



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103662090 B

(45) 授权公告日 2015. 04. 22

(21) 申请号 201310684443. 2

(22) 申请日 2013. 12. 13

(73) 专利权人 北京控制工程研究所

地址 100080 北京市海淀区北京 2729 信箱

(72) 发明人 张洪华 黄翔宇 关轶峰 李骥

梁俊 程铭 赵宇 于萍 何健

王大轶 张晓文

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 安丽

(51) Int. Cl.

G05D 1/00(2006. 01)

B64G 1/24(2006. 01)

B64G 1/28(2006. 01)

B64G 1/36(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 101723096 A, 2010. 06. 09,

US 2010/0228409 A1, 2010. 09. 09,

CN 103303495 A, 2013. 09. 18,

林胜勇. 变推力月球软着陆制导优化研究.《航天控制》. 2008, 第 26 卷 (第 5 期), 22-25.

审查员 吴洁

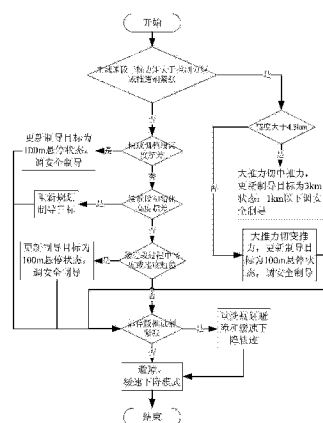
权利要求书1页 说明书6页 附图1页

(54) 发明名称

一种智能动力下降轨迹在线规划方法

(57) 摘要

一种智能动力下降轨迹在线规划方法, 步骤如下: 首先, 判断主减速段是否出现推进剂紧张或由主发动机产生的干扰力矩大于控制力矩导致的姿态连续超差, 若出现, 则采取推力切换、重新安排制导律及模式切换顺序的轨迹在线规划策略, 直接进入悬停段, 否则不进行轨迹规划; 其次, 判断快速调整段是否高度超差, 若是, 则调用安全模式制导律, 目标状态改为悬停目标, 否则不进行轨迹规划; 然后, 判断接近段是否出现高度或速度超差, 若出现, 则重新规划接近段制导目标、调用安全模式制导律, 直接进入悬停段, 否则不进行轨迹规划; 最后, 判断悬停段是否出现推进剂紧张的情况, 若出现, 则重新规划避障和缓速下降轨迹缩短下降时间, 否则不进行轨迹规划。



1. 一种智能动力下降轨迹在线规划方法,其特征在于实现步骤如下:

(1) 对于主减速段,判断是否出现推进剂紧张或由主发动机产生的干扰力矩大于控制力矩导致的主减速段姿态连续超差,如果出现,置标志 BKFlag = 1, 需要进行在线智能轨迹规划;如果不出现,置 BKFlag = 0, 不进行在线轨迹规划,按原有正常模式执行,控后进入快速调整段;

(2) 若 BKFlag = 1, ①如果高度在 4.5km 以上,则主发动机从大推力切换到中推力,3km 的目标状态改为 1km 的目标状态,主减速制导律结构不变,即只需更换制导目标;1km 以下调用安全模式制导律;②如果高度小于等于 4.5km,则主发动机从大推力切换到变推力;采用设计的安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态;对于这两种情况,控后都直接进入悬停段;

(3) 若 BKFlag = 0, 正常进入快速调整段,对于快速调整段,如果出现高度超差,则置 PFlag = 1,调用安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态,控后直接进入悬停段;如果未出现高度超差,则置标志 PFlag = 0,控后进入接近段;

(4) 若 BKFlag = 0 且 PFlag = 0,即正常进入接近段。在刚进入接近段时,如果高度超差,则重新规划接近段制导目标;如果接近段的过程中出现高度或速度超差的情况,则调用安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态,控后都进入悬停段;

(5) 对于悬停段,通过判断在轨推进剂估算与后续标称任务的标称推进剂之差来确定推进剂是否紧张;如果出现推进剂紧张的情况,采取重新在轨规划避障和缓速下降轨迹来实现缩短下降时间的策略;否则,采取正常下降模式,依次进入避障段、缓速下降段,直至着陆天体表面;

所述安全模式制导律的具体实现为:

a. 高度方向控制采用一次线性加速度近似制导律,高度方向指令加速度表达为

$$a_{cmd_r} = a_{rf} - \frac{6(v_{rf} + v_r)}{t_{go}} + \frac{12(r_f - r)}{t_{go}^2} + g_m \quad (1)$$

式中, a_{rf} 为垂向目标加速度, v_{rf} 为垂向目标速度, v_r 为着陆器当前垂向速度, r_f 为制导高度目标, r 为着陆器当前高度, g_m 为着陆天体表面引力, t_{go} 为着陆剩余时间;

根据位置矢量 $\vec{r}_f$ 确定高度方向的指令加速度矢量

$$\vec{a}_{cmd_r} = a_{cmd_r} \frac{\vec{r}_f}{\|\vec{r}_f\|} \quad (2)$$

式中, $\vec{r}_f$ 为着陆器位置;

b. 水平方向只控制速度及加速度,

$$\vec{a}_{cmd_h} = c_{Ph} (-\vec{v}_{ml_h}) + c_{Dh} (-\vec{a}_{l_h}) \quad (3)$$

式中, $\vec{v}_{ml_h}$ 和 $\vec{a}_{l_h}$ 分别为着陆器相对月面的水平速度和水平加速度, c_{Ph} 、 c_{Dh} 分别为速度和加速度控制参数;

c. 综合高度方向和水平方向的加速度,确定合加速度制导指令为

$$\vec{a}_{cmd} = \vec{a}_{cmd_h} + \vec{a}_{cmd_r} \quad (4)。$$

一种智能动力下降轨迹在线规划方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种智能动力下降轨迹在线规划方法,主要应用于深空着陆探测器,属于航天器制导、导航与控制技术领域。

背景技术

[0002] 深空天体软着陆动力下降过程一般可分为六个任务段:1)主减速段:距天体表面高度从约 15km 到约 3km,该段主要任务是软着陆制动,减小着陆器的速度至预设值,高度下降至约 3km。2)快速调整段:距天体表面高度从约 3km 到约 2.4km,该段主要任务是快速衔接主减速和接近段。3)接近段:距天体表面高度从约 2.4km 到约 100m,该段主要任务是粗避障。4)悬停段:距天体表面高度约 100m,该段主要任务是对着陆区域的精障碍检测。保持着陆器处于悬停状态,利用三维成像敏感器对着陆区进行观测,选择出安全着陆点。5)避障段:距天体表面高度从约 100m 到约 30m,该段主要任务是精避障和下降。6)缓速下降段:距天体表面高度从约 30m 到 0m,该段主要任务是保证着陆器平稳缓速下降到天体表面。

[0003] 天体软着陆动力下降轨迹的设计是着陆探测器 GNC(制导、导航与控制)方案设计的重要方面。Luna 和 Surveyor 系列月球着陆器分别采用了标称轨迹和重力转弯制导,标称轨迹由地面设计确定,重力转弯可现实的标称轨迹也有地面设计确定;Apollo 探测器在主减速段和接近段都采用了四次多项式制导,通过在地面优化设计参数实现地面预设的标称轨迹;美国的重返月球计划提出在主减速段采用 PEG 制导、接近段采用多项式制导;这些着陆器的 GNC 方案设计中都没有涉及动力下降轨迹的智能在线规划问题。

[0004] 对于软着陆深空天体,最终的制动减速过程都需要主发动机产生推力实现。主发动机工作需要消耗大量推进剂,着陆器质量变化大以及推进系统的不平衡排放可能引起着陆器质心偏移较大,进而在主发动机推力的作用下会出现干扰力矩大于控制力矩的严重故障问题,导致动力下降过程姿态连续超差,无法安全软着陆。

[0005] 另外,如果主发动机在轨出现实际推力远低于标称值,就会致使主减速段时间变长、推进剂消耗较多,引起后续任务的推进剂不足;接近段也可能出现同样的问题,接近段还存在由于地形等因素造成的时间过长,导致后续推进剂紧张。对于推进剂在轨出现紧张,必须采取一定措施,否则也无法安全软着陆。还有,接近段出现高度和速度超差问题,也容易引发故障,导致无法安全软着陆。

发明内容

[0006] 本发明技术解决问题:本发明针对着陆器在轨出现质心偏移过大、接近段出现高度和速度超差和推进剂紧张等情况引起的安全软着陆难题,提出了一种智能动力下降轨迹在线规划方法,满足了着陆器故障情况下的安全软着陆要求。

[0007] 本发明技术方案:一种智能动力下降轨迹在线规划方法,主要为:1)针对着陆器质心偏移较大引起的干扰力矩过大问题,在轨切换推力大小,根据不同状态条件,自适应的规划后续动力下降轨迹以及策略;2)在轨自主判断推进剂状态,根据出现推进剂紧张

时对应的着陆器状态条件,智能采用不同的下降策略及轨迹;3)根据接近段高度和速度超差的情况,在线规划后续下降轨迹。

[0008] 具体实现如下:

[0009] 针对深空天体软着陆动力下降过程主减速段、快速调整段、接近段和悬停段等四个任务段,根据不同任务段出现的问题,给出了智能轨迹在线规划策略。

[0010] (1)对于主减速段,判断是否出现推进剂紧张或由主发动机产生的干扰力矩大于控制力矩导致的主减速段姿态连续超差,如果出现,置标志 BKFlag=1(需要进行在线智能轨迹规划);如果不出现,置 BKFlag=0(不进行在线轨迹规划,按原有正常模式执行),控后进入快速调整段。

[0011] (2)若 BKFlag=1,①如果高度在 4.5km 以上,则主发动机从大推力切换到中推力,3km 的目标状态改为 1km 的目标状态,主减速制导律结构不变,即只需更换制导目标;1km 以下调用安全模式制导律。②如果高度小于等于 4.5km,则主发动机从大推力切换到变推力;采用设计的安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态。对于这两种情况,控后都直接进入悬停段。

[0012] (3)若 BKFlag=0(正常进入快速调整段),对于快速调整段,如果出现高度超差,则置 PFlag=1,调用安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态(高度为 100m、目标速度为 0m/s),控后直接进入悬停段。如果未出现高度超差,则置标志 PFlag=0,控后进入接近段。

[0013] (4)若 BKFlag=0 且 PFlag=0,即正常进入接近段。在刚进入接近段时,如果高度超差,则重新规划接近段制导目标;如果接近段的过程中出现高度或速度超差的情况,则调用安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态(高度为 100m、目标速度为 0m/s)。控后都进入悬停段。

[0014] (5)对于悬停段,通过判断在轨推进剂估算与后续标称任务的标称推进剂之差来确定推进剂是否紧张。如果出现推进剂紧张的情况,采取重新在轨规划避障和缓速下降轨迹来实现缩短下降时间的策略;否则,采取正常下降模式,依次进入避障段、缓速下降段,直至着陆天体表面。

[0015] 本发明与现有技术相比的优点在于:

[0016] (1)本发明提出的一种智能动力下降轨迹在线规划:在轨切换推力大小,根据不同状态条件,自适应的规划后续动力下降轨迹以及策略,解决了由着陆器质心偏移较大引起的干扰力矩大于控制力矩的严重故障问题;在轨自主判断推进剂状态,根据出现推进剂紧张时对应的着陆器状态条件,智能采用不同的下降策略及轨迹,解决了推进剂紧张问题;根据接近段高度和速度超差的情况,在线规划后续下降轨迹,解决了接近段高度和速度超差引起故障的问题;满足了着陆器故障情况下的安全软着陆要求。

[0017] (2)本发明属于深空探测器的导航、制导与控制技术领域,非常适合深空天体探测器的高安全着陆制导的需要,可以应用于着陆或附着深空天体探测器的导航、制导与控制,也可以应用到返回地球任务的导航与制导,具有广泛的应用价值和市场前景。

附图说明

[0018] 图 1 为本发明的一种智能动力下降轨迹在线规划方法流程图。

具体实施方式

[0019] 如图 1 所示,本发明具体实现如下:

[0020] (一)对于主减速段,判断是否出现推进剂紧张或由主发动机产生的干扰力矩大于控制力矩导致的主减速段姿态连续超差,如果出现,置标志 BKFlag=1(需要进行在线智能轨迹规划);如果不出现,置 BKFlag=0(不进行在线轨迹规划,按原有正常模式执行),控后进入快速调整段。

[0021] (二)若 BKFlag=1,①如果高度在 4.5km 以上,则主发动机从大推力切换到中推力,3km 的目标状态改为 1km 的目标状态,主减速制导律结构不变,即只需更换制导目标;1km 以下调用安全模式制导律。

[0022] (1) 4.5km 以上的切换策略。

[0023] 基于降低推进剂消耗的考虑,对于 4.5km 以上大推力(如 7500N)切换中推力(如 5000N),3km 的目标状态改为 1km 的目标状态(高度为 1km、目标速度垂向航向与法向分别为 -30m/s、0m/s 和 0m/s),主减速制导律结构不变,即只需更换制导目标。主减速制导律可以采用 PEG 制导律(见文章 Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control. The Journal of the Astronautical Science, Vol. XXVII, No. 1, pp1-38, January-March, 1979),也可以采用常推力次优制导(参见文章 3-dimensional near-minimum fuel guidance law of a lunar landing module. AIAA-99-3983)。

[0024] 1km 以下调用安全模式制导律,目标状态改为 100m 的悬停目标状态(高度为 100m、目标速度为 0m/s),转出条件改为主减速段直接切换到悬停段(如:若(三个方向速度均小于 <1m/s 且高度 ≤ 101m)或(主减速制导时间 <0.128 秒)),则:切换到悬停模式),悬停段后续模式顺序正常执行。

[0025] 安全模式制导律的具体实现为:

[0026] 1) 高度方向控制可采用一次线性加速度近似制导律,高度方向指令加速度可表达为

$$[0027] \quad a_{cmd_r} = a_{rf} - \frac{6(v_{rf} + v_r)}{t_{go}} + \frac{12(r_f - r)}{t_{go}^2} + g_m \quad (1)$$

[0028] 式中, a_{rf} 为垂向目标加速度, v_{rf} 为垂向目标速度, v_r 为着陆器当前垂向速度, r_f 为制导高度目标, r 为着陆器当前高度, g_m 为着陆天体表面引力, t_{go} 为着陆剩余时间。

[0029] 根据位置矢量 $\bar{r}_l$ 确定高度方向的指令加速度矢量

$$[0030] \quad \bar{a}_{cmd_r} = a_{cmd_r} \frac{\bar{r}_l}{\|\bar{r}_l\|} \quad (2)$$

[0031] 式中, $\bar{r}_l$ 为着陆器位置。

[0032] 2) 水平方向只控制速度及加速度,而不控制位置,也是尽可能快地消除水平速度,减小不安全着陆因素。

$$[0033] \quad \bar{a}_{cmd_h} = c_{Ph}(-\bar{v}_{ml_h}) + c_{Dh}(-\bar{a}_{l_h}) \quad (3)$$

[0034] 式中, $\bar{v}_{ml_h}$ 和 $\bar{a}_{l_h}$ 分别为着陆器相对月面的水平速度和水平加速度, c_{Ph} 、 c_{Dh} 分别为

速度和加速度控制参数。

[0035] 3) 综合高度方向和水平方向的加速度, 确定合加速度制导指令为

$$[0036] \quad \bar{a}_{cmd} = \bar{a}_{cmd_h} + \bar{a}_{cmd_r} \quad (4)$$

[0037] 为了避免由最大推力约束导致的着陆器硬着陆, 制导律选择了优先保证垂向高度安全的策略。如果根据制导律直接确定的指令推力大于主发动机最大推力约束(如 5000N), 则优先保证高度方向的控制需求, 通过调节指令加速度与垂向夹角来实现。

[0038] (2) 如果高度小于等于 4.5km, 则主发动机从大推力(如 7500N)切换到变推力(如 5000-1500N); 采用设计的安全模式制导律(如上(1)所示), 目标状态改为 100m 的悬停目标状态(高度为 1km、目标速度为 0m/s)。

[0039] (3) 对于这两种情况, 控后都直接进入悬停段。

[0040] (三) 若 BKFlag=0 (正常进入快速调整段), 对于快速调整段, 如果出现高度超差, 则置 PFlag=1, 调用安全模式制导律(如上述), 目标状态改为 100m 的悬停目标状态(高度为 100m、目标速度为 0m/s), 控后直接进入悬停段。如果未出现高度超差, 则置标志 PFlag=0, 控后进入接近段。

[0041] (四) 若 BKFlag=0 且 PFlag=0, 即正常进入接近段。在刚进入接近段时, 如果高度超差, 则重新规划接近段制导目标; 如果接近段的过程中出现高度或速度超差的情况, 则调用安全模式制导律(如上述), 目标状态改为 100m 的悬停目标状态(高度为 100m、目标速度为 0m/s)。控后都进入悬停段。

[0042] 在刚进入接近段时, 如果高度超差, 则重新规划接近段制导目标

[0043] (1) 根据星上存储的或地面注入的推力方向角 α_A (如 9°) 和航向角 β_A (如 45°), 计算制导需要轨迹的参数。

[0044] 取参数 $\alpha = \alpha_A$ 、 $\beta = \beta_A$, 则有

[0045] 推力加速度大小: $a_F = g_m / (\cos \alpha - \tan \beta \cdot \sin \alpha)$

[0046] 规划的垂向加速度: $a_{xt} = a_F \cdot \cos \alpha - g_m$

[0047] 规划的垂向速度: $v_x = -\sqrt{2 \cdot a_{xt} \cdot h}$

[0048] 规划的时间: $T = |v_x / a_{xt}|$

[0049] 规划的航向加速度: $a_{zt} = -a_{xt}$

[0050] 规划的航向速度: $v_z = -v_x$

[0051] 规划的航程: $s_z = v_z^2 / |a_{zt}| / 2$

[0052] 规划时间的负值: $T_{IF} = -T$

[0053] 式中, g_m 为着陆天体表面引力, h 为着陆器当前高度。

[0054] (2) 根据上面的计算, 可以确定已知的终端和初始状态, 利用四次多项式制导的状态转移矩阵, 确定终端状态(J_{FGZ} 、 S_{FGZ} 分别为航向加加速度、航向加加加速度), 具体表达式为

$$[0055] \quad \begin{bmatrix} J_{FGZ} \\ S_{FGZ} \end{bmatrix} = A_1 \left(\begin{bmatrix} R_{IGZ} \\ V_{IGZ} \end{bmatrix} - B_1 \begin{bmatrix} R_{FGZ} \\ V_{FGZ} \\ A_{FGZ} \end{bmatrix} \right)$$

[0056] 式中, 制导系终端航向位置 $R_{FGZ}=0$, 制导系终端航向速度 $V_{FGZ}=0$, 制导系终端航

向加速度 $A_{FGZ}=a_{zt}$, 制导系初始航向位置 $R_{IGZ}=-s_z$, 制导系初始航向速度 $V_{IGZ}=v_z$, 中间矩阵

$$A_I = \begin{bmatrix} -24/T_{IF}^3 & -6/T_{IF}^2 \\ -72/T_{IF}^4 & -24/T_{IF}^3 \end{bmatrix}, \text{中间矩阵 } B_I = \begin{bmatrix} 1 & -T_{IF} & T_{IF}^2/2 \\ 0 & 1 & -T_{IF} \end{bmatrix}, \text{其它参数物理意义见上面的}$$

(1)。

[0057] (五) 对于悬停段, 通过判断在轨推进剂估算与后续标称任务的标称推进剂之差来确定推进剂是否紧张。如果出现推进剂紧张的情况, 采取重新在轨规划避障和缓速下降轨迹来实现缩短下降时间的策略; 否则, 采取正常下降模式, 依次进入避障段、缓速下降段, 直至着陆天体表面。

[0058] 规划避障下降轨迹的具体实现为:

[0059] 根据探测器主发动机最小推力 (F_{min}) 计算着陆器能实现的最大下降加速度 a_{dmax}

$$[0060] \quad a_{dmax} = (mass \times g_m - F_{min}) / mass \quad (5)$$

[0061] 式中, $mass$ 为着陆器质量, g_m 为着陆天体引力。

[0062] 根据下降时间 (t_{max}) 和高度 (h) 约束确定上下两段加速度 (a_1, a_2) 与最大下降速度 v_m 之间的关系

$$[0063] \quad \begin{aligned} & \frac{v_m - v_0}{a_1} + \frac{v_t - v_m}{a_2} = t_{max} \\ & \frac{v_m^2 - v_0^2}{2a_1} + \frac{v_t^2 - v_m^2}{2a_2} = h \end{aligned} \quad (6)$$

[0064] 式中, v_0 为探测器当前的垂向速度, v_t 为缓速下降制导目标速度。

[0065] 如果上下两段的加速度大小相等 (即 $a_2 = -a_1$), 则可得到如下关系

$$[0066] \quad 2t_{max}v_m^2 - 4hv_m + 2h(v_t + v_0) - (v_t^2 + v_0^2)t_{max} = 0 \quad (7)$$

[0067] 由此可解得最大下降速度 v_m , 于是加速度大小可得到

$$[0068] \quad a = \frac{v_t + v_0 - 2v_m}{t_{max}} \quad (8)$$

[0069] 如果 $a > a_{dmax}$, 则取 $a_1 = -a_{dmax}$, 由式 (6) 可解算出 a_2

$$[0070] \quad a_2 = \frac{2a_1v_t(a_1t_{max} + v_0) - a_1v_t^2 - a_1v_0^2 - 2a_1^2h}{(a_1t + v_0)^2 - v_0^2 - 2a_1h} \quad (9)$$

[0071] 否则, 取 $a_1 = -a$, $a_2 = a$ 。

[0072] 根据上下两段的加速度取值, 确定最大下降速度

$$[0073] \quad v_m = \frac{a_1a_2t_{max} + a_2v_0 - a_1v_t}{a_2 - a_1} \quad (10)$$

[0074] 进而确定上下两段的切换时间

$$[0075] \quad t_\lambda = \frac{v_m - v_0}{a_1} \quad (11)$$

[0076] 于是, 根据初始高度、垂向速度, 利用确定的加速度和切换时间规划出当前时刻的制导目标速度和高度。

[0077] 缓速下降轨迹的具体实现为: 在限定的着陆速度范围内, 增大原来的缓速下降制

导目标速度为(例如原来 $v_t = -1.5\text{m/s}$, 置为 $v_t = -3\text{m/s}$)。

[0078] 本发明说明书中未作详细描述的内容属本领域技术人员的公知技术。

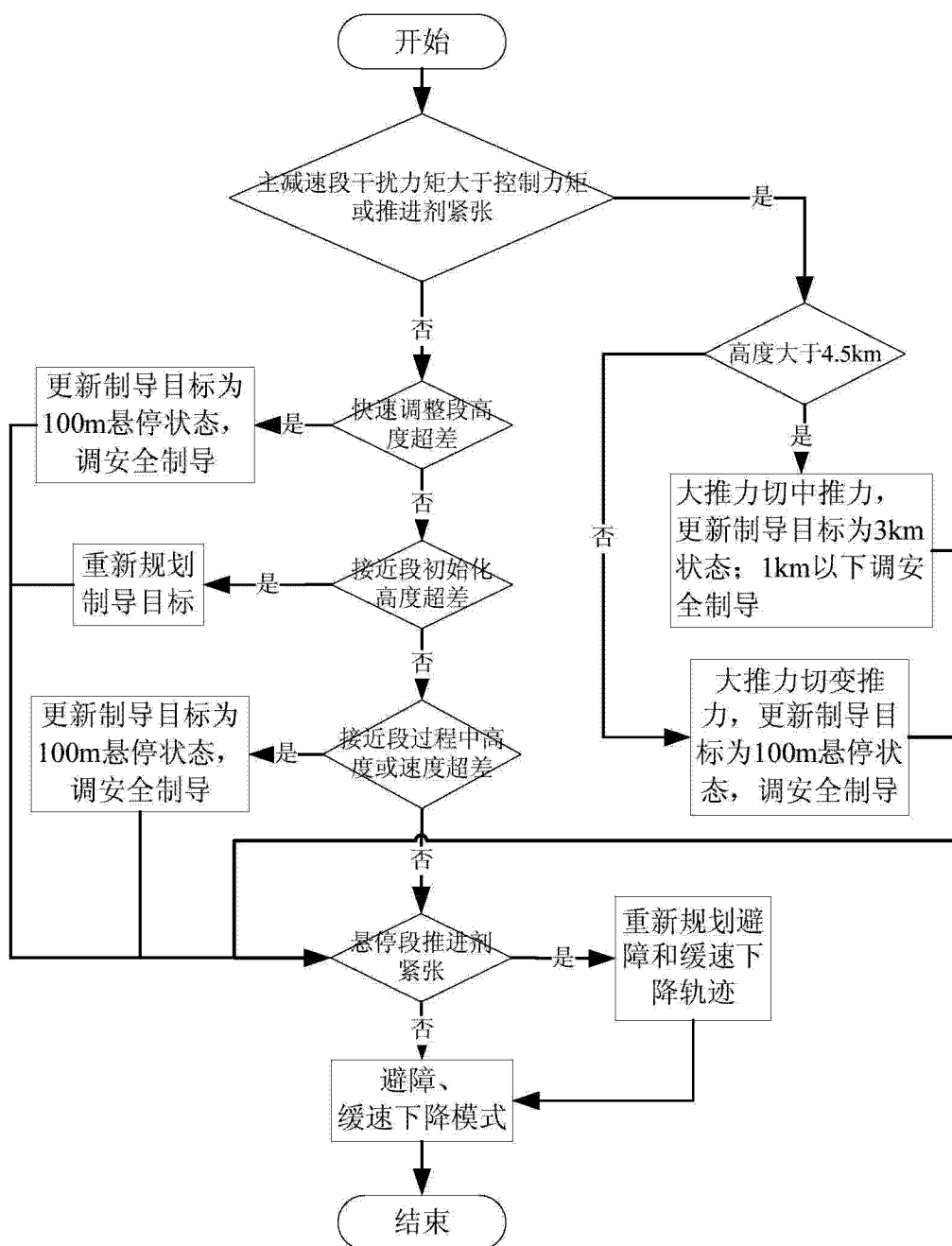


图 1