



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102139767 B

(45) 授权公告日 2013.04.10

(21) 申请号 201010522827.0

审查员 王俊理

(22) 申请日 2010.10.28

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市北四环西路 15 号

(72) 发明人 张珩 李文皓 肖歆昕

(51) Int. Cl.

B64G 1/24 (2006.01)

(56) 对比文件

US 2006/0226295 A1, 2006.10.12, 全文 .

US 6076771 A, 2000.06.20, 全文 .

US 3534686 A, 1970.10.20, 全文 .

US 3260204 A, 1966.07.12, 全文 .

易超等. 基于自适应神经网络的无人直升
机横向航向控制. 《第二十七届中国控制会议论文
集》. 2008, 第 374-377 页 .

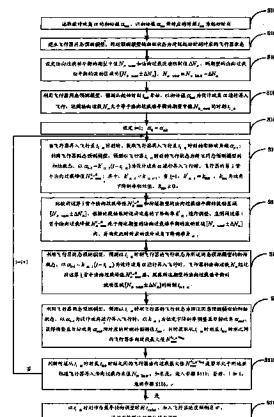
权利要求书 2 页 说明书 12 页 附图 4 页

(54) 发明名称

一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调
整方法

(57) 摘要

本发明公开了一种亚轨道飞行器再入飞行过
程中的横向调整方法, 将亚轨道再入飞行分为若
干时间段, 通过建立并利用亚轨道再入飞行的同
态预测模型, 获取各时间段的时刻值; 通过利用
同态预测模型的迭代, 获取各时间段内使飞行器
再入法向过载维持在法向过载约束限制值附近波
动的攻角设计值; 使得亚轨道飞行器再入飞行的
法向过载在由各时间段组成的动平衡段中维持于
法向过载约束限制值附近上下波动, 使得在该段
时间内, 亚轨道飞行器在满足法向过载约束下速
度衰减最大, 从而获取最早横向调整时刻。在最早
横向调整时刻过后加入速度倾侧角, 达到提高亚
轨道再入飞行的横向调整能力的目的。



1. 一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法,其特征在于,包括:

建立飞行器同态预测模型,所述预测模型的初始状态为起始时刻 t_{init} 对应的飞行器状态;

利用所述飞行器同态预测模型,预测从起始时刻 t_{init} 开始、以预置的初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行,达到法向过载 N_n 大于等于预置的法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 t_{1_a} ;其中,所述法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 等于亚轨道飞行器的法向过载约束值 N_{n_limit} 与预置的法向过载波动限制值 ΔN_n 的差值;所述法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 为飞行器机载人员和设备承受的法向过载约束值;所述法向过载波动限制值 ΔN_n 为所述法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的 2% 至 5%;

从 $i = 1$, $\alpha_0 = \alpha_{init}$ 起执行以下步骤:

步骤 1:当飞行器再入飞行至 t_{i_a} 时刻时,获取飞行器再入飞行至 t_{i_a} 时刻的实际攻角值 α_{i-1} ,利用飞行器同态预测模型,预测以飞行器 t_{i_a} 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{i-1}-k'_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$;其中, $k'_{\alpha_i} < k_{\alpha_i-1}$, 当 $i = 1$, $k'_{\alpha_1} = k_{init}$, k_{init} 为攻角下降斜率初始值, $k_{init} \geq 0$;

步骤 2:比较所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 和期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$,根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 进行调整,直到所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内,并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{α_i} ;

步骤 3:利用飞行器同态预测模型,预测以 t_{i_a} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{i-1}-k_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{i+1_a} ;

步骤 4:利用飞行器同态预测模型,预测以 t_{i_a} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 α_{i-1} 为设计攻角进行再入飞行时,以 k_{α_i} 为恒定下降斜率调整至目标攻角 α_{end} ,获得调整至目标攻角 α_{end} 所对应的时刻的预测值 t_{tag} ,同时获取从 t_{i_a} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i_a}-t_{tag}}$;

步骤 5:判断所述从 t_{i_a} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i_a}-t_{tag}}$ 是否不大于所述亚轨道飞行器再入法向过载约束值 N_{n_limit} ,如果是,进入步骤 6;否则, i 加 1,返回步骤 1;

步骤 6:以 t_{i_a} 时刻作为最早横向调整时刻 $t_{earliest}$,加入飞行器速度倾侧角 σ ,进行亚轨道飞行器的横向调整。

2. 根据权利要求 1 所述的方法,其特征在于,所述方法还包括:当 i 大于等于 2 时,对 t_{i+1_a} 的更新,具体为:

在 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内,不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态,预测从当前时刻开始、以 $\alpha_{i-1}-k_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动

平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t'_{i+1_a} , 以 t'_{i+1_a} 作为更新后的 t_{i+1_a} 。

3. 根据权利要求 1 所述的方法, 其特征在于, 当且仅当 $i = 1$ 时, 设定调整时间提前量为 Δt_a , 在 $[t_{init}, (t_{1_a} - \Delta t_a)]$ 时间段内, 飞行器再入飞行的设计攻角 α 等于初始值 α_{init} ;

当飞行器再入飞行至 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 时刻时, 利用飞行器同态预测模型, 预测以飞行器 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_0 - k'_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时, 飞行器的第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$;

比较所述第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 和所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$, 根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k_{-a} 进行调整, 直到所述第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内, 并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{-a_1} ;

利用飞行器同态预测模型, 预测以 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{init} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时, 飞行器的法向过载 N_n 经过所述第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{2_a} ;

设定 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 时间段内, 设计攻角 α 为 $\alpha_{init} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 。

4. 根据权利要求 3 所述的方法, 其特征在于, 所述方法还包括: 当 $i = 1$ 时, 对 t_{1_a} 的更新, 具体为:

在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 内, 不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态, 预测从当前时刻开始、以初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行, 达到法向过载 N_n 大于等于法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 t'_{1_a} , 以 t'_{1_a} 作为更新后的 t_{1_a} 。

5. 根据权利要求 1 至 4 任一项所述的方法, 其特征在于, 步骤 2 中所述根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 进行调整, 具体为:

若 $N_{n_max}^{i-\alpha} > N_{n_want} + \Delta N_n$, 增大设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} ;

若 $N_{n_max}^{i-\alpha} < N_{n_want} - \Delta N_n$, 减小设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 。

6. 根据权利要求 5 所述的方法, 其特征在于, 增大或减小设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 具体为:

对所述设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 增加或减少一个预设的调整量 Δk_{-a} 。

一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法

技术领域

[0001] 本发明涉及制导控制技术领域,特别是涉及一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法。

背景技术

[0002] 亚轨道飞行器作为航空与航天有机结合的产物,具备既能够提供地区覆盖、又有利于应急投送和快速反应的应用优势,其活动区域——近空间处于既可威胁航天器,又可制约航空活动的敏感区域,已成为航空航天研究领域的热点和战略高技术的增长点。

[0003] 飞行器再入飞行是指航天器或航空器从地球大气层外或边缘重新进入地球大气层内部直至着陆的飞行过程。

[0004] 亚轨道飞行器的再入飞行过程与航天飞机的再入飞行既有相似之处又有不同特性,相似处在于:都进行跨大气层的再入飞行,再入的飞行动力学描述也基本一致;不同之处在于:其再入大气过程的特性不同。

[0005] 亚轨道飞行器的飞行动动能(速度 $3 \sim 10\text{Ma}$)远小于航天飞机再入初期的动能(速度 25Ma),使得亚轨道飞行器不能像航天飞机那样在较高的大气边缘获得足够的升力实现平衡滑翔,导致其再入飞行高度迅速下降。随着高度下降,大气密度急剧上升,造成亚轨道飞行器的过载、热流、动压峰值同时出现(与航天飞机先热流、再过载、最后动压的三段式峰值特性完全不同)。其中,过载特别是法向过载增加的尤为明显。

[0006] 在飞行器的再入飞行过程中,往往需要飞行器偏离其再入的竖直平面,此时就需要对飞行器的飞行轨迹进行横向调整。飞行器的横向调整能力决定着飞行器再入过程中对地表可覆盖的区域大小。当飞行器的横向调整能力较小时,会引发可执行任务(如探测、侦察)范围受限、无法达到着陆场等一系列问题。

[0007] 现有技术中,对于以航天飞机为代表的飞行器而言,一般采用调整速度倾侧角的方式实现对飞行器的横向调整。具体为:将升力方向偏离竖直方向,使得水平方向产生力。

[0008] 发明人在研究过程中发现,现有对飞行器的横向调整的方法,当改变升力方向后,竖直方向的升力分量减少,将使得飞行器更快的下落,导致法向过载增加。但是,由于亚轨道飞行器具有法向过载较大的特性,因此,现有的横向调整方法对于亚轨道飞行器并不适用。

[0009] 因此,如何能够提高亚轨道飞行器的横向调整能力,解决亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整问题,是本领域技术人员急需解决的技术问题。

发明内容

[0010] 有鉴于此,本发明的目的在于提供一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法,能够提高亚轨道飞行器的横向调整能力。

[0011] 本发明实施例提供一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法,包括:

[0012] 建立飞行器同态预测模型,所述预测模型的初始状态为起始时刻 t_{init} 对应的飞行

器状态；

[0013] 利用所述飞行器同态预测模型，预测从起始时刻 t_{init} 开始、以预置的初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行，达到法向过载 N_n 大于等于预置的法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 t_{1_a} ；其中，所述法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 等于亚轨道飞行器的法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 与预置的法向过载波动限制值 ΔN_n 的差值；

[0014] 从 $i = 1, \alpha_0 = \alpha_{init}$ 起执行以下步骤：

[0015] 步骤1：当飞行器再入飞行至 t_{i_a} 时刻时，获取飞行器再入飞行至 t_{i_a} 时刻的实际攻角值 α_{i-1} ，利用飞行器同态预测模型，预测以飞行器 t_{i_a} 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{i-1}-k'_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时，飞行器的第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ ；其中， $k'_{\alpha_i} < k_{\alpha_i-1}$ ，当 $i = 1, k'_{\alpha_1} = k_{init}$ ， k_{init} 为攻角下降斜率初始值， $k_{init} \geq 0$ ；

[0016] 步骤2：比较所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 和期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ ，根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 进行调整，直到所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内，并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{α_i} ；

[0017] 步骤3：利用飞行器同态预测模型，预测以 t_{i_a} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{i-1}-k_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时，飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{i+1_a} ；

[0018] 步骤4：利用飞行器同态预测模型，预测以 t_{i_a} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 α_{i-1} 为设计攻角进行再入飞行时，以 k_{α_i} 为恒定下降斜率调整至目标攻角 α_{end} ，获得调整至目标攻角 α_{end} 所对应的时刻的预测值 t_{tag} ，同时获取从 t_{i_a} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i_a}-t_{tag}}$ ；

[0019] 步骤5：判断所述从 t_{i_a} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i_a}-t_{tag}}$ 是否不大于所述亚轨道飞行器再入法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ ，如果是，进入步骤6；否则， i 加1，返回步骤1；

[0020] 步骤6：以 t_{i_a} 时刻作为最早横向调整时刻 $t_{earliest}$ ，加入飞行器速度倾侧角 σ ，进行亚轨道飞行器的横向调整。

[0021] 优选的，所述方法还包括：当 i 大于等于 2 时，对 t_{i+1_a} 的更新，具体为：

[0022] 在 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内，不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态，预测从当前时刻开始、以 $\alpha_{i-1}-k_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时，飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t'_{i+1_a} ，以 t'_{i+1_a} 作为更新后的 t_{i+1_a} 。

[0023] 优选的，当且仅当 $i = 1$ 时，设定调整时间提前量为 Δt_a ，在 $[t_{init}, (t_{1_a}-\Delta t_a)]$ 时间段内，飞行器再入飞行的设计攻角 α 等于初始值 α_{init} ；

[0024] 当飞行器再入飞行至 $t_{1_a}-\Delta t_a$ 时刻时，利用飞行器同态预测模型，预测以飞行器 $t_{1_a}-\Delta t_a$ 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_0-k'_{\alpha_1}(t-t_{1_a}+\Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时，飞行器的第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ ；

[0025] 比较所述第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 和所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ ，根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k_{α} 进行调整，直到所述第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内，并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{α_1} ；

[0026] 利用飞行器同态预测模型，预测以 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时，飞行器的法向过载 N_n 经过所述第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{2_a} ；

[0027] 设定 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 时间段内，设计攻角 α 为 $\alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 。

[0028] 优选的，所述方法还包括：当 $i = 1$ 时，对 t_{1_a} 的更新，具体为：

[0029] 在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 内，不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态，预测从当前时刻开始、以初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行，达到法向过载 N_n 大于等于法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 t'_{1_a} ，以 t'_{1_a} 作为更新后的 t_{1_a} 。

[0030] 优选地，步骤 2 中所述根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 进行调整，具体为：

[0031] 若 $N_{n_max}^{i-\alpha} > N_{n_want} + \Delta N_n$ ，增大设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} ；

[0032] 若 $N_{n_max}^{i-\alpha} < N_{n_want} - \Delta N_n$ ，减小设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 。

[0033] 优选的，所述增大或减小设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 具体为：

[0034] 对所述设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 增加或减少一个预设的调整量 Δk_{α} 。

[0035] 根据本发明提供的具体实施例，本发明公开了以下技术效果：

[0036] 本发明实施例所述方法，分时间段对设计攻角 α 的取值进行设定。对于每一时间段，利用飞行器同态预测模型，找到使得飞行器的法向过载值始终处于法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 附近维持动态平衡的设计攻角值，实现该时间段内的法向过载动态平衡，并在法向过载约束范围内最大的降低速度，从而获取亚轨道飞行器再入飞行的最早调整时刻，在此时刻加入速度倾侧角，达到增强亚轨道飞行器的横向调整能力。

[0037] 与现有技术中采用唯一固定的攻角调整下降斜率相比，本发明所述方法能够使得各时间段内的法向过载在法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 附近的波动区域内小幅度波动，使得在此期间的速度降低在满足法向过载约束的条件下最大，从而能获取亚轨道飞行器再入飞行的最早调整时刻，达到增强亚轨道飞行器的横向调整能力的目的。

附图说明

[0038] 图 1 为本发明实施例一的亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法流程图；

[0039] 图 2 为本发明实施例二的亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法流程图；

[0040] 图 3 为采用本发明方法进行仿真时飞行器再入飞行的高度和速度演化图；

[0041] 图 4 为图 3 所示过载动平衡时间段内飞行器对应的设计攻角、速度倾侧角和法向过载演化图。

具体实施方式

[0042] 为使本发明的上述目的、特征和优点能够更加明显易懂，下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细的说明。

[0043] 有鉴于此，本发明的目的在于提供一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法，能够提高亚轨道飞行器的横向调整能力。

[0044] 采用调整速度倾侧角 σ 的方式对飞行器进行横向调整时，对于相同的速度倾侧角 σ ，其加入时刻越早，则飞行器的横向调整的能力越强（因为飞行器再入过程中，其飞行速度一直在减小）。需要注意的是，加入速度倾侧角 σ ，改变飞行器升力方向后，飞行器竖直方向的升力分量减少，将使得飞行器更快的下落，导致其法向过载增加。由于亚轨道飞行器具有法向过载较大的特性，过早进行横向调整将极有可能导致法向过载超出约束值。因此，本发明实施例所述方法，就是在实现亚轨道飞行器法向过载动平衡的基础上，找到合适的最早横向调整时刻，使得在该最早横向调整时刻，加入飞行器速度倾侧角 σ ，进行亚轨道飞行器的横向调整，能够提高亚轨道飞行器的横向调整能力，且不会导致亚轨道飞行器的法向过载超出约束值。

[0045] 飞行器的再入飞行过程中，其法向过载一般可以表达为：

$$[0046] N_n = \frac{F_n}{G} = \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{G} = \frac{\rho V^2 (C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha)}{2G} \quad (1)$$

[0047] 其中， N_n 为飞行器法向过载值； F_n 为飞行器所受的气动力 F 在飞行器机体上的法向分量； L 为气动升力； D 为气动阻力； V 为飞行器飞行速度； ρ 为大气密度； α 为攻角值； G 为飞行器所受重力，等于飞行器质量与当地重力加速度的乘积。

[0048] 由式(1)可见，飞行器法向过载值 N_n 与速度 V 的平方呈正相关，速度 V 减小将有效减小法向过载值 N_n 。因此为得到最早进行横向调整的时刻，需要设计攻角使得飞行器在法向过载约束范围内的最快的速度衰减，从物理规律可知，当飞行器所受到的气动阻力越高，其减速效果越好。显而易见的是，飞行器所受的气动力 F 在飞行器机体上的法向分量 F_n 与气动阻力 D 呈正相关，即法向过载值 N_n 与气动阻力 D 呈正相关。因此，如果亚轨道飞行器再入中维持以法向过载约束限制值进行再入飞行的话，其对应的速度衰减最快，且再入过程的法向过载满足约束条件。所以，为获取最早进行横向调整的时刻，其攻角设计需实现亚轨道飞行器的法向过载在其法向过载约束限制值附近维持动态平衡。

[0049] 在亚轨道飞行器再入飞行过程中，其气动力可近似表达为：

$$[0050] \begin{cases} F = \sqrt{L^2 + D^2} \\ L = \frac{1}{2} \rho v^2 S * cl \\ D = \frac{1}{2} \rho v^2 S * cd \end{cases} \quad (2)$$

[0051] 其中， F 为飞行器所受的气动力； L 为气动升力； D 为气动阻力； S 为飞行器参考面积； V 为飞行器飞行速度； ρ 为大气密度； cl 、 cd 为气动参数，分别为升力系数和阻力系数，均与攻角大小正相关。

[0052] 根据公式(2)可知，由于气动参数 cl 、 cd 与攻角正相关，攻角的减小会引起气动力 F 的减小；飞行器飞行速度 V 的减小也会引起气动力 F 减小。而飞行器再入过程中，随着高

度的迅速下降,大气密度 ρ 呈指类型增加,使得气动力迅速增加。

[0053] 现有攻角设计方法中,将攻角设计为速度的一次函数。当攻角下降斜率较小时,由于气动参数 c_l 和 c_d 与攻角呈正相关,较大的气动参数使得飞行器再入前期受到较大的气动力 F ,飞行速度 V 迅速降低,其法向过载呈现“单峰”特点;当攻角下降斜率较大时,气动参数 c_l 和 c_d 迅速减小,在一定程度上补偿了增大的大气密度 ρ 对气动力 F 的影响,但是,由于再入前期没有得到足够的速度衰减,飞行器进入稠密大气后,其法向过载将再次快速增加,呈现“双峰”特点。

[0054] 本发明实施例所述方法,通过调整攻角,使得由攻角减小引起的气动力 F 减小、飞行速度 V 衰减引起的气动力 F 减小、和大气密度 ρ 增加引起的气动力 F 增加在飞行器机体法向上达到平衡,使得法向过载在某一设定值附近小幅度波动,使得法向过载由单 / 双峰变为平峰,实现法向过载动平衡过程。

[0055] 飞行器再入过程中法向过载的一般可以表达为:

$$[0056] N_n = \frac{F_n}{G} = \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{G} = \frac{\rho V^2 (c_l \cos \alpha + c_d \sin \alpha)}{2G}$$

$$[0057] = \frac{1}{2G} \rho(h) V^2 (c_l(\alpha, h, V) \cos \alpha + c_d(\alpha, h, V) \sin \alpha)$$

[0058]

$$= \frac{1}{2G} \rho(H_0 + \int_0^t H'(V, \gamma) dt) * (V_0 + \int_0^t V'(\gamma, D) dt)^2 (c_l(\alpha, h, V) \cos \alpha + c_d(\alpha, h, V) \sin \alpha)$$

[0059] (3)

$$[0060] \text{其中: } \gamma = \gamma_0 + \int_0^t \gamma'(L, \sigma, v, h) dt$$

$$[0061] V' = V'(\gamma, D)$$

[0062] 其中, N_n 为飞行器法向过载值; F_n 为飞行器所受的气动力 F 在飞行器机体上的法向分量; L 为气动升力; D 为气动阻力; V 为飞行器飞行速度; ρ 为大气密度; α 为攻角值; G 为飞行器所受重力,等于飞行器质量与当地重力加速度的乘积。

[0063] 由式(3)可见,影响某一时刻法向过载值 N_n 的参数(如高度、速度、升力系数、阻力系数等),不仅与该时刻的攻角取值有关,还与初始时刻至该时刻的攻角的变化过程相关。这说明了无法直接利用解析的方式确定攻角。

[0064] 当飞行器的飞行高度在 120km 内,对大气密度 ρ 在高度上求导:

$$[0065] \frac{\partial \rho}{\partial h} = -\frac{1}{H_s} e^{-\frac{h}{H_s}} \quad (4)$$

[0066] 其中, H_s 为一恒定值,为 7320。

[0067] 随着飞行器的飞行速度 V 降低,飞行高度 h 降低的速度趋缓。结合式(4)可知,大气密度 ρ 的增加速度也趋缓。故而,要实现飞行器法向过载动平衡,所需的攻角的下降斜率将越来越小。由此可以看出,进行法向过载动平衡时的攻角调整规律为:初始攻角减小较快,随后逐渐放缓。

[0068] 参照图 1,为本发明实施例一所述的亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方

法。所述方法包括以下步骤：

[0069] 步骤 S101：选取设计攻角 α 的初始值 α_{init} ，以初始值 α_{init} 对应的时刻 t_{init} 为起始时刻。

[0070] 其中，所述初始值 α_{init} 可以根据经验预先设置；也可以由飞行器自分离点自由飞行后获取。

[0071] 一般， α_{init} 的取值可以为 35° 至 45° 。当采用较大的设计攻角初始值 α_{init} 时，可使飞行器在再入初期得到更多的速度衰减。

[0072] 举例说明由飞行器自分离点自由飞行后获取初始值 α_{init} 的过程。假设，飞行器的分离点倾角为 20° ，在经过无动力上升和再入滑翔至分离点高度时，若飞行器姿态仍为分离点状态，则其攻角将达到 40° 左右，此时可以选择初始值 α_{init} 为 40° 。

[0073] 步骤 S102：建立飞行器同态预测模型，所述预测模型的初始状态为所述起始时刻对应的飞行器状态。

[0074] 所述同态预测模型的建立过程主要包括：飞行器再入飞行轨迹动力学及运动学方程；飞行器本体参数，如飞行器质量，参考面积，升、阻力系数与攻角和飞行速度的对应关系表等。

[0075] 考虑到地球为椭球体，采用指数大气率及标准大气下的声速值，在地球旋转坐标系下建立飞行器再入飞行轨迹动力学及运动学方程：

$$[0076] \frac{dr}{dt} = v \sin \gamma \quad (5)$$

$$[0077] \frac{d\lambda}{dt} = \frac{v \cos \gamma \cos \xi}{r \cos \psi} \quad (6)$$

$$[0078] \frac{d\psi}{dt} = \frac{v \cos \gamma \sin \xi}{r} \quad (7)$$

$$[0079] \frac{dv}{dt} = -\frac{1}{m} D - g_r \sin \gamma + \omega^2 r \cos \psi (\sin \gamma \cos \psi \quad (8)$$

$$- \cos \gamma \sin \xi \sin \psi)$$

$$[0081] v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{m} L \cos \sigma - g_r \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma + 2\omega v \cos \xi \cos \psi \quad (9)$$

$$[0082] + \omega^2 r \cos \psi (\cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \xi \sin \psi)$$

$$[0083] v \frac{d\xi}{dt} = -\frac{1}{m} \cdot \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \xi \tan \psi$$

$$[0084] + 2\omega v (\tan \gamma \sin \xi \cos \psi - \sin \psi) \quad (10)$$

$$[0085] - \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \cos \psi \sin \psi \cos \xi - g_r \frac{\sin \xi \cos \xi}{\cos \gamma}$$

[0086] 其中： γ 、 ξ 分别为航迹倾角和航迹偏角； Ψ 、 λ 分别为地理纬度和地理经度； σ 为飞行器速度倾侧角； L 为气动升力； D 为气动阻力； m 为飞行器质量； v 为飞行器飞行速度； r 为飞行器与地心的距离； g_r 为重力加速度分量； ω 为地球自转角速度。

[0087] 需要说明的是，所述同态预测模型建立方法为本领域的公知常识，在此不再详述。

[0088] 步骤 S103：设定法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 和法向过载波动限制值 ΔN_n ，则

期望的法向过载平衡的波动区域为 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 。

[0089] 其中,所述法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 等于亚轨道飞行器的法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 与法向过载波动限制值 ΔN_n 的差值,即为;

$$[0090] N_{n_want} = N_{n_lim_it} - \Delta N_n \quad (11)$$

[0091] 具体的,所述法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 由亚轨道飞行器的工程设计要求具体设定;所述法向过载波动限制值 ΔN_n 可以根据实际需要具体设定。

[0092] 例如,可以设定法向过载波动限制值 ΔN_n 为该期望中值 N_{n_want} 的 2% 至 5%。

[0093] 步骤 S104 :利用飞行器同态预测模型,预测从起始时刻 t_{init} 开始、以初始值 a_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行,达到法向过载 N_n 大于等于法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 t_{1_a} 。

[0094] 步骤 S105 :设定 $i = 1$; $a_0 = a_{init}$; 飞行器速度倾侧角 $\sigma = 0$;

[0095] 步骤 S106 :当飞行器再入飞行至 t_{1_a} 时刻时,获取飞行器再入飞行至 t_{1_a} 时刻的实际攻角值 a_{i-1} ;利用飞行器同态预测模型,预测以飞行器 t_{1_a} 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $a_{i-1}-k'_{-a_i}(t-t_{1_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$;其中, $k'_{-a_i} < k_{-a_i-1}$, 当 $i = 1$, $k'_{-a_1} = k_{init}$, k_{init} 为攻角下降斜率初始值, $k_{init} \geq 0$ 。

[0096] 步骤 S107 :比较所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 和所述期望的法向过载平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$, 根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 进行调整, 直到所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内, 并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{-a_i} 。

[0097] 其中,所述根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 进行调整,具体为:

[0098] 若 $N_{n_max}^{i-\alpha} > N_{n_want} + \Delta N_n$, 说明法向过载 N_n 过大, 增大设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} ;若 $N_{n_max}^{i-\alpha} < N_{n_want} - \Delta N_n$, 需要减小设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 。

[0099] 具体的设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 的调整方式可以为:对所述设计攻角的下降斜率 k'_{-a_i} 增加或减少一个预设的调整量 Δk_{-a} 。所述调整量 Δk_{-a} 可以根据实际需要具体设定,例如设定调整量 Δk_{-a} 为攻角下降斜率初始值 k_{init} 的 1% 至 3%。

[0100] 步骤 S108 :利用飞行器同态预测模型,预测以 t_{1_a} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $a_{i-1}-k_{-a_i}(t-t_{1_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{i+1_a} 。

[0101] 优选地,所述方法还包括:当 i 大于等于 2 时,对 t_{i+1_a} 的更新,具体为:

[0102] 在 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内,不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态,预测从当前时刻开始、以 $a_{i-1}-k_{-a_i}(t-t_{i_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t'_{i+1_a} , 以 t'_{i+1_a} 作为更新后的 t_{i+1_a} 。

[0103] 步骤 S109 :利用飞行器同态预测模型,预测以 t_{i_a} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 a_{i-1} 为设计攻角进行再入飞行时,以 k_{-a_i} 为恒定下降斜率调整至目标攻角 α_{end} , 获得调整至目标攻角 α_{end} 所对应的时刻的预测值 t_{tag} , 同时获取从 t_{i_a}

时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i-a}-t_{tag}}$ 。

[0104] 步骤 S110 : 判断所述从 t_{i-a} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i-a}-t_{tag}}$ 是否不大于所述亚轨道飞行器再入法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$, 如果是, 进入步骤 S111 ; 否则, i 加 1, 返回步骤 S106。

[0105] 步骤 S111 : 以 t_{i-a} 时刻作为最早横向调整时刻 $t_{earlist}$, 加入飞行器速度倾侧角 σ , 进行亚轨道飞行器的横向调整。

[0106] 本发明实施例所述方法中, 结合步骤 S106 至步骤 S108 可知, 在 $[t_{i-a}, t_{i+1-a}]$ 时间段内, 在飞行器再入飞行至 t_{i-a} 时刻时, 法向过载 N_n 是处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内的; 而且时刻 t_{i+1-a} 是指飞行器的法向过载 N_n 经过所述第 i 首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻; 同时, 在 $[t_{i-a}, t_{i+1-a}]$ 时间段内, 通过对其设计攻角的设定, 可以使得其法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内。因此, 可知, 在整个 $[t_{i-a}, t_{i+1-a}]$ 时间段, 飞行器的法向过载值始终是处于期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内的。

[0107] 结合步骤 S109 至步骤 S111 可知, 在最早横向调整时刻 $t_{earlist}$ 之前, 每次预测亚轨道飞行器的法向过载最大值 $N_{max}^{t_{i-a}-t_{tag}}$ 都会超出亚轨道飞行器的法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$, 说明在最早横向调整时刻 $t_{earlist}$ 之前加入速度倾侧角 σ 都将使法向过载超出约束值。而且, 在最早横向调整时刻 $t_{earlist}$ 前的 $[t_{i-a}, t_{i+1-a}]$ 时间段内, 亚轨道飞行器一直在法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 附近维持动态平衡, 因此在该时间段内, 使得亚轨道飞行器在法向过载约束的限制范围内最大的降低速度。因此以 $t_{earlist}$ 作为亚轨道飞行器再入飞行的最早横向调整时刻, 在此时刻加入速度倾侧角 σ (即为令速度倾侧角 σ 不为 0) 进行横向调整, 可增强亚轨道飞行器的横向调整能力。

[0108] 本发明实施例一所述方法, 分时间段对设计攻角 α 的取值进行设定。对于每一时间段, 利用飞行器同态预测模型, 找到使得飞行器的法向过载值始终处于法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 附近维持动态平衡的设计攻角值, 实现该时间段内的法向过载动态平衡, 并在法向过载约束范围内最大的降低速度, 从而获取亚轨道飞行器再入飞行的最早调整时刻, 在此时刻加入速度倾侧角, 达到增强亚轨道飞行器的横向调整能力。

[0109] 与现有技术中采用唯一固定的攻角调整下降斜率相比, 能够使得各时间段内的法向过载在法向过载约束值 $N_{n_lim_it}$ 附近的波动区域内小幅度波动, 使得在此期间的速度降低在满足法向过载约束的条件下最大, 从而能获取亚轨道飞行器再入飞行的最早调整时刻, 达到增强亚轨道飞行器的横向调整能力的目的。

[0110] 优选地, 本发明实施例一所述方法中, 当且仅当 $i = 1$ 时, 还可以包括: 设定调整时间提前量为 Δt_a , 在 $[t_{init}, (t_{1-a} - \Delta t_a)]$ 时间段内, 飞行器再入飞行的设计攻角 α 等于初始值 α_{init} ;

[0111] 当飞行器再入飞行至 $t_{1-a} - \Delta t_a$ 时刻时, 利用飞行器同态预测模型, 预测以飞行器 $t_{1-a} - \Delta t_a$ 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_0 - k'_{-a-1}(t - t_{1-a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时, 飞行器的第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$;

[0112] 比较所述第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 和所述期望的法向过载动平衡的波动区域

[$N_{n_want} \pm \Delta N_n$]，根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k_{α} 进行调整，直到所述第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载平衡的波动区域 [$N_{n_want} \pm \Delta N_n$] 内，并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{α_1} ；

[0113] 利用飞行器同态预测模型，预测以 $t_{1-\alpha} - \Delta t_\alpha$ 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1-\alpha} + \Delta t_\alpha)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时，飞行器的法向过载 N_n 经过所述第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载平衡的波动区域 [$N_{n_want} \pm \Delta N_n$] 的时刻 $t_{2-\alpha}$ 。

[0114] 优选地，所述方法还包括：当 $i = 1$ 时，对 $t_{1-\alpha}$ 的更新，具体为：

[0115] 在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1-\alpha} - \Delta t_\alpha)$ 内，不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态，预测从当前时刻开始、以初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行，达到法向过载 N_n 大于等于法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 $t'_{1-\alpha}$ ，以 $t'_{1-\alpha}$ 作为更新后的 $t_{1-\alpha}$ 。

[0116] 参照图 2，为本发明实施例二的亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法流程图。所述方法包括以下步骤：

[0117] 步骤 S201：选取设计攻角 α 的初始值 α_{init} ，以初始值 α_{init} 所对应的时刻 t_{init} 为起始时刻。

[0118] 步骤 S202：建立飞行器同态预测模型，其中，所述预测模型的初始状态为所述起始时刻对应的飞行器状态。

[0119] 步骤 S203：设定法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 和法向过载波动限制值 ΔN_n ，则期望的法向过载平衡的波动区域为 [$N_{n_want} \pm \Delta N_n$]。

[0120] 其中，所述法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 等于亚轨道飞行器的法向过载约束值 N_{n_limit} 与法向过载波动限制值 ΔN_n 的差值。

[0121] 步骤 S204：利用飞行器同态预测模型，预测从起始时刻 t_{init} 开始、以初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行，达到法向过载 N_n 大于等于法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 $t_{1-\alpha}$ 。

[0122] 步骤 S205：设定调整时间提前量为 Δt_α ，在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1-\alpha} - \Delta t_\alpha)$ 内，飞行器再入飞行的设计攻角 α 等于初始值 α_{init} 。

[0123] 即为，在 $[t_{init}, (t_{1-\alpha} - \Delta t_\alpha)]$ 时间段内，设计攻角 α 等于初始值 α_{init} 。

[0124] 由于具体实现中，对于攻角的控制过程具有一定的延迟，因此需要在时间上保留一定的调整余地，故设定调整时间提前量为 Δt_α 。

[0125] 优选地，飞行器的再入飞行过程中，由于受到风力的作用、大气不均与的影响，可能使得飞行器实际从初始时刻 t_{init} 起、达到法向过载 N_n 大于等于法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻与步骤 S204 中得到的预测值 $t_{1-\alpha}$ 是存在误差的。

[0126] 因此，本发明实施例所述方法，还进一步包括对所述预测值 $t_{1-\alpha}$ 的更新过程。具体的，

[0127] 在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1-\alpha} - \Delta t_\alpha)$ 内，可以不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态，预测从当前时刻开始、以初始值 α_{init} 为设计攻角 α 进行再入飞行，达到法向过载 N_n 大于等于法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻 $t'_{1-\alpha}$ ；用 $t'_{1-\alpha}$ 更新步骤 S205 所述 $t_{init} \leq t \leq (t_{1-\alpha} - \Delta t_\alpha)$ 中的 $t_{1-\alpha}$ 。

[0128] 步骤 S206 :当飞行器再入飞行至 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 时刻时,利用飞行器同态预测模型,预测以飞行器当前的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{init} - k_{init}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的第一首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{1-\alpha}$;其中, k_{init} 为攻角下降斜率 k_{α} 的初始值, $k_{init} \geq 0$ 。

[0129] 具体的,攻角下降斜率 k_{α} 的初始值为 k_{init} 可以根据经验具体设定。

[0130] 步骤 S207 :比较所述第一个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{1-\alpha}$ 和所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$,根据比较结果对设计攻角的下降斜率 k_{α} 进行调整。

[0131] 具体的,所述对设计攻角的下降斜率 k_{α} 进行调整可以为:

[0132] 若 $N_{n_{max}}^{1-\alpha} > N_{n_{want}} + \Delta N_n$,说明法向过载 N_n 过大,需要增大设计攻角的下降斜率 k_{α} ;若 $N_{n_{max}}^{1-\alpha} < N_{n_{want}} - \Delta N_n$,需要减小设计攻角的下降斜率 k_{α} 。

[0133] 具体的,设计攻角的下降斜率 k_{α} 的调整方式可以为:增加或减少一个预设的调整量 Δk_{α} 。所述调整量 Δk_{α} 可以根据实际需要具体设定,例如设定调整量 Δk_{α} 为攻角下降斜率初始值 k_{init} 的 1% 至 3%。

[0134] 步骤 S208 :用调整后的下降斜率 k_{α} 替换步骤 S206 中所述 $\alpha_{init} - k_{init}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 中的 k_{init} ,重复步骤 S206 至步骤 S208,直到所述第一个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{1-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 内,并确定此时对应的设计攻角下降斜率 k_{α_1} 。

[0135] 步骤 S209 :利用飞行器同态预测模型,预测以 $t_{1_a} - \Delta t_a$ 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第一个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{1-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{2_a} 。

[0136] 即为,在 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 时间段内,设计攻角 α 为 $\alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 。

[0137] 优选地,还可以包括对所述预测值 t_{2_a} 的更新过程。具体为:

[0138] 在 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 内,可以不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态,预测从当前时刻开始、以 $\alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第一个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{1-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t'_{2_a} ;用 t'_{2_a} 更新步骤 S209 所述 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 中的 t_{2_a} 。

[0139] 步骤 S210 :获取飞行器再入飞行至 t_{2_a} 时刻的实际攻角值 α_1 ,利用飞行器同态预测模型,预测以飞行器 t_{2_a} 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_1 - k'_{\alpha_2}(t - t_{2_a})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的第二首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{2-\alpha}$;其中, k'_{α_2} 小于 k_{α_1} 。采用与步骤 S207 至 S208 中相同的方法,对 k'_{α_2} 进行调整,确定所述第二首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{2-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 内时对应的下降斜率 k_{α_2} ,采用与步骤 S209 相同的方法,获得飞行器的法向过载 N_n 经过所述第二首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{2-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{3_a} 。

[0140] 即为,在 $[t_{2_\alpha}, t_{3_\alpha}]$ 时间段内,设计攻角 α 为 $\alpha_1-k_{\alpha_2}(t-t_{2_\alpha})$ 。

[0141] 优选地,还可以包括对所述预测值 t_{3_α} 的更新过程。具体为:

[0142] 在 $[t_{2_\alpha}, t_{3_\alpha}]$ 内,可以不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态,预测从当前时刻开始、以 $\alpha_1-k'_{\alpha_2}(t-t_{2_\alpha})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第二首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{2-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t'_{3_α} ;用 t'_{3_α} 更新步骤S210所述 $[t_{2_\alpha}, t_{3_\alpha}]$ 中的 t_{3_α} 。

[0143] 步骤S211:以此类推,重复步骤S210,获取飞行器再入飞行至 t_{N_α} 时刻的实际攻角值 α_{N-1} ,利用飞行器同态预测模型,预测以飞行器 t_{N_α} 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{N-1}-k'_{\alpha_N}(t-t_{N_\alpha})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,第N首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{N-\alpha}$,其中, k'_{α_N} 小于 $k_{\alpha_{N-1}}$;获取所述第N首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{N-\alpha}$ 处于所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 内时对应的下降斜率 k_{α_N} ,以及飞行器的法向过载 N_n 经过所述第N首个法向过载峰值后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{N+1_α} 。

[0144] 即为,在 $[t_{N_\alpha}, t_{N+1_\alpha}]$ 时间段内,设计攻角 α 为 $\alpha_{N-1}-k_{\alpha_N}(t-t_{N_\alpha})$ 。

[0145] 优选地,还可以包括对所述预测值 t_{N+1_α} 的更新过程。具体为:

[0146] 在 $[t_{N_\alpha}, t_{N+1_\alpha}]$ 内,可以不断的以飞行器当前的实际飞行状态作为同态预测模型的初始状态,预测从当前时刻开始、以 $\alpha_{N-1}-k'_{\alpha_N}(t-t_{N_\alpha})$ 为设计攻角 α 进行再入飞行,飞行器的法向过载 N_n 经过所述第N首个法向过载峰值 $N_{n_{max}}^{N-\alpha}$ 后、脱离所述期望的法向过载动平衡的波动区域 $[N_{n_{want}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t'_{N+1_α} ;用 t'_{N+1_α} 更新步骤S211所述 $[t_{N_\alpha}, t_{N+1_\alpha}]$ 中的 t_{N+1_α} 。

[0147] 步骤S212:利用飞行器同态预测模型,预测以 t_{N_α} 时刻飞行器的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 α_{N-1} 为设计攻角进行再入飞行时,以 k_{α_N} 为恒定下降斜率调整至目标攻角 α_{end} ,获得调整至目标攻角 α_{end} 所对应的时刻的预测值 t_{tag} ,同时获取从 t_{N_α} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{N_\alpha}-t_{tag}}$ 。

[0148] 步骤S213:判断所述从 t_{N_α} 时刻至 t_{tag} 时刻之间的飞行器法向过载最大值 $N_{max}^{t_{N_\alpha}-t_{tag}}$ 是否不大于所述亚轨道飞行器再入法向过载约束值 $N_{n_{lim_it}}$,如果是,进入步骤S214;否则,返回步骤S211。

[0149] 步骤S214:以 t_{N_α} 时刻作为最早横向调整时刻 $t_{earliest}$,加入飞行器速度倾侧角 σ ,进行亚轨道飞行器的横向调整。

[0150] 本发明实施例二所述方法,分时间段对设计攻角 α 的取值进行设定。对于每一时间段,利用飞行器同态预测模型,找到使得飞行器的法向过载值始终处于法向过载约束值 $N_{n_{lim_st}}$ 附近维持动态平衡的设计攻角值,实现该时间段内的法向过载动态平衡,并在法向过载约束范围内最大的降低速度,从而获取亚轨道飞行器再入飞行的最早调整时刻,在此时刻加入速度倾侧角,达到增强亚轨道飞行器的横向调整能力。

[0151] 与现有技术中采用唯一固定的攻角调整下降斜率相比,能够使得各时间段内的法向过载在法向过载约束值 $N_{n_{lim_it}}$ 附近的波动区域内小幅度波动,使得在此期间的速度降低在满足法向过载约束的条件下最大,从而能获取亚轨道飞行器再入飞行的最早调整时刻,

达到增强亚轨道飞行器的横向调整能力的目的。

[0152] 下面结合采用本发明所述方法对亚轨道飞行器进行仿真实验得到的结果,进一步说明本发明实施例实现的目的。

[0153] 仿真实验中,设定:

[0154] 飞行器的再入初始高度(即为峰点高度) $H = 148\text{km}$,飞行器在所述再入初始高度时对应的速度 $V = 2133.5\text{m/s}$,飞行器再入法向过载约束值为 $N_{n_lim_it} = 5$ 。

[0155] 飞行器再入飞行过程中的速度峰值为 2415m/s ,该速度峰值对应的飞行高度为 47.691km 。

[0156] 从飞行器达到所述速度峰值开始,以法向过载动态平衡为目的,对攻角进行设计。设定所述法向过载动平衡的期望中值 $N_{n_want} = 4.995$,法向过载波动限制值 $\Delta N_n = 0.005$,设计攻角 α 的初始值 $\alpha_{init} = 40^\circ$,速度倾侧角初始为零,在飞行当到达最早横向调整时刻后加入。

[0157] 如图3所示,为采用本发明所述方法进行仿真时,飞行器再入飞行的高度和速度演化图。其中,图3所示点1(峰值高度点)对应时刻表示飞行器在峰点高度的时刻,也是再入初始时刻;点2(峰值速度点)对应时刻为飞行器再入达到速度峰值的时刻;点3(动平衡结束点)对应时刻为动平衡结束时刻。

[0158] 点2和点3之间的时间段即法向过载动平衡段 $[t_{init}, t_{end}]$ 。所述图3所示过载动平衡时间段内飞行器对应的设计攻角、速度倾侧角和法向过载的演化如图4所示。

[0159] 可见,在维持设计攻角初始值 α_{init} 一段时间后,法向过载 N_n 急剧增加(图4示虚线1前)。在留有一定调整提前量 Δt_a 时,设计攻角开始调整,法向过载在预定区域 $[4.99 \pm 0.005]$ 内达到动平衡(图4示虚线1至虚线2之间)。当到达最早横向调整时刻后,飞行速度得到足够衰减,此时加入速度倾侧角(即为速度倾侧角不为零),并继续调整设计攻角,使法向过载 N_n 在预定区域 $[4.99 \pm 0.005]$ 内达到动态平衡(图4示虚线2至虚线3之间)。对于本仿真算例,为了获得最早横向调整时刻,将法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 设定为飞行器再入法向过载约束值为 $N_{n_lim_it}$ 与向过载波动限制值 $\Delta N_n = 0.005$ 的差值 $N_{n_want} = N_{n_lim_it} - \Delta N_n$ 。由此可以看出,本发明实施例描述的方法可以较理想实现亚轨道飞行器再入飞行的法向过载在约束值 $N_{n_lim_it}$ 附近达到动态平衡,从而获得最早横向调整时刻,在最早横向调整时刻加入速度倾侧角,达到增强横向调整能力的目的。

[0160] 以上对本发明所提供的一种亚轨道飞行器再入飞行过程中的横向调整方法,进行了详细介绍,本文中应用了具体个例对本发明的原理及实施方式进行了阐述,以上实施例的说明只是用于帮助理解本发明的方法及其核心思想;同时,对于本领域的一般技术人员,依据本发明的思想,在具体实施方式及应用范围上均会有改变之处。综上所述,本说明书内容不应理解为对本发明的限制。

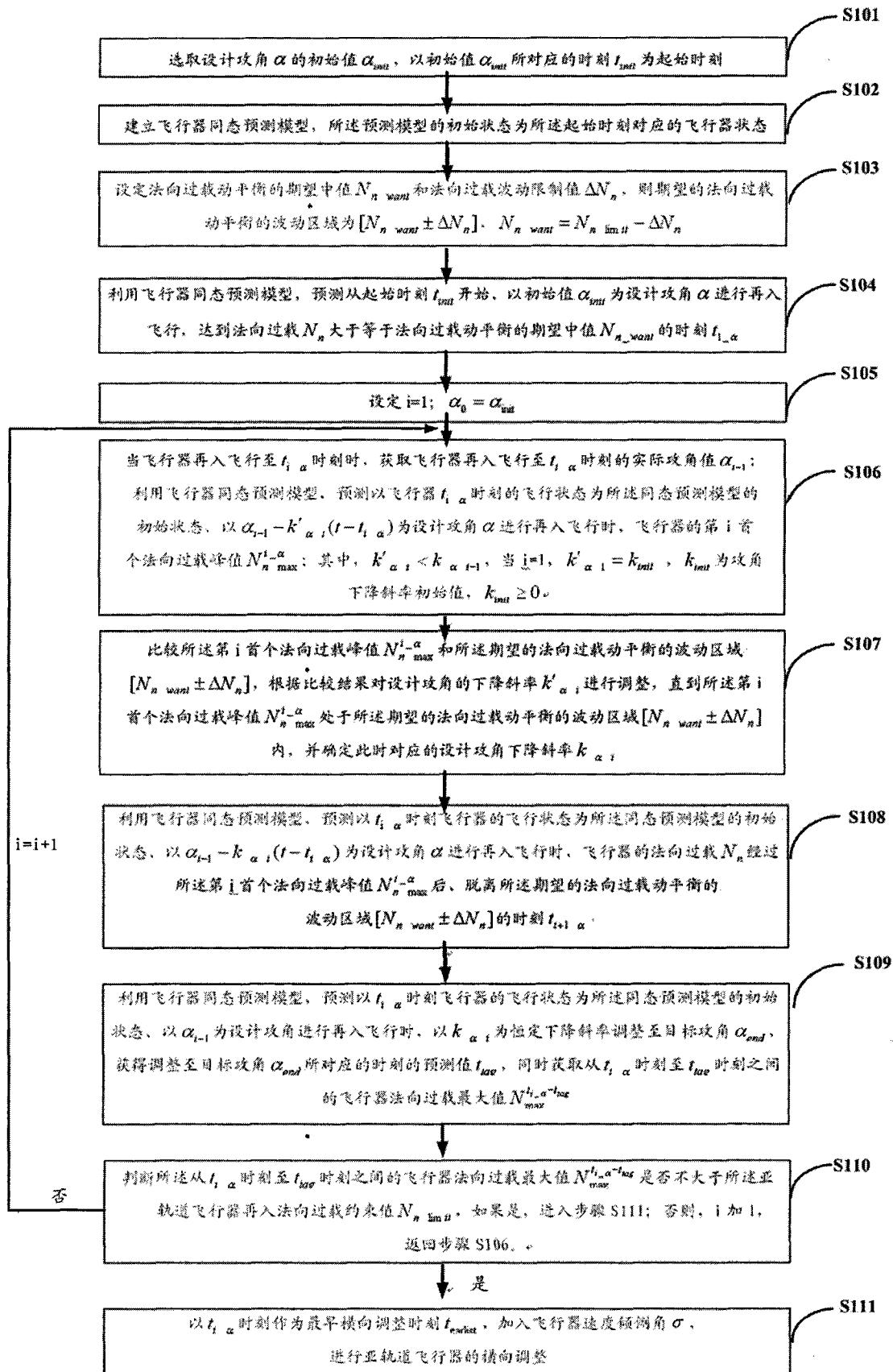


图 1

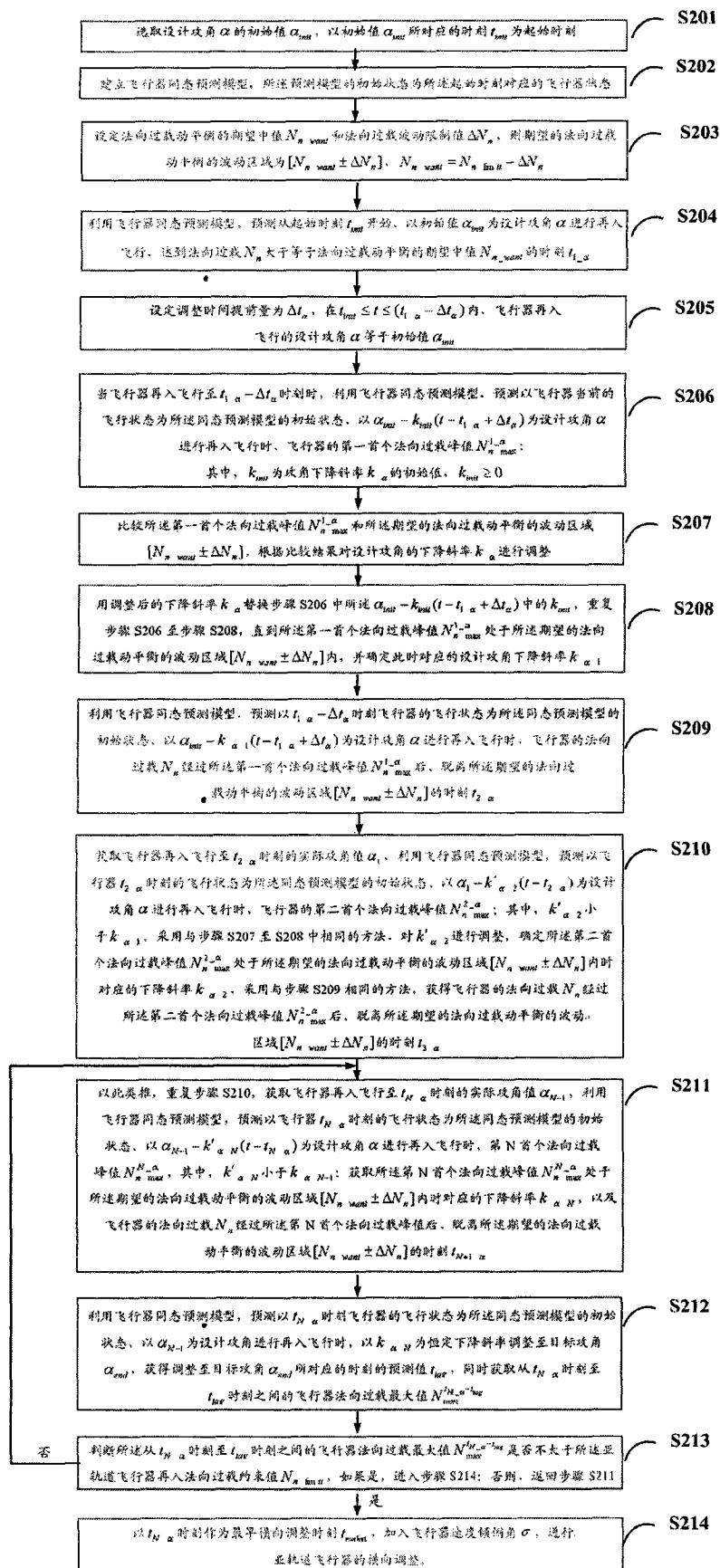


图 2

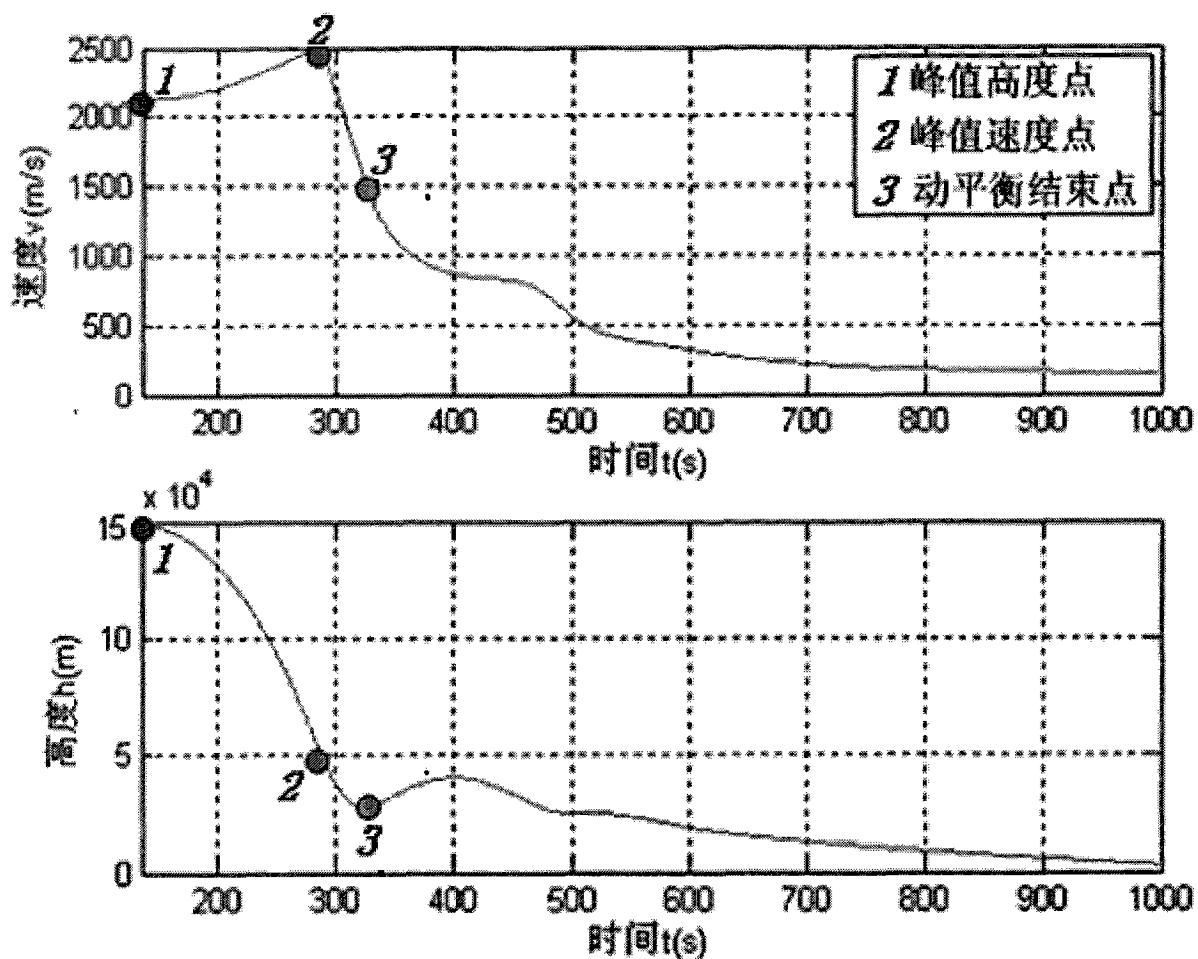


图 3

