

翼伞系统线目标归航方法*

滕海山^{1,2}, 汤国建², 刘涛¹, 张章¹

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094; 2. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:针对运载火箭助推器或子级无控坠落地面落点散布较大的情况,提出一种翼伞系统的线目标归航方法。建立了矩形边界下的归航计算模型,对点目标归航和线目标归航两种方法进行了收缩区域分析;对翼伞归航能力、落区散布边界特征对归航性能的影响进行对比分析,得到了相应的归航策略,并提出在较大散布区域下设置多个着陆区域的工程解决方案;建立动力学和操纵控制模型,对线目标归航过程进行了仿真。结果表明,所提方法对工程有一定的参考价值。

关键词:翼伞;线目标;归航控制;仿真;落区控制;路径规划

中图分类号:V19 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)03-001-06

Line target homing method of parafoil system

TENG Haishan^{1,2}, TANG Guojian², LIU Tao¹, ZHANG Zhang¹

(1. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China;

2. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aimed to the large dispersion situation of the rocket booster or sub-stage falling to the ground without controlling, the line target homing method of parafoil system was put forward. The calculation model of rectangular boundary was established, and the contraction regional analysis of two kinds of homing methods namely point target and target line was performed. The influence of parafoil homing ability and the scattered boundary characteristics of falling area on homing performance were analyzed, and the corresponding homing strategy was obtained. A solution for setting up multiple landing areas in larger dispersion area was proposed. Finally, the dynamics and control model was established and the line target homing process was simulated. Satisfactory results are obtained, which shows that the proposed method has some reference value to the project.

Key words: parafoil; line target; homing control; simulation; landing zone control; path planning

与普通的阻力型降落伞相比,冲压式翼伞(以下简称翼伞)具有滑翔性能和可操纵性,使其在空降空投、飞行器回收及体育运动领域得到了广泛的应用。尤其在空降空投领域,美国的X-FLY系列^[1-2]、欧盟的FASTWing系列^[3-4],以及加拿大的Snow-X系列^[5-6]和荷兰的Spades系列精确空投系统^[7-8]等,实现了由几十千克到十几吨货物的精确投放。美国还进行了乘员返回飞行器X-38采用大型翼伞的精确回收系统研制,并完成了空投试验验证^[9-10]。

对于翼伞空投系统,一般是先确定要投送的目标点,然后根据测得的风场数据经过计算确定空投点^[11-12]。因为投送一般采用飞机作为载体,其空投的离机点是能够得到精确控制的,因此一般设定一个固定点作为着陆点。大多数的归航系统应用都属于定点归航,有关归

航控制的大多数文献,如文献[13-19]等都是 以定点归航为研究对象。但对于一些返回式航天器,如返回式卫星、飞船的返回,最终可能会出现几十千米的落点偏差。在这种散布范围大于翼伞机动能力的情况下,选择一个固定点作为目标可能会偏差较大,需要采用多种归航方式,线目标归航是其中一种简单的方式。但到目前为止,还没有对线目标归航方式进行过研究。

1 线目标归航方式

1.1 点目标和线目标归航概念

顾名思义,点目标就是以 一个几何点为目标,如火炮的靶目标,其散布范围一般为圆形区域;线目标是以一定长度的线段为目标,其散布区域一般为矩形区域。点目标归航就是归航到一个点,线目标归航就是归航目标为一段线段,点目标、线目标、

* 收稿日期:2017-03-18

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金资助项目(11602018)

作者简介:滕海山(1970—),男,辽宁凌源人,研究员,博士,博士生导师,E-mail:13621175225@163.com

点目标归航和线目标归航的概念见图 1。

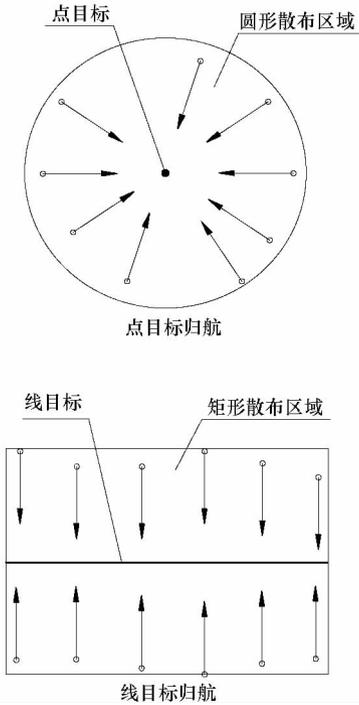


图 1 目标区域和归航方式概念图

Fig. 1 Concept of target area and homing mode

1.2 归航方法比较

研究不同的归航方式对实际落点散布的影响,需要进行收缩比的对比分析。收缩比定义为采用翼伞归航后的面积占原始散布面积的百分比,表示为:

$$\eta_{\text{收缩}} = \frac{S_E}{S_0} \times 100\% \quad (1)$$

其中, S_E 为采用翼伞归航后的散布面积, S_0 为原始散布面积。

1.2.1 点目标归航计算

假设一个初始散布区域为一个矩形区域,翼伞的归航半径为 r 。将目标点取在矩形区域的中心,因区域呈对称形,选取整个区域的 1/4 进行研究,散布区域示意图见图 2。

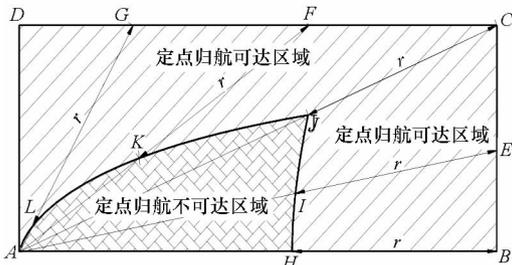


图 2 散布区域示意图

Fig. 2 Sketch map of scatter area

说明:点 A 为矩形区域的中心点,设为归航目标点。归航半径为 r ,则从边界线 BC 、 CD 向点

A 连线,以边界点 B 、 E 、 C 、 F 、 G 为圆心, r 为半径画圆,与 AB 、 AE 、 AC 、 AF 、 AG 线段分别交于点 H 、 I 、 J 、 K 、 L ,连接点 A 、 H 、 I 、 J 、 K 、 L 围成的区域即为定点归航不可达区域,其余区域为可达区域。

用积分法计算不可达区域的面积,计算原理图见图 3。

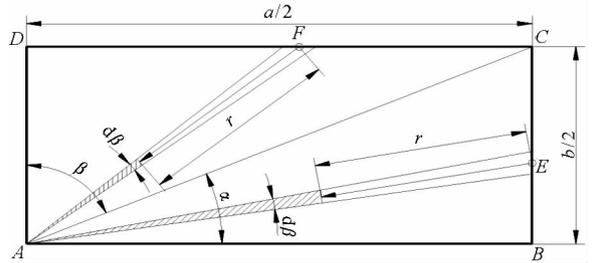


图 3 点目标归航计算原理图

Fig. 3 Computing principle of point target homing

当归航半径 $r \leq b/2$ 时,归航不可达面积 S_{p1} 为:

$$S_{p1} = 4 \int_0^{\arctan(\frac{b}{a})} \left(\frac{a}{2} \cdot \sec \alpha - r \right)^2 d\alpha + 4 \int_0^{\arctan(\frac{a}{b})} \left(\frac{b}{2} \cdot \sec \alpha - r \right)^2 d\alpha \quad (2)$$

积分后得到:

$$S_{p1} = \frac{1}{2} \left[a \cdot b - 4 \cdot a \cdot r \cdot \ln \left(\frac{\sqrt{a^2 + b^2} + b}{a} \right) + 4r^2 \cdot \arctan \left(\frac{b}{a} \right) \right] + \frac{1}{2} \left[a \cdot b - 4 \cdot b \cdot r \cdot \ln \left(\frac{\sqrt{a^2 + b^2} + a}{b} \right) + 4r^2 \cdot \arctan \left(\frac{a}{b} \right) \right] \quad (3)$$

当 $r > b/2$ 时,有:

$$S_{p2} = 4 \int_0^{\arctan(\frac{b}{a})} \left(\frac{a}{2} \cdot \sec \alpha - r \right)^2 d\alpha + 4 \int_{\text{arccsc}(\frac{b}{2r})}^{\arctan(\frac{a}{b})} \left(\frac{b}{2} \cdot \sec \alpha - r \right)^2 d\alpha \quad (4)$$

积分后得到:

$$S_{p2} = \frac{1}{2} \left[a \cdot b - 4 \cdot a \cdot r \cdot \ln \left(\frac{\sqrt{a^2 + b^2} + b}{a} \right) + 4r^2 \cdot \arctan \left(\frac{b}{a} \right) \right] + \frac{1}{2} \left[a \cdot b - 4 \cdot b \cdot r \cdot \ln \left(\frac{\sqrt{a^2 + b^2} + a}{b} \right) + 4r^2 \cdot \arctan \left(\frac{a}{b} \right) \right] - \frac{1}{2} \left[b \cdot \sqrt{4r^2 - b^2} - 4 \cdot b \cdot r \cdot \ln \left(\frac{\sqrt{4r^2 - b^2} + 2r}{b} \right) + 4r^2 \cdot \arccos \left(\frac{b}{2r} \right) \right] \quad (5)$$

1.2.2 线目标归航计算

线目标归航,设 AB 为线目标,矩形 $ABFE$ 为不可达区域,见图4。

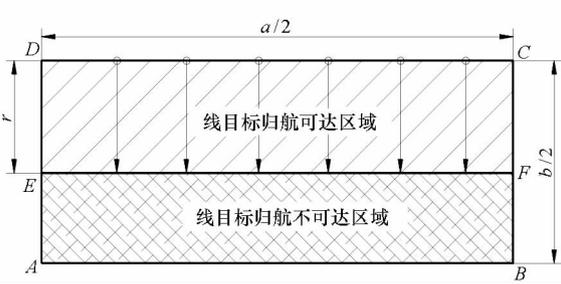


图4 线目标归航计算原理图

Fig.4 Computing principle of line target homing

当 $b > 2r$ 时,其收缩面积为:

$$S_{L1} = a \cdot (b - 2r) \quad (6)$$

当 $b = 2r$ 时,形成一条长度 $L = a$ 的直线段,理论面积为0;

当 $b \leq 2r$ 时,可以向中心方向逼近,其线段长度为:

$$L = a - 2\sqrt{r^2 - \left(\frac{b}{2}\right)^2} \quad (7)$$

实际上,当归航半径达到一定程度时,线段长度趋于0,这时就是点目标归航了。所以,点目标是线目标的一种特殊情况,见图5。

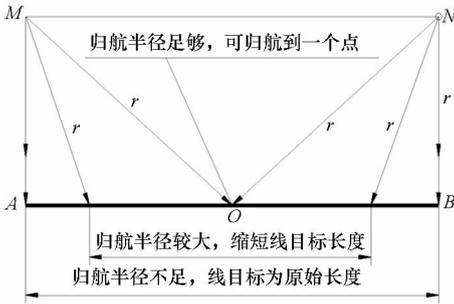


图5 几种线目标归航情况

Fig.5 Several situation of line target homing

1.3 归航方法适应性分析

由图中可以清楚地看出,采用点目标或线目标归航方式,与原始散布区域的纵横比和归航半径有直接关系。

先锁定纵横比 $R_{ab} = \frac{a}{b} = 2$, 设定矩形纵向宽度为30 km,考察归航半径的影响。此时点目标与线目标的收缩比如图6所示。

由图6可知,当归航半径较小时,点目标归航与线目标归航收缩比接近;当归航半径等于散布区域宽度的一半时,两者的差距最大。

再设定归航半径为12 km,归航半径与半宽

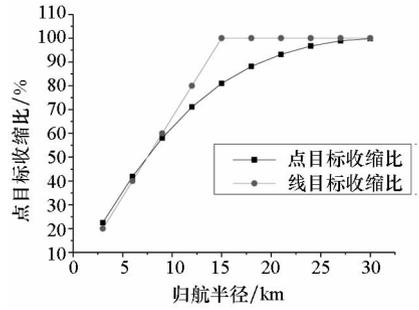


图6 归航收缩比对比图

Fig.6 Comparison chart of homing contraction ratio

度之比 $R_{rb} = 0.4$,考察纵横比 R_{ab} 的影响,结果如图7所示。

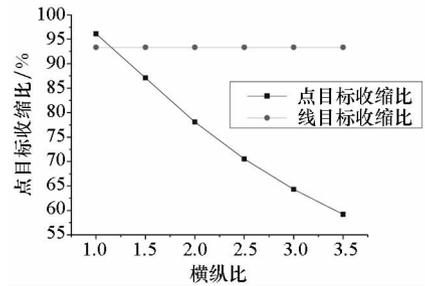


图7 落区纵横比对收缩率的影响

Fig.7 Influence of the vertical and horizontal ratio of the landing area

由图7可见,对于点目标归航,纵横比越大,收缩率越低,而线目标归航则不受影响。

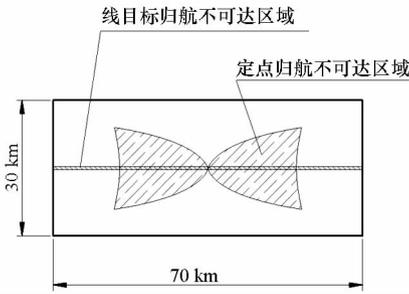
假设原始落区范围为70 km × 30 km,翼伞系统归航半径为15 km,图8列出了几种形状区域点目标归航和线目标归航的情况。在图中,“不可达区域”指归航不能覆盖的区域。

由图8可以看出,如果矩形长宽比接近1:1或接近圆形,采用定点归航效果更好。在遇到比较狭长且宽度与归航能力接近时,采用线目标归航效果最佳,在这种情况下,基本可以将着陆区域收缩到一条线上。

但在实际工作中,要控制一条几十千米的线段,而且将这么长的一条线都处理成适宜于着陆的地面也并不容易,所需的人力物力资源也不少,因此这个方案也并不理想。

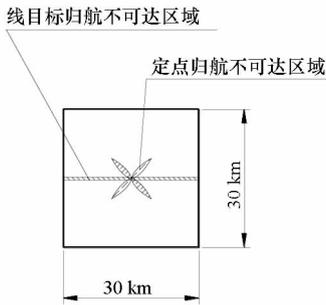
按照翼伞的归航能力,将这样一条长的线段分成几个短的线段是比较理想的方案,即多目标归航区域方案,见图9。

这样,在同样的归航能力的情况下,将原来的一条70 km的线目标分为4个4 km的目标。回收时,翼伞系统先计算出距离各个线目标的距离,选择能够到达的区域作为归航目标。



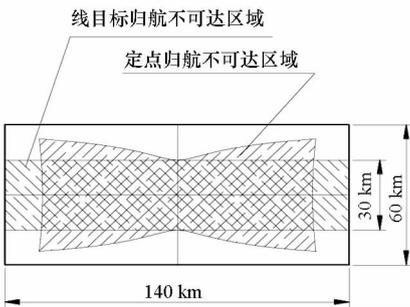
(a) 小面积大长宽比矩形区域

(a) Small rectangular area with large aspect ratio



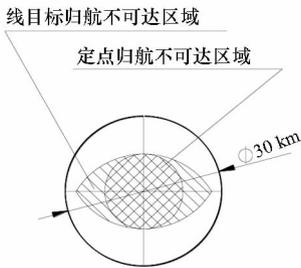
(b) 小面积小长宽比矩形区域

(b) Small rectangular area with small aspect ratio



(c) 大面积大长宽比矩形区域

(c) Large rectangular area with large aspect ratio



(d) 大面积圆形区域

(d) Large circle area

图 8 几种不同区域归航情况

Fig. 8 Several homing situation for various area

1.4 多目标归航和避障飞行方法

多目标归航和避障飞行在实际中经常会用到。在救灾物资投放时,灾民的聚集区域一般是多个点位置,需要将物资准确投放到这些地方,这就需要用到多目标归航。在投放或回收一些危险物品或可能造成地面伤害的重型装备时,一般要

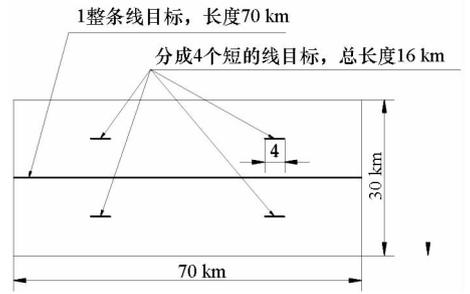


图 9 多目标归航方案

Fig. 9 Multi-target homing scheme

降落在较广阔的区域,但在这些区域内可能有民房或电线,需要避开这些区域降落。

多目标归航需要在单目标算法的前端增加一个目标判断,根据高度判断出可以到达的区域,然后在可达区域内选择最理想的目标点作为归航终点。

避障飞行可以有两种解决办法:一种是将哪里不能去转换为哪里能去,就是在多目标的判断后确定一些安全的点或线,然后向这些点或线飞行。还有一种方法是终端避障法。在初始阶段飞向避障点,到较近的高度和距离时按带盲角的自动归航方式飞行,但此盲角为反盲角,即不向这些目标前进。

2 线目标归航控制仿真

2.1 归航控制程序

在飞行前即设定好线目标,并植入控制程序中。翼伞系统进入归航程序后,首先计算得到系统当前位置,由归航控制计算机判断线段的垂线方向,然后发出指令操控翼伞使系统按这个方向前进。当到达线目标时,转向平行于目标线段逆风方向(与风来流方向夹角大于 90°),直至到达逆风控制高度,转向完全逆风。线目标归航原理示意图见图 10。

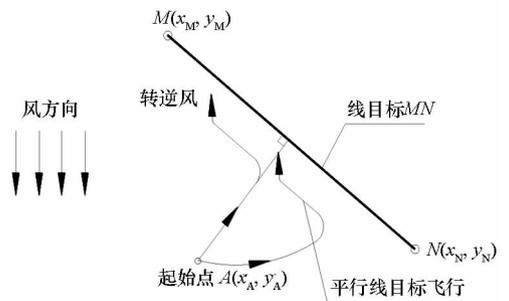


图 10 线目标归航原理图

Fig. 10 Procedure chart of line target homing

由于在实际情况中设定的安全着陆范围有限,线目标归航算法的目标为一段线段而非直线。定位后首先判断翼伞系统与线目标的相对位置,如果翼伞与线目标的投影垂点在线段内,则以垂

点为目标做径向归航。否则,则需要先向端点前进,到达后再沿线目标飞行。径向归航距线目标较近时(应大于最小转弯半径),判断翼伞距两个端点的距离,要向距离较远的方向飞行。越过中点后,可向回折转。

2.2 动力学及控制模型

采用质点动力学模型,假设翼伞带载荷体组合体为一个质点,纵向平面内平衡状态下的受力模型见图 11。

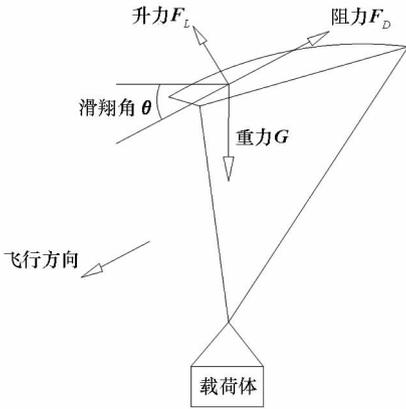


图 11 翼伞系统纵向平面内受力图

Fig. 11 Sketch of force in the longitudinal plane of parafoil system

在速度坐标系下,建立动力学及控制方程如下:

$$\begin{cases} m\dot{v}_x = mg \cdot \sin\theta - F_D \\ F_D = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_s \cdot C_D \\ m\dot{v}_y = mg \cdot \cos\theta - F_L \\ F_L = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_s \cdot C_L \\ m\dot{v}_z = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_s \cdot C_z \\ c_D = c_{D0} + \frac{L}{L_{\max}} \cdot dc_{x\max} \\ c_z = \frac{L}{L_{\max}} \cdot c_{z\max} \\ \frac{dL}{dt} = v_{\text{电机}} \\ L = \frac{\Phi_{\text{期望}} - \Phi_{\text{当前}}}{\pi} \cdot L_{\max} \end{cases} \quad (8)$$

其中, m 为翼伞系统质量, θ 为系统滑翔角, C_D 、 C_L 、 C_z 分别为翼伞系统的阻力系数、升力系数和侧力系数, c_{D0} 为系统无控下的阻力系数, $dc_{x\max}$ 为最大下拉量时的阻力系数增量, $c_{z\max}$ 为最大下拉量时的侧力系数, L 为操纵绳下拉量, L_{\max} 为最大下拉量, $v_{\text{电机}}$ 为电机下拉操纵绳速度, $\Phi_{\text{期望}}$ 为期望航向角, $\Phi_{\text{当前}}$ 为当前航向角。

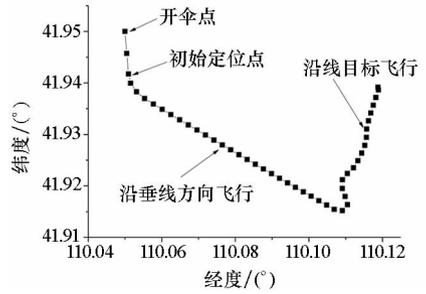
在无控飞行下,翼伞系统的阻力系数和升力系数不变,侧力系数为 0;控制转弯时,根据下拉

量的多少按比例确定侧力系数和阻力系数,假设升力系数在下拉过程中保持不变。

采用某个翼伞系统进行了仿真计算,计算参数如下:翼伞系统质量 m 为 1000 kg;翼伞面积为 80 m^2 ;升力系数为 0.6;阻力系数为 0.2;最大下拉量为 2 m;下拉速度为 500 mm/s;最大下拉时侧力系数为 0.2;最大下拉时阻力系数为 0.3;最大下拉时转弯半径为 150 m。

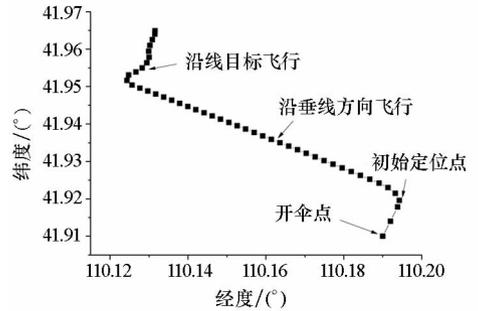
2.3 仿真结果

采用 2.2 节参数,用各种初始位置和运动状态进行了仿真计算,几种典型线目标归航控制轨迹图如图 12 所示。



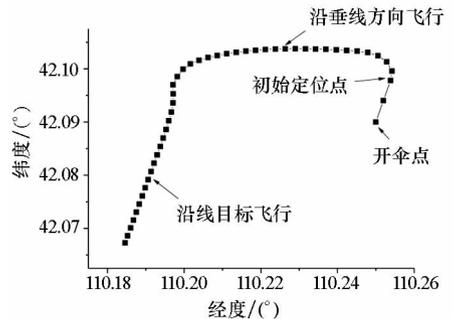
(a) 开伞点在目标西侧,方向南

(a) Open parachute point on the west, south direction



(b) 开伞点在目标东南侧,方向东北

(b) Open parachute point on the southeast, northeast direction



(c) 开伞点在目标东北侧,方向东北

(c) Open parachute point on the northeast, northeast direction

图 12 几种线目标归航控制轨迹图

Fig. 12 Several trajectories of line target homing control

从仿真结果看,在各种工况下,翼伞系统都能按照预定的程序完成转向、沿垂线方向进入和沿线目标飞行,最终落点散布将归到一条直线区域,从而有效地减小了落点的散布面积。

3 结论

空投或回收系统采用翼伞可以有效减小载荷的散落面积。在翼伞归航能力不足以覆盖全部散落区域的情况下,采用线目标归航方法可更有效地减小落点散布范围。在同样条件情况下,散落区域纵横比越大,则线目标归航效果越好。如单个线目标过长,采用多个线目标是较好的工程解决方案。本文提出的方法对工程有一定参考价值。

参考文献 (References)

- [1] Benney R, Meloni A, Cronk A, et al. Precision airdrop technology conference and demonstration 2007 [C]//Proceedings of 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2009 - 2927, 2009.
- [2] Benney R, McGrath J, Mchugh J, et al. The joint precision airdrop system advanced concept technology demonstration[C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005 - 1601, 2005
- [3] Krenz H, Burkhardt O. The FASTWing project—a self navigated gliding system for heavy loads[C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005 - 1600, 2005.
- [4] Benolol S, Zapirain F. The FASTWing project-parafoil development and manufacturing [C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005 - 1639, 2005.
- [5] McHugh J, Benney R, Miletti J, et al. Planning, execution, and results of the precision airdrop technology conference and demonstration (2003) [C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005 - 1680, 2005.
- [6] Ward M, Costello M, Slegers N. Specialized system identification for autonomous parafoil and payload systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 588 - 597.
- [7] Wegereef J W, Jentink H W. Precision airdrop system SPADES: AD A476458 [R]. 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2006.
- [8] Wegereef J W, Jentink H W. Parafoil characterisation tests with SPADES[C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005 - 1650, 2005.
- [9] Graf E D, Leveugle Th, Berther Ph, et al. International cooperation on X - 38 and crew return vehicles (X - 38 CRV) for the international space station[C]//Proceedings of 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 98 - 1635, 1998.
- [10] Soppa U, Gorchach T, Roenneke A J. German contribution to the X - 38 CRV demonstrator in the field of guidance, navigation and control (GNC) [C]//Proceedings of 34th COSPAR Scientific Assembly, the Second World Space Congress, IAC A02 - 46671, 2002.
- [11] Brown G, Haggard R. The affordable guided airdrop system (AGAS)[C]//Proceedings of 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 99 - 1742, 1999.
- [12] Dellicker S H, Benney R, Patel S. Performance, control, and simulation of the affordable guided airdrop system[C]//Proceedings of Modeling and Simulation Technologies Conference, AIAA 2000 - 4309, 2000.
- [13] 李春, 吕智慧, 黄伟, 等. 精确定点归航翼伞控制系统的研究[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2012, 43(4): 1331 - 1335.
LI Chun, LYU Zhihui, HUANG Wei, et al. Guidance navigation & control system for precision fix-point homing parafoil[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2012, 43(4): 1331 - 1335. (in Chinese)
- [14] 陈瑞明. 翼伞精确定点着陆归航方法研究[J]. 航天返回与遥感, 2005, 26(1): 18 - 23.
CHEN Ruiming. Homing method research of precision landing of parafoil system [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2005, 26(1): 18 - 23. (in Chinese)
- [15] 熊菁, 秦子增, 程文科. 翼伞系统自动控制归航轨迹的设计[J]. 中国空间科学技术, 2005, 25(6): 51 - 59.
XIONG Jing, QIN Zizeng, CHENG Wenke. Design of autonomous homing trajectory for parafoil delivery system[J]. Chinese space science and technology, 2005, 25(6): 51 - 59. (in Chinese)
- [16] Sim A G, Murray J E, Neufeld D C. The development and flight test of a deployable precision landing system for spacecraft recovery: NASA 4525 [R]. NASA Technical Reports Server, 1993.
- [17] Patel S, Hackett N R, Jorgensen D S. Qualification of the guided parafoil air delivery system-light (GPADS-Light) [C]//Proceedings of 14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 97 - 1493, 1997.
- [18] Hogue J R, Jex H R. Applying parachute canopy control and guidance methodology to advanced precision airborne delivery system[C]//Proceedings of 13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 95 - 1537, 1995.
- [19] Hattis P D, Appleby B D, Fill T J, et al. Precision guided airdrop system flight test results [C]//Proceedings of 14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 97 - 1468, 1997.