

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.S.007

跳跃式返回航天器落点预报技术研究

刘伯阳^{1,2} 唐学海^{1,2} 孙中兴¹

(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: 建立了航天器再入动力学模型, 提出了使用动能定理计算再入航天器质阻比和升阻比的方法。针对着陆场系统无法获取返回舱升力控制模型的实际情况, 提出了一种使用理论机动弹道进行修正的再入航天器航迹预报算法; 使用“嫦娥五号”再入段实测数据进行验证, 结果显示本文算法显著提高了跳跃式返回航天器落点预报精度。

关键词: 再入航天器; 跳跃式返回; 落点预报

中图分类号: V556.4

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2021)S-0045-06

Research on Prediction of Skip Entry Spacecraft's Landing Site

LIU Boyang^{1,2}, TANG Xuehai^{1,2}, SUN Zhongxing¹

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

Abstract: A spacecraft's reentry dynamics model is established, and a method for calculating the mass-to-drag ratio and lift-to-drag ratio of the reentry spacecraft is proposed based on the kinetic energy theorem. Aiming at the actual situation that the landing field system cannot obtain the lift control model of the reentry capsule, a reentry spacecraft track prediction algorithm based on maneuver trajectory correction is proposed. The algorithm is verified by measured data, and the results show that the algorithm significantly improves the prediction accuracy of the capsule's skip entry landing point.

Key words: reentry spacecraft; skip entry; landing site prediction

在再入航天器返回任务中, 为了提升搜索回收效率, 需对再入航天器进行较为精确的落点预报。目前常见再入航天器的再入返回方式通常可以分为弹道式再入、半弹道式再入和升力式再入等^[1]。弹道式再入航天器通常为旋转体结构, 在进入大气层后, 通过外形设计及主动姿控使其以接近零攻角再入, 其再入过程主要受力为空气阻力, 通常通过自旋来保持弹道稳定, 控制落点散布范围, 该再入方式具有控制方式简单、技术上易于实现的优点, 但也存在落点散布较大、再入过载较高的缺陷, 返回式卫星通常采取此种再入设计。半弹道式再入又称为升力弹道式再入, 升阻比通常小于 0.5, 采用该再入设计的航天器通常具有轴对称的外形, 通过

重心与形心的偏心设计, 使其在穿越大气层的过程中可以保持一定的攻角, 从而产生一定升力; 在再入过程中, 由姿控计算机通过控制方程控制返回舱的滚转角、俯仰角及偏航角, 就可以改变升力大小及方向, 从而实现再入路径控制, 可以大幅度提高落点散布精度。同时由于升力的作用, 使返回舱在大气层内的飞行距离增长, 再入减速过载大幅降低, 可以满足载人过载要求, 我国的神舟系列载人飞船和俄罗斯联盟系列载人飞船均采用了此种再入设计。升力式再入航天器的升阻比大于 1, 其再入过程中通过飞行姿态及舵面控制产生可控制的强升力, 最终实现航天器水平再入, 通常可以在机场完成降落, 这种再入方式具有再入过载小、机动

收稿日期: 2021-05-10; 修订日期: 2021-06-25

通信作者: 刘伯阳, 男, 工程师, E-mail: liuby5010743@sina.com。

引用格式: 刘伯阳, 唐学海, 孙中兴. 跳跃式返回航天器落点预报技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(S): 45-50. LIU Boyang, TANG Xuehai, SUN Zhongxing. Research on prediction of skip entry spacecraft's landing site[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(S): 45-50.

范围大、着陆精度高的特点,同时又可以为航天器的重复使用创造条件,航天飞机和X-37B无人飞行器皆采用了此种设计。当升阻比继续增大时,再入航天器由于巨大升力的作用甚至会跃出大气层,进行跳跃式再入,这种再入方式具有低过载、减速效果明显的特点,作为减速弹道通常被应用于再入速度大于第一宇宙速度的深空探测航天器的再入弹道设计,如我国嫦娥五号月球探测器的返回舱即采用了此种再入设计。

目前,着陆场系统现有落点预报算法通常采用三自由度惯性再入方程及简单升力模型进行外推计算,对于弹道式、半弹道式及升力控制较简单的升力式再入目标有着比较高的预报精度^[2],事后也能高精度计算火箭子级残骸的落点。但对于升力控制复杂的升力式再入航天器,尤其是跳跃式再入航天器,由于其再入全程不断主动进行升力控制,升阻比变化趋势并非简单衰减或保持^[3],使用现有模型预报精度极差。虽然理论上可以采用控制模型对再入目标进行落点预报^[4-5],但控制模型属于型号部门核心机密,着陆场系统无法获得相关模型。本文针对上述问题开展研究,以提高着陆场系统对跳跃式再入航天器的落点预报精度。

1 返回舱再入动力学模型

在航天器再入过程中,其会受到地球引力和气动力、光压摄动力、月球引力、潮汐摄动力等力的综合作用,建立航天器再入动力学模型需要考虑航天器再入过程中可能会对飞行航迹产生显著影响的较大量级作用力,主要包括地球引力和气动力^[6];其他力的量级远低于地球引力及气动力,同时计算量极大,在着陆场系统进行实时落点预报的过程中可以不予考虑。通常在地心惯性系下对再入航天器进行动力学建模,将目标的位置和速度作为其状态变量,在惯性系下建模可以避免非惯性加速度的影响,降低受力分析的复杂度。

目标状态变量 $\boldsymbol{x} = [\boldsymbol{r}^T, \boldsymbol{v}^T]^T$, 状态变量的导数 $\dot{\boldsymbol{x}} = [\dot{\boldsymbol{v}}^T, \boldsymbol{a}^T]^T$, 其中 \boldsymbol{r} 为目标的位置矢量, \boldsymbol{v} 为目标的速度矢量, 基于上文分析可以将再入目标的和加速度定义成

$$\boldsymbol{a} = \boldsymbol{a}_G + \boldsymbol{a}_R \quad (1)$$

式中: \boldsymbol{a}_G 为地球引力加速度, \boldsymbol{a}_R 为气动力加速度。由于地球不是一个质量分布均匀的标准球体, 为提高地球引力模型的精度, 采用引入球谐系数的地球引力场模型, 将地球引力分解为球形中心引力和非球形摄动引力两部分^[7]; 在预报过程中为兼顾计算

效率, 通常使用二阶非球形摄动力, 更高阶非球形摄动力作用量级较低, 可以不予考虑, 相关理论已经很成熟, 本文不再赘述。下面重点分析再入过程中所受气动力作用。

首先将目标所受气动力正交分解为与空速方向相反的空气阻力和垂直于空速方向的升力, 即

$$\boldsymbol{a}_R = \boldsymbol{a}_D + \boldsymbol{a}_L \quad (2)$$

式中: \boldsymbol{a}_D 为阻力加速度, \boldsymbol{a}_L 为升力加速度。其计算方法如下

$$\begin{cases} \boldsymbol{a}_D = \frac{1}{2m} C_D S_D \rho \boldsymbol{v}_r \cdot \boldsymbol{v}_r \\ \boldsymbol{a}_L = \frac{1}{2m} C_L S_D \rho \boldsymbol{v}_r^2 \cdot \boldsymbol{l} \end{cases} \quad (3)$$

式中: m 为目标的特征质量, C_D 、 C_L 分别为阻力系数和升力系数, S_D 为阻力投影方向的特征面积, ρ 为大气密度, \boldsymbol{v}_r 为目标相对于周围大气的运动速度, 即空速, $v_r = |\boldsymbol{v}_r|$, \boldsymbol{l} 为升力方向的单位矢量。

可知, 航天器所受气动加速度的大小与其空速直接相关, 因此需要建立较为准确的空速模型, 首先建立大气随动空速计算模型, 在该模型下认为大气层与地球以同样的角速度自转, 此时空速 \boldsymbol{v}_r 的表达式为

$$\boldsymbol{v}_r = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\omega_0 y \\ \omega_0 x \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: v_x 、 v_y 、 v_z 分别为地心惯性系下目标速度在各坐标轴方向的分量, x 、 y 、 z 为地心惯性系下目标位置在各坐标轴方向的分量, ω_0 为地球自转角速度。

然而在实际情况中, 大气层的运动并不与地球自转完全同步, 这一现象在地球固定系下观察就是风的作用。通过分析可知, 将大气层和地球的简单随动与地心固定系下实测获得的高空风数据进行矢量叠加, 就可以较为准确地描述大气环境的真实运动情况。在引入高空风数据后, 目标空速可表达为

$$\boldsymbol{v}_r = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\omega_0 y + v_{wx} \\ \omega_0 x + v_{wy} \\ v_{wz} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: v_{wx} 、 v_{wy} 、 v_{wz} 为外推点所在空间位置的风速在地心惯性系下三坐标轴方向的分量, 由航天器返回任务执行过程中沿再入走廊实测获得的多点探空数据结合大气运动数据库运算获得, 是高程和经纬度的函数^[8]。基于实测高空风对空速进行修正可极大地提高外推弹道的精度, 尤其是航天器在落地前通常会打开减速伞进行减速, 开伞后目标的飞行

轨迹受高空风的影响巨大,在航迹预报时必须要进行高空风修正。

2 质阻比和升力加速度计算方法

基于上述再入动力学模型对返回舱进行轨迹预报最关键的是要通过式(3)和式(5)计算出阻力加速度和升力加速度。一般情况,返回舱的质量 m 、阻力系数 C_D 、升力系数 C_L 和特征面积 S_D 、 S_L 均是未知的,因此提出了质阻比这一概念,质阻比可通过分析轨迹测量数据估算得到。

定义质阻比为

$$\beta = \frac{m}{C_D S_D} \quad (6)$$

目前有较多文献^[9-11]介绍使用UKF、CKF及EKF滤波法计算质阻比,这对于不考虑升力的动力学模型来说是可以的,但是上述模型中含有升力加速度,如果不扣除升力的影响,计算出的质阻比是不够准确的,轨迹预报精度也不高。通过深入研究发现对于运动特性较复杂的返回舱目标,可采用基于动能定理的方法确定质阻比。原因是:空气阻力与速度方向相反,升力垂直于速度方向,所以不会影响速度的大小只会改变速度的方向,因此不会改变目标的动能,而地球引力既会影响目标的速度大小也会影响目标的速度方向,基于这样的考虑,从动能角度分析就可以排除升力对质阻比计算的影响。

由动能定理可知,目标运动过程中所有分力做功的代数和等于动能的改变量。由上述分析可知,返回舱目标在飞行过程中能够改变目标动能的是阻力和地球引力(实际上还有目标与空气摩擦转化的热能,这在高速再入时是不适用的,但是当目标经过一段时间再入减速后,速度降低,摩擦产生的热能较少,可以忽略不计)。

令空气阻力加速度为

$$a_D = \frac{1}{2\beta} \rho v_r \cdot v_r \quad (7)$$

则返回舱受到的阻力为

$$F_D = m \cdot a_D \quad (8)$$

返回舱受到的地球引力为

$$F_G = m \cdot a_G \quad (9)$$

假设 t_n 时刻实测速度大小为 v_n ,位置矢量为 r_n ; t_{n+1} 时刻实测速度大小为 v_{n+1} ,位置矢量为 r_{n+1} 。dt时间段内,动能的变化量为

$$dE_V = \frac{1}{2} m v_{n+1}^2 - \frac{1}{2} m v_n^2 \quad (10)$$

地球引力做功为

$$dE_G = \int_{r_n}^{r_{n+1}} F_G \cdot dr \quad (11)$$

空气阻力做功为

$$dE_D = \int_{r_n}^{r_{n+1}} F_D \cdot dr \quad (12)$$

根据动能定理可得能量方程

$$dE_V = dE_G + dE_D \quad (13)$$

将式(7~12)代入式(13),约去方程两端质量 m ,化简方程可得

$$\beta = \frac{\int_{r_n}^{r_{n+1}} \rho v_r \cdot v_r \cdot dr}{v_{n+1}^2 - v_n^2 - 2 \int_{r_n}^{r_{n+1}} a_G \cdot dr} \quad (14)$$

式(14)计算出的 β 可以作为 $t_n + dt/2$ 时刻的质阻比。从动能角度分析质阻比能排除升力的影响,从而准确提取目标在大气层内所受空气阻力,能够提高返回舱目标的轨迹预报精度。当外测轨迹数据足够平滑,可以求出可靠的合速度时,假设在dt时间内目标为匀加速运动,计算出阻力加速度后由式(15)计算目标的升力加速度。

$$a_L = \frac{v_{n+1} - v_n}{dt} - a_G - a_D \quad (15)$$

代入航天器升力加速度和阻力加速度可求出升阻比系数 $C_{L/D}$ 为

$$C_{L/D} = \frac{\|a_L\|}{\|a_D\|} \quad (16)$$

3 再入预报方法

在实际应用中,当目标的升力较小且不加以控制时,在获取一段返回舱再入实测轨迹数据后,可用上述方法计算出目标的质阻比和升力加速度用于后续的轨迹和落点预报。对于跳跃式再入目标,再入过程会产生较大的可控升力使目标进行跳跃式机动。经过实测数据计算,发现再入航天器舱再入后机动范围很大,利用上述升力提取方法提取的升力趋势无法满足预报要求,预报偏差巨大。

通过调研得知型号部门通过控制方程进行弹道预报,利用与航天器内部姿态控制核心完全一致的控制方程预估航天器的姿态控制机动,从而计算出升力,将升力代入动力学方程,进行航迹预报。然而控制方程是型号部门的核心算法,着陆场系统无法得知。

因此只能从理论弹道中提取全程升力参数代入落点预报或直接将机动弹道代入落点预报算法中,用于代替机动控制方程。

提取全程升力参数时需使用从初次再入点至机动弹道结束的全程理论弹道,基本步骤如下。

3.1 提取全程升力参数预报方法

(1) 使用式(14)从理论弹道中提取初次再入点至机动弹道结束点(通常为开伞点)的全程质阻比参数,建立与高程、速度相关的质阻比参数表。

(2) 将质阻比参数代入式(7)计算机动弹道全程阻力加速度,使用式(16)求出机动弹道全程升阻比系数,建立与高程、质阻比相关的升阻比参数表。

(3) 以外推点高程、速度为基准,在质阻比参数表中插值求出对应的质阻比,求出外推点阻力加速度。

(4) 以外推点高程、质阻比为基准,在升阻比参数表中插值求出对应的升阻比,使用式(17)求出外推点升力加速度

$$a_{L_i} = C_{L/D} \left\| a_D \right\| \frac{r}{\|r\|} \quad (17)$$

式中 r 为目标所在位置地心距矢量。

(5) 使用式(1)积分外推至下一点,重复步骤3至步骤4直至机动弹道结束高程,以该点作为机动弹道结束点。

3.2 机动弹道替代控制方程预报方法

使用机动弹道替代控制方程的算法基本思路如下(图1):

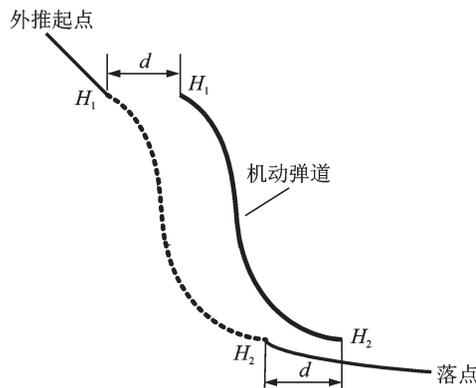


图1 机动弹道替代控制方程预报示意图

Fig.1 Schematic diagram of maneuver trajectory alternative control equation prediction

(1) 从理论弹道中提取机动弹道,从升力控制起点高程 H_1 到升力控制结束点 H_2 ($H_1 > H_2$),位置矢量为 S_1 和 S_2 ,速度矢量为 V_1 和 V_2 。

(2) 当外推起点的高程大于 H_1 时,惯性外推至高程 H_1 ,其位置矢量记为 s_1 ,然后转入(3);当外推起点的高程小于 H_1 并大于 H_2 时,在机动弹道中取相应高程点的位置矢量作为 S_1 ,外推起始点的位置矢量记为 s_1 ,然后转入(3)。

(3) 计算出 S_1 和 s_1 的位置差矢量 $d = S_1 - s_1$,令 $s_2 = S_2 - d$,以 s_2 和 V_2 作为机动弹道结束点的位置和速度参数。3.1节所述方法符合升力控制的实际情况,但受外推起点射向偏差影响较大,3.2节所述方法不受外推起点射向偏差影响,但升力控制结果存在一定偏差,因此在实际计算过程中应当分别使用两种方法计算得到两组机动弹道及机动弹道结束点参数,对两组数据求均值作为机动弹道结束点的输出参数用于后续计算。

4 再入预报方法

综合前述再入动力学模型和升力控制再入解决方法,可得到带升力控制的航天任务返回舱再入落点预报算法,其算法流程如图2所示,各计算步骤介绍如下。

步骤1 首先使用文献[12]所述的外测数据预处理算法,对着陆场系统雷达设备获取的实测数据进行预处理,得到返回舱当前时刻的状态变量 $x = [r^T, v^T]^T$ 。

步骤2 通过探空数据结合大气数据库计算获取目标再入走廊上空的分层气象数据,根据该分层气象数据和返回舱外推至当前步所对应的位置矢量 r ,由适当的插值算法计算获得返回舱外推至当前步的位置所对应的空气密度 ρ_h 和高空风参数,并由式(5)计算空速 v_o 。

步骤3 代入第3节介绍的加速度模型可以计

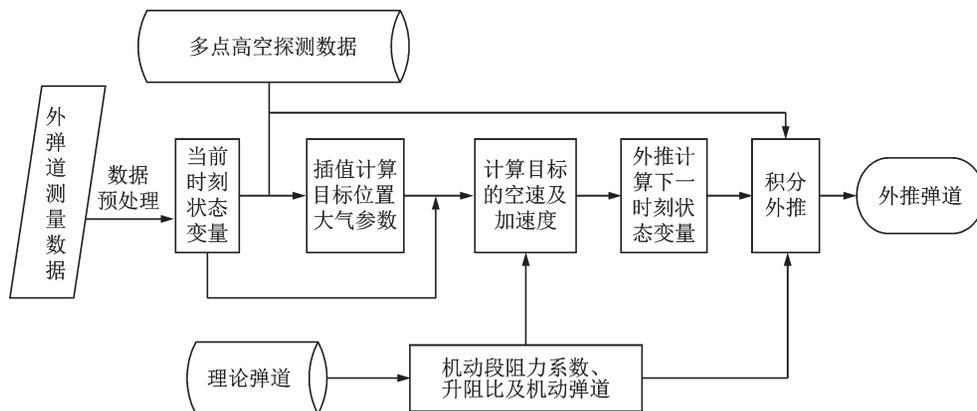


图2 预报流程

Fig.2 Prediction process

算得到目标外推至当前步时所受到的空气阻力加速度 a_D 和空气升力加速度 a_L , 结合二阶地球引力加速度模型可以计算求得目标在当前步所受到的合加速度 $a = a_G + a_D + a_L$ 。

步骤4 基于对目标理论再入弹道的升阻比分析结果, 判断返回舱再入方式是否为升力式再入或跳跃式再入。如果是, 则采用本文第3节介绍的方法进行外推, 求出机动弹道结束点, 并将其作为初始无升力外推起点 $x = [r^T, v^T]^T$, 并转入步骤5。如果不是, 则直接将当前点作为无升力外推起点, 并转入步骤5。

步骤5 将无升力外推起点 $x = [r^T, v^T]^T$ 代入弹道式外推方程进行积分外推, 积分过程的每一步代入相应高程的高空风数据, 求解阻力加速度, 外推至落点区域平均高程, 计算结束。

为了验证上述模型和算法的有效性, 选取了“嫦娥5号”返回任务测量数据进行测试。“嫦娥5号”返回舱为升力式再入, 升力控制段约为80 km高程至20 km高程, 其中初次再入至60 km高程进行了受控跃起, 跃起顶点约105 km高程, 随后完成二次再入, 在离地高度约10 km时开减速伞。利用本文研究的算法首先提取了“嫦娥5号”返回舱的升阻比系数, 如图3所示。

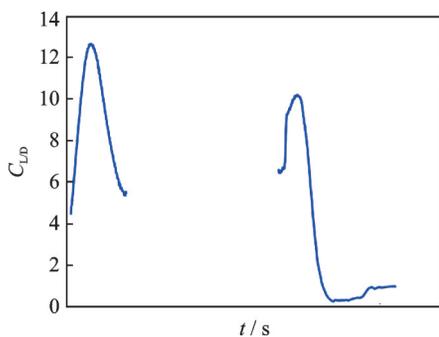


图3 返回舱升阻比系数

Fig.3 Lift-to-drag ratio of reentry capsule

图中横轴为相对时, 曲线中断部分为返回舱跃出大气层飞行段, 该飞行段返回舱不受升力、阻力作用。可以看出返回舱再入全程升阻比持续受控调整, 并非简单衰减情况。将该系数与高程、质阻比系数相关生成升阻比系数表。

以航天器进行升力再入前某时刻(目标所在位置海拔高程约100 km)的目标实测位置、速度作为预报初始状态, 进行轨迹预报。首先使用再入初段实测数据求出目标的初始升阻比系数及质阻比系数, 并求出与空速相关的衰减率, 随后将衰减后的质阻比及升阻比代入预报模型进行弹道预报。图4为预报结果示意图, 图中虚线为返回舱实测弹

道, 实线为预报弹道, 纵坐标为海拔高度, 横坐标为时间, 横坐标考虑保密因素隐去。最终预报落点与实测落点偏差约740 km, 可知该传统方法的预报模型与跳跃式再入的实际情况并不匹配, 存在较大误差。

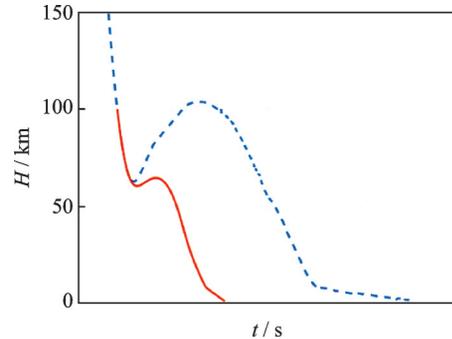


图4 使用简单衰减系数预报结果

Fig.4 Prediction result of using simple attenuation coefficient

图5所示为使用本文所述算法预报情况, 图中虚线为返回舱实测弹道, 实线为预报弹道, 预报落点偏差优于2 km。由此可见本文提出的机动再入预报解决方法是非常有效的。

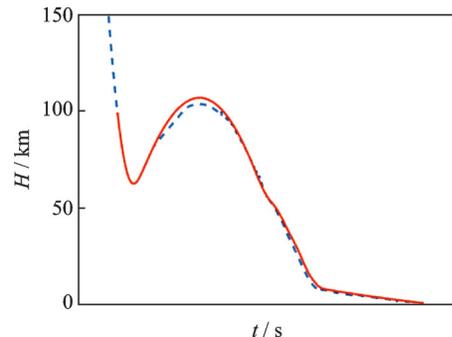


图5 使用本文所述算法预报结果

Fig.5 Prediction result of using the present algorithm

5 结 论

落点预报是一项多学科交叉的复杂工作, 尤其对于飞船返回舱这类气动特性较为复杂、返回方式多样的再入目标, 需要在落点预报过程中建立更精确的模型、引入更多的变量。本文基于着陆场系统实际情况, 针对跳跃式再入航天器的特殊情况进行了深入研究, 首先建立了返回舱在大气层内的动力学模型, 并提出了基于动能定理计算目标质阻比和升阻比的方法, 此外, 提出了一种基于理论机动弹道修正的跳跃式再入落点预报方法, 有效提高了返回舱在有较强升力控制的情况下的弹道和落点预报精度。后续考虑使用理论弹道逆向重构返回舱升力控制模型, 然后利用实测数据估算控制参数, 从而实现基于重构升力控制模型的跳跃式再入航天器精确落点预报。

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.
- [2] 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(S1): 151-154.
TANG Xuehai, WANG Jun, XIAO Zhiming. Landing point prediction ballistic reentry spacecraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S1): 151-154.
- [3] GUO M, WANG D. Guidance law for low-lift skip reentry subject to control saturation based on nonlinear predictive control[J]. Aerospace Science & Technology, 2014, 37: 48-54.
- [4] BRUNNER C W, LU P. Skip entry trajectory planning and guidance[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2008, 31(5): 1210-1219.
- [5] TETSUYA Y, ISAO K, NOBUTAKA K, et al. Skip entry of a capsule-type manned space return vehicle with super-orbital velocity[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences Aerospace Technology Japan, 2015, 12: 83-90.
- [6] 张洪波, 谢愈, 陈克俊, 等. 非惯性运动目标弹道预报技术探讨[J]. 现代防御技术, 2011, 39(6): 26-31.
ZHANG Hongbo, XIE Yu, CHEN Kejun, et al. Investigation on trajectory prediction of maneuverable target[J]. Modern Defence Technology, 2011, 39(6): 26-31.
- [7] 郑伟, 汤国建. 扰动引力场中弹道导弹飞行力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [8] 唐学海, 刘伯阳, 张荣杰. 高空风在再入飞行器弹道预报中的应用研究[C]//首届中国空气动力学大会. 绵阳:[s.n.], 2018.
- [9] 金文彬, 刘永祥, 黎湘, 等. 再入目标质阻比估计算法研究[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(5): 46-51.
JIN Wenbin, LIU Yongxiang, LI Xiang, et al. Research on estimation of mass-to-drag ratio of reentry objects[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(5): 46-51.
- [10] 赵荣丞, 王君, 陈德江. 基于CKF的再入段弹道目标质阻比估计[J]. 火力与指挥控制, 2018, 43(11): 7-10, 16.
ZHAO Rongcheng, WANG Jun, CHEN Dejiang. Estimation of mass-to-drag ratio of reentry ballistic targets based on CKF algorithm[J]. Fire Control & Command Control, 2018, 43(11): 7-10, 16.
- [11] 胡国旭, 姚汉英, 钱李昌, 等. 基于RK-UKF算法的再入目标质阻比估计[J]. 空军雷达学院学报, 2011, 25(6): 404-407, 411.
HU Guoxu, YAO Hanying, QIAN Lichang, et al. Estimation of reentry target's mass-to-drag ratio based on RK-UKF[J]. Journal of Air Force Radar Academy, 2011, 25(6): 404-407, 411.
- [12] 胡绍林, 许爱华, 郭小红. 脉冲雷达跟踪测量数据处理技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

(编辑: 夏道家)