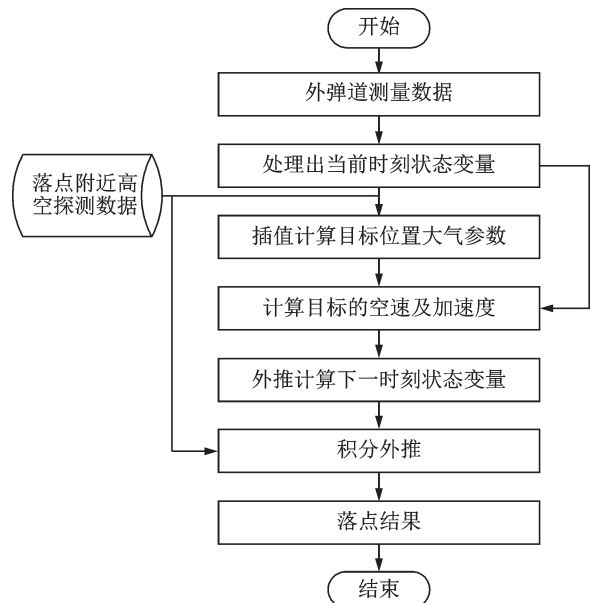


图2 落点预报流程

Fig.2 Flow chart of landing point prediction

步骤1:通过相关的数据预处理算法从靶场测量数据(目标外弹道测量数据和高空气象探测数据)中得到再入航天器当前时刻的状态变量 $x = [r, v]$ 和落点附近的高空气象探测数据^[10]。

步骤2:根据落点上空气象数据和航天器位置矢量 r ,由适当的插值算法计算航天器所在位置的空气密度 ρ 、经向风 W_m 及纬向风 W_z 。

步骤3:由式(8)和式(12)计算空速 v_r 。

步骤4:由式(6)计算空气阻力加速度 a_D 和空气升力加速度 a_L ,结合地球引力加速度可得到目标的合加速度 $a = a_G + a_D + a_L$ 。

步骤5:将状态变量 $x = [r, v]$,连同步骤4中得到的合加速度 a 一起带入外推算法(如龙格-库塔积分算法),通过积分得到后续时刻的目标状态参数(积分过程的每一步带入相应高程的高空风数据,对目标空速进行修正),即目标的弹道参数。要得到目标的落点坐标,先给出落点的大概高程,以控制外推结束时刻。

如图3所示,实线为某次航天任务的返回舱在开启减速伞后下落过程中带入高空气象数据后外推得到的弹道与实测落点的经纬度差与高程的关系,虚线为不带入高空气象探测数据外推得到的弹道与实测落点的经纬度差与高程的关系。可以看出高空风对伞舱联合体目标的运动轨迹影响巨大(图中因高空风导致的落点偏差达16 km),对高空风进行修正后可极大地提高返回舱的落点预报精度,也验证了文中预报模型的正确性。

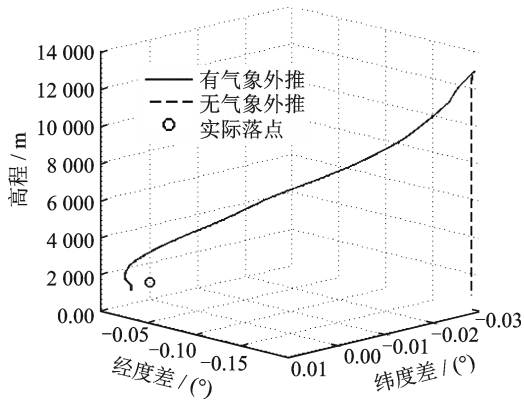


图3 预报算法验证

Fig.3 Verification chart of prediction algorithm

4 结 论

落点预报是一门综合性技术,尤其是对于航天任务返回舱这类气动特性复杂、返回方式多样的目标,需要考虑的因素很多。航天器的返回方式包括弹道式再入、半弹道式再入和升力式再入等,不同的返回方式需要不同的落点预报方法。本文仅对弹道式再入的航天器落点预报方法进行了研究,首先建立了航天器在大气层内的动力学模型,并详细分析了高空风对伞舱联合体目标的影响,建立了高空风对航天器的动力学模型,经实测数据验证,本文的预报模型有效提高了航天器在开启减速伞后的弹道预报精度。

参考文献:

- [1] 李颐黎. 航天器返回与进入的轨道设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015: 4-7.
- [2] 梁琦. 载人飞船返回舱落点精度和散布概率分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
LIANG Qi. Landing point accuracy and distribute analysis of manned spacecraft reentry capsule [D]. Beijing: Beihang University, 2004.
- [3] 汤锡生, 陈贻迎, 朱民才. 载人飞船轨道确定和返回控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 537-540.
- [4] 程文科. 一般降落伞-载荷系统动力学及其稳定性分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2004.

CHENG Wenke. The dynamic and stability analysis on motion of parachute-payload system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004.

- [5] 丁娣, 秦子增. 回收系统中的悬挂体姿态运动模式分析[J]. 中国空间科学技术, 2009, 29(1): 62-67.
DING Di, QIN Zizeng. Investigation of the angular motion of suspended body in recovery systems [J]. Chinese Space Science and Technology, 2009, 29(1): 62-67.
- [6] 王海涛, 郭叔伟, 秦子增. 物伞系统空间运动模式分析[J]. 航天返回与遥感, 2009, 30(1): 21-26.
WANG Haitao, GUO Shuwei, QIN Zizeng. Modes in space motion of the parachute-payload systems [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2009, 30(1): 21-26.
- [7] 钱山, 孙守明, 李恒年, 等. 基于气象风修正的返回舱落点快速预报方法[J]. 飞行器测控学报, 2013, 32(3): 245-250.
QIAN Shan, SUN Shouming, LI Hengnian, et al. Fast prediction of the landing point of reentry capsules based on horizontal wind effect compensation [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2013, 32(3): 245-250.
- [8] 常晓华. 考虑地球非球形引力摄动影响的自由段弹道解析解[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(4): 80-85.
CHANG Xiaohua. Analytical solution for free flight trajectory considering earth non-spherical gravitation perturbation [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(4): 80-85.
- [9] 孙学金, 王晓蕾, 李浩. 大气探测学[M]. 北京: 气象出版社, 2009: 265-270.
- [10] 唐学海, 刘伯阳. 一种基于椭球分层模型的电波折射修正算法[J]. 电子与信息学报, 2015, 37(6): 1507-1512.
TANG Xuehai, LIU Boyang. A radio wave refraction correction algorithm based on ellipsoid stratification atmospheric structure model [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2015, 37(6): 1507-1512.

(编辑:张蓓)