

(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102139766 B

(45) 授权公告日 2013.01.23

(21) 申请号 201010522816.2

(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 号中国
科学院力学研究所

(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 3534686 A, 1970.10.20,

US 6076771 A, 2000.06.20,

US 3260204 A, 1966.07.12,

US 2006/0226295 A1, 2006.10.12,

李海城等. 亚轨道飞行器返回轨道设计研
究. 《计算机仿真》. 2008, 第 25 卷 (第 03 期),

审查员 司军锋

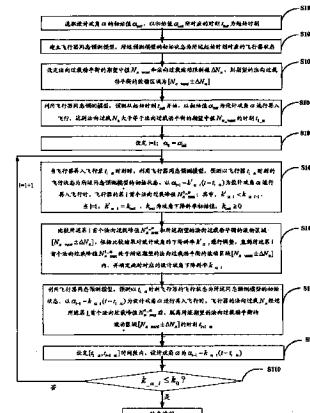
权利要求书 2 页 说明书 13 页 附图 4 页

(54) 发明名称

一种亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取
方法

(57) 摘要

本发明公开了一种亚轨道飞行器再入飞行的
设计攻角获取方法, 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
入法向过载维持在预定波动区间中的攻角设计
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预定区间上下
波动, 达到降低亚轨道再入飞行的法向过载峰值
的目的。



1. 一种亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法,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} ;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;

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} ;所述 ΔN_n 为预置的法向过载波动限制值,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%;

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:设定 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内,设计攻角 α 为 $\alpha_{i-1}-k_{\alpha_i}(t-t_{i_a})$;

步骤5:当所述下降斜率 k_{α_i} 小于等于预设的 k_0 时,飞行器的法向过载动平衡结束,结束流程;否则, i 加 1,返回步骤1。

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 $\alpha_0-k'_{\alpha_1}(t-t_{1_a}+\Delta t_a)$ 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 $N_{n_max}^{1-\alpha}$;

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 $[N_{n_{\text{want}}} \pm \Delta N_n]$ ，根据比较结果对设计攻角的下降斜率 $k_{-\alpha}$ 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 $[N_{n_{\text{want}}} \pm \Delta N_n]$ 内，并确定此时对应的设计攻角下降斜率 $k_{-\alpha_1}$ ；

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 $\alpha_{\text{init}} - k_{-\alpha_1}(t - t_{1_{\alpha}} + \Delta t_{\alpha})$ 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动平衡的波动区域 $[N_{n_{\text{want}}} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 $t_{2_{\alpha}}$ ；

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

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 $t_{1_{\alpha}}$ 的更新，具体为：

在 $t_{\text{init}} \leq t \leq (t_{1_{\alpha}} - \Delta t_{\alpha})$ 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 大于等于法向过载动平衡的期望中值 $N_{n_{\text{want}}}$ 的时刻 $t'_{1_{\alpha}}$ ，以 $t'_{1_{\alpha}}$ 作为更新后的 $t_{1_{\alpha}}$ 。

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 $k'_{-\alpha_i}$ 进行调整，具体为：

若 $N_{n_{\max}}^{i-\alpha} > N_{n_{\text{want}}} + \Delta N_n$ ，增大设计攻角的下降斜率 $k'_{-\alpha_i}$ ；

若 $N_{n_{\max}}^{i-\alpha} < N_{n_{\text{want}}} - \Delta N_n$ ，减小设计攻角的下降斜率 $k'_{-\alpha_i}$ 。

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 $k'_{-\alpha_i}$ 具体为：

对所述设计攻角的下降斜率 $k'_{-\alpha_i}$ 增加或减少一个预设的调整量 $\Delta k_{-\alpha}$ 。

一种亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法

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的设计攻角获取方法。

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] 虽然亚轨道飞行器的再入速度低,其再入过程热流小于航天飞机再入热流,但过载特别是法向过载却高出航天飞机一倍以上。当法向过载较大时,飞行器的机载人员和设备需要能够承受较大过载,对机载人员和设备的承压能力要求较高;同时,飞行器的机体所受的剪切力较大,容易产生变形,甚至折断,为确保飞行安全,需要对飞行器进行加固或采用新型材料,致使亚轨道飞行器的研究和运行成本大幅度增加。

[0007] 因此,降低法向过载对于亚轨道飞行器尤为重要。而降低法向过载的关键在于飞行器再入攻角的设计。

[0008] 目前,对亚轨道飞行器再入攻角的设计方案多沿用航天飞机再入返回时的设计方法,将攻角设计为速度或时间的一次函数,通过分析在该攻角方案下D-V图(阻力加速度—速度图)中的再入走廊,来确定设计攻角。以攻角—速度为例,二者之间的函数关系可以为:

$$[0009] \alpha = \begin{cases} \alpha_0 & V \geq V_1 \\ \alpha_0 - \frac{\alpha_0 - \alpha_{end}}{V_1 - V_2} (V_1 - V) & V_1 \geq V \geq V_2 \\ \alpha_{end} & V \leq V_2 \end{cases} \quad (1)$$

[0010] 式(1)中: α 为设计攻角; α_0 为设计攻角初始值; α_{end} 为设计攻角目标值; V_1 为设计攻角开始调整时飞行器速度的初始值; V_2 为设计攻角调整至 α_{end} 时飞行器速度值; V 为飞行器飞行速度值。

[0011] 式(1)中,飞行器开始再入时,设计攻角 α 保持所述设计攻角初始值 α_0 ,当飞行器实时速度值V达到设计攻角开始调整时飞行器速度的初始值 V_1 时,开始以 $\frac{\alpha_0 - \alpha_{end}}{V_1 - V_2}$ 为下降斜率进行调整,直至设计攻角 α 达到所述设计攻角目标值 α_{end} 。

[0012] 发明人在研究过程中发现,现有的攻角设计方法,攻角调整的下降斜率为一固定值,使得速度相对较低的亚轨道飞行器再入过程中法向过载体现为单峰特点或双峰特点,且法向过载峰值较大。

发明内容

[0013] 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的设计攻角获取方法,降低飞行器再入过程中的法向过载峰值。

[0014] 本发明实施例提供一种亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法,包括:

[0015] 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;

[0016] 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} ;

[0017] 从 $i = 1$, $\alpha_0 = \alpha_{init}$ 起执行以下步骤:

[0018] 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,飞行器的第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{i-\alpha}$;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, $k_{init} \geq 0$;

[0019] 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} ;所述 ΔN_n 为预置的法向过载波动限制值;

[0020] 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} ;

[0021] 步骤4:设定 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内,设计攻角 α 为 $\alpha_{i-1} - k_{\alpha_i}(t - t_{i_a})$;

[0022] 步骤5:当所述下降斜率 k_{α_i} 小于等于预设的 k_0 时,飞行器的法向过载动平衡结束,结束流程;否则,*i*加1,返回步骤1。

[0023] 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:

[0024] 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} 。

[0025] 优选地，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 a 等于初始值 a_{init} ；

[0026] 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 a 进行再入飞行时，飞行器的第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1_a}$ ；

[0027] 比较所述第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1_a}$ 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_1} 进行调整，直到所述第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1_a}$ 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} ；

[0028] 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 $a_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 a 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 $N_{n_max}^{1_a}$ 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} ；

[0029] 设定 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 时间段内，设计攻角 a 为 $a_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 。

[0030] 优选地，所述方法还包括：当 $i = 1$ 时，对 t_{1_a} 的更新，具体为：

[0031] 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 a_{init} 为设计攻角 a 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} 。

[0032] 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：

[0033] 若 $N_{n_max}^{i_a} > N_{n_want} + \Delta N_n$ ，增大设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} ；

[0034] 若 $N_{n_max}^{i_a} < N_{n_want} - \Delta N_n$ ，减小设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 。

[0035] 优选地，增大或减小设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 具体为：

[0036] 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_a

[0037] 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：

[0038] 本发明实施例所述方法，分时间段对设计攻角 a 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期望的法向过载动平衡的波动区域内的设计攻角值，实现该时间段内的法向过载动态平衡。

[0039] 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期望的波动区域内小幅度波动，使得法向过载由单 / 双峰变为平峰，实现了各时间段内的法向过载动平衡，达到降低飞行器再入过程中的法向过载峰值的目的。

附图说明

[0040] 图 1 为本发明实施例一的亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法流程图；

[0041] 图 2 为本发明实施例二的亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法流程图；

[0042] 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；

[0043] 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

[0044] 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。

[0045] 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的设计攻角获取方法，能够降低飞行器再入过程中的法向过载峰值。

[0046] 在亚轨道飞行器再入飞行过程中，其气动力可近似表达为：

$$[0047] \begin{cases} F = \sqrt{L^2 + D^2} \\ L = \frac{1}{2} \rho v^2 S * c_l \\ D = \frac{1}{2} \rho v^2 S * c_d \end{cases} \quad (2)$$

[0048] 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；c_l、c_d 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。

[0049] 根据公式 (2) 可知，由于气动参数 c_l、c_d 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 呈指数型增加，使得气动力 F 迅速增加。

[0050] 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。

[0051] 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。然后通过延长动平衡过程的持续时间，达到降低飞行器再入过程中的法向过载峰值的目的。

[0052] 飞行器再入过程中法向过载的一般可以表达为：

$$[0053] N_n = \frac{F_n}{G} = \frac{L \cos \alpha + D \sin \alpha}{G} = \frac{\rho V^2 (C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha)}{2G}$$

$$[0054] = \frac{1}{2G} \rho(h) V^2 (C_l(\alpha, h, V) \cos \alpha + C_d(\alpha, h, V) \sin \alpha)$$

[0055]

$$= \frac{1}{2G} \rho (H_0 + \int_0^t H'(V, \gamma) dt)^* (V_0 + \int_0^t V'(\gamma, D) dt)^2 (C_l(\alpha, h, V) \cos \alpha + C_d(\alpha, h, V) \sin \alpha) \quad (3)$$

[0056] 其中 : $\gamma = \gamma_0 + \int_0^t \gamma'(L, \sigma, v, h) dt$

[0057] $V' = V'(\gamma, D)$

[0058] 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。

[0059] 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。

[0060] 当飞行器的飞行高度在 120km 内, 对大气密度 ρ 在高度上求导 :

$$[0061] \frac{\partial \rho}{\partial h} = -\frac{1}{H_s} e^{-\frac{h}{H_s}} \quad (4)$$

[0062] 其中, H_s 为一恒定值, 为 7320。

[0063] 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。

[0064] 本发明考虑到攻角设计无法直接通过解析手段实现, 采取模型预测结合迭代修正的攻角设计值训练过程, 生成设计攻角值。

[0065] 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的设计攻角获取方法。所述方法包括以下步骤 :

[0066] 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。

[0067] 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。

[0068] 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。

[0069] 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° 。

[0070] 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。

[0071] 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。

[0072] 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：

$$[0073] \frac{dr}{dt} = v \sin \gamma \quad \cdot \quad (5)$$

$$[0074] \frac{d\lambda}{dt} = \frac{v \cos \gamma \cos \xi}{r \cos \psi} \quad (6)$$

$$[0075] \frac{d\psi}{dt} = \frac{v \cos \gamma \sin \xi}{r} \quad (7)$$

$$[0076] \frac{dv}{dt} = -\frac{1}{m} D - g_r \sin \gamma + \omega^2 r \cos \psi (\sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \xi \sin \psi) \quad (8)$$

$$[0077]$$

$$[0078] v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{m} L \cos \sigma - g_r \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma + 2\omega v \cos \xi \cos \psi \quad (9)$$

$$[0079] + \omega^2 r \cos \psi (\cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \xi \sin \psi)$$

$$[0080] v \frac{d\xi}{dt} = -\frac{1}{m} \cdot \frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \xi \tan \psi$$

$$[0081] + 2\omega v (\tan \gamma \sin \xi \cos \psi - \sin \psi) \quad (10)$$

$$[0082] - \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \cos \psi \sin \psi \cos \xi - g_\psi \frac{\sin \xi \cos \xi}{\cos \gamma}$$

[0083] 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。

[0084] 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。

[0085] 步骤 S103：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 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 。

[0086] 具体的，所述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 可以根据实际需要具体设定。

[0087] 例如，可以设定法向过载平衡的期望中值 N_{n_want} 为飞行器机载人员和设备所能承受的法向过载约束值，法向过载波动限制值 ΔN_n 为该期望中值 N_{n_want} 的 2% 至 5%。

[0088] 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 a 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} 。

[0089] 步骤 S105：设定 $i = 1$ ； $a_0 = a_{init}$ 。

[0090] 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 $a_{i-1} - k'_{\alpha_i}(t - t_{1_a})$ 为设计攻角 a 进行再入飞行时，飞行器的第 i 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， $k_{init} \geq 0$ 。

[0091] 步骤 S107：比较所述第 i 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'_{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} 。

[0092] 其中，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：

[0093] 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'_{α_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'_{α_i} 。

[0094] 具体的设计攻角的下降斜率 k'_{α_i} 的调整方式可以为：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} 。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%。

[0095] 步骤 S108：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平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 的时刻 t_{i+1_a} 。

[0096] 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平衡的波动区域 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 内的，达到了在 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内飞行器再入飞行法向过载平衡的目的。

[0097] 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：

[0098] 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} 。

[0099] 步骤 S109：设定 $[t_{i_a}, t_{i+1_a}]$ 时间段内，设计攻角 α 为 $\alpha_{i-1} - k_{\alpha_i}(t - t_{i_a})$ 。

[0100] 步骤 S110：当所述下降斜率 k_{α_i} 小于等于预设的 k_0 时，飞行器的法向过载平衡结束，结束流程；否则，i 加 1，返回步骤 S106。

[0101] 所述预设 k_0 为一较小值。具体的，可以设定 k_0 等于步骤 S207 中所述调整量 Δk_{α} 的 1 至 2 倍。

[0102] 综上所述，本发明实施例一中，所述飞行器再入飞行过程中的设计攻角规则为：

$$[0103] \alpha = \begin{cases} \alpha_{init} & t_{init} \leq t \leq t_{i_a} \\ \vdots & \vdots \\ \alpha_{i-1} - k_{\alpha_i}(t - t_{i_a}) & t_{i_a} < t \leq t_{i+1_a} \\ \vdots & \vdots \\ \alpha_{N-1} - k_{\alpha_N}(t - t_{N_a}) & t_{N-1_a} < t \leq t_{end} \end{cases} \quad (11)$$

[0104] 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期望的法向过载动平衡的波动区域内的设计攻角值,实现该时间段内的法向过载动态平衡。

[0105] 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期望的波动区域内小幅度波动,使得法向过载由单 / 双峰变为平峰,实现了各时间段内的法向过载动平衡,达到降低飞行器再入过程中的法向过载峰值的目的。

[0106] 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 a 等于初始值 a_{init} ;

[0107] 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 $a_0 - k'_{\alpha-1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 a 进行再入飞行时,飞行器的第一首个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$;

[0108] 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_{α} 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 $k_{\alpha-1}$;

[0109] 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 $a_{init} - k_{\alpha-1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 a 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} ;

[0110] 设定 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 时间段内,设计攻角 a 为 $a_{init} - k_{\alpha-1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 。

[0111] 优选地,所述方法还包括:当 $i = 1$ 时,对 t_{1_a} 的更新,具体为:

[0112] 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 a_{init} 为设计攻角 a 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} 。

[0113] 参照图 2,为本发明实施例二的亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法流程图。所述方法包括以下步骤:

[0114] 步骤 S201:选取设计攻角 a 的初始值 a_{init} ,以初始值 a_{init} 所对应的时刻 t_{init} 为起始时刻。

[0115] 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。

[0116] 步骤 S203: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 ,则期望的法向过载动平衡的波动区域为 $[N_{n_want} \pm \Delta N_n]$ 。

[0117] 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 a_{init} 为设计攻角 a 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} 。

[0118] 步骤 S205:设定调整时间提前量为 Δt_a ,在 $t_{init} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 内,飞行器再入飞行的设计攻角 a 等于初始值 a_{init} 。

- [0119] 即为,在 $[t_{\text{init}}, (t_{1_a} - \Delta t_a)]$ 时间段内,设计攻角 α 等于初始值 α_{init} 。
- [0120] 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_a 。
- [0121] 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 大于等于法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的时刻与步骤S204中得到的预测值 t_{1_a} 是存在误差的。
- [0122] 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_a} 的更新过程。具体的,
- [0123] 在 $t_{\text{init}} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 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} ;用 t'_{1_a} 更新步骤S205所述 $t_{\text{init}} \leq t \leq (t_{1_a} - \Delta t_a)$ 中的 t_{1_a} 。
- [0124] 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 $\alpha_{\text{init}} - k_{\text{init}}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 为设计攻角 α 进行再入飞行时,飞行器的第一个法向过载峰值 $N_{n_max}^{1-\alpha}$;其中, k_{init} 为攻角下降斜率 k_{-a} 的初始值, $k_{\text{init}} \geq 0$ 。
- [0125] 具体的,攻角下降斜率 k_{-a} 的初始值为 k_{init} 可以根据经验具体设定。
- [0126] 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_{-a} 进行调整。
- [0127] 具体的,所述对设计攻角的下降斜率 k_{-a} 进行调整可以为:
- [0128] 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_{-a} ;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_{-a} 。
- [0129] 具体的,设计攻角的下降斜率 k_{-a} 的调整方式可以为: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%。
- [0130] 步骤S208:用调整后的下降斜率 k_{-a} 替换步骤S206中所述 $\alpha_{\text{init}} - k_{\text{init}}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 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_{-a_1} 。
- [0131] 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 $\alpha_{\text{init}} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 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} 。
- [0132] 即为,在 $[t_{1_a} - \Delta t_a, t_{2_a}]$ 时间段内,设计攻角 α 为 $\alpha_{\text{init}} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 。
- [0133] 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:
- [0134] 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 $\alpha_{\text{init}} - k_{-a_1}(t - t_{1_a} + \Delta t_a)$ 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} 。

[0135] 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} 。

[0136] 即为，在 $[t_{2_a}, t_{3_a}]$ 时间段内，设计攻角 α 为 $\alpha_1 - k_{\alpha_2}(t - t_{2_a})$ 。

[0137] 优选地，还可以包括对所述预测值 t_{3_a} 的更新过程。具体为：

[0138] 在 $[t_{2_a}, t_{3_a}]$ 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 $\alpha_1 - k'_{\alpha_2}(t - t_{2_a})$ 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} ；用 t'_{3_a} 更新步骤 S210 所述 $[t_{2_a}, t_{3_a}]$ 中的 t_{3_a} 。

[0139] 步骤 S211：以此类推，重复步骤 S210，获取飞行器再入飞行至 t_{N_a} 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_a} 时刻的飞行状态为所述同态预测模型的初始状态、以 $\alpha_{N-1} - k'_{\alpha_N}(t - t_{N_a})$ 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_a} 。

[0140] 即为，在 $[t_{N_a}, t_{N+1_a}]$ 时间段内，设计攻角 α 为 $\alpha_{N-1} - k_{\alpha_N}(t - t_{N_a})$ 。

[0141] 优选地，还可以包括对所述预测值 t_{N+1_a} 的更新过程。具体为：

[0142] 在 $[t_{N_a}, t_{N+1_a}]$ 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 $\alpha_{N-1} - k'_{\alpha_N}(t - t_{N_a})$ 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 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_a} ；用 t'_{N+1_a} 更新步骤 S211 所述 $[t_{N_a}, t_{N+1_a}]$ 中的 t_{N+1_a} 。

[0143] 步骤 S212：当所述 $\alpha_{N-1} - k_{\alpha_N}(t - t_{N_a})$ 中的下降斜率 k_{α_N} 小于等于预设的 k_0 时，飞行器的法向过载动平衡结束，跳出步骤 S211，结束流程；将时刻 t_{N+1_a} 作为动平衡的结束时刻 t_{end} 。

[0144] 所述预设 k_0 为一较小值。具体的，可以设定 k_0 等于步骤 S207 中所述调整量 Δk_{α} 的 1 至 2 倍。

[0145] 综上所述，本发明实施例中，所述飞行器再入飞行过程中的设计攻角规则为：

$$[0146] \quad \alpha = \begin{cases} \alpha_{init} & t_{init} \leq t \leq (t_{1_\alpha} - \Delta t_\alpha) \\ \alpha_{init} - k_{\alpha_1}(t - t_{1_\alpha} + \Delta t_\alpha) & (t_{1_\alpha} - \Delta t_\alpha) < t \leq t_{2_\alpha} \\ \alpha_1 - k_{\alpha_2}(t - t_{2_\alpha}) & t_{2_\alpha} < t \leq t_{3_\alpha} \\ \vdots & \\ \alpha_{N-1} - k_{\alpha_N}(t - t_{N_\alpha}) & t_{N-1_\alpha} < t \leq t_{end} \end{cases} \quad (12)$$

[0147] 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期望的法向过载动平衡的波动区域内的设计攻角值，实现该时间段内的法向过载动态平衡。

[0148] 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期望的波动区域内小幅度波动，使得法向过载由单 / 双峰变为平峰，实现了各时间段内的法向过载动平衡，达到降低飞行器再入过程中的法向过载峰值的目的。

[0149] 需要说明的是，在亚轨道飞行器的再入飞行中，影响其法向过载的因素不仅仅是攻角，还有速度倾侧角。所述速度倾侧角不改变飞行器所受气动力大小，但是可以可变飞行器所受气动力的方向。当速度倾侧角不为零时，飞行器所受气动力的方向发生改变，将加快飞行器的下降速度，导致飞行器的法向过载进一步增大。

[0150] 对于本发明实施例所述的飞行器再入飞行过程中的设计攻角的获取方法，当不需要考虑速度倾侧角时，只需设定步骤 S102 或 S202 中所述飞行器同态预测模型中对应的飞行器速度倾侧角 σ 为 0；当需要同时考虑速度倾侧角和攻角时，需要预先制定各时刻的速度倾侧角的设计值，使步骤 S102 或 S202 中所述飞行器同态预测模型中的速度倾侧角 σ 为各对应时刻的速度倾侧角设计值即可。

[0151] 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。

[0152] 仿真实验中，设定：

[0153] 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 $V = 2133.5\text{m/s}$ 。

[0154] 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 。

[0155] 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 $N_{n_want} = 4.99$ ，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，在飞行速度衰减足够后加入。

[0156] 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（峰点高度点）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。

[0157] 点 2 和点 3 之间的时间段即法向过载动态平衡段 $[t_{init}, t_{end}]$ 。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。

[0158] 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 所示虚线 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 所示虚线 1 至虚线 2 之间）。当飞行速度得到足够衰

减后,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±0.005]内达到动态平衡(图4所示虚线2至虚线3之间)。由此可以看出,本发明实施例描述的攻角设计方法可以较理想实现亚轨道飞行器再入飞行的法向过载动平衡。

[0159] 如果将所述法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 逐渐调低,经过多次仿真的结果分析,可将法向过载峰值压低至3.7~3.8左右。

[0160] 对于本发明所述方法,不同的法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} ,其再入过程的轨迹特征如表1所示:

[0161]

法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want}	动压峰值(N/m ²)	热流峰值(kW/m ²)	平衡时间(s)	平衡后速度(m/s)	平衡后高度(m)
3.7	64791	329.64	33.1	1618	23545
3.8	61319	321.29	34.8	1558.6	23627
3.9	57966	313.2	33.4	1594.9	24297
4.0	54849	305.4	29.2	1711.8	25532
4.1	52027	298.14	32.3	1612.8	25289
4.2	49344*	290.96	29	1696.3	26202
4.3	46891	284.07	27.1	1736.9	26893
4.4	44556	277.49	29	1669.4	26822
4.5	42433	271.18	27.4	1699.2	27369
4.6	40482	265.41	26.4	1713.6	27817
4.7	38667	259.79	25.5	1721.9	28215
4.8	36973	254.43	24.7	1726.9	28582
4.9	35410	249.41	23.3	1747.6	29047
5.0	33991	244.88	23.8	1719	29160

[0162] 从表1中可以看到,随着法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 的降低,其动压峰值和热流峰值将升高,说明维持较高的法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 有利于降低动压峰值和热流峰值。还可以看出,法向过载动平衡的维持时间越长,其可实现的法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 越低。

[0163] 同样对于此仿真算例,如采用现有攻角设计方法,即为采用式(1)设计攻角,其中设计攻角初始值 $\alpha_0 = 40^\circ$;设计攻角目标值 $\alpha_{end} = 15^\circ$,设计攻角开始调整时飞行器速度的初始值 V_1 对应为仿真算例中的飞行器再入速度峰值,则设计攻角的下降斜率

$\frac{\alpha_0 - \alpha_{end}}{V_1 - V_2} = 25/V_1 - V_2$, 即由不同的 V_2 唯一确定。

[0164] 对于现有方法, 不同的攻角下降斜率 $\frac{\alpha_0 - \alpha_{end}}{V_1 - V_2}$, 再入过程的轨迹特征如表 2 所示 :

[0165]

攻角下降斜率 $\frac{\alpha_0 - \alpha_{end}}{V_1 - V_2}$	热流峰值 q_{max} (kW/m ²)	法向过载 峰值 N_{n_max}	动压峰值 P_{max} (N/m ²)	谷底高度 h (m)	谷底速度 v (m/s)
25/250	357.54	7.12	56538	25623	1621.2
25/400	305.5	5.90	46351	26883	1613.1
25/550	273.51	6.13	38249	28133	1607.6
25/700	261.71	6.72	32193	29304	1608.1
25/850	255.51	7.15	28722	30249	1614.9
25/1000	251.68	7.48	26822	30828	1619.6
25/1150	249.06	7.74	25607	31190	1614.8
25/1300	247.15	7.94	24757	31441	1606.4
25/1450	245.71	8.11	24129	31627	1598.7
25/1600	244.57	8.25	23647	31771	1592.6

[0166] 由对比表 1 和表 2 可知, 采用本发明所述方法, 可将最小法向过载动平衡的期望中值 N_{n_want} 压低至 3.7; 而如果采用现有攻角设计方法, 其能够达到的最低法向过载峰值也在 5.9 以上。由此可见, 本发明实施例所述的方法, 可以大幅度的压低飞行器再入飞行过程中的法向过载峰值。

[0167] 以上对本发明所提供的一种亚轨道飞行器再入飞行的设计攻角获取方法, 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。

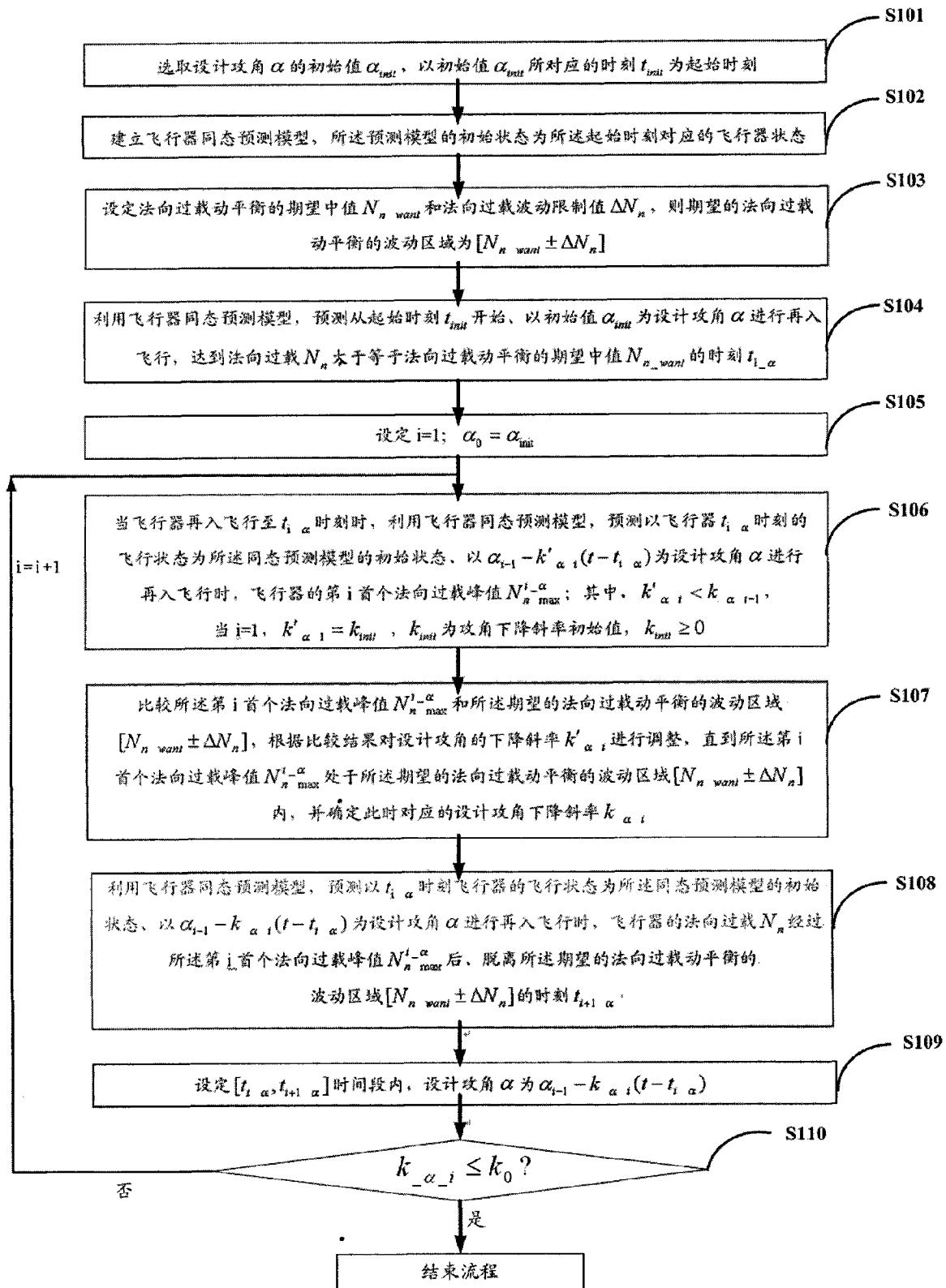


图 1

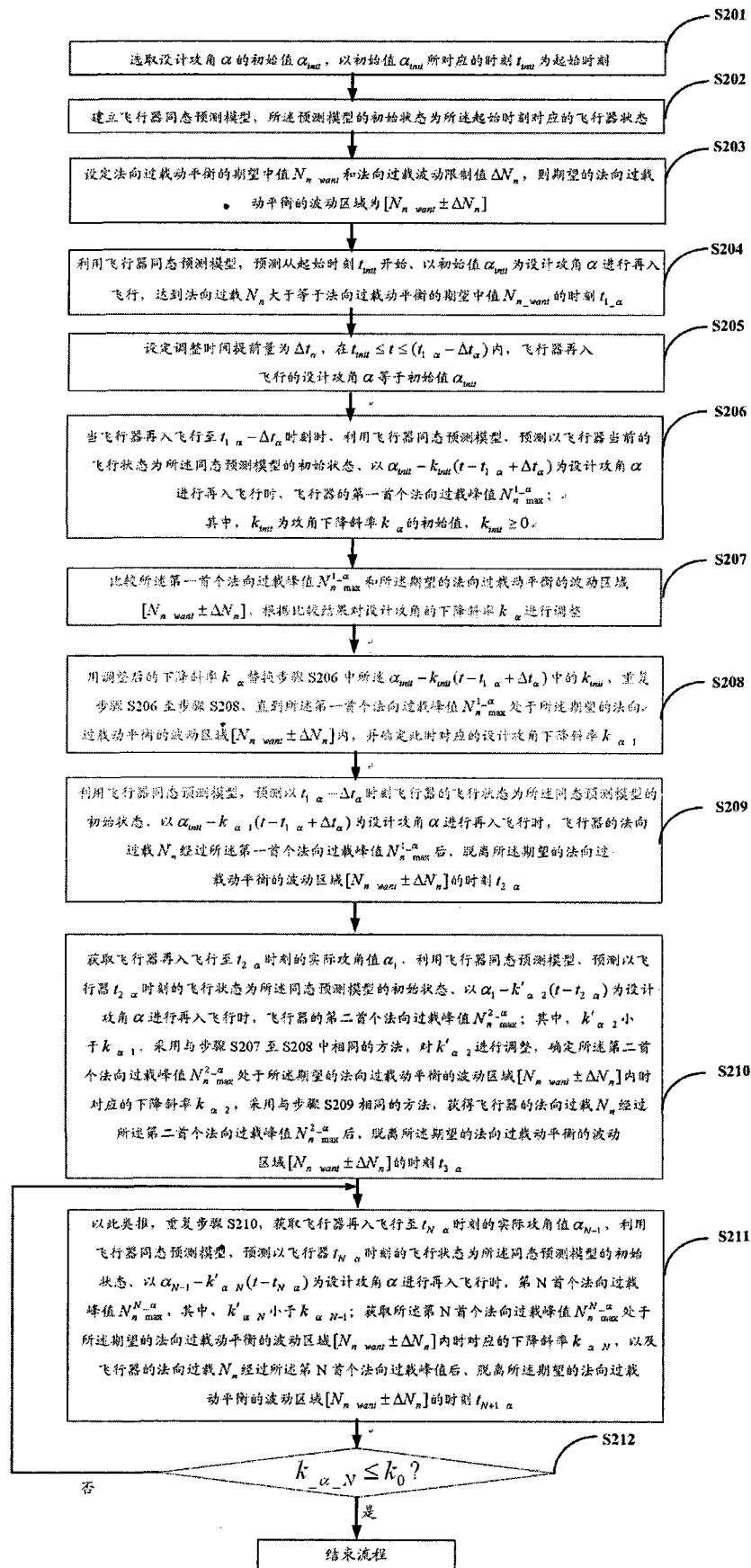


图 2

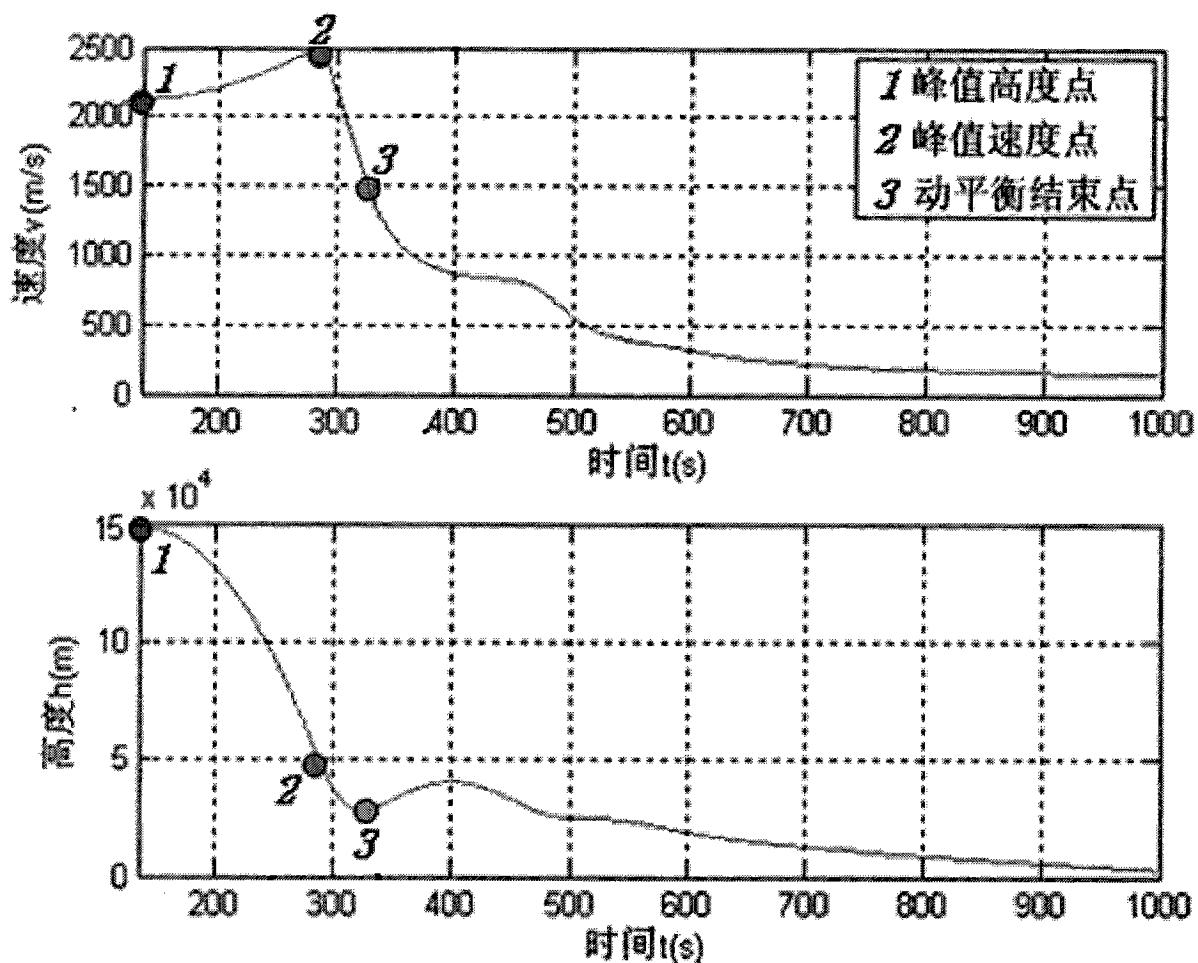


图 3

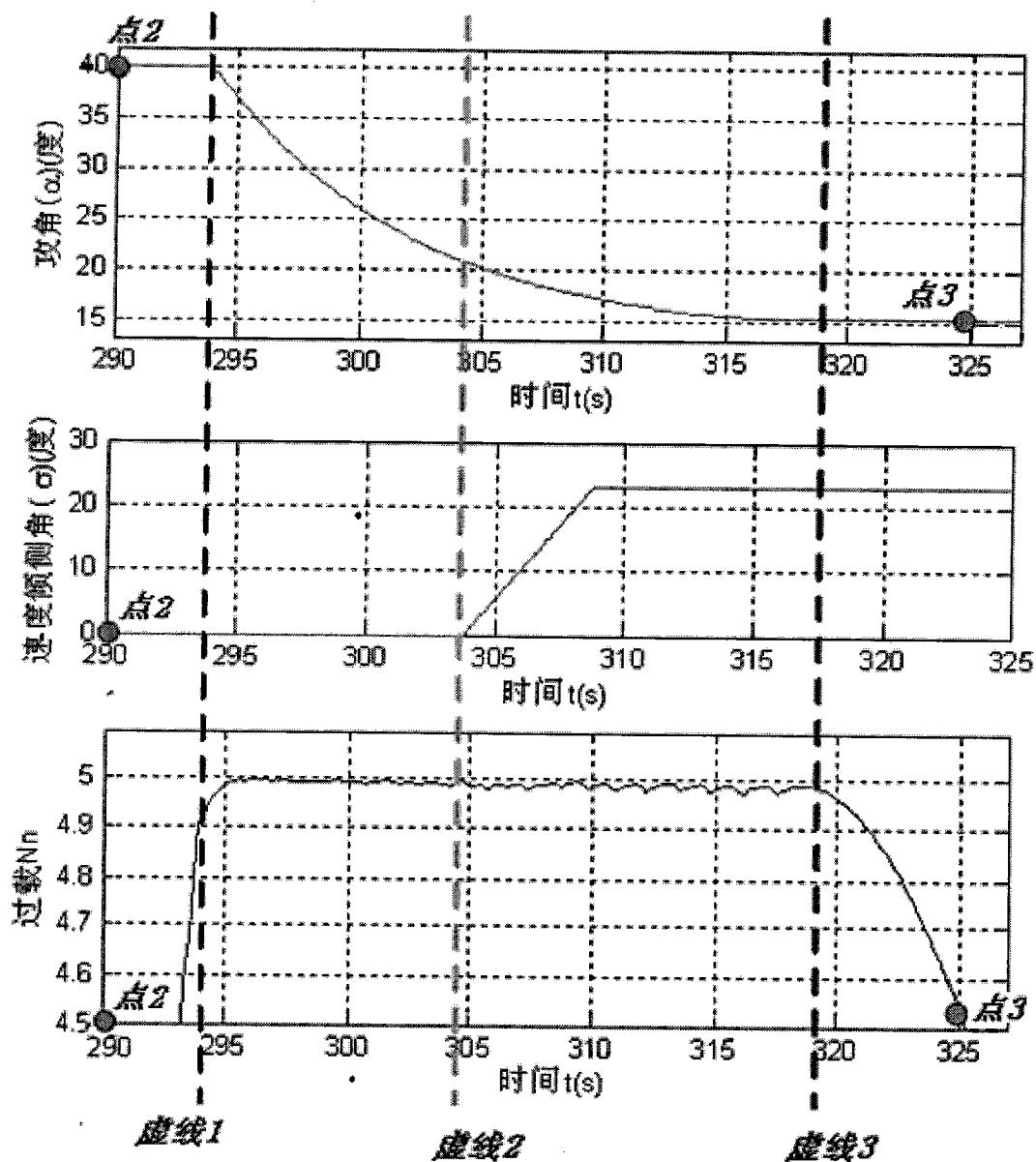


图 4