高超声速飞行器 BTT 非线性控制器设计与仿真

李 扬 陈万春

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 高超声速飞行器的气动特性比一般的飞行器更为复杂,选用 BTT(Bank-to-Turn)技术,即倾斜转弯技术可以满足其对于气动外形的要求,但随之给动力学系统带来了快时变、严重非线性及强烈耦合的特点. 针对高超声速飞行器倾斜转弯非线性控制器的这一特点,采用了一种更为有效的非线性系统的控制方法,即非线性动态逆技术. 首先建立了高超声速飞行器的非线性数学模型,然后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 2 部分,应用非线性动态逆理论分别对快逆回路和慢逆回路进行设计,其中慢逆回路控制器的输出作为快逆回路控制器的输入指令,最后对于所设计的系统在高超声速下的倾斜转弯运动进行了仿真验证. 仿真结果表明该控制系统可以实现倾斜转弯,并可以满足高超声速飞行器稳定飞行的要求.

关 键 词: 非线性动态逆; 倾斜转弯; 飞行控制系统; 高超声速

中图分类号: V 44

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)03-0249-05

Design and simulation of BTT nonlinear controller for hypersonic vehicle

Li Yang Chen Wanchun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aerodynamics effects of hypersonic vehicle are complex than that of common vehicle. Bank-to-turn(BTT) technique can satisfy the demands of hypersonic vehicle for aerodynamics shape, with which brings dynamics system the character of fast time-varying, strong coupling and high nonlinear. Against the character of the hypersonic vehicle bank-to-turn nonlinear controller, a more effective control method for nonlinear system was applied, which was nonlinear dynamic inversion technique. A nonlinear model was built. Then the dynamics controlled were separated into fast and slow variables in terms of singular perturbation theory. Two dynamic inversion control laws were designed for the fast and slow inversion loop. The outputs of outer loops were used as the inputs of inner loops. The above designed control laws were used to simulate according to the given bank-to-turn command in hypersonic flight conditions. The simulation results show that the control system can achieve bank-to-turn motion and guarantee the stability of the hypersonic vehicle.

Key words: nonlinear dynamic inversion; bank-to-turn; flight control systems; hypersonic

倾斜转弯技术,即 BTT (Bank-to-Turn) 技术可以满足高超声速飞行器气动外形和与冲压发动机兼容的要求. 但是,由于倾斜转弯飞行器在做机动飞行时要绕速度矢量快速滚转,使其动力学系统成为一个同时具有快时变性、非线性和强耦合性的复杂多变量对象. 采用古典控制理论的传统设计方法和基于现代控制理论的线性设计方法难以解决此类问题,因此有必要寻求更为有效的非线性系统的设计理论和控制方法.

文献[1]应用自适应反演技术,设计了满足倾斜转弯控制要求的高超声速巡航导弹自动驾驶仪. 本文主要研究近年来在非线性控制理论中迅

收稿日期: 2005-06-19

作者简介: 李 扬(1981-),女,河南南阳人,硕士生, liyang3250@sohu.com.

速发展的一种设计方法——非线性动态逆设计方法. 文献[2]是比较经典的文献,文中 Snell 详细介绍了如何应用非线性动态逆方法设计超机动飞机的飞控系统.

目前国内的研究文献中,主要还是将动态逆应用到超机动飞机的控制律设计当中.

文献[3]针对战斗机大迎角飞行,采用动态逆理论设计了带推力矢量控制的飞控系统,机动动作为飞机的大迎角拉起过程. 文献[4,5]着重应用动态逆设计方法对复杂过失速机动进行飞控设计和仿真,针对超机动飞机的大迎角和高角速率,同样加入推力矢量控制. 文献中的研究对象多为超机动飞机,飞行高度的变化和马赫数较小,大都为亚音速飞行.

本文主要参照文献[1,6],首先建立了高超声速飞行器的非线性数学模型,然后应用非线性动态逆理论分别设计了快回路和慢回路的控制律,最后针对飞行器在高超声速下的倾斜转弯运动进行了仿真,结果表明该控制系统可以满足高超声速飞行器倾斜转弯的控制要求.

1 构造控制律的基本方案

为简化控制律并考虑工程因素,本文研究基于一阶动态逆的非线性控制器的设计方法.

飞行器6自由度12状态非线性刚体动力学方程组简记为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \cdot \boldsymbol{u} \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{x}$ 和 $\boldsymbol{u}$ 分别是状态和控制向量;$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})$,$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$ 为 $\boldsymbol{x}$ 的非线性函数矩阵.

非线性动态逆是利用非线性状态反馈的方法将原非线性系统 $\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\cdot\boldsymbol{u}$ 线性化. 若式(1)中控制矩阵 $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$ 可逆,则令 $\boldsymbol{u}=\boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x})\cdot(\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}))$;若 $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$ 不是方阵,但存在右逆 $\boldsymbol{g}_{\mathrm{R}}^{-1}(x)$,则令 $\boldsymbol{u}=\boldsymbol{g}_{\mathrm{R}}^{-1}(\boldsymbol{x})\cdot(\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}))$,其中 $\boldsymbol{g}_{\mathrm{R}}^{-1}(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{g}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})(\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{g}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x}))^{-1}$. 在这种情况下,系统的输入输出个数不要求相等,但必须满足控制变量的个数大于等于输出的个数. 选取期望的动态特性 $\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{\omega}\cdot(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{x})$,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}$ 为指令值,$\boldsymbol{\omega}$ 为增益. 可见,如果信号先后经过原系统 $\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\cdot\boldsymbol{u}$ 和逆系统 $\boldsymbol{u}=\boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x})\cdot(\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}))$ 的2次作用之后,其结果等价于仅仅经过了一个线性映射 $\dot{\boldsymbol{x}}=\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{d}}=\boldsymbol{\omega}\cdot(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{x})$. 这样就通过控制矩阵求逆去除了系统现有的非线性动力学,代之以设计者期望的伪线性动力学模型,从而可以采用线性系统设计方法进行设计.

2 控制律的具体构造

2.1 分阶控制思想

在设计倾斜转弯飞行器的控制器时,选取如下9个状态变量:滚转角速度 ω_x,偏航角速度 ω_y,俯仰角速度 ω_z,攻角 α,侧滑角 β,气流滚转角 γ_{c},飞行速度 V,弹道偏角 ψ_{c} 和弹道倾角 θ.

由于系统的阶数过高,直接用非线性动态逆方法求逆系统将使计算过程变得过于繁琐,而状态变量的动态响应过程具有明显时间尺度差异的特性,因此根据奇异摄动理论,采用分阶控制的思想,选取如下3组变量分别作为控制器设计的对象:快变量[$\omega_x\ \omega_y\ \omega_z$],慢变量[$\alpha\ \beta\ \gamma_{\mathrm{c}}$]和最慢变量[$V\ \psi_{\mathrm{c}}\ \theta$].

根据这3组变量,将整个系统分离成3个瞬态解耦的非线性子系统,然后利用非线性动态逆方法分别进行线性化. 由飞行器动力学规律可知,控制舵面对于[$\alpha\ \beta\ \gamma_{\mathrm{c}}$]的作用是非常慢的,对于[$\omega_x\ \omega_y\ \omega_z$]的作用比较快,因此,在求[$\omega_x\ \omega_y\ \omega_z$]子系统的动态逆时,可认为[$\alpha\ \beta\ \gamma_{\mathrm{c}}$]和[$V\ \psi_{\mathrm{c}}\ \theta$]变量为常量,而在求[$\alpha\ \beta\ \gamma_{\mathrm{c}}$]的动态逆时,把[$V\ \psi_{\mathrm{c}}\ \theta$]看作常量. 本文仅设计有指令攻角 α^{c}、指令侧滑角 β^{c}、指令气流滚转角 $\gamma_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}$ 指令提供时的快逆回路和慢逆回路. 其频带关系为:快回路[$\omega_x\ \omega_y\ \omega_z$]为5~10 rad/s,慢回路[$\alpha\ \beta\ \gamma_{\mathrm{c}}$]比快回路低5~10倍,即确保了快回路对慢回路的信号可以精确地跟踪.

针对这2个回路,飞行器的动力学模型可以被分为2组独立的微分方程:一组是慢动力学 $\dot{\boldsymbol{x}}$,另一组是快动力学 $\dot{\boldsymbol{y}}$:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \cdot \boldsymbol{y} \tag{2}$$

$$\dot{\boldsymbol{y}} = \boldsymbol{h}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) + \boldsymbol{k}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}) \cdot \boldsymbol{u} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{x}=[\alpha\quad\beta\quad\gamma_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{y}=[\omega_x\quad\omega_y\quad\omega_z]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{u}=[\delta_x\quad\delta_y\quad\delta_z]^{\mathrm{T}}$.

2.2 力和力矩模型

忽略次要因素,只考虑作用于飞行器的空气动力产生的外力矩 M_x,M_y,M_z,得到外力矩的简化表达式如式(4)所示:

$$\left.\begin{aligned} M_x &= M_x^{\beta}\beta + M_x^{\omega_x}\omega_x + M_x^{\omega_y}\omega_y + \\ &\quad M_x^{\delta_x}\delta_x + M_x^{\delta_y}\delta_y \\ M_y &= M_y^{\beta}\beta + M_y^{\omega_y}\omega_y + M_y^{\delta_y}\delta_y \\ M_z &= M_z^{\alpha}\alpha + M_z^{\omega_z}\omega_z + M_z^{\delta_z}\delta_z \end{aligned}\right\} \tag{4}$$

其中

$$M_x^{\beta}=\bar{q}SLm_x^{\beta} \qquad M_x^{\omega_x}=\bar{q}SL^2m_x^{\omega_x}/2V$$
$$M_x^{\omega_y}=\bar{q}SL^2m_x^{\omega_y}/2V \qquad M_x^{\delta_x}=\bar{q}SLm_x^{\delta_x}$$
$$M_x^{\delta_y}=\bar{q}SLm_x^{\delta_y} \qquad M_y^{\beta}=\bar{q}SLm_y^{\beta}$$
$$M_y^{\omega_y}=\bar{q}SL^2m_y^{\omega_y}/2V \qquad M_y^{\delta_y}=\bar{q}SLm_y^{\delta_y}$$
$$M_z^{\alpha}=\bar{q}SLm_z^{\alpha} \qquad M_z^{\omega_z}=\bar{q}SL^2m_z^{\omega_z}/2V$$
$$M_z^{\delta_z}=\bar{q}SLm_z^{\delta_z}$$

升力和侧向力的简化表达式如式(5)所示:

$$\left.\begin{aligned}Y&=Y^{\alpha}\alpha+Y^{\delta_x}\delta_x+Y^{\delta_y}\delta_y+Y^{\delta_z}\delta_z\\Z&=Z^{\beta}\beta+Z^{\delta_x}\delta_x+Z^{\delta_y}\delta_y+Z^{\delta_z}\delta_z\end{aligned}\right\}\tag{5}$$

其中

$$Y^{\alpha}=C_y^{\alpha}\bar{q}S \qquad Y^{\delta_x}=C_y^{\delta_x}\bar{q}S$$
$$Y^{\delta_y}=C_y^{\delta_y}\bar{q}S \qquad Y^{\delta_z}=C_y^{\delta_z}\bar{q}S$$
$$Z^{\beta}=C_z^{\beta}\bar{q}S \qquad Z^{\delta_x}=C_z^{\delta_x}\bar{q}S$$
$$Z^{\delta_y}=C_z^{\delta_y}\bar{q}S \qquad Z^{\delta_z}=C_y^{\delta_z}\bar{q}S$$

式中,$\bar{q}$ 为动压;S 为参考面积;L 为参考长度;δ_x,δ_y,δ_z 为舵偏角.

2.3　快逆回路的构造

由飞行器本体坐标系下的角速率方程得到快回路方程,见式(3),即

$$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_x\\\dot{\omega}_y\\\dot{\omega}_z\end{bmatrix}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})+\boldsymbol{k}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})\begin{bmatrix}\delta_x\\\delta_y\\\delta_z\end{bmatrix}\tag{6}$$

其中

$$\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})=\boldsymbol{B}^{-1}\left\{\boldsymbol{A}\begin{bmatrix}\alpha\\\beta\\\omega_x\\\omega_y\\\omega_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}(I_y-I_z)\omega_y\omega_z\\(I_z-I_x)\omega_x\omega_z\\(I_x-I_y)\omega_x\omega_y\end{bmatrix}\right\}$$

$$\boldsymbol{k}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})=\boldsymbol{B}^{-1}\begin{bmatrix}M_x^{\delta_x}&0&0\\0&M_y^{\delta_y}&0\\0&0&M_z^{\delta_z}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0&0&M_x^{\omega_x}&0&0\\0&M_y^{\beta}&0&M_y^{\omega_y}&0\\M_z^{\alpha}&0&0&0&M_z^{\omega_z}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}I_x&0&0\\0&I_y&0\\0&0&I_z\end{bmatrix}$$

令

$$\boldsymbol{p}(\boldsymbol{y})=\boldsymbol{B}^{-1}\begin{bmatrix}(I_y-I_z)\omega_y\omega_z\\(I_z-I_x)\omega_x\omega_z\\(I_x-I_y)\omega_x\omega_y\end{bmatrix}\tag{7}$$

可以看出,$\boldsymbol{p}(\boldsymbol{y})$ 为惯性耦合项,惯性耦合数值随 ω_x 的增大而增大. $\boldsymbol{k}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})$ 为 3×3 函数阵,其满秩性取决于 α,V 及气动系数 $M_x^{\delta_x}$,$M_y^{\delta_y}$,$M_z^{\delta_z}$. 在本文讨论的系统中,$\boldsymbol{k}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})$ 总是满秩的,可在飞行包线内加以验证.

应用动态逆可以得到足以产生期望的角加速度的舵面偏转指令如式(8)所示:

$$\begin{bmatrix}\delta_x^{c}\\\delta_y^{c}\\\delta_z^{c}\end{bmatrix}=\boldsymbol{k}^{-1}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})\left\{\begin{bmatrix}\dot{\omega}_x^{d}\\\dot{\omega}_y^{d}\\\dot{\omega}_z^{d}\end{bmatrix}-\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y})\right\}\tag{8}$$

取期望的闭环快回路动力学如式(9)所示:

$$\begin{bmatrix}\dot{\omega}_x^{d}\\\dot{\omega}_y^{d}\\\dot{\omega}_z^{d}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\omega_{\omega_x}(\omega_x^{c}-\omega_x)\\\omega_{\omega_y}(\omega_y^{c}-\omega_y)\\\omega_{\omega_z}(\omega_z^{c}-\omega_z)\end{bmatrix}\tag{9}$$

式中,ω_x^{c},ω_y^{c},ω_z^{c} 为快回路指令值;ω_{ω_x},ω_{ω_y},ω_{ω_z} 为增益. 为保证出现滚转机动时通道间协调问题,将带宽设定为相同值 10 rad/s. 显然 $[\dot{\omega}_x\ \dot{\omega}_y\ \dot{\omega}_z]^{T}=[\dot{\omega}_x^{d}\ \dot{\omega}_y^{d}\ \dot{\omega}_z^{d}]^{T}$,对外为一阶线性系统.

2.4　慢逆回路的构造

由飞行器质心运动的动力学方程得到慢回路方程,见式(2),即

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\\dot{\beta}\\\dot{\gamma}_c\end{bmatrix}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})+\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\begin{bmatrix}\omega_x\\\omega_y\\\omega_z\end{bmatrix}\tag{10}$$

其中

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})=\frac{1}{mV}\begin{bmatrix}-Y^{\alpha}&0&0\\0&Z^{\beta}&0\\0&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha\\\beta\\\gamma_c\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}-\beta&0&1\\\alpha&1&0\\1&0&0\end{bmatrix}$$

可以看出,$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$ 为运动学耦合项,运动学耦合数值随 ω_x 的增大而增大. $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$ 为 3×3 函数阵,显然 $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$ 可逆.

应用动态逆可以得到足以产生期望的攻角、侧滑角、气流滚转角角速度的本体角速率指令 ω_x^{c},ω_y^{c},ω_z^{c} 如式(11)所示:

$$\begin{bmatrix}\omega_x^{c}\\\omega_y^{c}\\\omega_z^{c}\end{bmatrix}=\boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x})\left\{\begin{bmatrix}\dot{\alpha}^{d}\\\dot{\beta}^{d}\\\dot{\gamma}_c^{d}\end{bmatrix}-\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})\right\}\tag{11}$$

取期望的慢回路动力学如式(12)所示:

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}^{\mathrm{d}}\\ \dot{\beta}^{\mathrm{d}}\\ \dot{\gamma}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{d}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\omega_{\alpha}(\alpha^{\mathrm{c}}-\alpha)\\ \omega_{\beta}(\beta^{\mathrm{c}}-\beta)\\ \dfrac{4}{s+4}\dot{\gamma}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}\end{bmatrix}\tag{12}$$

其中 $\dot{\gamma}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}=\omega_{\gamma_{\mathrm{c}}}(\gamma_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}-\gamma_{\mathrm{c}})$

式中,α^{c},β^{c},$\gamma_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}$ 为慢回路指令值;ω_{α},ω_{β},$\omega_{\gamma_{\mathrm{c}}}$ 为增益;为避免内外环动力学耦合,取带宽 $\omega_{\alpha}=\omega_{\beta}=2$ rad/s;$\omega_{\gamma_{\mathrm{c}}}=1.5$ rad/s. 显然这时有 $[\dot{\alpha}\ \dot{\beta}\ \dot{\gamma}_{\mathrm{c}}]^{\mathrm{T}}=[\dot{\alpha}^{\mathrm{d}}\ \dot{\beta}^{\mathrm{d}}\ \dot{\gamma}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{d}}]^{\mathrm{T}}$,对外为一阶线性系统.

2.5 动态逆控制系统结构

完成了快慢逆系统的设计之后,图 1 给出了动态逆控制系统的结构示意图.

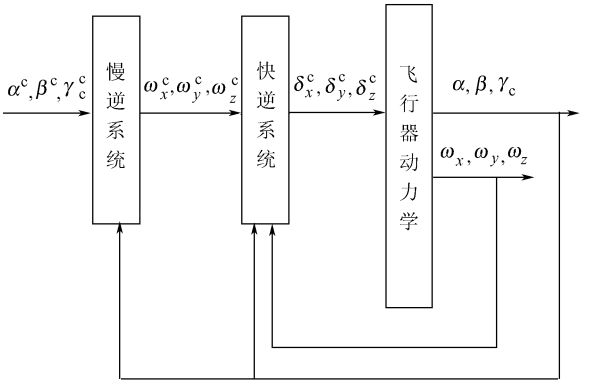


图 1 动态逆控制系统结构

3 控制系统仿真验证

针对高超声速倾斜转弯飞行器的倾斜转弯阶段,应用 Matlab 软件对飞行器 6 自由度模型进行控制系统的仿真验证. 图 2 为高度 50 km,马赫数 *Ma* 为 18 时的特征点跟踪结果,$\alpha^{\mathrm{c}}=6°$,$\beta^{\mathrm{c}}=0°$,$\gamma_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}$ 为±30°交替的方波.

图 3 为飞行高度 50 ~ 30 km 的航迹仿真结果,初速为 6 km/s,$\alpha^{\mathrm{c}}=6°$,$\beta^{\mathrm{c}}=0°$,$\gamma_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}=30°$. 通过图 3 航迹仿真结果可以看出飞行器在倾斜转弯时,虽然 *Ma* 和高度 *H* 的变化很大,但是 α 和 α^{c},γ_{c} 和 $\gamma_{\mathrm{c}}^{\mathrm{c}}$ 基本重合,说明所设计的控制系统具有良好的指令跟踪能力. β 几乎为零表明应用非线

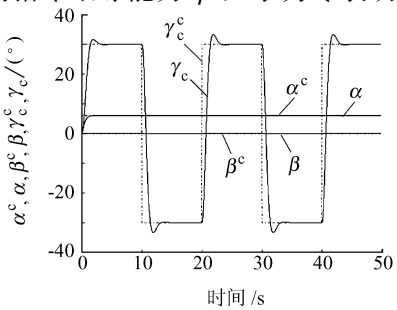
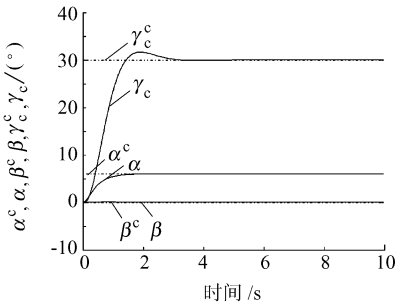
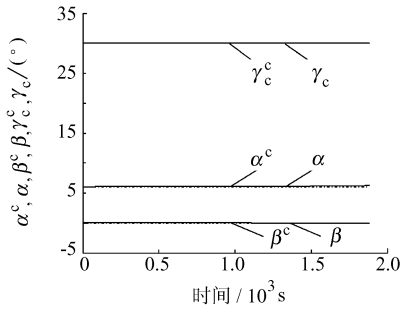


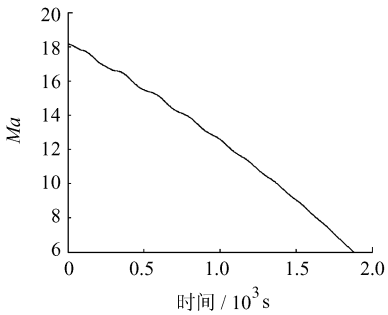
图 2 特征点跟踪结果



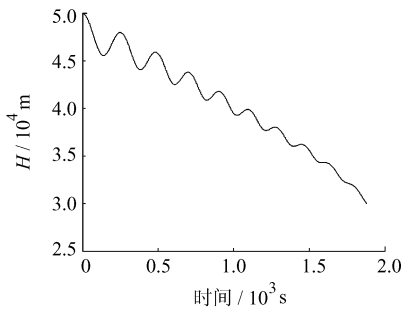
a 10 s 内的指令跟踪结果



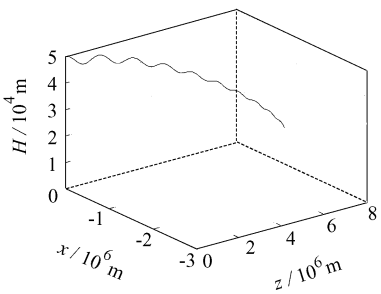
b 2 000 s 内的指令跟踪结果



c *Ma* 的变化曲线



d *H* 的变化曲线



e 飞行航迹

图 3 航迹仿真结果

性动态逆控制方法设计的耦合通道控制器能够满足解耦与精确控制的要求.

4　结 束 语

高超声速飞行器已经成为 21 世纪世界航空航天领域一个重要的发展方向. 本文的工作展示了非线性动态逆理论应用于具非线性特性的高超声速飞行器倾斜转弯控制器中的良好表现. 然而,此处应用非线性动态逆的一个基本假设就是飞行器的动力学模型是精确的,但是随着飞行器在大空域内高速飞行,气动参数的摄动比较大,给动力学模型带来了很大的不确定性,这一假设的合理性就值得进一步的研究. 因此,可以考虑在以下 2 个方面进行研究,一方面针对动力学模型,建立更为准确可靠的反映飞行器对象特性的仿真模型,考虑大空域和高速飞行时气动参数的摄动;另一方面针对飞控系统,进一步改进控制器的设计方法,采用内环动态逆加外环鲁棒控制的方法,设计出具鲁棒性的控制器以实现对具不确定性的模型的有效控制.

参考文献 (**References**)

[1] 郭　强,陈万春. 自适应反演技术在高超声速巡航导弹自动驾驶仪设计中的应用研究[A]. 飞行力学与飞行试验学术交流年会论文集[C]. 长沙: 中国飞行试验研究院飞行力学杂志社,2004. 213 ~ 219
Guo Qiang, Chen Wanchun. The apply and development of adaptive back-stepping design technique for hypersonic cruise missile autopilot design [A]. Flight Dynamics and Flight Test Academic Communion Annual Conference[C]. Changsha: Chinese Flight Test Establishment Flight Dynamic, 2004. 213 ~ 219 (in Chinese)

[2] Antony Snell S. Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992,15(4):976 ~ 984

[3] 申功璋,郝健康,彭可茂,等. 综合飞行/推力矢量控制系统设计与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 1998,24 (3):279 ~ 282
Shen Gongzhang, Hao Jiankang, Peng Kemao, *et al*. Design and simulation of integrated flight/vectored thrust control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24 (3):279 ~ 282(in Chinese)

[4] 朱　恩,郭锁凤. 超机动飞机的非线性控制与飞行员在环实时仿真[J]. 南京航空航天大学学报,1995,27(5):584 ~ 593
Zhu En, Guo Suofeng. Nonlinear control for super-maneuvering aircraft and pilot-in-the-loop real-time simulation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 27 (5):584 ~ 593(in Chinese)

[5] 范子强,方振平. 超机动飞机的非线性飞行控制研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(14):404 ~ 407
Fan Ziqiang, Fang Zhenping. Nonlinear flight control design for supermaneuverable aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26 (14):404 ~ 407 (in Chinese)

[6] Ito D. Robust dynamic inversion controller design and analysis (using the X-38 vehicle as a case study) [D]. Houston: Department of Aerospace Engineering, Texas A&M University, 2001