

远程机动飞行器地心角修正的制导方法

王煜东, 方岳, 郭珂, 颜楚雄, 李瑾
(北京航天长征飞行器研究所, 北京, 100076)

摘要: 针对远程机动飞行器长时间在大气层内飞行, 传统的带落角约束的比例导引法在末制导段的期望落角受飞行航程地心角的影响较大, 不能较好地适应远程机动飞行器落角约束的问题, 故提出一种地心角修正的落角约束最优制导律。仿真结果表明该制导方法可以使远程机动飞行器的落角满足落角约束, 并且具有一定的鲁棒性。

关键词: 飞行器; 比例导引; 地心角; 落角; 最优制导律

中图分类号: V448.13

文献标识码: A

Research of Guidance Method with Geocentric Angle Correction for Long Range Maneuvering Vehicle

WANG Yudong, FANG Yue, GUO Ke, YAN Chuxiong, LI Jin
(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing, 100076)

Abstract: The guidance method for long range maneuvering vehicle is focused. The traditional proportional guidance method with falling angle in the terminal guidance phase is greatly affected by the geocentric angle of the flight range and cannot well adapt to the falling angle constraint of long range maneuvering vehicle. An optimal guidance law with falling angle constraint using geocentric angle is proposed. The simulation results show that the guidance method can make the falling angle of long range maneuvering vehicle content the falling angle constraint, and has certain robustness.

Keywords: vehicle; proportional guidance; geocentric angle; falling angle; optimal guidance law

0 引言

相比于常规再入机动飞行器而言, 远程机动飞行器需要在大气层中完成长时间、长距离飞行^[1]。传统的再入机动飞行器再入距离较近, 再入制导时采用带落角约束的比例导引法对该种情况适应性较好^[2], 如胡正东等^[3]针对再入机动飞行器提出一种带落角约束的变结构最优导引律, 利用遗传算法离线优化制导参数; 尤浩等^[4]基于非奇异快速终端滑模设计了一种带落角约束的优先时间滑膜制导律, 可以有效避免制导律设计过程中出现奇异问题; 陈琦等^[5]将传统的带落角约束最优制导律与加权函数相结合, 提出了一种间接 Gauss 伪普法的最优末制导; 张嘉文^[6]采用均值聚类神经网络的方法, 在飞行过程中不断调整聚类中心, 实现对落角约束制导律的优化。上述方法均对传统方法进行了一些修改, 具有一定的理论指导意义。但随着远程机动飞行器在大气层内机动飞行的距

离不断增加, 飞行器航程所对应的地心角也逐渐增大, 当期期望落角与地心角之和大于 90° 时, 在再入系下建立的带落角约束的最优制导律会发生奇异, 视线角与期望落角之间的反馈不理想, 这会导致末制导的效果有所降低。

本文针对上述问题提出了一种考虑地心角的落角约束最优制导律, 这种方法具有很强的工程可实现性, 能够较好地解决远程机动飞行器期望落角不理想的问题。通过仿真可以验证该方法能够满足远程机动飞行器的落角要求, 并且具有较强的鲁棒性。

1 建立飞行器数学模型

以目标和飞行器质心为基准, 将空间运动分解为纵向平面和横向平面, 由于纵向平面内的运动对航程影响较大, 为简化分析, 仅分析纵向平面内的运动, 如图1所示。

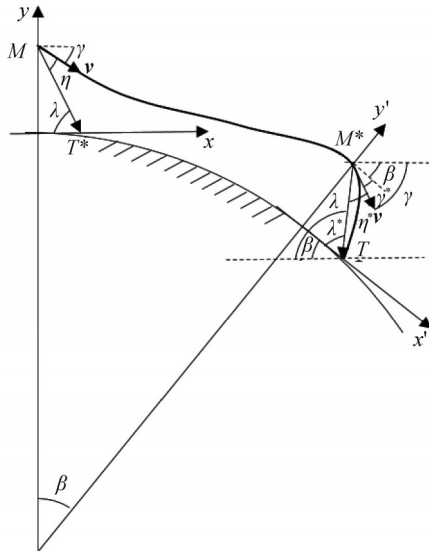


图1 远程机动飞行器纵向平面示意

Fig.1 Longitudinal plan of long range maneuvering vehicle

其中， M 为飞行器再入起始位置； T 为目标点位置； M^* 、 T^* 分别为虚拟飞行器、虚拟目标点位置； v 为速度矢量； λ 、 λ^* 分别为纵向平面内起始位置与终点位置的视线角； γ 、 γ^* 分别为速度矢量在纵向平面内起始位置与终点位置的方位角，即速度倾角； η 为速度矢量前置角。为简化分析，认为地球模型是均质圆球模型， β 为飞行器航程所对应的地心角，根据弦切角定理可知，再入系 x 轴与目标系 x' 之间的夹角也为 β 。因此可以得出虚拟飞行器 M^* 与真实目标点 T 之间的相对位置关系：

$$\begin{cases} \lambda = \lambda^* + \beta \\ \gamma = \gamma^* + \beta \\ \eta = \lambda + \gamma = \lambda^* + \gamma^* \end{cases} \quad (1)$$

注意到再入系 $o-xyz$ 与目标系 $o-x'y'z'$ 均为右手系，因此在图1中逆时针为正，飞行器从 M 位置运动到 T 位置为顺时针，其航程所对应的地心角为负值，即 $\beta < 0$ 。

为使远程机动飞行器终端落地角度达到一定值，即希望落地点当地速度倾角满足约束条件，需在目标系 $o-x'y'z'$ 中描述运动关系，令 r 表示飞行器与真实目标点之间的矢径，则有：

$$\begin{cases} \dot{r} = -v \cos \eta \\ r\dot{\lambda}^* = v \sin \eta \end{cases} \quad (2)$$

将式(2)中的第2式对时间求导，并将式(1)带入，可得纵向平面内的相对运动方程：

$$\ddot{\lambda}^* = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{r}}{r} \right) \dot{\lambda}^* - \frac{\dot{r}}{r} \dot{\gamma}^* \quad (3)$$

2 最优制导律

机动飞行器的最优制导律是终端有约束的最优导引规律。其终端约束包括机动飞行器的落地倾角和落地速度大小^[7]。本文研究的最优导引规律是对落地倾角有约束，对地面固定目标进行攻击的机动飞行器导引规律。

终端约束条件取视线角与期望的当地速度倾角相等，且视线角速度为零，即：

$$\begin{cases} \lambda^*(t_f) = -\gamma_f^* \\ \dot{\lambda}^*(t_f) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

其中， t_f 为飞行终端时间； γ_f 为飞行终端速度倾角。令 $x_1 = \lambda^* + \gamma_f^*$ ， $x_2 = \dot{\lambda}^*$ ，则可得状态方程：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{r}}{r} \right) x_2 - \frac{\dot{r}}{r} \dot{\gamma}^* \end{cases} \quad (5)$$

为得到显式解，假设 $\dot{v}/v = 0$ ，并定义：

$$T_g = -r/\dot{r} \quad (6)$$

状态方程简化为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{2}{T_g} x_2 + \frac{1}{T_g} \dot{\gamma}^* \end{cases} \quad (7)$$

令 $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 2/T_g \end{bmatrix}$ ， $B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/T_g \end{bmatrix}$ ， $x = (x_1, x_2)^T$ ， $u = \dot{\gamma}^*$ ，

则式(7)可改写为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ x(t_f) = 0 \end{cases} \quad (8)$$

由于远程机动飞行器终端对落角、落速均有一定约束，在保证落角要求的同时使速度损失尽可能小，进而可以有富余能量进行减速，因此可以设计性能指标 J ：

$$J = x^T(t_f)x(t_f) + \frac{1}{2} \int_0^{t_f} (\dot{\gamma}^*)^2 dt \quad (9)$$

根据极大值原理，线性二次型性能指标最优控制为

$$u = -R^{-1}B^T Px \quad (10)$$

其中， R 、 B 和 P 为线性二次型最优控制参数矩阵，当性能指标为式(9)时， $R = 1$ ， $u = \dot{\gamma}^*$ ，于是有：

$$\dot{\gamma}^* = -B^T Px \quad (11)$$

通过逆解黎卡第矩阵，并忽略终端时刻 T_g 小量，有：

$$P = \begin{bmatrix} \frac{4}{T_g} & 2 \\ 2 & 4T_g \end{bmatrix} \quad (12)$$

将 P 带入式(11)展开，得到最优导引律：

$$\dot{\gamma}^* = -4\dot{\lambda}^* - 2 \frac{(\lambda^* + \gamma_r^*)}{T_g} \quad (13)$$

3 地心角修正后的最优制导律

注意到式(1)中 γ^* 、 λ^* 与 γ 、 λ 均相差一个地心角 β ，设 X 、 Y 、 Z 为再入系 $o-xyz$ 下的飞行器与目标点之间的相对位置之差， X^* 、 Y^* 、 Z^* 为目标系 $o-x^*y^*z^*$ 中的飞行器与目标点之间的相对位置之差，根据图1中几何关系，可得：

$$\sin \lambda^* = \frac{Y^*}{r} \quad (14)$$

两边对时间 t 求导可得：

$$\dot{\lambda}^* \cos \lambda^* = \frac{\dot{Y}^* r - Y^* \dot{r}}{r^2} \quad (15)$$

根据余弦函数定义可以得到：

$$\dot{\lambda}^* = \frac{\dot{Y}^* r - Y^* \dot{r}}{r^2 \sqrt{1 - \frac{(Y^*)^2}{r^2}}} \quad (16)$$

根据相对位置关系可得：

$$\lambda^* = \arctan\left(\frac{Y^*}{X^*}\right) \quad (17)$$

由于 $r^2 = (X^*)^2 + (Y^*)^2 + (Z^*)^2$ ，两边对 t 求导，可得：

$$2r\dot{r} = 2X^*\dot{X}^* + 2Y^*\dot{Y}^* + 2Z^*\dot{Z}^* \quad (18)$$

两边同时除以 $2r^2$ ，并结合式(6)，可以得到：

$$T_g = \frac{-r^2}{X^*\dot{X}^* + Y^*\dot{Y}^* + Z^*\dot{Z}^*} \quad (19)$$

根据坐标旋转矩阵，注意到再入系与目标系之间绕 z 轴顺时针旋转地心角 β ，易得坐标转换矩阵为

$$M(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

注意 β 为负值，因此有：

$$\begin{bmatrix} X^* \\ Y^* \\ Z^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (21)$$

将式(1)、式(16)、式(17)、式(19)、式(21)代入式(13)，得到带地心角修正的最优制导律。

$$\dot{\gamma} = -4f_1(X, Y, \beta) - 2 \frac{(f_2(X, Y, \beta) + \gamma_r)}{f_3(X, Y, \beta)} + \beta \quad (22)$$

其中， $f_1 = \dot{\lambda}^*$ ， $f_2 = \lambda^*$ ， $f_3 = T_g$ 。

式(22)中的地心角与地心角的导数可以根据远程机动飞行器的位置根据大地主题解算^[8]实时计算求得。

可以根据图2实现远程机动飞行器基于带地心角在线修正的落角约束最优制导策略。

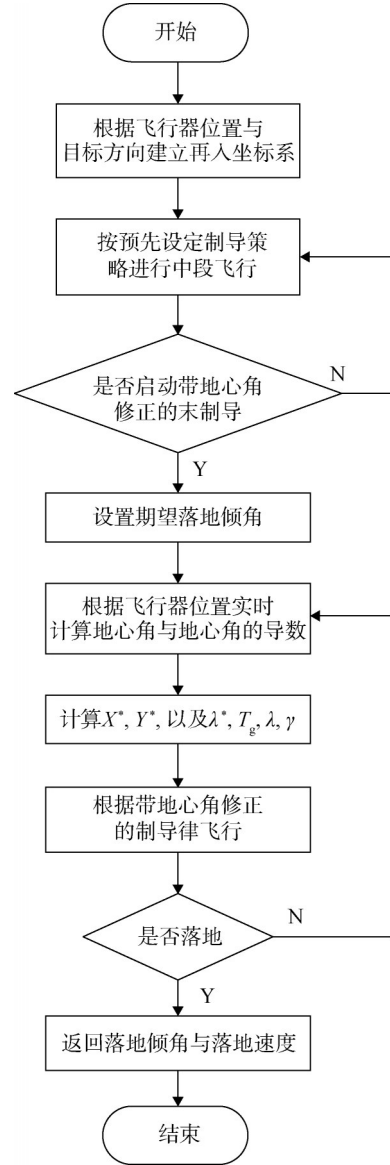


图2 带地心角修正的最优制导律流程

Fig.2 Flow chart of optimal guidance law with geocentric angle correction

4 轨迹仿真分析

根据图2的制导策略进行轨迹仿真，采用传统带落角约束的最优制导律与带地心角修正的落角约束最优制导律这两种方法进行对比，分别考核小航程与大航程情况下的终端约束条件满足情况。期望落地倾角设置为 -80° 。

4.1 典型工况对比

在小航程情况下，航程400 km，对比曲线如图3至图4所示。

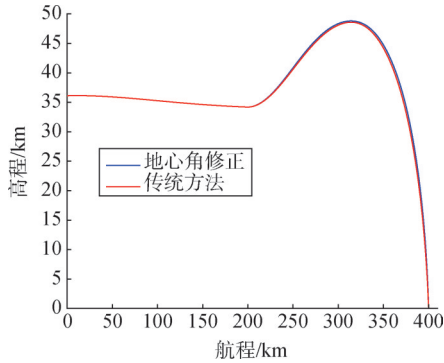


图3 小航程下的飞行轨迹

Fig.3 Trajectory curve at small range

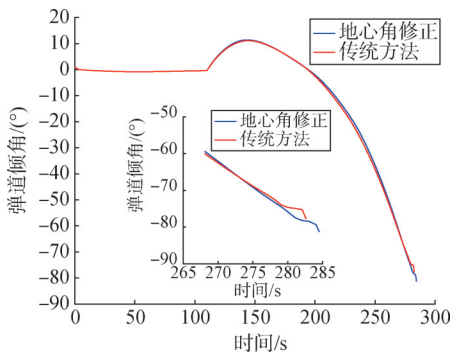


图4 小航程下的速度倾角曲线

Fig.4 Trajectory inclination curve at small range

根据图3、图4可以看出，在小航程情况下，带地心角修正的最优制导律与传统方法相差不大，因为此时航程对应的地心角较小，但可以看出在设置同样期望落地倾角的情况下，带地心角修正的最优制导律在落角上比传统方法略大，采用地心角修正后的落角为81.3°，未修正的制导律落角为77.8°，大约相差3.5°，而400 km航程所对应的地心角也大约为3.5°，此时按传统方法可提高预设的期望落地倾角，使传统方法与带地心角修正后的制导律具有同样效果。

大航程情况下，航程约3 000 km，对比曲线如图5、图6所示。

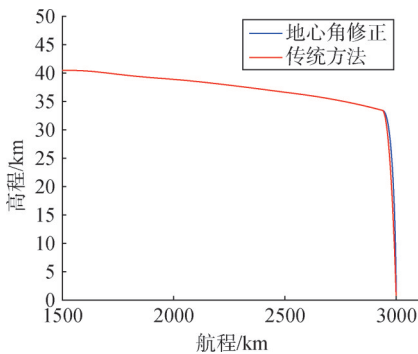


图5 大航程下的飞行轨迹

Fig.5 Trajectory curve at large range

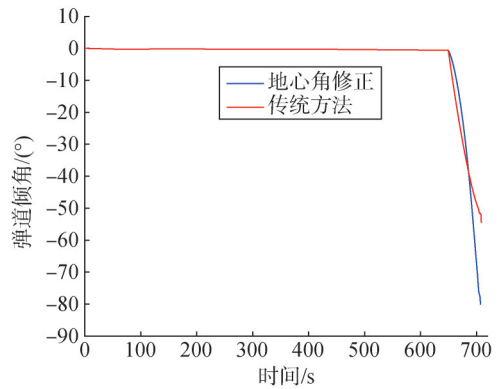


图6 大航程下的速度倾角曲线

Fig.6 Trajectory inclination curve at large range

根据图6可以看出，在大航程的情况下，采用带地心角修正的制导律的飞行器落地倾角能够达到-80°，但是采用传统方法，落角在-53°左右，根据飞行轨迹可以看出，航程增大后，3 000 km航程对应地心角大约为27°，此时地心角与落角的绝对值之和大于90°后，传统方法出现奇异，速度倾角先减小到一定程度后即保持不变，不能达到期望落角，仿真效果不理想。但是采用地心角在线修正的制导律能够很好地满足约束条件。

4.2 蒙特卡洛打靶

为验证该制导律在扰动条件下的鲁棒性，对远程机动飞行器在初始位置误差、初始速度误差、气动系数误差以及大气密度扰动情况下^[9-10]，采用蒙特卡洛打靶法^[11-13]仿真1 000条子样飞行轨迹，假设制导系统对误差的大小是不可知的，仍按标称状态的参数计算制导指令，其他仿真参数与4.1节相同。

1 000条打靶仿真结果所绘制的飞行轨迹如图7所示，落角情况如图8所示。

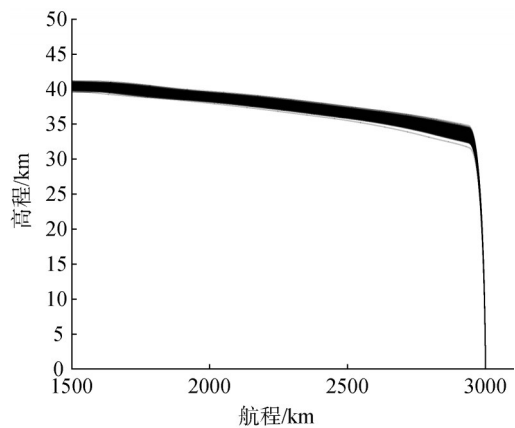


图7 飞行器飞行轨迹蒙特卡洛打靶仿真

Fig.7 Monte Carlo simulation of trajectory curve

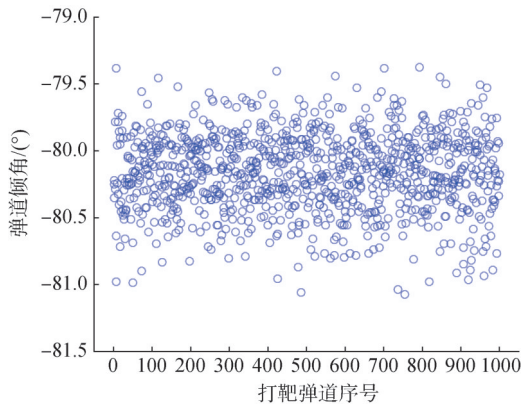


图8 飞行器落地倾角蒙特卡洛打靶仿真

Fig.8 Monte Carlo simulation of trajectory inclination curve

根据仿真可以看出, 在开始启动带地心角修正的最优制导律后, 飞行器的落地倾角能够很好地控制在期望落角上, 飞行器落地倾角的打靶仿真统计结果如表1所示。

表1 蒙特卡洛打靶仿真结果统计

Tab.1 Statistical table of Monte Carlo shooting simulation results

统计类别	落地倾角/(°)
均值	-80.164
均方差	0.0837

仿真结果表明, 通过采用地心角修正后的落角约束最优制导律, 飞行器落地倾角偏差不大于 10° , 这对远程机动飞行器制导而言精度是较高的, 故在加入近乎严苛的随机干扰下, 本文所提出的方法能够满足精度要求, 具有较强的鲁棒性。

5 结束语

本文针对远程机动飞行器落地倾角不能满足理想的约束条件的问题, 提出了一种新型的、工程上易于实现的制导方法。通过将飞行器航程所对应地心角实时反馈在制导律中, 仿真结果表明, 该方法可有效针对远程机动飞行器落角不能达到期望落角的情况, 并且具有一定的鲁棒性。

参考文献

[1] 魏毅寅, 李瑜, 段广仁. 远程滑翔导弹滑翔段制导算法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 481-485.
WEI Yiyin, LI Yu, DUAN Guangren. Research on guidance method of glide phase for long-range glide missile[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2): 481-485.

[2] 陈刚, 董龙雷, 闫桂荣, 等. 航天器再入制导方法研究现状与发展评述[J]. 飞行力学, 2008, 26(1): 1-4.

CHEN Gang, DONG Longlei, YAN Guirong, et al. Recent development and review of spacecraft reentry guidance method[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(1): 1-4.

[3] 胡正东, 曹渊, 蔡洪. 带落角约束的再入机动弹头的变结构导引律[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(2): 393-398.
HU Zhengdong, CAO Yuan, CAI Hong. Variable structure guidance law of reentry maneuvering warhead with terminal angular constraint [J]. System Engineering and Electronics, 2009, 31(2): 393-398.

[4] 尤浩, 赵久奋, 李朋, 等. 带落角约束的非奇异快速终端二阶滑膜制导律[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 39(6): 155-159.
YOU Hao, ZHAO Jiufen, LI Peng, et al. Nonsingular fast terminal second-order sliding mode guidance law with impact angle constraints[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(6): 155-159.

[5] 陈琦, 杨靖, 王中原, 等. 带有双曲正切加权函数的落角约束最优制导律[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(4): 92-99.
CHEN Qi, YANG Jing, WANG Zhongyuan, et al. Impact angle constrained optimal guidance law based on hyperbolic tangent weighting functions[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(4): 92-99.

[6] 张嘉文. 带落角约束的均值聚类神经网络滑模制导律研究[J]. 电光与控制, 2021, 28(3): 47-55.
ZHANG Jiawen. Sliding mode guidance law of means clustering neural network with falling angle constraint[J]. Electronics Optics & Control, 2021, 28(3): 47-55.

[7] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
ZHAO Hanyuan. Reentry dynamics and guidance of aerial vehicles [M]. Changsha: National Defense Science and Technology University Press, 1997.

[8] 汪绍航, 边少锋, 金立新, 等. 椭球大地测量常用幂级数的第三扁率展开[J]. 测绘科学技术学报, 2021(6): 571-578.
WANG Shaohang, BIAN Shaofeng, JIN Lixin, et al. The third flattening expansion of power series commonly used in ellipsoid geodesy[J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2021(6): 571-578.

[9] 童伟, 贾平会, 张宁, 等. 远程机动飞行器能量管控制导方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(4): 88-92.
TONG Wei, JIA Pinghui, ZHANG Ning, et al. Research of energy management and control strategy for long range maneuvering vehicle [J]. Missile and Space Vehicles, 2018(4): 88-92.

[10] 严东升, 贾平会, 郭珂, 等. 基于小样本试验数据再入偏差折合及评估方法研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 45-49.
YAN Dongsheng, JIA Pinghui, GUO Ke, et al. Research on reentry error reduction and evaluation method based on small sample test data[J]. Missile and Space Vehicles, 2021(1): 45-49.

[11] 钱杏芳, 林瑞雄. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000.
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong. Missile flight dynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000.

5 结束语

发射后看似散落的适配器,其主要运动具有很好的运动规律。经本次详细仿真、计算与分析,获得了适配器分离的运动规律,确定了适配器落点问题的主要原因,提出适配器增加增推装置的设计方案,通用样机研制和试验取得了满意的设计效果,可有效解决适配器落点问题。

本文提出了含富氮化合物的增推装置,该装置对于复杂流场适应能力强,可在脱离导弹后显著增加适配器分离力,同时该装置简单可靠,对于同类产品具有一定借鉴意义。

参 考 文 献

- [1] 孙维刚. 导弹与适配器分离特性的计算机数值仿真[J]. 航天发射技术, 1995(1): 18-20.
SUN Weigang. Computer numerical simulation of separation characteristics between missiles and adapters[J]. Space Launcher Technology, 1995(1): 18-20.
- [2] 殷鑫, 宋双婧. 燃气射流载荷和风载荷对适配器分离影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2018(2): 7-10.
YIN Xin, SONG Shuangjing. Study on the influence of gas jet load

and wind load on adapter separation[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2018(2): 7-10.

- [3] 李克婧, 陈海涛. 复杂流场环境下导弹适配器分离仿真方法研究[J]. 战术导弹技术, 2015(4): 24-30.
LI Kejing, CHEN Haitao. Research on simulation method of adapter's separation in complex flow-field[J]. Tactical Missile Technology, 2015(4): 24-30.
- [4] 高强, 白静, 张平. 分离力作用点位置和风速大小对适配器分离影响研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(3): 23-26.
GAO Qiang, BAI Jing, ZHANG Ping. Research on influence of reaction-force at different location and wind speeds on adapter's separating action[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(3): 23-26.

作 者 简 介

- 刘 越 (1973—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为发射技术和理论工程的工程应用。
- 王志浩 (1996—), 男, 工程师, 主要研究方向为发射技术和理论工程的工程应用。
- 饶蔚巍 (1978—), 男, 研究员, 主要研究方向为发射类产品研发及工程设计。
- 谢朝夕 (1978—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为发射类产品研发及工程设计。

(上接第 46 页)

- [12] 杨军, 杨晨, 段朝阳, 等. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
YANG Jun, YANG Chen, DUAN Chaoyang, et al. Design of modern missile guidance and control system[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005.
- [13] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
HU Shousong. Principle of automatic control[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1994.

作 者 简 介

- 王煜东 (1994—), 男, 工程师, 主要研究方向为导航、制导与控制。
- 方 岳 (1978—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。
- 郭 珂 (1983—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计, 导航、制导与控制。
- 颜楚雄 (1991—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为导航、制导与控制。
- 李 瑾 (1996—), 男, 工程师, 主要研究方向为导航、制导与控制。