

文章编号: 1000-8055(2008)10-1921-06

重复使用运载器基于轨迹线性化的俯仰角控制

孙春贞, 黄一敏, 郭锁凤

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

摘 要: 为了改善重复使用运载器末端区域能量管理段的控制系统性能, 提出了一种基于轨迹线性化的俯仰角控制回路结构, 该结构由伪逆模型前馈和反馈控制组成。根据瞬时平衡的定义, 沿轨迹剖面线性化, 获得了伪逆模型的设计方法, 形成俯仰控制结构。以高空超声速飞行为例, 进行了俯仰角控制设计, 并与常规反馈控制相比较。结果表明, 基于轨迹线性化的俯仰角控制, 可以改善控制系统的动态性能, 减小反馈回路的负担, 降低积分饱和的可能性。

关 键 词: 俯仰角控制; 轨迹线性化; 伪逆模型; 重复使用运载器

中图分类号: V448; V249

文献标识码: A

Reusable launch vehicle pitch attitude control system research by trajectory linearization

SUN Chun-zhen, HUANG Yi-min, GUO Suo-feng

(College of Automation Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To improve the performance of terminal area energy management control system for reusable launch vehicle, the pitch attitude control system architecture based on trajectory linearization was developed, which includes two parts: pseudo-inverse model and feedback control system. Using the concept of instantaneous equilibrium, the pseudo-inverse model was designed by trimming the whole profile and the pitch attitude control system architecture was built. Take example for the flight phase of high altitude and super sonic, the system was designed and compared with traditional feedback control system. The results show that the control system by trajectory linearization can improve the transition performance, offload the feedback loop, and reduce the possibility of integrator saturation.

Key words: pitch attitude control; trajectory linearization; pseudo-inverse model; reusable launch vehicle (RLV)

重复使用运载器(RLV)在末端区域能量管理(TAEM)表现为一个复杂的对象特性^[1-3], 马赫数、动压和高度变化剧烈, 在较短的时间内经历超声速、跨声速和亚声速, 剧烈的状态变化使俯仰控制系统的设计变得相对复杂。另外, 由于高空时的俯仰控制系统的动态特性较差, 很难快速的实现俯仰角跟踪控制。因此, 控制系统必须适应快速的状态变化, 满足系统跟踪要求。

Zhu J 等提出了一种基于轨迹线性化的非线性跟踪控制方法^[4-8], 并将其应用到上升段和再入段。轨迹线性化控制对飞行轨迹上的任一点进行设计, 可以实现系统的非线性跟踪。

本文根据 RLV 的对象特点, 提出了一种适合 TAEM 的基于轨迹线性化的控制结构, 给出了“瞬时”平衡的配平概念和轨迹线性化方法, 并对高空时的俯仰控制系统进行了设计与仿真。

收稿日期: 2007-08-11; 修订日期: 2008-04-29

作者简介: 孙春贞(1979-), 女, 山东东阿人, 博士生, 研究方向为飞行控制技术。

1 RL V 的动力学模型

假设 RL V 动力学模型的状态变化为

$$\dot{x} = f(t, x, u) \quad (1)$$

式中 x 是状态, u 是输入, t 是时间.

仅考虑姿态运动时, 状态变量 x 主要包括欧拉角向量 Θ 和绕机体轴的角速率向量 Ω

$$\Theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \quad \Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2)$$

输入 u 包括升降舵、副翼和方向舵

$$u = \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (3)$$

RL V 姿态动力学方程为

$$\dot{\Omega} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = -J^{-1} \Omega_0 J \Omega + J^{-1} M \quad (4)$$

其中

$$\Omega_0 = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix},$$

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}, \quad J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix},$$

$$J^{-1} = \frac{1}{I} \begin{bmatrix} J_z & 0 & J_{xz} \\ 0 & I & 0 \\ J_{xz} & 0 & J_x \end{bmatrix}, \quad I = J_x J_z - J_{xz}^2,$$

J_x, J_y, J_z, J_{xz} 为转动惯量, M 为控制力矩.

RL V 姿态运动学方程为

$$\dot{\Theta} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (5)$$

2 基于轨迹线性化的控制回路结构

所谓的轨迹线性化即是在轨迹剖面的任意一点上进行线性化. 基于轨迹线性化的控制系统设计思想就是将非线性跟踪问题转化成一个线性时变 LTV 稳定问题, 然后根据 LTV 稳定理论, 使整个闭环系统沿标称轨迹达到稳定性要求^[4-8].

将 RL V 动力学模型的输出分为测量输出 y

和性能输出 η

$$\begin{cases} y = g(t, x, u) \\ \eta = h(t, x, u) \end{cases} \quad (6)$$

用 $(\bar{\cdot})$ 表示标称状态、标称输入和标称输出, 则 $\bar{x}, \bar{u}, \bar{\eta}$ 满足

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = f(t, \bar{x}, \bar{u}) \\ \bar{\eta} = h(t, \bar{x}, \bar{u}) \end{cases} \quad (7)$$

用 $(\cdot)$ 表示状态误差、输入误差和输出误差, 则 x, u, η 满足

$$\begin{cases} x = x - \bar{x} \\ \eta = \eta - \bar{\eta} \end{cases} \quad (8)$$

跟踪误差的动态特性为

$$\begin{cases} \dot{x} = x - \bar{x} = f(t, x, u) - f(t, \bar{x}, \bar{u}) = F(t, x, u, \bar{x}, \bar{u}) \\ \eta = \eta - \bar{\eta} = h(t, x, u) - h(t, \bar{x}, \bar{u}) = H(t, x, u, \bar{x}, \bar{u}) \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)可以看出, 对于给定轨迹的跟踪控制, 跟踪误差的动态特性直接与标称的状态和输入相关, 可以采用按输入补偿的复合控制的形式, 即前馈加反馈的形式. 因此, 基于轨迹线性化的控制问题主要解决两个问题: 用于前馈的伪逆模型计算和用于反馈的线性控制器设计.

图1给出了基于轨迹线性化的控制结构, 包括前馈和反馈, 系统根据输出形成被控指令 $\bar{\eta}$, 同时得到轨迹剖面上的标称飞行状态 $\bar{x}$, 经过伪逆模型的解算得到标称的输入 $\bar{u}$; 同时, 通过反馈通道的控制跟踪标称的指令. 因此, 基于轨迹线性化的控制系统设计是一个二自由度控制设计的问题, 既要解决标称的输出到输入的映射, 又要设计反馈控制, 保证系统稳定性和跟踪性能.

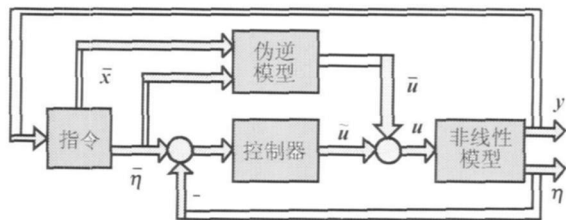


图1 基于轨迹线性化的控制系统结构

Fig. 1 Control system configuration by trajectory linearization

2.1 伪逆模型

对于任意的给定标称轨迹剖面的特征状态 $\bar{\eta}$ 都对应一个控制输入 $\bar{u}$, 这个从标称的输出到输入的映射 $\bar{\eta} \rightarrow \bar{u} : \bar{u} = \bar{u}(\bar{\eta})$ 用“伪逆模型”来定义. 理论上, 若这个映射是 RL V 的非线性模型的

逆模型,则系统的跟踪误差为零.但在物理上很难得到准确的逆模型,这既依赖于逆模型物理实现的难度,又依赖于非线性模型的准确性.

RLV 的动力学特性非线性很强,很难通过非线性的动力学模型直接得到逆模型的数学描述,为了得到可实现的逆模型表现形式,可以将非线性的问题转化为线性问题,即轨迹线性化.沿轨迹剖面进行线性化,根据线性化的动力学模型求解非线性逆模型的表达式.

2.2 反馈控制器

对于 RLV 来说,并不是所有的状态量都是可测量的,也并不是所有的反馈量都是状态量.因此,输出反馈相对于状态反馈是一种更好的选择,输出反馈控制的形式为

$$\tilde{u} = K \cdot \tilde{\eta} \quad (10)$$

则系统的控制律为

$$u = \bar{u} + K \cdot \tilde{\eta} \quad (11)$$

根据动力学特性的不同选择不同的反馈信号,形成不同的控制策略和控制结构,即可满足控制系统的要求.控制系统设计时,在各个工作点上控制规律的设计,并通过增益调度实现整个飞行过程的控制.

由于 RLV 的低动态特性,对轨迹的跟踪能力差,采用这种结构的优点就是可以提高非线性跟踪动态性能,减小反馈回路积分环节的负担.

3 伪逆模型

TAEM 段舵面是 RLV 控制的直接手段,通过控制舵面的偏转控制力矩的大小,实现姿态控制.伪逆模型的计算需要根据轨迹剖面上的状态获得标称的控制舵面.

3.1 力矩的计算

由式(4)可知,RLV 跟踪轨迹剖面飞行时,标称俯仰力矩满足

$$\tilde{M}_z = \tilde{q} J_y + \tilde{p} \tilde{r} (J_x - J_z) + (\tilde{p}^2 - \tilde{r}^2) J_{xz} \quad (12)$$

而 Ω 满足

$$\Omega = \begin{bmatrix} \tilde{p} \\ \tilde{q} \\ \tilde{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \bar{\theta} \\ 0 & \cos \bar{\phi} & \cos \bar{\theta} \sin \bar{\phi} \\ 0 & -\sin \bar{\phi} & \cos \bar{\theta} \cos \bar{\phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\bar{\phi}} \\ \dot{\bar{\theta}} \\ \dot{\bar{\psi}} \end{bmatrix} \quad (13)$$

根据式(13),由标称轨迹上的标称状态即可计算得到标称轨迹上的标称力矩.

由于 RLV 在末端区域能量管理段完全依赖舵面进行控制,所以需要将标称力矩转化为标称

的舵面输入.但是,从力矩到舵面的映射很难通过动力学模型直接得到,可以沿轨迹进行线性化,将非线性的飞行状态变化描述为平衡状态和线性模型的组合描述形式,从线性化的模型中得到标称舵面.

3.2 “瞬时”平衡的定义与条件

不考虑横侧向的影响,轨迹剖面上蕴含了 RLV 所有的纵向状态变量^[9-10].由于 RLV 沿轨迹剖面飞行时不存在严格意义上的平衡状态,只是“瞬时”的平衡下滑状态. RLV “瞬态”平衡状态可以定义为除了速度和高度外的所有状态均为常值或零的状态,即所有的角速度分量为常值或零,所有的加速度分量为零.“瞬时”稳态下滑状态为

$$\dot{\alpha}, \dot{\theta}, \dot{q} \equiv 0 \quad (14)$$

式中 α 是迎角,表征了力和力矩的平衡条件.

由于 RLV 持续减速,所以沿速度轴向的力是不平衡的,而法向则可以处于瞬时平衡状态,合力在法向的分量为 0,且合力矩为 0,即

$$L = mg \cos \gamma, \quad M = 0 \quad (15)$$

3.3 沿轨迹剖面的线性化与配平

理论上,轨迹上的任意一个点都可以用平衡状态和线性模型来描述,对于 RLV 任意飞行轨迹都可以用无穷平衡状态来逼近.根据“瞬时”平衡的定义,对轨迹剖面进行配平和线性化.

首先要确定平衡状态的条件,有多少状态和控制变量是独立的,余下的变量有什么约束.对于“瞬时”平衡状态,首先希望高度、速度和轨迹倾斜角恒定,高度、速度和轨迹倾斜角固定后,再融入瞬时平衡状态(14),即可计算使 RLV “瞬时”稳定的 δ , α , θ 以及此时的加速度.

3.4 “伪逆模型”的计算

RLV 无动力返回时的质量是相对固定的,其平衡状态与轨迹剖面上的高度、马赫数相关.沿轨迹剖面进行配平与线性化,即可得到不同状态下的平衡状态.在平衡状态附近较小的范围内,所有的状态都可以进行线性描述,任意相邻两个平衡状态 x_i 和 x_{i+1} 之间的状态对应的舵面 δ_e 可以描述为

$$\delta_e = \delta_e(i) + \delta_e(\Delta \tilde{M}_a, \Delta \tilde{H}) \quad (16)$$

的形式,通过插值计算得到标称舵面输入

$$\delta_e = f^{-1}(\tilde{M}_a, \tilde{\theta}, \tilde{H}) \quad (17)$$

式(17)所描述的伪逆模型的形式并不是真正意义上的全补偿,它依赖于风洞试验数据,由于试验数据的不确定性,伪逆模型存在误差,该误差可

以由反馈系统补偿.

4 TAEM 俯仰控制回路

4.1 俯仰角反馈控制回路结构

RLV 俯仰角反馈控制是一个典型的内/外回路结构,内回路为俯仰角速率指令控制回路,外回路根据俯仰角偏差形成俯仰角速率指令,通过俯仰角速率控制实现俯仰控制.

俯仰角速率指令控制的控制律为

$$\delta_e = K_q \cdot q + K_p (q_c - q) + K_i \int (q_c - q) dt \quad (18)$$

δ_e 表示反馈控制产生的舵面增量; q_c 是俯仰角速率指令; K_q 是俯仰角速率反馈增益; K_p 是俯仰角速率控制前向通道的比例增益; K_i 是俯仰角速率控制前向通道的比例增益.

俯仰角速率指令由俯仰角偏差信号形成,其控制律的形式为

$$\begin{cases} q_c = K_\theta \cdot (\theta_c - \theta) \\ \theta_c = \theta(y) \end{cases} \quad (19)$$

K_θ 是俯仰角反馈增益, θ_c 是俯仰角指令, $\theta(y)$ 直接在轨迹剖面上获得.

在不同的高度和速度处,以线性模型为基础,进行控制律设计,并通过增益调度保证 RLV 在整个飞行过程中的稳定性.

4.2 基于轨迹线性化的俯仰控制回路结构

根据俯仰反馈控制策略和前馈“伪逆模型”的实现,对图 1 进行变形,即可得到 RLV 基于轨迹线性化的俯仰控制结构(图 2).

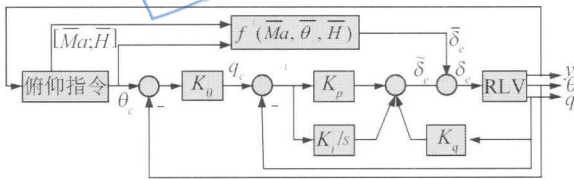


图 2 基于轨迹线性化的俯仰控制系统结构图

Fig. 2 Pitch control system configuration by trajectory linearization

在轨迹剖面上得到俯仰角指令 θ_c 和用于逆模型的标称马赫数 $\bar{M}a$ 和高度 $\bar{H}$, θ_c , $\bar{M}a$ 和 $\bar{H}$ 经过 $f^{-1}(\bar{M}a, \bar{\theta}, \bar{H})$ 得到前馈控制量 δ_e^* . θ_c 和 θ 相比较形成俯仰角速率指令,进而得到升降舵的增量 δ_e . 基于轨迹线性化的俯仰角控制规律为

$$\delta_e = \delta_e^* + \delta_e \quad (20)$$

由于 δ_e^* 具有一定的不确定性,为了防止前馈的过补偿,将 δ_e^* 打折后引入俯仰角控制的前馈通

道中, δ_e^* 的不确定引起的偏差由反馈回路承担.

4.3 与常规反馈控制的异同

常规的反馈控制系统将不同状态下的配平舵面 $\delta_{trim}(Ma, H)$ 形成俯仰角指令增量 $\Delta\theta$

$$\Delta\theta_c = -\delta_{trim}/K_\theta \quad (21)$$

则俯仰角指令为

$$\theta_c = \theta(y) + \Delta\theta_c = \theta(y) - \delta_{trim}/K_\theta \quad (22)$$

控制律的形式为

$$\delta_e = K_q \cdot q + K_p (\theta_c - \theta) + K_i \int (\theta_c - \theta) dt \quad (23)$$

基于轨迹线性化的控制和常规的反馈控制采用相同的反馈控制结构和反馈控制增益,二者的差异在于基于轨迹的标称舵面直接加在控制量中,而基于状态的配平舵面则通过指令的形式实现,且经过了积分环节的作用,后者带来的俯仰角偏差容易使积分环节饱和,产生较大的俯仰角控制偏差,不利于跟踪控制.

5 实例研究

以 RLV 高空声速低动压飞行为例,设计俯仰角控制回路.

5.1 配平状态与伪逆模型的实现

在轨迹剖面上的 30 km, 27 km 和 25 km 处进行配平,得到不同状态的平衡状态. 图 3 中“◇”、“☆”和“□”表示不同高度的配平迎角,“○”、“+”和“×”表示不同高度的配平舵面. 图 4 是表征 RLV 纵向运动模态的特征根的分布.

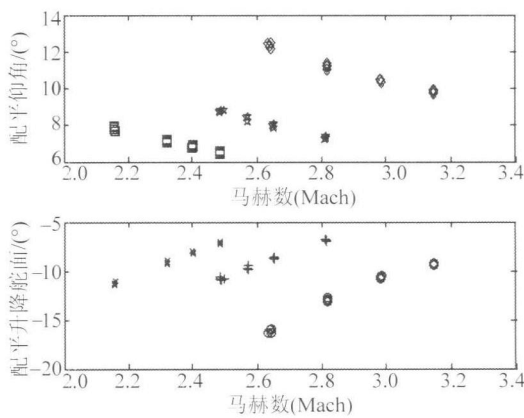


图 3 配平迎角和配平舵面

Fig. 3 Trimmed angle of attack and elevator

由图 3 可以看出,在相同高度、相同马赫数时,轨迹倾斜角对配平的影响较小;马赫数对其影响较大,马赫数越大,配平迎角越小,配平舵面也越小,且随马赫数的变化呈近似线性变化. 因此,

标称的舵面描述为马赫数和高度的函数.

由图 4 可知,RLV 在这三个高度处表征长周期模态的特征根全部集中在虚轴附近,自然频率很小.表征短周期模态的特征根按高度分布在虚轴左侧,与长周期相比,稍微远离虚轴,其阻尼特性和频率特性也很差.

将不同高度和马赫数下的配平状态,形成数据表格,进行插值计算,即可得到标称的舵面.

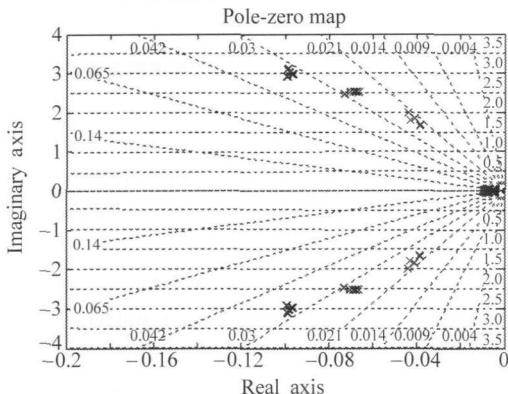


图 4 特征根的分布

Fig. 4 Eigen values of RLV

5.2 非线性仿真结果

以 $V = 900 \text{ m/s}$, $\alpha = 8^\circ$, $\theta = 6^\circ$, $q = 0^\circ$, $H = 30 \text{ km}$ 为初始条件进行仿真,各状态的变化曲线见图 5~图 9. 图中实线表示基于轨迹线性化的控制系统仿真结果,虚线表示常规反馈控制系统的仿真结果.

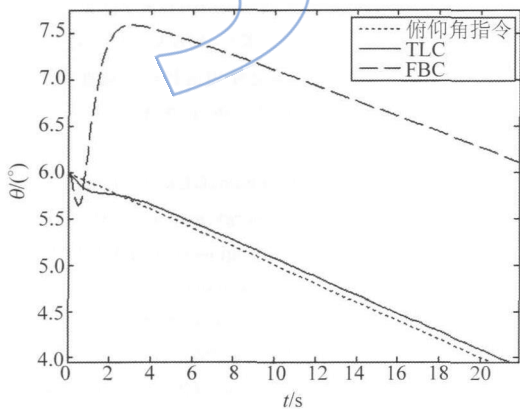


图 5 俯仰角变化曲线

Fig. 5 Response of pitch angle

由图 5 和图 6 可以看出,由于 RLV 本身的低动态特性,常规的反馈控制系统带宽较小,不能跟踪预先设计的俯仰角指令.同时俯仰角积分很快达到饱和状态 -8° ,相当于积分回路断开,带宽减小,系统不再具有减小误差的能力.基于轨迹线性

化的控制系统则可以改善俯仰角控制的动态性能,减小稳态误差,调节时间在 5 s 之内,稳态误差控制在 0.2° 范围内,且俯仰角积分值在较小的范围内.

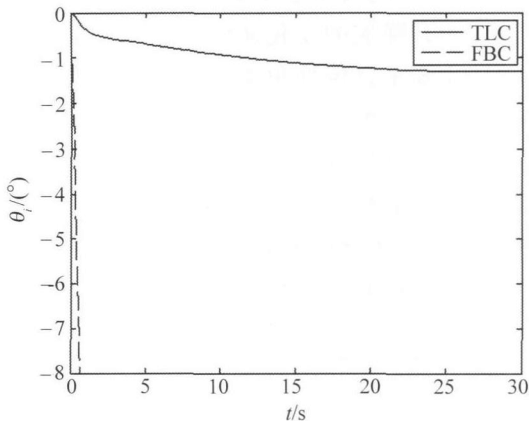


图 6 俯仰角积分变化曲线

Fig. 6 Response of pitch control error integral

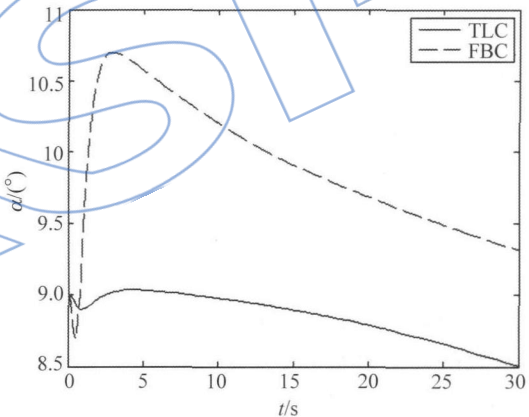


图 7 迎角变化曲线

Fig. 7 Response of attack angle

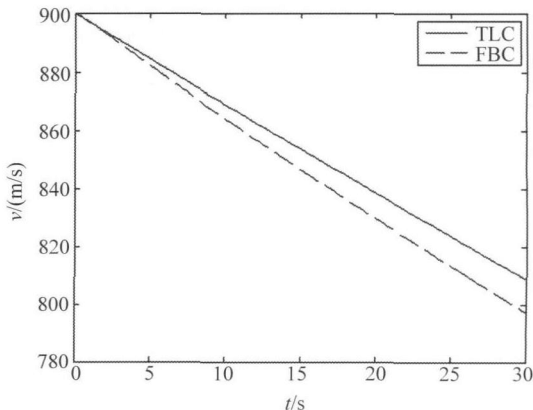


图 8 速度变化曲线

Fig. 8 Response of velocity

由于俯仰角跟踪控制的不同,引起各状态响应的不同.图7和图8为迎角和速度的响应曲线,由于常规反馈控制俯仰角偏差较大,迎角较大,速度变化率较大.相反,基于轨迹线性化的控制系统俯仰角偏差小,迎角和速度相对于前者变化较小.

图9为升降舵的变化曲线,常规反馈控制的舵面偏转主要来自俯仰角偏差和积分环节,由于积分饱和产生的舵面已达到 -8° ,而此时还存在俯仰角偏差,所以舵面较大.而基于轨迹线性化的控制由于前馈的作用,消除了由于积分带来的滞后,速度和姿态快速达到了标称状态的要求,舵面也逐渐达到标称的舵面值.

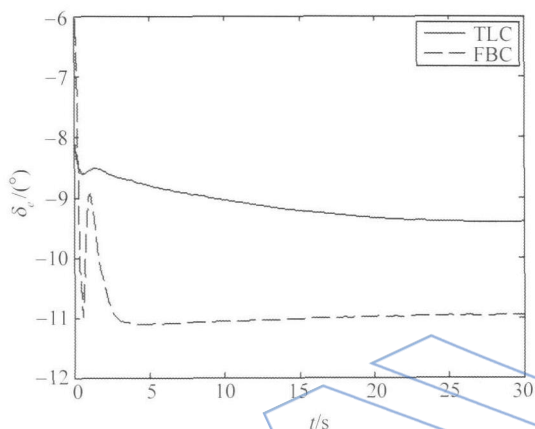


图9 升降舵变化曲线

Fig. 9 Behavior of elevator

因此,基于轨迹线性化的控制不仅可以改善控制系统的动态性能,而且可以消除积分引起的滞后,减小反馈回路的负担,降低积分饱和与windup现象的可能性.

6 结 论

本文针对RLV在末端区域能量管理段的对象特点,提出了一种适合TAEM的基于轨迹线性化的控制系统结构,该控制结构包括伪逆模型和反馈控制系统.根据RLV的飞行特点,给出了瞬时平衡的概念和轨迹线性化方法,形成了基于轨迹线性化的俯仰控制系统结构.以高空超音速飞行段为例,进行了控制系统设计与仿真.结果表明,采用基于轨迹线性化的控制系统,可以改善控制系统的动态性能.

基于轨迹线性化的控制系统对于这种高度和速度剧烈变化、且具有低动态特性的飞行器是一种非常合适的控制结构.后续工作中将对控制结构做更深入的研究,使其更加系统和完善.

参考文献

- [1] Moore T E. Space shuttle entry terminal area energy management[R]. NASA-TM-104744, 1991.
- [2] Carman G L. Shuttle TAEM guidance and flight control[R]. NASA-TM-81100, 1980.
- [3] 孙春贞,黄一敏.重复使用运载器末端能量管理段制导系统仿真[J].系统仿真学报,2007,19(6):1260-1264.
SUN Chunzhen, HUANG Yimin. Terminal area energy management guidance scheme simulation for reusable launch vehicle[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(6): 1260-1264. (in Chinese)
- [4] Zhu J J, Banker B D. X-33 ascent flight control design by trajectory linearization - A singular perturbation approach[R]. AIAA-2000-4159.
- [5] WU Xiaofei. A nonlinear flight controller design for a UFO by trajectory linearization method Part I - Modeling[C]// Proceedings of the Thirty-Fourth Southeastern Symposium on System Theory, [S.l.]:[s.n.], 2002: 97-102.
- [6] WU Xiaofei. A nonlinear flight controller design for a UFO by trajectory linearization method Part II Controller design[C]// Proceedings of the Thirty-Fourth Southeastern Symposium on System Theory, [S.l.]:[s.n.], 2002: 103-107.
- [7] Zhu J J. A type two trajectory linearization controller for a reusable launch vehicle - A singular perturbation approach[R]. AIAA-2004-5184.
- [8] Tim B. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles[R]. AIAA-2004-0875.
- [9] 孙春贞,黄一敏,郭锁凤.重复使用运载器末端能量管理段轨迹线设计[J].系统工程与电子技术,2007,29(6):909-914.
SUN Chunzhen, HUANG Yimin, GUO Suofeng. Trajectory design for teminal area energy management of reusable launch vehicle[J]. System Engineering and Eelectronics, 2007, 29(6): 909-914. (in Chinese)
- [10] 孙春贞,黄一敏,郭锁凤.无动力自动着陆轨道的鲁棒性分析[J].中国空间科学技术,2006,26(2):24-29.
SUN Chunzhen, HUANG Yimin, GUO Suofeng. Robustness assessing of unpowered autoland trajectory[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006, 26(2): 24-29. (in Chinese)