

# 高超声速滑翔飞行器倾斜转弯分析及控制系统设计\*

陈小庆, 侯中喜, 刘建霞

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 倾斜转弯技术是高超声速滑翔飞行器控制的一个重要发展方向。针对高超声速滑翔飞行器倾斜转弯技术开展研究。以平衡滑翔弹道为参考弹道, 分析了转弯半径、下降高度、倾侧角等参数之间的关系, 提出在设计高超声速滑翔飞行器制导控制指令时, 应综合考虑不同高度速度下的控制能力约束。根据奇异摄动理论将动力学系统的受控状态变量分为快变量和慢变量两部分, 运用轨迹线性化方法设计了控制系统。仿真结果表明, 设计的控制器具有良好的控制性能, 但随着高度的增加, 控制指令应结合实际控制能力, 以完成对飞行器的姿态控制。

**关键词:** 高超声速滑翔飞行器; 倾斜转弯; 轨迹线性化; 飞行控制系统

**中图分类号:** V44      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1001-2486(2012)03-0017-07

## Analysis and controller design of bank-to-turn system for hypersonic gliding vehicle

Chen Xiaoqing, Hou Zhongxi, Liu Jianxia

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Bank-to-turn (BT) technology is an important development direction of control technology for hypersonic gliding vehicles. This research focuses on the control system of bank-to-turn for the hypersonic gliding vehicle. By taking the equilibrium gliding trajectory as the reference trajectory, it analyzed the relationship between turn radius, falling height, and bank angle. The analysis shows that when designing the guiding and control command, the flight conditions and the limitation of the control ability need to be considered. Then the dynamics were separated into fast and slow variables in terms of singular perturbation theory. Furthermore, the trajectory linearization control (TLC) method was applied to design the control system. Simulation results show that the controller is robust and the command should be adjusted with the flight conditions to control the vehicle efficiently.

**Key words:** hypersonic gliding vehicle; bank-to-turn; trajectory linearization control; flight control system

再入滑翔飞行器具有远程快速到达、高速精确投送、大范围区域覆盖、纵/横向机动性好等优点。与传统再入飞行器相比, 再入滑翔飞行器充分利用其高升阻比的气动外形在临近空间内飞行, 采用滑翔和跳跃的组合弹道, 不但能够增加飞行时间, 提高射程, 而且还能有效地降低壁面最大热流密度。

控制系统是再入滑翔飞行器重要分系统之一, 是飞行器安全飞行, 完成既定任务的重要保证。当前针对再入飞行器的控制研究多以空天飞行器为对象, 文献[1]以一概念性升力体高超声速飞行器为对象, 对其再入段进行了研究, 建立了数学模型, 并研究了再入段的控制系统研究方法。文献[2]利用非线性动态逆技术设计了高超声速飞行器快慢回路的控制律, 并针对飞行器在高超

声速下的倾斜转弯运动进行了仿真。文献[3]建立了空天飞行器再入飞行条件下的6自由度模型; 文献[4]则研究了基于模糊理论的空天飞行器鲁棒自适应控制, 文献[5]研究了基于Terminal滑模的空天飞行器自适应鲁棒控制, 文献[6]则基于轨迹线性化方法研究了空天飞行器的控制方法。

## 1 数学模型

### 1.1 动力学模型

由于以姿态角作为姿态控制输出时高超声速飞行器再入模式的动力学方程呈现非最小相位行为, 因此姿态动力学方程一般以攻角、倾斜角和侧滑角作为输出。数学模型的具体推导可参考文献[7-8], 考虑到飞行器为无动力滑翔, 其动力学方

\* 收稿日期: 2011-03-01

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90916016); 湖南省优秀研究生创新基金资助项目

作者简介: 陈小庆(1982—), 男, 江苏泰兴人, 博士, E-mail: gkbatchelor@gmail.com;

侯中喜(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: cn\_hzx@sina.com.cn

程如下:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q - \tan\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) + \frac{-L + mg\cos\gamma\cos\mu}{mV\cos\beta} \\ \quad - \frac{V\cos\gamma}{r\cos\beta}(\cos\mu + \sin\mu\cos\gamma\sin\chi\tan\varphi) \\ \dot{\beta} = -r\cos\alpha + p\sin\alpha + \frac{Y\cos\beta + mg\sin\mu\cos\gamma}{mV} \\ \quad - \frac{V\cos\gamma}{r}(\sin\mu + \sin\chi\tan\varphi\cos\mu\cos\gamma) \\ \dot{\mu} = \sec\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) - \frac{g}{V}\tan\beta\cos\mu\cos\gamma \\ \quad + \frac{L(\tan\beta + \tan\gamma\sin\mu) + Y\tan\gamma\cos\beta\cos\mu}{mV} \\ \quad + \frac{V\cos\gamma}{r}[\tan\beta\cos\mu + \sin\chi\tan\varphi(\sin\gamma + \tan\beta\sin\mu\cos\gamma)] \\ \dot{p} = I_{pq}^p pq + I_{qr}^p qr + g_n^p n + g_l^p l \\ \dot{q} = I_{pp}^q p^2 + I_{rr}^q r^2 + I_{pr}^q pr + g_m^q m \\ \dot{r} = I_{qr}^r qr + I_{pq}^r pq + g_l^r l + g_n^r n \end{cases} \quad (1)$$

其中:

$$\begin{aligned} I_{pq}^p &= \frac{I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, & I_{pp}^q &= \frac{-I_{xz}}{I_{yy}}, & I_{rr}^q &= \frac{I_{xz}}{I_{yy}}, \\ I_{qr}^p &= \frac{I_{zz}(I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, & I_{pr}^q &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}, \\ I_{pq}^r &= \frac{I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, & I_{qr}^r &= \frac{-I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, \\ g_l^p &= \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, & g_n^p &= \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, & g_m^q &= \frac{1}{I_{yy}}, \\ g_l^r &= \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}, & g_n^r &= \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}. \end{aligned}$$

$\alpha, \beta, \mu$  分别为攻角、侧滑角和倾侧角,  $p, q, r$  分别为飞行器滚转、俯仰和偏转角速度;  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$  为飞行器转动惯量分量;  $l, m, n$  为飞行器所受的三轴力矩。  $L, Y$  分别为飞行器所受到的升力和侧向力,  $m$  为飞行器质量,  $V$  为速度。

## 1.2 气动参数模型

本文中气动参数采用乘波构型气动力数据拟合得到, 设计的气动控制面和 HTV-1 类似, 共有 6 个控制面, 如图 1 所示。本文所研究的滑翔飞行器基于乘波构型设计, 气动参数为乘波构型气动参数。气动力和气动力矩计算表达式为

$$\begin{aligned} L &= \bar{q}SC_D, D = \bar{q}SC_L, Y = \bar{q}SC_Y, \\ l &= \bar{q}bSC_l, n = \bar{q}bSC_n + x_{gp}Y, \\ m &= \bar{q}cSC_m - x_{gp}(D\sin\alpha + L\cos\alpha) \end{aligned}$$

其中:

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L0} + C_{L,\alpha}\alpha \\ C_D &= C_{D0} + C_{D,\alpha}\alpha + C_{D,\alpha^2}\alpha^2 \\ C_Y &= C_{Y,\beta}\beta \end{aligned} \quad (2)$$

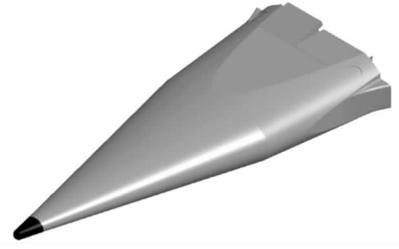


图 1 HTV-1 气动布局

Fig. 1 Aerodynamic design of HTV-1

$x_{gp}$  为质心到参考力矩中心(压心)的距离, 质心在参考力矩中心后为正。控制面的参数通过估算方法得到。假设飞行器共有  $N$  个气动控制面, 则

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L,\beta}\beta + \sum_{i=1}^N C_{L,\delta_i}\delta_i + C_{L,p}\frac{pb}{2V} + C_{L,r}\frac{rb}{2V} \\ C_m &= C_{m,\alpha}\alpha + \sum_{i=1}^N C_{m,\delta_i}\delta_i + C_{m,q}\frac{qc}{2V} \\ C_n &= C_{n,\beta}\beta + \sum_{i=1}^N C_{n,\delta_i}\delta_i + C_{n,p}\frac{pb}{2V} + C_{n,r}\frac{rb}{2V} \end{aligned} \quad (3)$$

$\delta_i$  为各控制面的舵偏角。由于在再入初级阶段, 大气稀薄, 气动舵面不能提供足够的力来控制飞行器的姿态, 除了气动控制面外, 再入滑翔飞行器还应包含喷流反作用控制系统(RCS)。随着飞行高度的降低, 动压逐渐增大, 逐渐过渡到采用气动控制面进行姿态控制<sup>[3, 9]</sup>, 本文主要研究大气层内的姿态控制, 不考虑 RCS 的建模及控制。

## 2 倾斜转弯分析

高超声速滑翔飞行器按照设计要求, 需要具备一定的侧向机动能力。采用倾斜转弯(BTT: Bank-To-Turn)技术进行机动较侧滑转弯具有较大的优势, 因此, 本文针对倾斜转弯相关参数进行了分析。

文献[10]通过研究最优滑翔轨迹指出: 飞行器在滑翔过程中, “除了要求对升力控制量进行初段和末段的调整, 在滑翔飞行的主要阶段, 接近于最大升阻比的滑翔是最优的滑翔”; 即在初始阶段需通过控制飞行器的姿态使其满足平衡滑翔条件, 从而获得较优的性能。这里以平衡滑翔弹道为参考弹道进行分析。

平衡滑翔条件下速度和密度(高度)的关系可由(4)式描述<sup>[11]</sup>:

$$\rho = \frac{2m(g r_0 - V^2)}{S \cdot C_L \cdot r_0 \cdot V^2} \quad (4)$$

其中  $S$  为参考面积,  $g$  为重力加速度,  $r_0$  为地心距。倾侧角为  $\mu$  时, 飞行器受力如图 2 所示。

假设飞行器倾斜转弯过程受力处于平衡

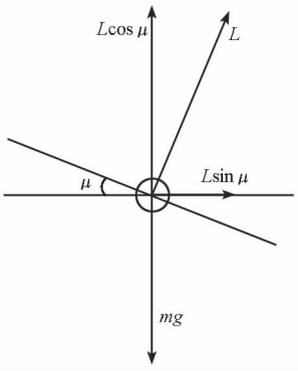


图2 倾斜转弯受力分析

Fig.2 Force analysis of bank-to-turn

状态:

$$\begin{aligned} L \cos \mu &= mg \\ L \sin \mu &= m \frac{V^2}{R} \end{aligned} \quad (5)$$

R表示飞行器倾斜转弯时的转弯半径,令无量纲速度  $u = \frac{V^2}{gr_0}$ ,此时飞行器所处的高度对应的密度为

$$\rho' = \frac{2m(1-u)}{S \cdot C_L \cdot r_0 \cdot u \cdot \cos \mu} \quad (6)$$

倾侧角度为  $\mu$  时,为保持竖直方向力平衡,飞行器下降高度对应的密度变化量

$$\Delta \rho = \frac{2m(1-u)}{S \cdot C_L \cdot r_0 \cdot u} \left( \frac{1}{\cos \mu} - 1 \right) \quad (7)$$

则在指数密度模型假设下,飞行器下降高度为

$$\Delta h = -\frac{1}{B} \ln(\cos \mu) \quad (8)$$

其中B为大气模型参数,上式表明,飞行器平衡滑翔时,倾斜转弯导致飞行器下降高度与飞行器气动参数、飞行速度等无关,只和倾侧角相关,关系如图3所示。

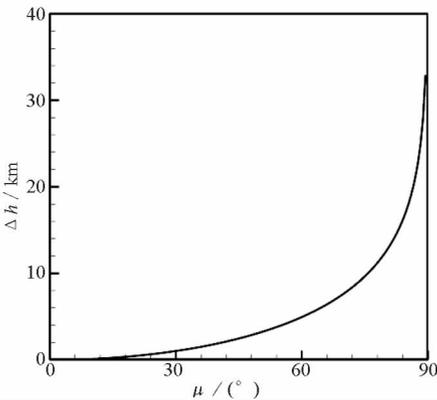


图3 下降高度随倾侧角变化关系

Fig.3 Decent height vs. bank angle

由(5)式可知,转弯半径和倾侧角之间关系为

$$R = \frac{V^2}{g \tan \mu} = \frac{ur_0}{\tan \mu} \quad (9)$$

结合(6)式可得转弯半径

$$R = \frac{2m \cdot r_0}{2m \cdot \tan \mu + \rho \cdot S \cdot C_L \cdot r_0 \cdot \sin \mu} \quad (10)$$

即转弯半径由来流状态、飞行器相关参数以及倾侧角共同决定。转弯半径随着升力系数的增加而降低。固定飞行器质量和升力系数的情况下,转弯半径和飞行高度之间的关系如图4所示。可以看出,转弯半径随着高度的降低而减小,相同高度时,转弯半径随着倾侧角的增大而减小。

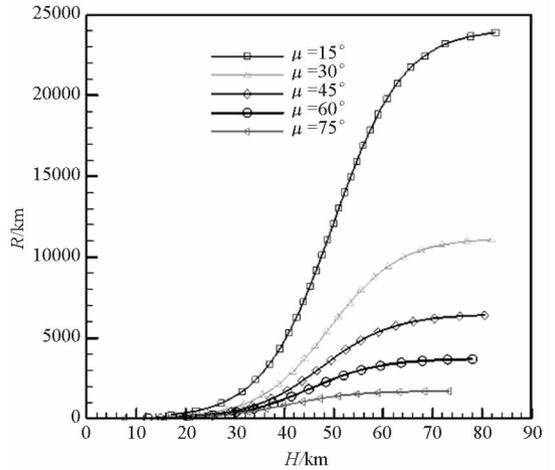


图4 转弯半径随高度变化曲线

Fig.4 Turn radius vs. height

只考虑滚转通道,假设高超声速条件下通过图1中的两侧副翼差动获得滚转力矩,则由动量矩方程:

$$I \frac{d\omega}{dt} = M \quad (11)$$

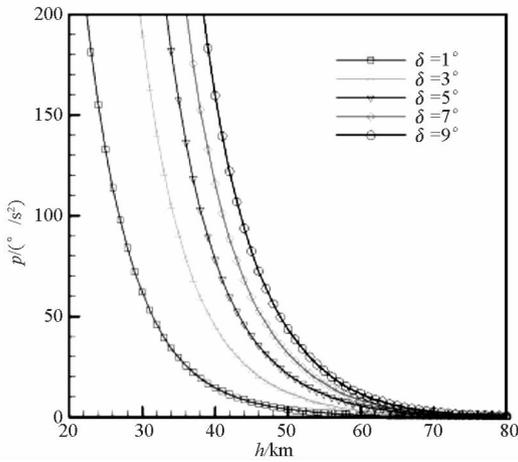
$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{M}{I_{xx}} = \frac{\Delta p \cdot S \cdot L}{I_{xx}} \quad (12)$$

滚转角加速度主要由控制面上下表面的压强差  $\Delta p$  决定,而这取决于来流状态参数,图5为不同条件(相同马赫数,不同差动角;相同差动角,不同马赫数)下滚转角加速度随高度的变化曲线。

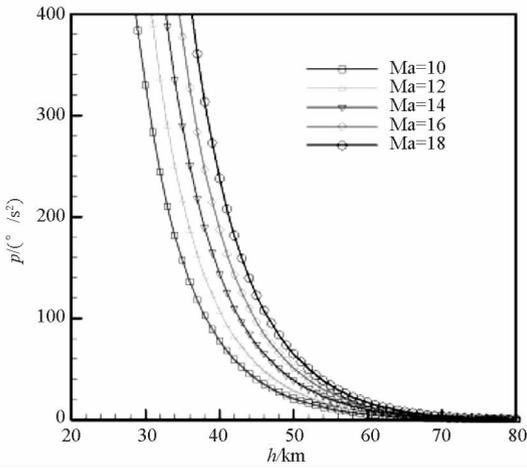
相同马赫数下,滚转角加速度随高度的增加而下降很快,舵面差动角度为  $9^\circ$  时,在40km高度,滚转角加速度达到  $160^\circ/s^2$ ,而在80km高度,其滚转角加速度仅为  $1^\circ/s^2$ 。不同马赫数条件下,滚转角加速度随高度的变化呈现同样的趋势。故针对倾侧角的控制能力随着高度的增加而快速下降,在设计制导控制指令时,应综合考虑不同高度速度下的滚转角加速度约束。

### 3 控制系统设计

基于动力学方程式(1)设计飞行控制系统。



不同舵面差动角 ( $Ma = 10$ )



不同马赫数 ( $\delta = 5^\circ$ )

图 5 滚转角加速度随高度变化曲线

Fig. 5 Roll angular acceleration vs. height

令姿态角  $\Omega = (\alpha, \beta, \mu)^T$ , 姿态角速度  $\omega = (p, q, r)^T$ ,  $\delta$  为控制变量, 控制方程可改写成如下形式

$$\dot{\Omega} = f_s + g_{s1}\omega + g_{s2}\delta \quad (13)$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f M_C \quad (14)$$

$M_C$  为控制力矩, 其表达式为

$$M_C = g_{f,\delta}\delta \quad (15)$$

$g_{f,\delta}$  为由控制面参数决定的矩阵。

### 3.1 快慢回路假设

高超声速滑翔飞行器的操纵面偏转所产生的操纵力比操纵力矩的作用小得多, 即舵面偏角  $\delta$  的改变对姿态角加速度  $[\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}]^T$  有显著的影响, 而对  $[\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}]^T$  的影响要小的多, 但  $[p, q, r]^T$  的变化对  $[\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}]^T$  却有很大影响, 因此称  $\omega = [p, q, r]^T$  为系统快状态, 称  $\Omega = [\alpha, \beta, \mu]^T$  为慢状态。基于这一事实, 可以利用奇异摄动理论, 为高超声速滑翔飞行器设计时标分离的快慢回路控制

器<sup>[12-13]</sup>。忽略式(13)中的  $g_{s2}$ , 则有

$$\dot{\Omega} = f_s + g_{s1}\omega \quad (16)$$

慢回路的设计目标是根据期望的制导指令  $\bar{\Omega}_c$  产生慢回路控制输入  $\bar{\omega}_c$ , 并作为快回路的期望值, 用于设计期望的控制力矩  $M_C$ 。为了保证设计的有效性, 必须要求快回路带宽足够大, 一般为慢回路的 3 ~ 5 倍。通过仿真可以检验, 忽略  $g_{s2}$  对受控状态的影响是较小的。高超声速滑翔飞行器快慢回路飞行控制系统结构如图 6 所示。

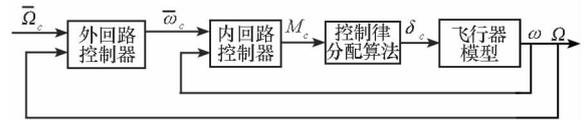


图 6 控制器结构

Fig. 6 Controller structure

### 3.2 轨迹线性化

轨迹线性化控制<sup>[14]</sup> (Trajectory Linearization Control, TLC) 是 20 世纪 90 年代发展起来的一种非线性控制方法, 具有很好的非线性跟踪和解耦控制能力。其设计思想是将跟踪问题变成一个沿着标称轨迹的非线性调节问题, 将渐进的跟踪控制利用一个 2 自由度的控制器来实现: (1) 一个动态的被控对象输入输出的逆映射, 用以根据期望的系统输出来产生标称的控制输入, 由于理想条件下的精确逆系统难以获得, 所以采用伪逆系统, 这是一个开环控制器; (2) 一个跟踪误差稳定调节器, 用以解决伪逆、初始条件和系统不确定等因素的影响, 并使系统具有一定的响应特性, 这是一个闭环控制器, 具体控制结构如图 7 所示。

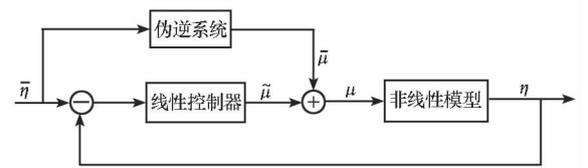


图 7 TLC 控制器

Fig. 7 TLC controller

### 3.3 标称指令计算

根据 TLC 方法的设计思想和步骤, 首先计算飞行器快慢回路的标称指令。由于慢回路标称指令为飞行器的制导指令, 即  $\bar{\Omega} = \Omega_c$ , 因此不难求得标称的姿态角速率  $\bar{\omega}$  为

$$\bar{\omega} = \bar{g}_{s1}^{-1}(\dot{\bar{\Omega}} - \bar{f}_s) \quad (17)$$

对于  $\bar{\omega}$  来说, 它又成为快回路的标称指令, 同理求得标称的快回路控制力矩如下

$$\bar{M}_C = \bar{g}_f^{-1}(\dot{\bar{\omega}} - \bar{f}_f) \quad (18)$$

为了保证系统的因果性,  $\dot{\bar{\Omega}}, \dot{\bar{\omega}}$  由  $\bar{\Omega}, \bar{\omega}$  经过如下伪微分器求得

$$G_{i,diff} = \frac{\omega_{i,diff}s}{s + \omega_{i,diff}}, i = 1, 2 \quad (19)$$

其中  $\omega_{i,diff}$  为低通滤波器的带宽, 选取时应保证给定的标称指令可以通过, 同时又抑制高频噪音<sup>[15]</sup>。

### 3.4 控制器设计

TLC 方法通过定义增广变量设计出具有比例积分形式的线性时变调节器来提高闭环系统的性能和鲁棒性。针对快慢回路有如下增广的系统状态向量定义:

$$\begin{aligned} x_1 &= \left[ \int \alpha dt, \alpha, \int \beta dt, \beta, \int \mu dt, \mu \right]^T \\ \bar{x}_1 &= \left[ \int \bar{\alpha} dt, \bar{\alpha}, \int \bar{\beta} dt, \bar{\beta}, \int \bar{\mu} dt, \bar{\mu} \right]^T \\ x_2 &= \left[ \int p dt, p, \int q dt, q, \int r dt, r \right]^T \\ x_{2c} &= \left[ \int p_c dt, p_c, \int q_c dt, q_c, \int r_c dt, r_c \right]^T \end{aligned} \quad (20)$$

以快回路为例, 快回路改写成如下形式:

$$\dot{x}_2 = F_2(x_2) + G_2(x_2)u_2 \quad (22)$$

$$y_2 = \omega$$

其中:

$$\begin{aligned} F_1 &= [p, f_p, q, f_q, r, f_r]^T, u_2 = M_c \\ G_1 &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ g_l^p & 0 & g_n^p \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & g_m^q & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ g_l^r & 0 & g_n^r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (23)$$

根据 TLC 方法设计思想, 定义增广系统状态误差  $e_2 = x_2 - x_{2c}$ , 并将误差动态特性在  $(\bar{x}_2, \bar{\omega}_2)$  处线性化, 可得

$$\begin{aligned} A_2(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{211}(t) & a_{212}(t) & a_{213}(t) & a_{214}(t) & a_{215}(t) & a_{216}(t) \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{221}(t) & a_{222}(t) & a_{223}(t) & a_{224}(t) & a_{225}(t) & a_{226}(t) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{231}(t) & a_{232}(t) & a_{233}(t) & a_{234}(t) & a_{235}(t) & a_{236}(t) \end{bmatrix} \\ B_2 &= G_2 \end{aligned}$$

式中  $a_{2ij}(t)$  具体表达式如下:

$$\begin{aligned} a_{211}(t) &= a_{213}(t) = a_{215}(t) = a_{221}(t) = a_{223}(t) \\ &= a_{225}(t) = a_{231}(t) = a_{233}(t) = a_{235}(t) = 0 \end{aligned}$$

$$a_{212}(t) = I_{pq}^p \bar{q} + \bar{Q}S \frac{b^2}{2V} (g_l^p C_{l,p} + g_n^p C_{n,p})$$

$$a_{214}(t) = I_{pq}^p \bar{p} + I_{qr}^p \bar{r}$$

$$a_{216}(t) = I_{qr}^p \bar{q} + \bar{Q}S \frac{b^2}{2V} (g_l^p C_{l,r} + g_n^p C_{n,r})$$

$$a_{222}(t) = 2I_{pp}^q \bar{p} + I_{pr}^q \bar{r}$$

$$a_{224}(t) = g_m^q \bar{Q}S C_{m,q} \frac{c^2}{2V}$$

$$a_{226}(t) = 2I_{rr}^q \bar{r} + I_{pr}^q \bar{p}$$

$$a_{232}(t) = I_{pq}^r \bar{q} + \bar{Q}S \frac{b^2}{2V} (g_l^r C_{l,p} + g_n^r C_{n,p})$$

$$a_{234}(t) = I_{qr}^r \bar{r} + I_{pq}^r \bar{p}$$

$$a_{236}(t) = I_{qr}^r \bar{q} + \bar{Q}S \frac{b^2}{2V} (g_l^r C_{l,r} + g_n^r C_{n,r})$$

取变换  $u_2(t) = T_2(t)v_2(t)$ , 可将  $B_2$  变换成标准型:

$$T_2(t) = \begin{bmatrix} \frac{g_n^r}{g_l^p g_n^r - g_l^r g_n^p} & 0 & \frac{-g_n^p}{g_l^p g_n^r - g_l^r g_n^p} \\ 0 & \frac{1}{g_m^q} & 0 \\ \frac{-g_l^r}{g_l^p g_n^r - g_l^r g_n^p} & 0 & \frac{g_l^p}{g_l^p g_n^r - g_l^r g_n^p} \end{bmatrix} \quad (24)$$

定义期望的快回路闭环误差动态特性为

$$A_{z2} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\tau_{211}(t) & -\tau_{212}(t) & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\tau_{223}(t) & -\tau_{224}(t) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\tau_{235}(t) & -\tau_{236}(t) \end{bmatrix}$$

由

$$A_{z2}(t) = A_{z2}(t) + B_{z2}(t)K_{z2}(t) \quad (25)$$

可求得

$$K_{z2}(t) = \frac{(A_{z2}(t) - A_{z2}(t))}{B_{z2}(t)} \quad (26)$$

则系统真实的时变反馈增益矩阵

$$K_2(t) = T_2 \cdot K_{z2}(t) \quad (27)$$

设  $K_1(t)$  为慢回路系统的时变反馈增益矩阵, 慢回路控制器可用类似方法求得, 这里从略。

### 3.5 闭环 PD 谱设计

根据闭环系统 PD 谱理论可设计期望的闭环系统矩阵  $A_{zc}$  中的时变系数<sup>[14-15]</sup>:

$$\begin{cases} \tau_{i11}(t) = \omega_{ni1}^2(t) \\ \tau_{i12}(t) = 2\zeta_{i1} \omega_{ni1}(t) - \frac{\dot{\omega}_{ni1}(t)}{\omega_{ni1}(t)} \end{cases} \quad (28)$$

$$\begin{cases} \tau_{i23}(t) = \omega_{ni2}^2(t) \\ \tau_{i24}(t) = 2\zeta_{i2} \omega_{ni2}(t) - \frac{\dot{\omega}_{ni2}(t)}{\omega_{ni2}(t)} \end{cases} \quad (29)$$

$$\begin{cases} \tau_{i35}(t) = \omega_{ni3}^2(t) \\ \tau_{i36}(t) = 2\zeta_{i3}\omega_{ni3}(t) - \frac{\dot{\omega}_{ni3}(t)}{\omega_{ni3}(t)} \end{cases} \quad (30)$$

其中  $\zeta_{ij}$  为常值阻尼,  $\omega_{nij}(t)$  为时变带宽, 由于飞行控制系统采用时标分离原则对内外回路分别进行设计, 因此要求内回路的带宽相对于外回路带宽要足够大, 以便满足奇异摄动理论的要求<sup>[15]</sup>。数值实验显示, 慢回路带宽取  $2\text{rad/s}$  较合适, 同时快回路带宽至少因为慢回路的 3 倍才能获得较好的性能。

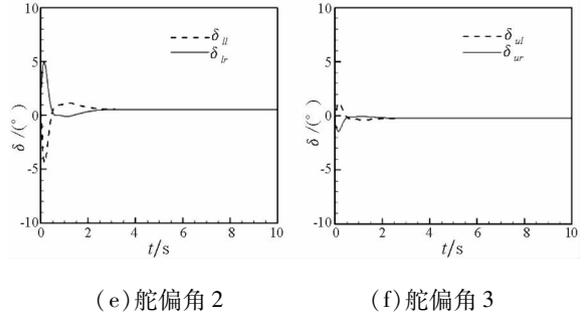
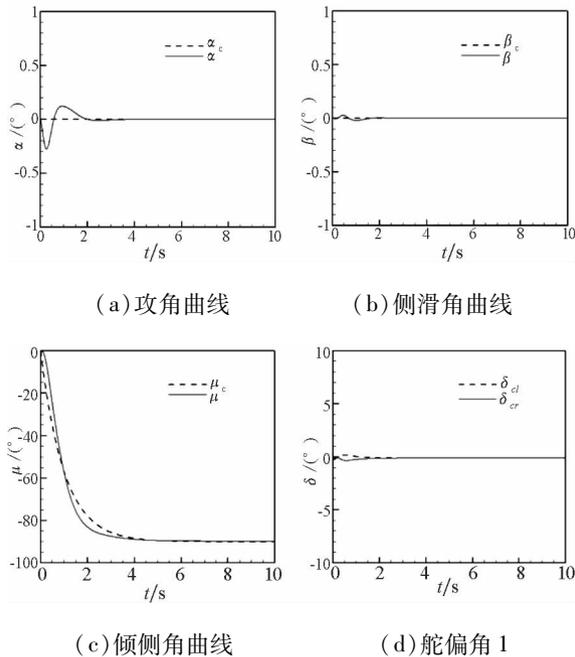
### 4 仿真结果分析

#### 4.1 控制器参数

采用数值方法研究控制系统的响应能力, 设计飞行器有 6 个控制面, 采用总偏转角最小的控制分配算法对控制力矩进行分配。系统实现时所需的控制器相关参数如下: 慢回路三通道的线性时变调节器阻尼均为  $\zeta_{1,i} = 0.7$ , 时变带宽为  $\omega_{n1,j} = 2\text{rad/s}$ , 伪微分带宽  $\omega_{1,diff} = 5\text{rad/s}$ ; 快回路的相应参数分别为  $\zeta_{2,i} = 0.7, \omega_{n2,j} = 10\text{rad/s}, \omega_{2,diff} = 15\text{rad/s}$ 。初始姿态角设为  $\alpha_0 = 0^\circ, \beta_0 = 0^\circ, \mu_0 = 0^\circ$ , 初始角速度均为 0; 目标姿态角设为  $\alpha_c = 0^\circ, \beta_c = 0^\circ, \mu_c = 90^\circ$ , 并通过低通滤波器  $1/(1+s)$  滤波。

#### 4.2 40km 高度仿真

首先选取 40km 高度, 马赫数 15, 仿真结果如图 8 所示。此时控制器能够实现对飞行器的姿态控制, 各个控制面偏转角均小于  $10^\circ$ 。



(e) 俯仰角 2 (f) 偏航角 3

图 8 40km 高度仿真结果

Fig. 8 Simulation results of 40km

#### 4.3 60km 高度仿真

高度增加到 60km 时, 马赫数 15 条件下, 直接按上述方法给制导指令, 则控制系统将发散, 原因如前所述, 控制系统根据制导指令计算得到的控制力矩超过控制面的控制能力, 改变控制策略, 制导指令采用分段的方法:

$$\mu_c = \begin{cases} -30^\circ, & t < 1\text{s} \\ -60^\circ, & 1\text{s} \leq t < 2\text{s} \\ -90^\circ, & t \geq 2\text{s} \end{cases} \quad (31)$$

仿真结果如图 9 所示。控制面偏转角度和 40km 高度相比有较大的提高, 这主要是由于 60km 高空空气密度远小于 40km 高空的空气密度。

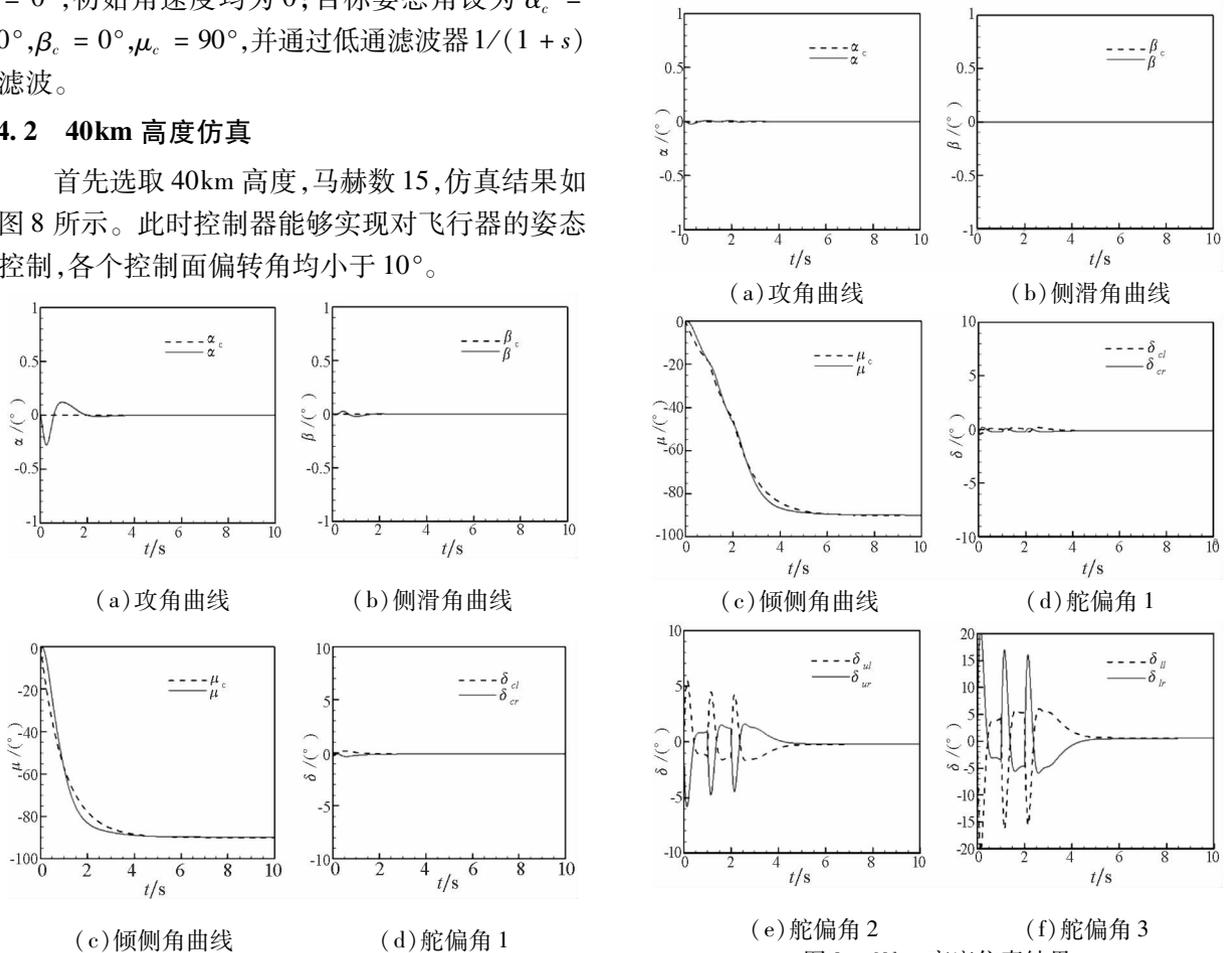


图 9 60km 高度仿真结果

Fig. 9 Simulation results of 60km

可以看出,在高空条件下,进行轨迹优化及控制时,应结合控制系统的实现能力,给定相关约束(主要是滚转角速度约束),以完成设计目标,验证了第二部分的分析结果。

仿真过程中,控制器均取相同参数,这表明,所设计的飞行器具有较强的鲁棒性。

## 5 结 论

本文针对与高超声速滑翔飞行器机动性能相关的倾斜转弯技术进行了研究。以平衡滑翔弹道为参考弹道,研究了倾斜转弯转弯半径、下降高度以及倾侧角之间的关系,提出在对控制系统进行设计时,应根据高度的差别考虑执行机构的响应能力,合理设计控制指令。

应用轨迹线性化方法设计了飞行器倾斜转弯姿态控制系统。根据奇异摄动理论将动力学系统分为快慢回路两部分,针对快慢回路分别设计控制器。对控制系统的性能进行了仿真分析,从仿真结果可以看出,设计的控制器具有良好的控制性能,但随着高度的增加,控制指令应结合实际控制能力,以完成对飞行器的姿态控制。

## 参考文献 (References)

- [1] 李菁菁,任章,黎科峰. 高超声速飞行器再入段的动力学建模与仿真[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(2): 534-537.  
LI Jingjing, REN Zhang, LI Kefeng. Flight dynamics modeling and simulation of hypersonic vehicles in reentry phase[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(2): 534-537. (in Chinese)
- [2] 李扬,陈万春. 高超声速飞行器BTT非线性控制器设计与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 249-253.  
LI Yang, CHEN Wanchun. Design and simulation of BTT nonlinear controller for hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 249-253. (in Chinese)
- [3] 钱承山,吴庆宪,姜长生. 空天飞行器概念设计再入数学建模研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 435-441.  
QIAN Chengshan, WU Qingxian, JIANG Changsheng.

- Atmospheric reentry modeling of aerospace vehicle dynamics for conceptual design Studies[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 435-441. (in Chinese)
- [4] Wang Y H, Wu Q X, Jiang C S, et al. Guaranteed cost fuzzy output feedback control via LMI method for re-entry attitude dynamics. [J]. Journal of Uncertain Systems. 2007, 21(1): 291-302.
- [5] 黄国勇,姜长生,王玉惠. 基于快速模糊干扰观测器的UASV再入Terminal滑模控制[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 292-297.  
HUANG Guoyong, JIANG Changsheng, WANG Yuhui. Research of terminal sliding mode control based on fast fuzzy disturbance observer for UASV ReEntry. [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 292-297. (in Chinese)
- [6] 张春雨,姜长生,朱亮. 基于模糊干扰观测器的空天飞行器轨迹线性化控制[J]. 宇航学报, 2007, 28(1): 33-38.  
ZHANG Chunyu, JIANG Changsheng, ZHU Liang. Trajectory linearization control for an aerospace vehicle based on fuzzy disturbance observer [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(1): 33-38. (in Chinese)
- [7] Snell S A. Nonlinear Dynamic-Inversion flight control of supermaneuverable aircraft [D]. University of Minnesota. 1991.
- [8] Mooij I E. The motion of a vehicle in a planetary atmosphere [M]. Delft, The Netherlands: Delft University Press, 1997.
- [9] Da Costa R R. Reentry attitude controller development using nonlinear dynamic inversion for the crew return vehicle [D]. Delft: Delft University of Technology. 2004.
- [10] Vinh N X. Hypersonic and planetary entry flight mechanics [M]. Michigan: The University of Michigan Press, 1980.
- [11] De Olivé F L. Nonlinear dynamics and stability of hypersonic reentry vehicles [D]. Michigan: University of Michigan, 1995.
- [12] Bevacqua T, Best E, Huizenga A, et al. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles [R]. AIAA 2004-875. 2004.
- [13] Chen X Q, Hou Z X, Liu J X. Nonlinear bank-to-turn autopilot design for hypersonic gliding vehicle [C]// International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics 2010. Harbing, China, 2010.
- [14] Zhu J J. Nonlinear tracking and decoupling by trajectory linearization [R]. 1998.
- [15] Zhu J J, Huizenga A B. A type two trajectory linearization controller for a reusable launch vehicle-a singular perturbation approach [R]. AIAA 2004-5184, 2004.