

一种提高轨道精度的改进姿态控制技术

李君^{1,2}, 程兴², 陈宇², 张普卓², 董朝阳¹

(1. 北京航空航天大学 航空工程学院, 北京 100191; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100072)

摘要: 针对我国长征系列火箭普遍存在的残骸落点普遍较理论落点靠前的现象, 开展多次飞行数据的比较, 结果发现一级上升段内火箭的飞行速度、位置与设计预示值之间的偏差存在极性稳定、幅值增加增大的特点, 尤其是 Y 向速度偏差甚至超过 5%, 远大于预期值; 本文针对该现象开展机理分析, 最终确认现在长征系列火箭普遍采用的“姿态角偏差+角速度”控制方案对程序角持续变化的工况存在幅值及极性较为稳定的静差, 该角偏差持续作用下, 将导致 X 向和 Y 向速度及位置偏差; 针对该机理, 探索、比较潜在的解决措施, 最终确定采用实现简便、控制效果好的“姿态角偏差+角速度偏差”双偏差姿态控制方案; 仿真结果表明, 双偏差姿态控制方案能显著提高助残落点精度及段轨道精度、降低气动载荷, 有利于火箭飞行品质的提升。

关键词: 运载火箭; 轨道精度; 姿态控制; 系统性规律

A New Attitude Control Approach to Improve Trajectory Accuracy

Li Jun^{1,2}, Cheng Xing², Chen Yu², Zhang Puzhuo², Dong Chaoyang¹

(1. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100072, China)

Abstract: For explaining the reason of China's long march series of rocket wreckage landing point is in front of the expected one, through comparing many times flight data, we find during the first ascending stage, the flight position and velocity are systemic different from the normal trajectory data, especially the error of V_y even exceeding 5%, which is not acceptable during the design period. And finally we assure the mechanism behind the phenomenon is the attitude control law of "attitude angle deviation+ attitude rate", which is widely used by Long March rockets. After comparing several potential ways, the "double deviation attitude control scheme" of "attitude angle deviation+ attitude rate deviation" is selected, which can significantly improve the precision of trajectory accuracy and wreckage landing accuracy, reduce the aerodynamic load, improving the quality of the rocket flight.

Keywords: launch vehicle; trajectory accuracy; improved attitude control approach

0 引言

随着科技水平的进步, 空间发射任务朝着多样化、复杂化和集成化的方向发展。各个新构型火箭层出不穷, 火箭的结构也越来越复杂, 目前航天事业对火箭性能的要求也越来越高。为了适应当前航天发展任务多样化的要求, 材料、结构、控制、电气等专业均提出了新的要求。控制系统能够保证运载火箭的稳定性和入轨精度, 在其发射过程中的任务非常重要。近年来, 诸多专家和学者对于运载火箭控制系统设计展开了广泛、深入的研究, 并且取得了诸多进展。

文献 [1] 基于自适应控制理论设计了运载火箭的姿态控制系统, 能够通过控制器参数的自适应变化, 从而保证系统的稳定性、入轨精度及对干扰的鲁棒性。文献 [2] 采用自抗扰+分数阶控制器的方案, 通过扩张状态观测器将系统存在的内外干扰进行测量, 并通过分数阶控制器进行补偿, 保证了系统的鲁棒性, 提高了系统的设计裕度。但是以上文献采用方法在工程实现上比较困难, 传统的运载火箭控制方案采用“姿态角偏差+角速度”, 有效保证了系统的稳定性。但是采用这种控制方案会产生较为稳定的偏差, 在这种偏差的持续作用下, 会产生速度及位置偏差, 进而影响运载火箭的入轨精度。

基于以上研究, 本文从工程实际应用角度出发, 采用“姿

态角偏差+角速度偏差”的双偏差控制方案, 设计了一种改进姿态控制方案, 有效减少了传统方案引起的静差。保证了系统的准确性和工程易实现性。

在对比运载火箭飞行数据与设计数据中发现, 二者的速度、位置、俯仰姿态角偏差及气动载荷因子 q_a 普遍具有极性及其幅值稳定的偏差, 其中一级飞行段尤为明显。图 1、图 2 分别给出某火箭一级飞行段速度、位置及俯仰角速度、角偏差对比结果, 一级分离时刻飞行轨道相对于标准弹道的偏差较大, 其中 X 向飞行速度较设计值偏低约 22 m/s, Y 向飞行速度则较设计值则偏高约 27 m/s。本文旨在探索该差异背后的技术机理, 并提出控制改进方案。

1 差异性原因分析

1.1 标准弹道计算用姿态模型及控制方程

标准弹道设计时, 按瞬时平衡假设, 即认为控制提供足够大的姿态调整能力, 使得箭体姿态时时处于瞬时平衡状态, 角速度为 0。对应的姿态方程及控制参数为如下公式^[3]。

俯仰通道:

$$\alpha = A_\varphi \left(\varphi_p - \delta\varphi_\omega - \theta - \frac{k_\varphi u_\varphi}{a_\varphi^\delta} \right)$$

$$\varphi = \alpha + \theta$$

$$\delta\varphi = a_\varphi^\delta \Delta\varphi + k_\varphi u_\varphi$$

$$\varphi_\omega = \varphi + \delta\varphi_\omega$$

$$\Delta\varphi = \varphi_\omega - \varphi_p$$

$$A_\varphi = \frac{a_\varphi^\delta R_c(x_r - x_z)}{a_\varphi^\delta R_c(x_r - x_z) + c_n^\delta q s_m(x_y - x_z)}$$

收稿日期: 2016-09-08; 修回日期: 2016-12-23。

作者简介: 李君 (1977-), 男, 重庆彭水人, 博士, 高级工程师, 主要从事运载姿态动力学建模与控制、总体设计与优化方向的研究。

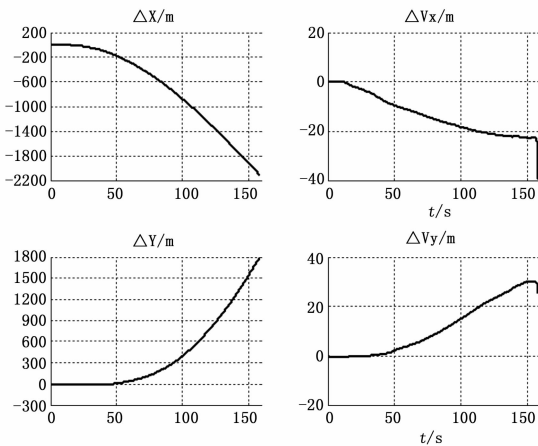


图 1 X、Y 向位置偏差及速度偏差对比

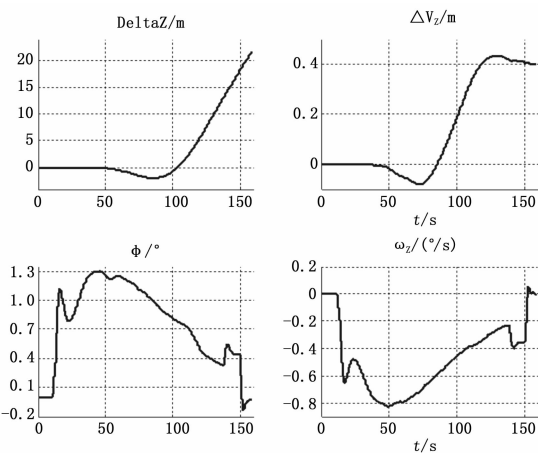


图 2 Z 向位置速度偏差、俯仰姿态角角速度偏差

偏航通道:

$$\beta = A_\psi (\psi_p - \delta\psi_\omega - \sigma - \frac{k_\psi u_\psi}{a_\psi^\psi})$$

$$\psi = \sigma + \beta$$

$$\sigma = -\sin^{-1} \left(\frac{V_z}{V} \right)$$

$$\delta\psi = a_\psi^\psi \Delta\psi + k_\psi u_\psi$$

$$\psi_a = \psi + \delta\psi$$

$$\Delta\psi = \psi_a - \psi_p$$

$$A_\psi = \frac{a_\psi^\psi R_c(x_r - x_z)}{a_\psi^\psi R_c(x_r - x_z) + c_n^\beta q s_m(x_y - x_z)}$$

通常一级飞行段无导引控制, 故有 $\delta\psi = a_\psi^\psi \Delta\psi, \delta\psi = a_\psi^\psi \Delta\psi$, 即仅为角偏差控制。

1.2 姿态控制用姿态动力学模型及控制方程

为了便于与弹道计算结果对比, 这里的姿态动力学方程也只考虑刚体项, 而忽略推进剂晃动和弹性项^[4]。此时的姿态动力学全量方程如下:

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = M_P + M_\delta + M_{aero} + M_{\omega_{xyz}}$$

式中, $J = \begin{bmatrix} J_{X_1} & J_{X_1 Y_1} & J_{X_1 Z_1} \\ J_{Y_1 X_1} & J_{Y_1} & J_{Y_1 Z_1} \\ J_{Z_1 X_1} & J_{Z_1 Y_1} & J_{Z_1} \end{bmatrix}$ 为转动惯量矩阵; $\omega^\times =$

$$\begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}; \text{角速度斜对称矩阵}; M_P \text{ 为发动机推力对}$$

箭体质心的力矩, 沿箭体坐标系; M_δ 为发动机摆动加速度对箭体质心的力矩, 沿箭体坐标系; M_{aero} 为相对于箭体质心的气动动力矩, 沿箭体坐标系; $M_{\omega_{xyz}}$ 为箭体角速度对应气动力矩, 沿箭体坐标系;

姿控采用的控制方程为:

$$\delta_\varphi = a_\varphi^\delta \Delta\varphi + a_\varphi^\omega \omega_z$$

$$\delta_\psi = a_\psi^\delta \Delta\psi + a_\psi^\omega \omega_y$$

1.3 弹道设计及姿态控制用动力学模型及控制方程差异性对比

对比表明:

(1) 两者使用的姿态动力学方程不同: 弹道设计中姿态动力学按瞬时平衡考虑, 而姿态控制中的动力学方程则考虑过渡过程;

(2) 两者使用的控制方程也是不同: 弹道计算中仅考虑姿态角偏差项, 而姿态控制则同时考虑角偏差及角速度项;

(3) 控制参数不同: 为了保障姿态处于瞬时平衡状态, 弹道设计中的姿态偏差增益参数 a_ψ^δ 理论上取 ∞ , 实际计算中则常常取一个大值; 而姿态控制设计中的静态增益主要通过频域稳定性分析来设计, 以幅值远小于弹道计算用数据。

火箭飞行中, 采用姿态设计用方案进行飞行姿态控制, 即弹道设计采用的模型与飞行真实工况有差异。

下面分析以俯仰通道为例, 分析实际飞行中模型差异导致的姿态及轨道偏差。为便于理解和表述, 这里分析采用小偏差动力学方程。

统进入平衡状态时, 控制力矩与干扰力矩相等, 即 $b_\delta \delta_\varphi = \bar{M}$, 则有 $b_\delta^\delta (a_\delta^\delta \Delta\varphi + a_\delta^\omega \omega_z) = \bar{M}$, 经变换有 $\Delta\varphi = \frac{\bar{M}}{a_\delta^\delta b_\delta^\delta} - \frac{a_\delta^\omega}{a_\delta^\delta} \omega_z$,

进一步, 不考虑干扰(标准弹道计算工况)时, 有 $\Delta\varphi = -\frac{a_\delta^\omega}{a_\delta^\delta} \omega_z$ 。

即若存在稳定的角速度, 则必然存在极性相反, 幅值确定的角偏差。

火箭一级飞行段, 通常在起飞后 10 s 左右开始到一级关机前, 利用引力进行持续小攻角低头, 具体表现为俯仰通道一直程序转弯, 即俯仰程序角速度不为零。理想状态为火箭沿标准弹道无静差飞行, 此时有 $\omega_z = \omega_{z-cr}$, 故一级飞行段一直有一定幅值的俯仰角速度, 故采用角偏差+角速度的控制方式时, 俯仰通道必然存在极性稳定的俯仰角偏差 $\Delta\varphi (\Delta\varphi \geq 0)$ 。

该偏差的持续存在将对飞行弹道产生影响, 具体为:

标准弹道设计中, 攻角 $\Delta\alpha$ 为小量, 此时有 $\Delta\theta = \Delta\varphi - \Delta\alpha \approx \Delta\varphi$, 而沿 Y 向的速度偏差量近似为 $V\Delta\theta \approx V\Delta\varphi > 0$, 由于 $\Delta\varphi$ 极性稳定且有一定幅值, 使得 Y 向速度及位置呈现系统性偏差。

我国的西昌、太原、酒泉卫星发射中心均为内陆发射场, 子级残骸落区为影响弹道设计乃至火箭设计的关键因素。在这 3 个基地发射的卫星, 一级飞行段均采用射程关机方案, 以保证子级残骸落点在允许的落区范围内, 关机方程如下:

$$L = f_1 \Delta V_x + f_2 \Delta V_y + f_3 \Delta V_z + f_4 \Delta X + f_5 \Delta Y + f_6 \Delta Z + f_z \Delta t$$

其中各型号普遍为 $f_2 > f_1, f_5 > f_4$ 。即长期存在、极性稳定的俯仰姿态角偏差 $\Delta\varphi$ 不仅影响轨道精度, 同时影响关机时间: 普遍使得关机时间较预期值有所提前, 导致运载能力损失。

2 提高轨道精度的姿控改进措施

2.1 控制改进

上述分析表明, 长征系列火箭一级飞行段普遍存在的 Y 向速度偏差现象的机理为弹道设计考虑的姿态控制模型与真实飞行工况不一致所致, 因此要消除该系统性偏差, 有如下 3 个潜在措施:

1) 弹道设计采用飞行中的姿态角偏差+姿态角速度的控制方案, 即计入程序角变化对姿态角速度及姿态角偏差的影响。该模式将导致需重新推导弹道设计适用的动力学方程, 即该思路将导致弹道设计规范、设计流程、设计工具发生巨大变化, 不利于工程实践的可靠性。

2) 降低动态增益系数 a_{ξ}^{\ddagger} 。

上述分析表明 $\frac{a_{\xi}^{\ddagger}}{a_{\xi}^{\ddagger}}$ 影响着 Y 向速度偏差, 因此降低 a_{ξ}^{\ddagger} 有利于消除该项偏差, 但 a_{ξ}^{\ddagger} 、 a_{ξ}^{\ddagger} 通常是基于频域稳定性的分析的结果, 降低 a_{ξ}^{\ddagger} 幅值不利于火箭的姿态稳定性。

3) 改进控制方案。

若将姿态控制方案调整为姿态角偏差+角速度偏差控制(以下简称双偏差控制), 即:

$$\begin{aligned} \delta_{\gamma} &= (a_{\gamma}^{\ddagger} \Delta \gamma + a_{\gamma}^{\ddagger} \Delta \omega_{\gamma}) W_{\xi}^{\gamma}(s) \\ \delta_{\psi} &= (a_{\psi}^{\ddagger} \Delta \psi + a_{\psi}^{\ddagger} \Delta \omega_{\psi}) W_{\xi}^{\psi}(s) \\ \delta_{\varphi} &= (a_{\varphi}^{\ddagger} \Delta \varphi + a_{\varphi}^{\ddagger} \Delta \omega_{\varphi}) W_{\xi}^{\varphi}(s) \end{aligned}$$

则按上述推导有 $\Delta \varphi = -\frac{a_{\varphi}^{\ddagger}}{a_{\varphi}^{\ddagger}} \Delta \omega_{\varphi}$ 。火箭沿标准弹道飞行时有 $\Delta \omega_{\varphi} \approx 0$, 则 $\Delta \varphi \approx 0$, 与标准弹道计算工况接近。

2.2 控制实现

飞行中的俯仰姿态角偏差 $\Delta \varphi$ 通过箭体姿态角与程序角求差得到, 即 $\Delta \varphi = \varphi - \varphi_{cr}$ 。其中 φ 通过惯性平台或捷连惯组获取, 而 φ_{cr} 则为时间变化的装订诸元。同理, $\Delta \omega_{\varphi} \approx \omega_{\varphi} - \omega_{\varphi_{cr}}$, 其中俯仰角速度 ω_{φ} 可以通过速率陀螺得惯性器件测量得到, 俯仰姿态角速度 $\omega_{\varphi_{cr}}$ 也可以与俯仰程序角类似, 通过诸元装订实现。但为了降低诸元装订的复杂性, 同时也为了提供数据的匹配性, 建议采用在线计算方式实现, 具体为:

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_{cr}} \\ \omega_{y_{cr}} \\ \omega_{z_{cr}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \psi_{cr} \\ 0 & \cos \gamma_{cr} & \cos \psi_{cr} \sin \gamma_{cr} \\ 0 & -\sin \gamma_{cr} & \cos \psi_{cr} \cos \gamma_{cr} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_{cr} \\ \dot{\psi}_{cr} \\ \dot{\varphi}_{cr} \end{bmatrix}$$

3 控制改进效果分析

3.1 对一级飞行段的影响分析

对比两组工况的仿真时间表明, 采用双偏差控制后 Y 向速度和位置偏差量下降, 相同关机量对应的计算机关机时间推迟约 0.5 s, 增大分离时的速度增量约 25 m/s, 对应运载能力在 5 kg 以上。

另外, 采用双偏差控制将使得 $\Delta \varphi$ 下降, 这也有利于气动载荷 q_a 的下降, 零风标准弹道下 q_a 相差 220 Pa 左右, 高空风补偿弹道对应的 q_a 下降幅度可达 1 000 Pa, 对飞行安全性的贡献显著。

3.2 一子级残骸落点精度的影响对比

按一子级耗尽关机考虑, 仿真获得一子级分离时刻的速度、位置, 再计算一子级残骸落点。标准弹道的射程 $L_x = 590.466$ km, 双偏差控制对应的射程为 $L_x = 590.12$ km, 落点横移 $L = 8.06$ km; 角速度控制对应的射程 $L_x = 599.58$ km, 落点横移 $L = 8.36$ km。角速度偏差控制对应的射程与标准弹

道一致, 而角速度控制对应的射程较标准弹道前移 9 km, 该项主要是由于 Y 向速度偏大所致。

图 3、图 4 给出不同控制策略的仿真结果, 结果表明采用双偏差控制方案能有效降低纵向落点偏差(原方案普遍具有落点靠前的特点)。

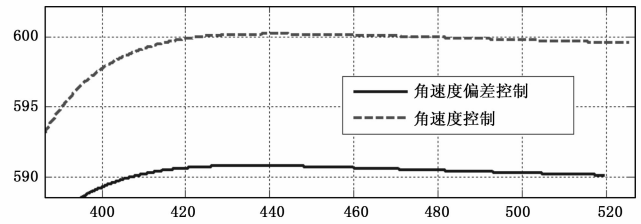


图 3 一子级残骸纵向落点对比(横轴 s, 纵轴 km)

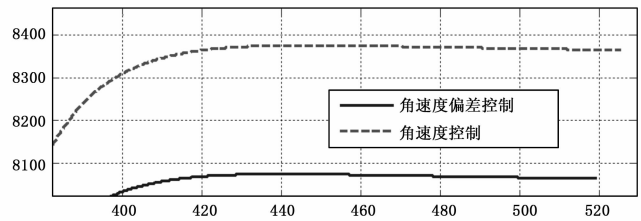


图 4 一子级残骸横向落点对比(横轴 s, 纵轴 m)

3.3 对二级飞行段的影响分析

分析结果表明由于角速度控制方式一、二级分离时 X、Y 向速度和位置偏差较大, 使得二级飞行段 Y 向导引在一段时间内发生饱和, X、Y、Z 向速度和位置均存在幅值不小的偏移, 同时, 二级飞行段的角速度增益 a_{ξ}^{\ddagger} 幅值较大, 如上分析所示, 将导致二级段的 $\Delta \varphi$ 较大。

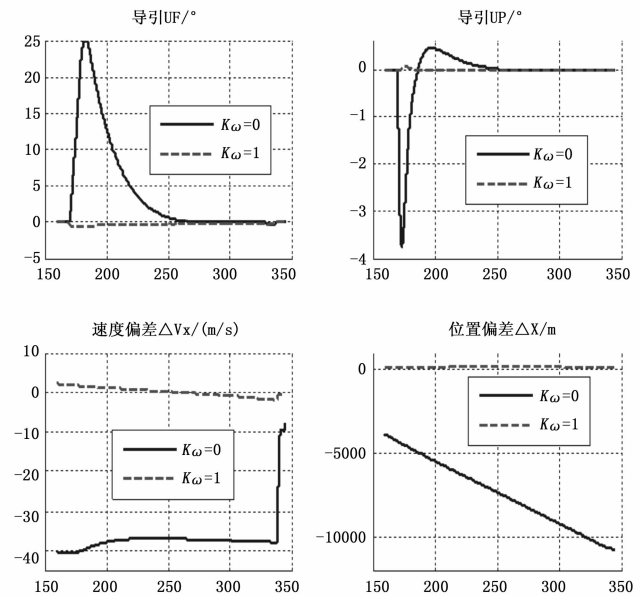


图 5 导引及 X 向速度、位置偏差

若改用双偏差控制, 则二级飞行段段导引不再出现长时间饱和现象, 即轨道及姿态精度均提升, 二级飞行段的关机时间将因此提前 0.5 s 以上, 型号飞行中曾经出现过的二级耗尽关机事件也将不再发生, 提高可飞行的精度和可靠性。

4 结论

全量仿真发现不同控制策略下飞行轨迹与标准弹道较为明

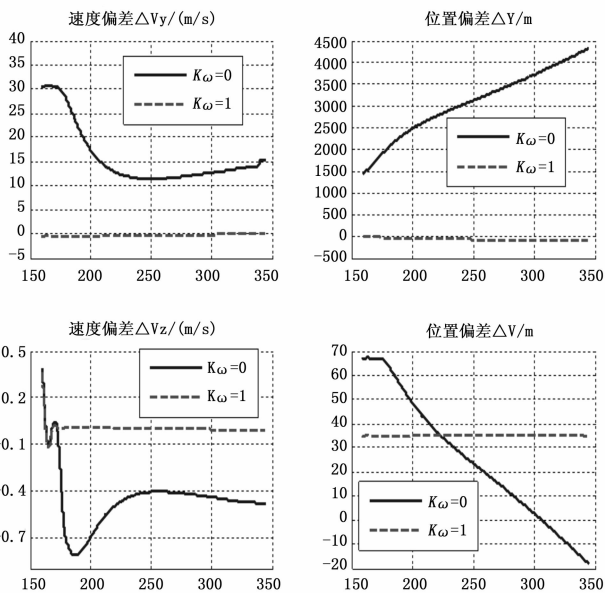


图 6 Y、Z 向速度及位置偏差比较

(上接第 83 页)

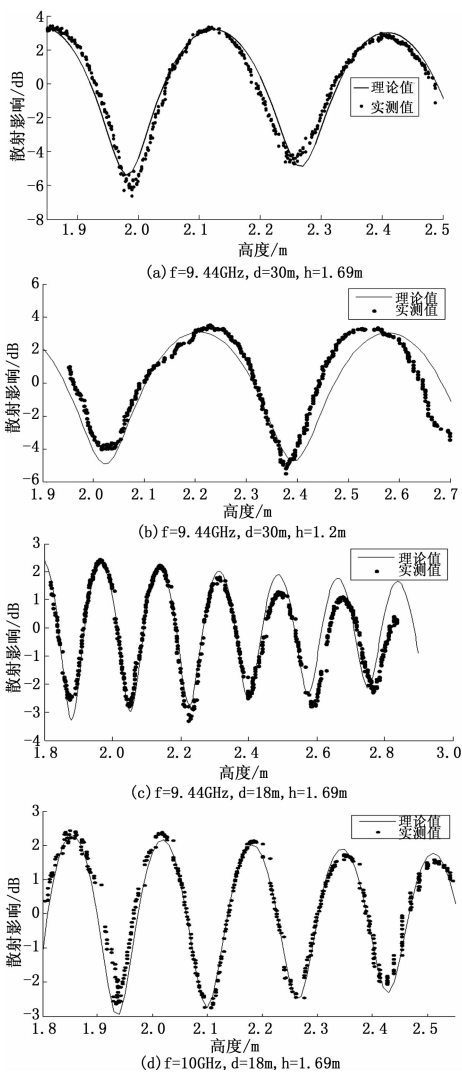


图 13 实测结果与理论值对比图

显的差异,理论分析结果表明,是由于标准弹道所采用的控制模型与现有方案不同所致,据此提出“姿态角偏差控制+姿态角速度偏差”的双偏差控制方案,该方案有利于提高一、二级的轨道飞行精度,降低残骸落点偏差,有利于提升火箭的飞行安全性飞行品质。

参考文献:

[1] Oh C S, Bang H, Park C S. Attitude control of a flexible launch vehicle using an adaptive notch filter; ground experiment [J]. Control Engineering Practice, 2008, 16 (1): 30 - 42.

[2] 程昊宇,董朝阳,王青. 运载火箭的抗干扰分数阶控制器设计[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37 (9): 2109 - 2114.

[3] 龙乐豪,液体导弹与运载火箭系列总体设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 2001: 267 - 270.

[4] 杨云飞,陈宇,李家文,等. 运载火箭摇摆发动机与全箭动力学特性耦合关系研究 [J]. 宇航学报, 2011 (10).

[5] 李辉,王波,郝兴伟. 运载火箭导航计算子系统建模与仿真 [J]. 系统仿真学报, 2006 (2).

[4] 李辉,敬晓刚,徐利梅. 基于 Matlab/Simulink 的运载火箭 6 自由度运动仿真 [J]. 宇航学报, 2005 (5).

表 2 地面散射周期实测值与理论值对比

序号	实测周期/m	理论周期/m
(a)	0.28	0.28
(b)	0.39	0.40
(c)	0.17	0.17
(d)	0.16	0.16

以上结果基本满足地面散射高度周期:

$$T = \frac{\lambda d}{2h} (d \geq h)$$

其中:λ 为信号波长,散射影响与理论计算值相近,以上数据验证了同步测试系统的功能性及可靠性。

4 结论

基于 G 语言开发环境,研制了一套可用于地面散射特性分析的同步测试系统。完成了同步测试系统平台的搭建,并开展地面散射测试对测试系统的功能性与可靠性进行了验证,实验结果表明:

- (1) 该系统可用于小功率信号地面散射测试,具备实时同步测试功能,测试结果与理论计算基本一致。
- (2) 系统时间同步精度可达 10 ms,同步精度上限取决于功率测量设备单点测量时间。
- (3) 同步测试频率可达 10 Hz,频率上限取决于距离测量设备最高采样率。

参考文献:

[1] 闫军凯,刘小龙,叶虎,等. X 波段高功率微波馈源辐射总功率阵列法测量技术 [J]. 强激光与粒子束, 2011, 23 (11): 3150 - 3152.

[2] 杨乐平,李海涛,杨磊. LabVIEW 程序设计与应用 (第 2 版) [M]. 北京: 电子工业出版社, 2005, 1.

[3] 杨旭东,徐海亭,王俊. 基于 LabVIEW 被动接收型串口通信数据采集系统 [J]. 计算机与现代化, 2013, 11: 101 - 103.

[4] 蒋廷勇,高林,刘小龙,等. 抑制地面反射影响的高功率微波辐射场测量方法 [J]. 强激光与粒子束, 2015, 27 (12): 123007 - 2.