

载人运载火箭迭代制导方法应用研究

吕新广 宋征宇

(北京航天自动控制研究所)

摘要 在介绍迭代制导原理的基础上,论述了工程应用中的可靠性设计方法,并以载人运载火箭为模型进行数学仿真,对迭代制导的可靠性、适应性、精度以及应用中的问题等进行了探讨。仿真表明,迭代制导方法具有很强的弹道适应性和良好的制导精度。

关键词 运载火箭 迭代制导 可靠性设计 数学仿真

中图分类号 V448.1 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825(2009)01-0009-06

1 引言

迭代制导是随着现代计算机技术和最优控制理论的发展而出现的一种制导技术,飞行中利用火箭实时状态和终端约束条件计算出一条满足最佳性能指标的弹道用于控制,由于终端条件是根据轨道要素实时计算的,因此具有很高的制导精度。

迭代制导在国外已得到广泛应用,美国的土星-V 火箭、航天飞机、欧空局的阿里安火箭、俄罗斯的能源号火箭等都采用了迭代制导技术。

我国载人航天工程的交会对接任务对运载火箭入轨精度、对轨道调整的适应性、可靠性等多个方面提出了很高的要求,采用迭代制导是一种较为合适的选择。国内对迭代制导方法研究已开展多年,但将理论转化为工程实践是工程设计人员必须解决的重要课题。

本文在介绍迭代制导原理的基础上,重点对工程应用中的措施和问题进行探讨,并利用数学仿真进行分析。

2 迭代制导基本原理

2.1 原理简述

在真空段飞行期间,发动机最佳推力方向是时间的近似线性函数。因而将发动机推力矢量方向(以俯仰和偏航程序角形式给出)视为如下线性变化的量:

$$\begin{aligned}\varphi^*(t) &= \tilde{\varphi} + (-k_1 + k_2 \cdot \tilde{t}) \\ \Psi^*(t) &= \tilde{\Psi} + (-k_3 + k_4 \cdot \tilde{t})\end{aligned}\quad (1)$$

通过最优化理论确定公式中的参数 $\tilde{\varphi}$ 、 $\tilde{\Psi}$ 、 k_1 、 k_2 、 k_3 、 k_4 , 就可以实现箭上实时计算程序角, 这就是迭代制导的基本思想。

2.2 状态方程描述

在轨道坐标系下建立状态方程, 以火箭当前速度、位置作为初值, 以入轨点参数作为终端条件, 以燃料消耗最少作为性能指标, 将发动机推力矢量方向作为控制变量, 根据 Pontryagin 极大值原理进行求解, 可以实时计算出一条最少推进剂弹道。对于推

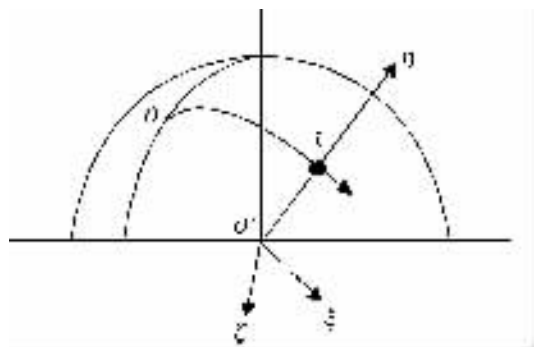


图 1 轨道坐标系定义

(o' 为地心, η 指向入轨点 k , ξ 在轨道面内垂直于 η , ζ 垂直于轨道面)

来稿日期: 2009-03-10

作者简介: 吕新广(1978.08-), 男, 硕士, 工程师, 主要从事运载火箭制导系统设计工作。

力固定的液体发动机而言, 由于燃料秒耗量基本为常值, 所以飞行时间最短与燃料消耗最少等价, 因此, 方程具有以下形式。

$$\text{状态方程: } \dot{\vec{X}} = \vec{f}(\vec{X}, \vec{u}, \vec{t}) \quad (2)$$

$$\text{初值: } \vec{X}_0 = [V_{\xi_0} \quad V_{\eta_0} \quad V_{\zeta_0} \quad \xi_0 \quad \eta_0 \quad \zeta_0]^T \quad (3)$$

$$\text{终端条件: } \vec{X}_k = [V_{\xi_k} \quad V_{\eta_k} \quad 0 \quad 0 \quad \eta_k \quad 0]^T \quad (4)$$

$$\text{性能指标: } J = \int_0^{tk} d\vec{t} \quad (5)$$

$$\text{控制变量: } \vec{u} = [\varphi^*(\vec{t}) \quad \Psi^*(\vec{t})]^T \quad (6)$$

状态方程的初值是已知的, 而终端条件会因为入轨点位置的不同而有所变化, 因此需要实时估计入轨点并根据轨道根数计算其状态参数。

入轨点位置主要通过图 2 中 $\Delta\Phi$ 的估算得到, 利用估计后续飞行时间和后续加速度并进行积分, 经过多次迭代后达到收敛。

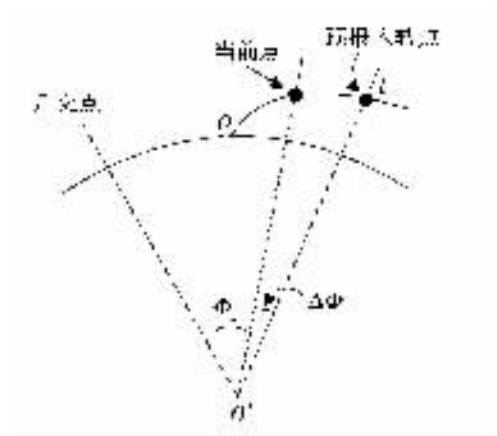


图 2 入轨点位置示意图

由于火箭发射过程中发动机推力、地球引力、空气动力以及箭体质量等模型复杂, 迭代制导为了实现在箭上快速、实时计算最优弹道, 在算法推导中采取了大量简化。由于模型误差和干扰的影响, 实际飞行弹道与预估弹道会存在偏差, 但随着接近入轨点, 模型越来越准确, 误差逐渐减小, 因此具有很高的制导精度。

根据公式(1), 程序角分为两部分, 其中程序角平均值 $\tilde{\varphi}$, $\tilde{\Psi}$ 用于保证最终速度条件, 交变分量 $(-k_1 + k_2 \cdot \vec{t})$ 和 $(-k_3 + k_4 \cdot \vec{t})$ 用于保证最终位置条件, 具体推导略。

3 迭代制导工程应用中的可靠性设计

载人运载火箭的典型特点是高可靠, 因此对制

导算法的可靠性、安全性设计至关重要, 也是实现迭代制导工程化的一项重要工作。

3.1 迭代算法可靠性保障措施

考虑到迭代制导是一种通过迭代不断收敛, 从而达到系统最优的算法, 保证迭代算法快速、平稳收敛以及异常状态下收敛性不受影响是提高其可靠性的关键, 可以考虑在设计上采取以下几种措施:

(1) 对可能产生突变的输入信息进行滤波, 在迭代算法中, 由惯性器件实时敏感到的视加速度作为表征火箭瞬时推重比的性能参数, 用于多项参数的估算, 而视加速度受到发动机推力瞬时变化和惯性组合采样等因素的影响, 可能会有波动, 因此, 对视加速度的滤波能够提高迭代算法的平滑性。

(2) 对推重比分为多个阶段的弹道, 一般迭代制导只针对最后一级发动机工作时间进行迭代, 这是不够的。对于中间阶段的工作时间, 不能简单的采用理论时间, 而应根据关机方式进行精确估算和迭代, 这对于保证各阶段程序角的连续性有重要作用。

(3) 对推重比分为多个阶段的弹道, 在分段处须采取必要措施进行控制, 具体措施可以有多种, 简单的处理是分段处停止有关参数的估算, 采用理论值取代, 过滤段时间要合理取值, 留有余量, 确保后续计算不受关机后效的影响。

(4) 对输出的程序角进行角速度和角度限幅, 可以提高火箭飞行稳定性, 并且有助于提高故障情况下的安全性。

3.2 迭代次数控制

一般情况下, 迭代制导经过 1~2 次迭代之后算法能够迅速收敛, 但当发动机推力不稳定或故障情况下, 收敛速度会降低, 如果任其迭代直至收敛, 花费时间较大, 严重时威胁到箭上飞行控制软件的实时运行, 因此, 必须对每次最大迭代次数加以限制, 一般可以取 2~3 次, 如果箭载计算机运行时间宽裕的话可以适应放宽。

3.3 迭代制导分段数选取

因为要对后续阶段的加速度进行多重积分, 迭代算法的复杂性与分段数关系密切, 每增加一个分段, 会增加大量计算和控制分支, 不利于可靠性的提高, 因此不建议采用过多的分段, 而分段数是由推重比的变化情况决定的, 与弹道特性有关, 因此这实际上是迭代制导的接入时刻选取问题。

迭代制导一般在火箭出稠密大气层开始使用,即采用摄动制导与迭代制导接力的方式。制导方法的切换时刻受多重因素制约:

1. 保证残骸落区满足要求;
2. 保证迭代制导段具有足够的弹道调整能力,切换时刻不能太晚;
3. 不影响制导精度的前提下,应尽量减少迭代制导的分段数量,降低复杂性。

以载人运载火箭为例,可以选择在抛整流罩之后、二级主发动机关机之前的某时刻,且不应距离关机时刻过近,这样只有两个分段,且能够充分利用主发动机的能力进行弹道调整。

对于迭代制导接入时刻程序角可能出现的较大幅度跳动,采用最优二次曲线形式的姿态过渡方式是一项提高稳定性的有效措施。

4 数学仿真验证

以我国载人运载火箭为例进行 6 自由度数学仿真,对迭代制导性能和可靠性措施加以验证。火箭二级分为大推力发动机工作段和小推力发动机工作段两个典型阶段,目标轨道为 LEO 轨道。标准状态下迭代制导阶段轴向过载曲线见图 3。

仿真设置在 350s 由摄动制导切换为迭代制导,直至载荷入轨。

4.1 正常状态

不加入任何干扰的状态下,数学仿真结果显示,火箭具有如表 1 所示的入轨精度。

图 4 反映了迭代制导程序角与标准弹道程序角之间的差别。

图中 STD 表示标准弹道程序角,Iterative 表示

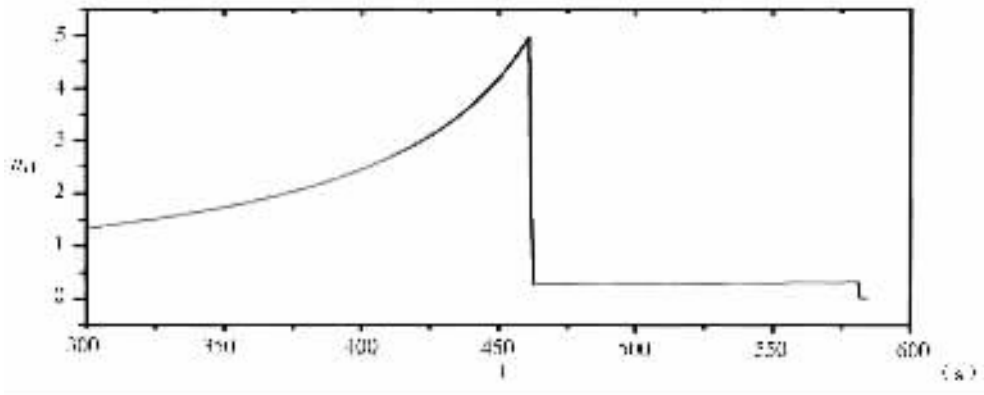


图 3 运载火箭轴向过载曲线

表 1 无干扰状态迭代制导入轨精度

误差项	Δt (s)	ΔT (s)	ΔH_p (m)	$\Delta \omega$ ($^\circ$)	Δi ($^\circ$)	$\Delta \Omega$ ($^\circ$)
迭代制导	-0.576	-0.160	-3.40	-0.0005	0.00023	-0.00045

其中 Δt ——实际入轨时间与标准弹道之间的偏差; ΔT ——轨道周期偏差; ΔH_p ——轨道近地点高度偏差; $\Delta \omega$ ——轨道近地点幅角偏差; Δi ——轨道倾角偏差; $\Delta \Omega$ ——轨道升交点经度偏差。

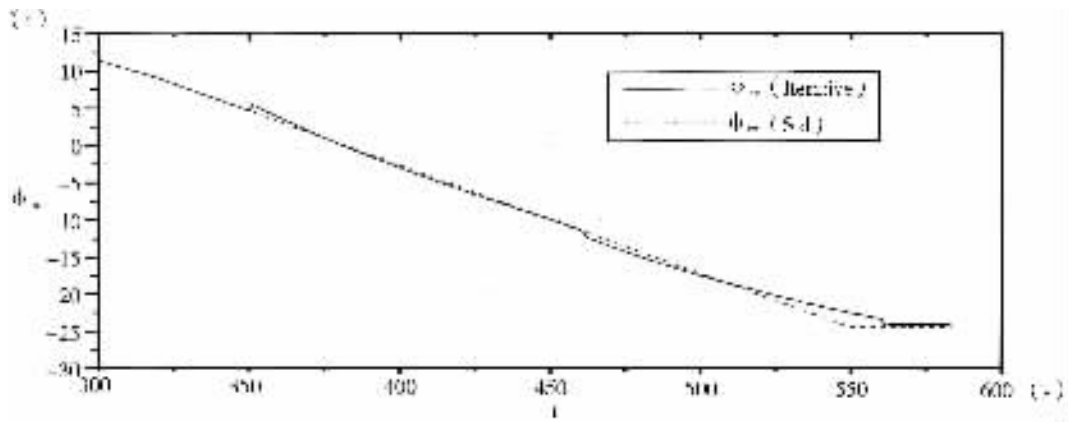


图 4 无干扰状态迭代制导程序角

迭代制导输出的程序角。其中 350s 处的跳动约 0.8°, 是制导方法切换造成的。图 4 表明正常状态下迭代制导计算出的最优弹道与标准弹道基本一致。

4.2 大干扰和故障状态

为验证大干扰下迭代制导的性能, 选取影响较大的结构干扰和故障情况进行仿真, 计算结果见表

2、表 3 和图 5、图 6。

图 5 中由于在迭代制导接入时刻弹道已偏离标准弹道, 因此迭代制导计算出的最优弹道与标准弹道差别也较大。图 6 中在发动机故障点(400s 时刻)由于推重比发生突变, 迭代制导重新计算的最优弹道发生变化, 并且由于弹道变化大, 小推力段的标准参数不能完全适应, 因此发动机故障点转段处程序

表 2 所有发动机的秒流量均存在负偏差状态下的入轨精度

制导方法	Δt (s)	ΔT (s)	ΔH_p (m)	$\Delta \omega$ (°)	Δi (°)	$\Delta \Omega$ (°)
迭代制导	22.784	-0.250	-3.65	0.0033	0.00024	-0.00047
摄动制导	23.204	-0.349	-373.87	-2.0911	0.03288	-0.12809

表 3 起飞后 400s 时刻主发动机推力下降 30% 状态下的入轨精度

制导方法	Δt (s)	ΔT (s)	ΔH_p (m)	$\Delta \omega$ (°)	Δi (°)	$\Delta \Omega$ (°)
迭代制导	-14.496	0.166	-8.93	0.0100	0.00025	-0.00050
摄动制导	-13.796	0.073	2492.70	-15.4267	0.01557	-0.08272

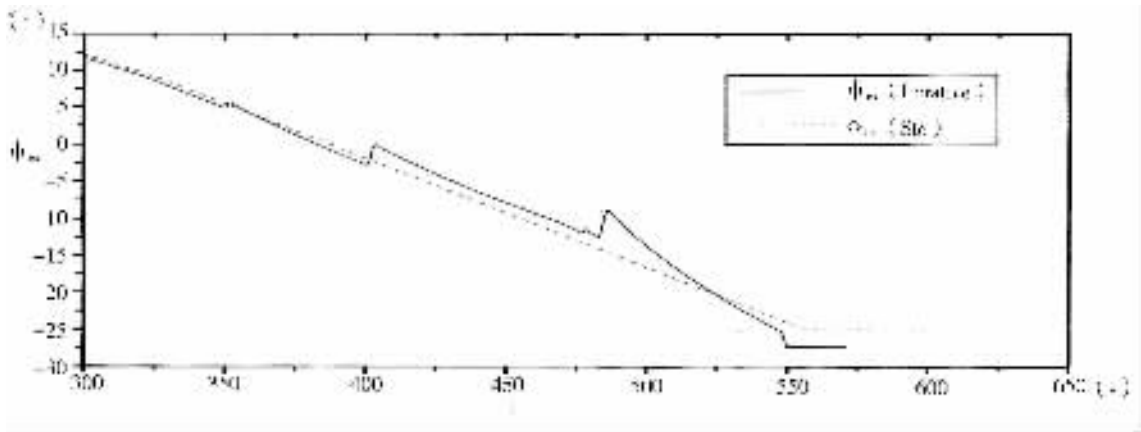


图 5 秒流量负偏差状态迭代制导程序角

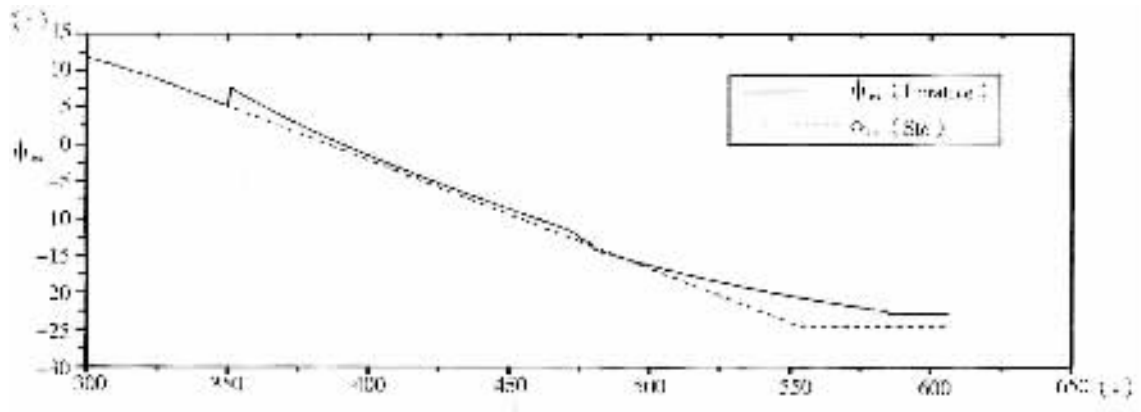


图 6 起飞后 400 秒时刻主发动机推力下降状态迭代制导程序角

角都有较大跳动。通过视加速度滤波以及程序角速度限幅等措施,避免了程序角的快速跳跃,使得姿态控制稳定,收到良好的效果。

由此可见,只要措施得当,在大干扰下迭代算法平稳、收敛,并保持了很高的制导精度。

4.3 对目标轨道临时调整的适应性

迭代制导的特点是飞行过程中实时计算最优弹道,当临射前最终轨道相对于初始轨道有小幅调整时,采用摄动与迭代接力的制导方式就可以不更新摄动部分的弹道以及射向等条件,而是仅改变迭代制导的目标轨道等少量数据,依靠迭代制导的自适应能力,在火箭飞行的后半程自动计算并飞向最终目标轨道,该方式避免了计算大量程序角和导引数据,从而大大简化临射前数据准备工作,减小飞行控制软件的更改量,有利于提高可靠性。这对于飞行器之间的交会对接任务尤其适用,给出目标飞行器最终轨道的时刻与追踪飞行器发射的时刻越接近,则

轨道越精确,入轨后追踪飞行器所需的轨道修正量也就相应减小,从而节省能量。

鉴于此,采用以下条件进行仿真:摄动制导段参数采用相同的标准弹道数据,修改迭代制导的终端指标(即轨道根数),作为新的最终目标轨道。所采用的最终轨道根数与初始轨道根数偏差范围如下:

轨道参数	偏差范围
远地点高度 ΔH_a	$\pm 20\text{km}$
轨道倾角 Δi	$\pm 0.2^\circ$

通过仿真,在上述范围内,迭代制导可以在不改变摄动制导段的标准弹道的情况下到达最终目标轨道,控制误差见表 4。

图 7 是轨道倾角变化时的偏航程序角曲线,可以看到,为了适应对轨道倾角 0.2° 的调整,偏航通道采取了明显的机动措施,并且过渡平缓。

表 4 目标轨道小幅变化状态下的入轨精度

状态	仿真计算结果					
	Δt (s)	ΔT (s)	ΔH_p (m)	$\Delta \omega$ ($^\circ$)	Δi ($^\circ$)	$\Delta \Omega$ ($^\circ$)
$\Delta H_a = +20\text{km}$	1.244	-0.228	-3.32	-0.0030	0.00022	-0.00044
$\Delta H_a = -20\text{km}$	-2.416	-0.147	-3.48	0.0015	0.00023	-0.00045
$\Delta i = +0.2^\circ$	4.944	-0.345	-4.87	-0.0008	0.00011	-0.00036
$\Delta i = -0.2^\circ$	4.424	-0.254	-4.74	0.0035	0.00029	-0.00045

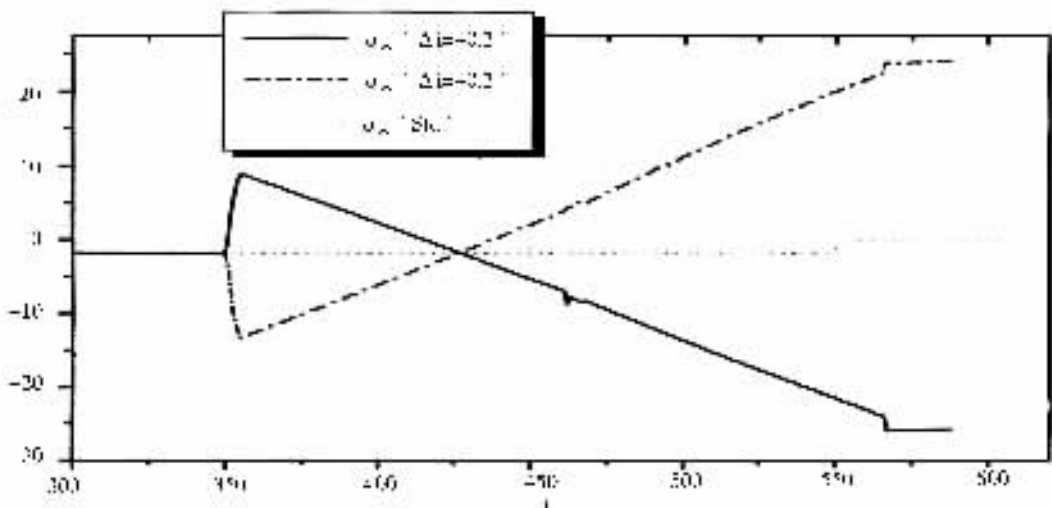


图 7 轨道倾角变化 0.2° 时的偏航程序角

可见,在轨道根数发生少量变化时,迭代算法稳定,对入轨精度影响不大。计算表明,迭代制导对轨道根数变化的适应能力也是有限的,对不同类型的轨道适应范围不同,当变化过大时,会导致不能入轨。

5 迭代制导应用中存在的问题

迭代制导通过改变发动机推力矢量方向来修正轨道偏差,达到精确入轨,由此带来的问题就是入轨时刻的俯仰角必须由制导算法决定,而不能预告确定。

通过仿真,控制弹道与标准弹道之间的入轨姿态角偏差,最大情况下俯仰、偏航分别达到 22°和 27°,这对于对入轨姿态有要求的载荷来讲,一般是不满足的。

解决以上问题最为直接、有效的方法是火箭入轨级具备调姿系统,在不影响质心运动状态的情况下将姿态调整至要求值,可以同时确保轨道和姿态满足要求。

在不具备调姿系统的情况下,可以考虑在小推力发动机工作段结束前进行姿态调整的方法,提前估计需要调整的角度并进行补偿,降低调姿造成的

速度偏差。通过初步的仿真表明,该方法能够起到一定的作用,但由于难以准确估计调整角度,效果并不十分理想,所以如果要采用类似方法,还需开展更进一步的研究。

6 结束语

本文主要针对迭代制导可靠性设计和应用中的问题进行研究,并开展了仿真验证,结果表明,迭代制导是一种性能优良的制导方法,能够较好的满足载人航天火箭系统的需要,具有很好的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] 徐延万主编.弹道与航天丛书.控制系统.北京:宇航出版社,1989
- [2] 韩祝斋.用于大型运载火箭的迭代制导方法.宇航学报,1983
- [3] 陈新民、余梦伦.迭代制导在运载火箭上的应用研究.宇航学报,2003
- [4] 李华滨、李伶.固体小运载迭代制导方法研究,北京:航天控制,2002
- [5] 程国采.弹道导弹制导方法与最优控制.长沙:国防科技大学出版社,1987

Study of the Iterative Guidance Engineering Application to Manned Launch Vehicle

LU Xinguang, SONG Zhengyu

(Bei jing Aerospace Automatic Control Institute, 100854)

Abstract: This paper introduces the theory of iterative guidance, illustrates the reliability design methods in the engineering application, discusses more in detail about the reliability, adaptability, precision and the problems in practical applications according to the mathematical simulation of the launch vehicle, and concludes that the simulation validates an extremely strong trajectory adaptability and a satisfactory guidance precision of the Iterative Guidance method.

Key words: Launch Vehicle; Iterative Guidance; Reliability Design; Mathematical Simulation