

基于栅格舵的火箭芯一级残骸落点控制问题研究

徐明兴, 贾洪印, 陈功, 吴晓军, 王文正

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力学研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 运载火箭芯一级在分离后运动失稳, 变为不可控飞行器, 在坠落地面时有可能会带来安全问题。为解决该问题, 提出一种加装栅格舵实现芯一级落点精确控制的方案。首先给出加装栅格舵以后的芯一级布局形式, 通过数值模拟的手段分析其气动特性。然后, 给出了再入过程的制导控制方案, 设计了控制律、制导律参数。最后, 进行了额定弹道仿真和蒙特卡洛拉偏仿真。结果表明, 加装栅格舵后, 芯一级能够实现姿态的迅速稳定, 按照制导要求沿标准弹道飞行, 拉偏后落点散布范围小于 $100\text{m} \times 100\text{m}$, 整个方案合理可行。

关键词: 栅格舵; 飞行控制律; 运载火箭

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

DOI: 10.13645/j.cnki.f.d.20190709.001

Research on impact point control of the grid rudder based rocket core first stage

XU Ming-xing, JIA Hong-yin, CHEN Gong, WU Xiao-jun, WANG Wen-zheng

(Computational Aerodynamics Institute, CARDC, Mianyang 621000, China)

Abstract: The carrier rocket core first stage loses its stability after separation and becomes an uncontrollable flying vehicle, which may cause safety problems when it hits the ground. In order to solve this problem, the paper proposes a scheme to install grid rudder to achieve precise control of core first stage landing point. Firstly, the first stage layout of the core after the installation of the grid rudder is given, of which the aerodynamic characteristics are analyzed by numerical simulation. Then, the guidance control scheme of the reentry process is given, and the control law and guidance law parameters are designed. Finally, the rated ballistic simulation and Monte-Carlo pull off simulation were performed. The simulation results show that after the grid rudder is installed, the core can achieve rapid and stable attitude. According to the guidance requirements, it can fly along the standard ballistics. After the deflection, the scattering range is less than $100\text{m} \times 100\text{m}$. The whole scheme is reasonable and feasible.

Key words: grid rudder; flight control laws; carrier rocket

0 引言

运载火箭芯一级在分离后可能运动失稳, 变为不可控飞行器, 在坠落地面时有可能会带来安全问题。一般通过提高落点预报精度, 将残骸落点控制到人烟稀少的地区。受人口密度的增加和火箭轨道设计等约束, 选择合适的运载火箭一子级残骸落区正在变得越来越困难。为解决该问题, 提高运载火箭发射的安全性, 可以从被动减小落区范围和主动控制残骸落点两种方式入手^[1-2]。通过栅格翼等手段被动减小落区范围, 可以有效降低芯一级残骸落地

引发事故的概率, 但分离点误差、落地过程气动偏差、风扰动等客观因素不可能消除, 因而被动方式不能从根本上解决该问题。有必要研究芯一级残骸落点的主动控制方法, 实现对落点的精确控制, 保障落区的人员财产安全。

通过栅格舵、RCS 系统、动力反推等技术, 实现火箭芯一级的回收复用, 可以从根本上解决落点散布问题。但该方法系统复杂、成本较高, 且国内相关技术尚未完全成熟, 离大规模推广应用尚有距离。必须立足于现有技术, 发展一种系统可靠、成本低廉的芯一级残骸落点主动控制方法。本文利用

收稿日期: 2018-11-18; 修订日期: 2019-04-19; 网络出版时间:

作者简介: 徐明兴(1986-), 男, 山东滕州人, 助理研究员, 博士, 研究方向为飞行力学、制导与控制。

栅格舵气动效率高的特点, 将其应用到运载火箭芯一级上, 探索实现火箭芯一级落点精确控制的技术可行性。本文首先给出了一种加装栅格舵的火箭芯一级残骸布局形式, 计算分析其气动特性。然后, 设计了火箭芯一级再入过程的制导律和控制律, 实现了再入过程的精确可控。最后, 给定拉偏条件, 开展蒙特卡洛仿真, 分析了存在扰动和偏差情况下的芯一级落点散布范围。

1 加装栅格舵的芯一级布局及气动特性

1.1 芯一级布局

为了实现芯一级落点的精确控制, 以当前应用较多 $\Phi 3.35\text{ m}$ 直径火箭芯一级为研究对象, 在芯一级上加装 4 片栅格舵, 栅格舵安装在一、二级级间舱箭体外壁, 栅格舵的具体安装形式如图 1 所示。运载火箭从地面发射, 发动机推力产生加速度, 使火箭达到一定的速度和高度, 一、二级分离, 此时栅格舵保持折叠状态。分离后, 芯一级在惯性作用下继续向上飞行, 达到弹道顶点后, 开始下降。当芯一级下降到一定高度时, 栅格舵展开, 通过栅格舵的控制, 引导芯一级在合适的落点着陆。

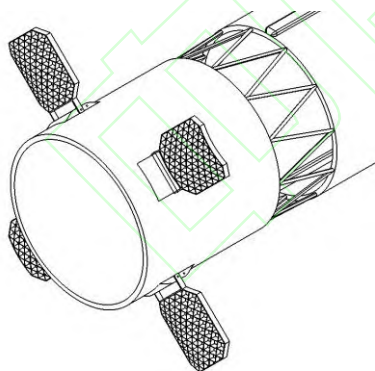


图 1 加装栅格舵的芯一级布局 (栅格舵展开状态)

Fig.1 Layout of the first sub-stage with grid rudder (expanded state)

为了减小安装栅格舵对火箭运载能力的影响, 要求栅格舵在上升段可折叠安装在芯一级箭体上, 同时结构重量应尽可能低, 结构强度满足全速域使用要求; 在气动性能方面, 要求上升段对火箭自身

气动性能影响较小。再入返回段栅格舵展开后, 能够提供足够的气动稳定性, 同时能够提供满足控制要求的气动效率。综合以上因素, 设计栅格舵外形如图 2 所示。栅格舵采用弧形设计, 外框尺寸约为 $1.1\text{ m} \times 1\text{ m}$, 栅格弦长为 0.09 m , 宽度约为 0.11 m , 栅格格弦比约为 0.82 。

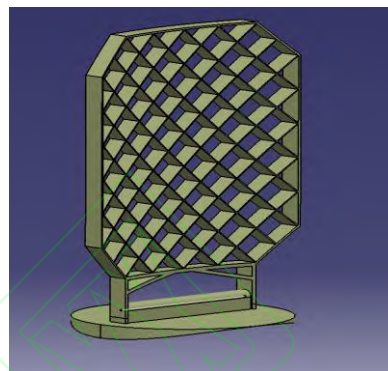


图 2 栅格舵外形

Fig.2 Grid rudder shape

1.2 芯一级气动特性分析

针对火箭芯一级安装栅格舵构型, 开展了飞行包线范围内的气动特性数值仿真计算, 获得了全套气动力数据^[3]。数值仿真采用的网格如图 3 所示。网格单元类型为六面体、三棱柱、四面体和金字塔混合的非结构网格单元, 网格总量约为 4500 万。采用的计算软件为中国空气动力研究与发展中心自主研发的亚跨超声速流场解算器 MFlow, 该解算器支持任意形状的网格单元, 具备大规模并行能力, 可用于各种定常、非定常流动问题的模拟, 在航空航天领域得到了广泛的应用, 软件经过了大量标准算例的考核验证^[4]。

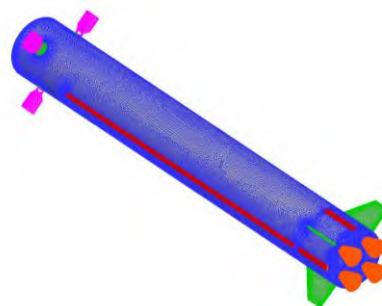


图 3 数值仿真采用的混合网格单元

Fig.3 Hybrid mesh for numerical simulation

再入返回过程中, 芯一级的静稳定性对整个方案的可行性具有较大影响。给出舵面不偏转情况下, 迎角为 $0^\circ \sim 45^\circ$ 时, 芯一级的俯仰力矩 C_{mz} 随迎角的变化如图 4 所示。从俯仰力矩特性曲线可以看出, 除亚声速和跨声速阶段外, 其余马赫数下, 在小迎角 10° 范围内, 芯一级为纵向静不稳定, 10° 以后芯一级为静稳定。栅格舵不偏转时, 芯一级静稳定配平迎角在 10° 附近。

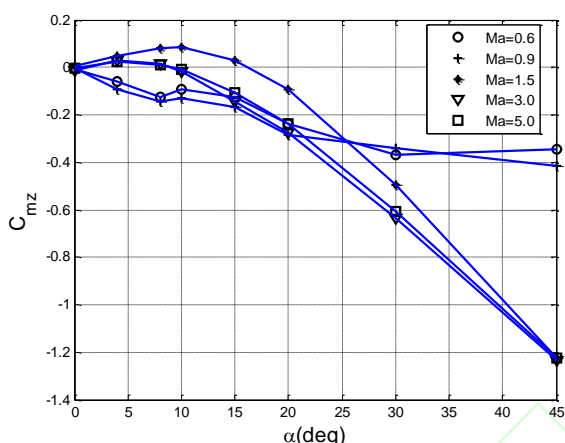


图 4 不同马赫数下的俯仰力矩系数

Fig.4 Pitch moment coefficient at different Machs

2 制导控制系统设计

2.1 制导控制方案

根据芯一级再入飞行的特点, 将再入飞行分成两段进行制导控制。两段分别为:

(1) 增稳控制段: 从高度 80 km 开始, 进行增稳控制, 使芯一级的姿态能够迅速收敛稳定。此阶段, 不设置制导律, 控制律采用增稳控制形式, 到高度 20 km 时, 增稳控制结束;

(2) 制导飞行段: 高度 20 km 以下时, 根据芯一级当前位置和目标点位置, 给出标准弹道, 设置制导律, 进行制导飞行。控制律采用过载跟踪形式, 指令由制导律给出。直到芯一级离地高度小于 1 km 或弹目距离小于 1 km 时, 舵面锁止, 自由运动落地。

2.2 增稳控制段控制律设计

再入初始段增稳控制的主要目的是迅速稳定飞

行姿态, 使迎角 (侧滑角) 稳定在一定范围之内。根据上一节气动特性分析可知, 芯一级在再入初始段, 无论初始迎角为多少, 俯仰力矩总是会倾向于让芯一级向 $\pm 10^\circ$ 附近配平迎角处运动。增稳控制需要做的是加速这一进程, 让芯一级迎角快速收敛至合适的范围内。

增稳控制器采用角速率反馈的形式, 控制目的是改善一子级阻尼, 使一子级姿态迅速稳定。俯仰通道控制器形式如图 5 所示。偏航通道、滚转通道与俯仰通道类似, 在此不再详述。控制增益的具体设计方法采用根轨迹法, 增益随动压插值^[5]。图 6 和图 7 给出了不拉偏情况下, 有/无增稳控制时, 再入过程的迎角与侧滑角响应对比。由图可以看出, 增稳控制器能够有效改善一子级阻尼, 相比无控弹道, 火箭芯一级的迎角、侧滑角都能迅速收敛稳定, 滚转角亦有相同现象。

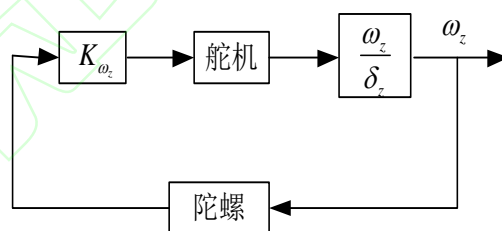


图 5 俯仰通道增稳控制器

Fig.5 Pitch channel stabilization controller

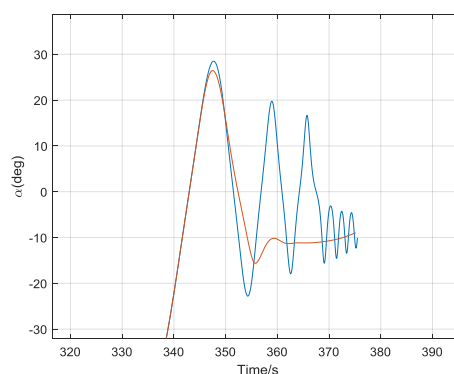


图 6 增稳控制段有控和无控迎角响应

Fig.6 Stabilization augmentation control section with and without angle of attack response

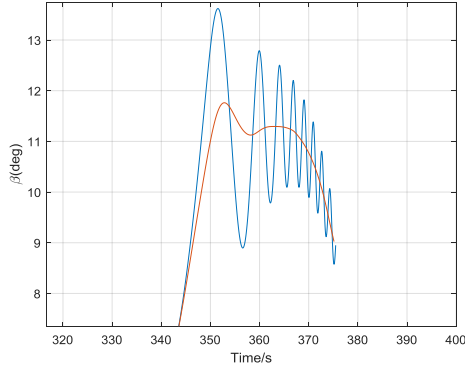


图 7 增稳控制段有控和无控侧滑角响应

Fig.7 Stabilization augmentation control section with and without angle of sideslip response

2.3 飞行段制导律/控制律设计

在制导飞行段，滚转通道采用滚转角速率、滚转角反馈的形式，可以实现对滚转角的精确控制^[6]。俯仰通道采用俯仰角速率、伪迎角和法向过载反馈的形式，具体结构如图 8 所示。角速率和伪迎角构成的内环控制器可以实现对箭体的阻尼和增稳，过载反馈构成的外环可以实现芯一级对制导律过载指令的精确跟踪^[7]。这种控制方案主要适用于具有一定静不稳定性的飞行器，考虑火箭芯一级在大部分马赫数下均具有一定的静不稳定性，因而采用该方案进行俯仰控制。偏航通道采用类似的反馈形式，在此不再详述。

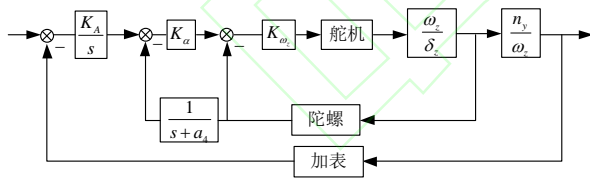


图 8 俯仰通道控制律结构

Fig.8 Controller of pitch channel

采用极点配置方法，期望内回路有如下动态特性：

$$G_d = \frac{K_d}{s^2 + 2\xi_d \omega_d s + \omega_d^2} \quad (1)$$

经推导可得控制器参数如下：

$$\left. \begin{aligned} K_{\omega_z} &= -2\xi_d \omega_d / a_3 \\ K_{\alpha} &= (\omega_d^2 - a_2) / (2\xi_d \omega_d) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中： a_2 ， a_3 为线性化后芯一级动力学系数。很显然，控制器参数与高度、马赫数、动压等飞行条件密切相关。为简便起见，以动压为主要特征参数进行变参。图 9 给出了其中一个特征点上的内环开环传递函数 Bode 图和幅值相位裕度，在该点处，内环幅值裕度为 42.8 dB，相位裕度 71.3°，整个控制律鲁棒性较强。图 10 给出了过载的阶跃响应曲线。由图可知，过载回路的上升时间约为 2 s，基本没有超调，时域性能良好。

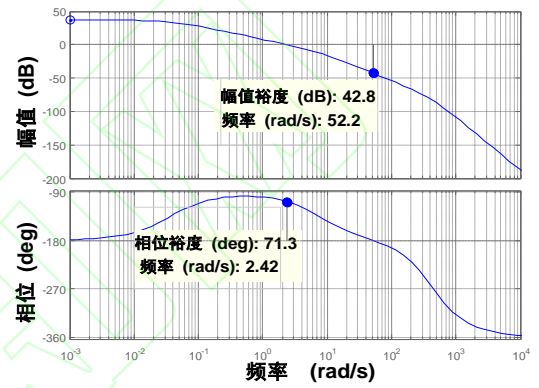


图 9 俯仰通道内环开环频域特性

Fig.9 Frequency domain characteristics of pitch channel inner loop

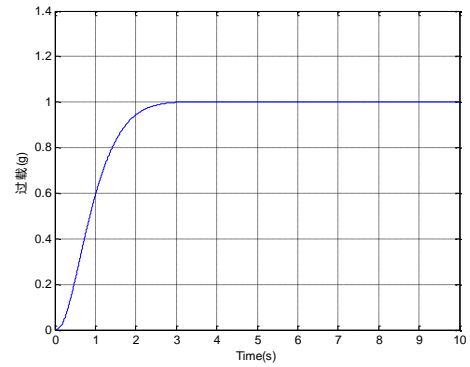


图 10 俯仰通道过载阶跃响应曲线

Fig.10 Step response of pitch channel load step

采用基于标准弹道的摄动制导设计飞行段制导律^[8-9]，给定再入过程迎角、侧滑角均为 0°，计算得到标准弹道。考虑芯一级再入末段机动能力有限，在制导律中加入重力补偿，制导律具体形式如下：

$$\left. \begin{aligned} n_{yc} &= \left[K_1(R - R_{bz}) + K_2(\dot{R} - \dot{R}_{bz}) \right] / g + \cos \theta_g \\ n_{zc} &= \left[K_1(Z - Z_{bz}) + K_2(\dot{Z} - \dot{Z}_{bz}) \right] / g \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: θ_g 为芯一级当地弹道倾角。

3 仿真分析

3.1 额定弹道仿真

首先进行额定弹道分析, 给定初始分离条件, 按照以上所设计的制导控制系统, 仿真研究芯一级再入过程的运动情况。图 11 和图 12 给出了再入过程的纵程-高度曲线和动压随时间变化曲线。图 13 给出了迎角随时间变化曲线。图 14 给出了法向制导律过载指令及过载响应曲线。

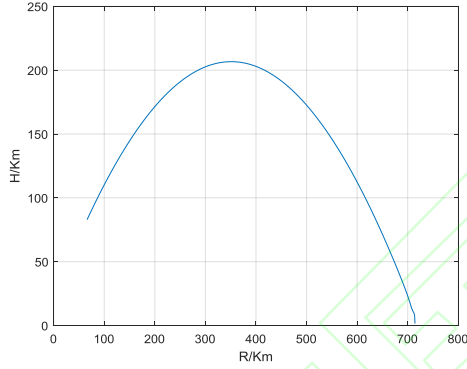


图 11 高度-纵程曲线

Fig.11 Altitude and range

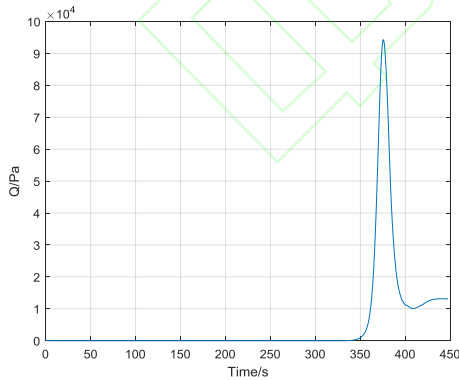


图 12 动压 (Q) 随时间变化曲线

Fig.12 Dynamic pressure response

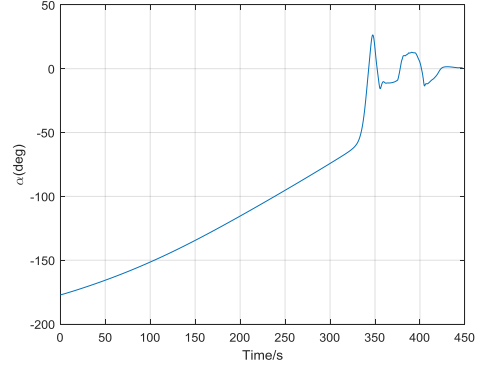


图 13 迎角响应曲线

Fig.13 Angle of attack response

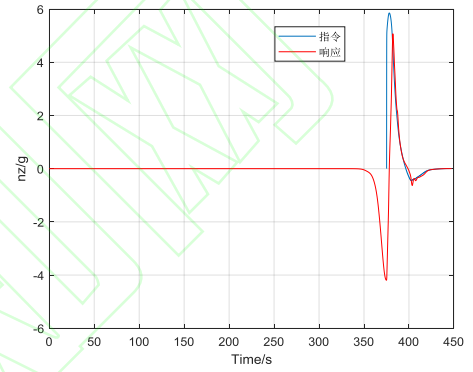


图 14 法向过载指令及响应曲线

Fig.14 Normal load command and response

由仿真结果可知, 整个再入过程动压最大可达 95 kPa; 一、二级分离后, 迎角由 -180° 向 0° 收敛, 最后稳定在 -10° 配平迎角附近。制导飞行段开始后, 法向过载能够准确跟踪指令, 偏航方向的侧滑角、侧向过载有类似现象。在整个飞行过程中, 制导控制系统能够有效地对芯一级进行制导控制, 使芯一级沿标准弹道飞行。

3.2 蒙特卡洛拉偏仿真

设计制导控制系统时, 为进一步验证其鲁棒性, 必须开展拉偏情况下的蒙特卡洛仿真, 对各种拉偏情况下的运动进行分析, 并给出最终芯一级落点散布范围。蒙特卡洛拉偏项主要包括气动力及力矩、转动惯量、大气环境、分离点姿态角及角速度, 具体拉偏参数如表 1 所示。进行蒙特卡洛仿真, 末段弹道高度-纵程曲线如图 15 所示。侧向位移随时间

变化曲线如图 16 所示。着陆落点散布如图 17 所示。

表 1 蒙特卡洛拉偏参数表

Table 1 Parameter setting of Monte Carlo simulation

偏差因素	偏差分布
体轴系 3 个方向力/力矩系数	正态, 均值 0, 均方差 3.3%
转动惯量	正态, 均值 0, 均方差 3.3%
大气环境	大气密度百分比偏差: 正态, 均值 0, 均方差 10% 风场: 风速均值 0 m/s, 均方差 10 m/s, 风向 0~180°均匀分布
一、二级分离点姿态角	正态, 均值 0, 均方差 1°
一、二级分离点角速度	正态, 均值 0, 均方差 0.8 (°) / s

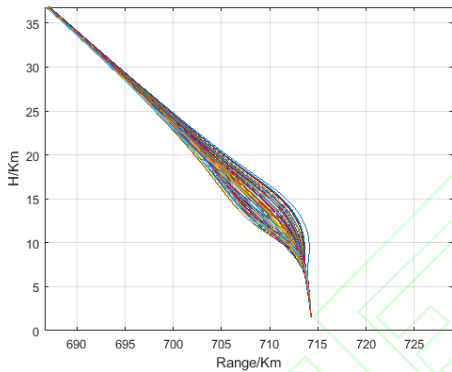


图 15 末段弹道高度-纵程曲线

Fig.15 Altitude and range in terminal trajectory

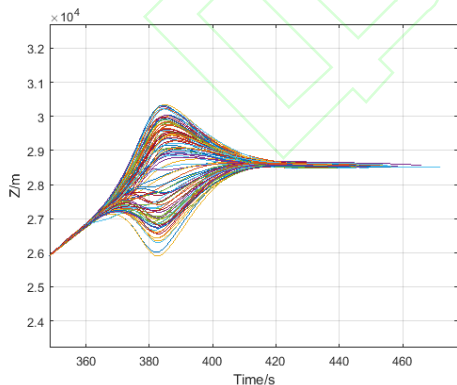


图 16 末段弹道侧向位移随时间变化曲线

Fig.16 Lateral displacement in terminal trajectory

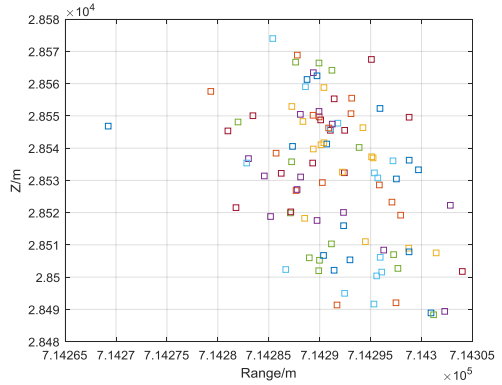


图 17 蒙特卡洛仿真着陆落点散布

Fig.17 Impact points dispersion of Monte Carlo simulation

由仿真结果可知,再入过程中,制导控制系统开始工作后,弹道、侧向位移能够向标准弹道靠拢,落点趋向于标准弹道落点,最终芯一级着陆落点散布小于 $100\text{m} \times 100\text{m}$,制导控制系统成功实现芯一级落点的精确控制,方案合理可行。

4 结束语

为实现运载火箭芯一级落点的精确控制,本文提出了一种加装栅格舵的布局方案,分析了加装栅格舵后芯一级的气动特性,设计了相应的制导律和控制律,进行蒙特卡洛仿真,验证了整个方案的可行性。具体结论如下:

(1) 加装栅格舵后,超声速阶段,在小迎角 10° 范围内,芯一级为纵向静不稳定, 10° 以后为静稳定,栅格舵不偏转时,芯一级静稳定配平迎角在 10° 附近。亚声速和跨声速阶段,芯一级基本为静稳定,配平迎角为 0° 。

(2) 再入初始阶段采用增稳控制,使芯一级姿态迅速收敛稳定,下降到一定高度后,通过制导律使芯一级沿标准弹道导引飞行,最终芯一级着陆落点散布小于 $100\text{m} \times 100\text{m}$,通过加装栅格舵实现运载火箭芯一级残骸落点精确控制是合理可行的。

参考文献:

- [1] 甘楚雄,刘冀湘.弹道导弹与运载火箭总体设计[M]. 北京:国防工业出版社,1996:5-10.
- [2] 肖松春,宋建英,安学刚.基于蒙特卡洛方法的运载火箭残骸落区划定[J]. 装备指挥技术学院学报,2010,

21(4):66-70.

- [3] 任怀宇, 蔡昱, 孙洪森. 高超声速栅格翼气动特性研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(1):44-49.
- [4] 吴晓军, 陈红全, 邓有奇, 等. 栅格翼绕流数值模拟研究[J]. 空气动力学报, 2009, 27(1):78-82.
- [5] 许友竹, 凡永华. 制导炸弹滚转通道控制方法研究[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(3): 526-529.
- [6] 徐明兴, 杨军, 吕家旺. 惯导解算误差的自动驾驶仪设计方法[J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(5): 1229-1231.
- [7] 杨军. 参数空间方法与飞行控制系统[M]. 北京:航空工业出版社, 2008:62-67.
- [8] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤. 远程火箭飞行动力学与制导[M].北京: 国防工业出版社, 2014:311-313.
- [9] 刘欣. 助推-滑翔式飞行器弹道设计与制导技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012.

(编辑:方春玲)