

引用格式:牟金震,王玉惠,吴庆宪,等.高超声速飞行器姿态运动协调研究[J].电光与控制,2017,24(10):17-21. MU J Z, WANG Y H, WU Q X, et al. Attitude coordinated control for hypersonic flight vehicle[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(10):17-21.

高超声速飞行器姿态运动协调研究

牟金震, 王玉惠, 吴庆宪, 甄武斌
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要:研究了高超声速飞行器的姿态运动间的强耦合问题并设计了姿态协调控制器,首先基于状态变量间耦合度推导了耦合熵,再基于耦合分析设计了协调因子,其中将状态变量间的耦合熵作为协调因子的参数,然后引入协调因子设计了姿态控制器。仿真结果表明,所设计的协调控制器可有效应对高超声速飞行器姿态运动间的强耦合问题,在保证姿态稳定的前提下,实现了姿态角之间的协调控制。

关键词:高超声速飞行器;姿态运动;耦合熵;耦合利用;协调控制

中图分类号: O213.2 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2017.10.004

Attitude Coordinated Control for Hypersonic Flight Vehicle

MU Jin-zhen, WANG Yu-hui, WU Qing-xian, ZHEN Wu-bin

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To reduce the negative impacts of strong coupling of attitude dynamics, a coordination controller is proposed for the attitude dynamics of a hypersonic flight vehicle. Based on the variable coupling degree matrices, the coupling entropies are deduced firstly. Two types of coordinated factors are designed by using coupling analysis method, in which the coupling entropies of the state variables are taken as the parameters of the coordinated factors. The attitude controller is designed by integrating the coordinated factors. The simulation results indicated that the designed coordination controller can effectively coordinate the coupling impacts, and achieve satisfactory attitude tracking performance.

Key words: hypersonic flight vehicle; attitude dynamics; coupling entropy; coupling utilization; coordination control

0 引言

高超声速飞行器具有重要的军事战略意义,是21世纪空天作战的杀手锏武器^[1],因此近年来成为研究的热点。高超声速飞行器存在强耦合问题,主要体现在姿态运动、轨迹运动和推力系统之间强耦合效应的长时间积累,会导致飞行器姿态系统失稳^[2],为此,针对耦合的分析和控制,不少学者开展了相应的工作。文献[3]通过分层设计的思想,基于非线性广义预测控制方法研究了高超声速飞行器纵向运动的飞行/推力协调;文献[4]重点分析了机体-推力耦合特性、高度-速度耦合特性,提出了基于工作状态平衡点的油门和升降舵协调控制方法。另外,由于姿态是飞行稳

定的首要目标,关于姿态的协调控制及解耦控制也取得不少研究成果。文献[5]基于单向滑模方法研究了姿态/轨迹协调控制问题;文献[6-8]研究了高超声速飞行器再入时的姿态控制问题;文献[9-10]基于奇异摄动理论设计了内外环解耦控制。上述文献成果均在一定程度上实现了姿态运动的协调,并为后续工作奠定了基础。但由于高超声速飞行器非线性动态的复杂性,这些成果并未给出明确的协调机制以主动缓解、抑制或利用耦合效应,因此继续深入开展高超声速飞行器的动态协调是非常必要的。

基于以上分析,本文针对高超声速飞行器姿态运动的强耦合特点,根据耦合度分析方法^[11]引入耦合熵,并基于耦合熵设计了协调因子,主动通过协调因子改善耦合效应引起的动态振荡,最后通过仿真验证了所设计的协调方法的可行性和有效性。

1 高超声速飞行器姿态运动模型

本文研究的高超声速飞行器姿态运动模型可描

收稿日期:2016-11-07

修回日期:2016-11-18

基金项目:国家自然科学基金(61374212);中央高校基本科研业务费(NS2015031)

作者简介:牟金震(1991—),男,内蒙古赤峰人,硕士,研究方向为先进飞行控制技术。

述为^[12-15]

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{f}_s + \mathbf{g}_1 \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{f}_f + \mathbf{g}_2 \mathbf{M}_c \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{\Omega} = [\alpha, \beta, \mu]^T$, α, β 和 μ 分别表示迎角、侧滑角和滚转角; $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$, p, q 和 r 分别表示滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率; $\mathbf{M}_c = \mathbf{g}_{f\delta} \boldsymbol{\delta}, \mathbf{g}_{f\beta} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为快回路舵面分配矩阵; $\boldsymbol{\delta} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$, δ_e, δ_a 和 δ_r 分别为左、右升降舵和方向舵的舵偏角; $\mathbf{f}_s = [f_\alpha, f_\beta, f_\mu]^T$ 为慢回路系统状态函数向量; $\mathbf{g}_1 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为慢回路系统输入矩阵; $\mathbf{f}_f = [f_p, f_q, f_r]^T$ 为快回路系统 - 函数向量。 $\mathbf{f}_s, \mathbf{g}_1, \mathbf{f}_f, \mathbf{g}_2$ 具体表达式为

$$\begin{cases} f_\alpha = \frac{1}{MV \cos \beta} (-\bar{q} SC_{L,\alpha} + Mg \cos \gamma \cos \mu) \\ f_\beta = \frac{1}{MV} (\bar{q} SC_{Y,\beta} + Mg \cos \gamma \sin \mu) \\ f_\mu = \frac{1}{MV} \bar{q} SC_{Y,\beta} \beta \tan \gamma \cos \mu + \frac{1}{MV} \bar{q} SC_{L,\alpha} \cdot \\ (\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) - \frac{g}{V} \cos \gamma \cos \mu \tan \beta \end{cases} \quad (2)$$

$$\mathbf{g}_1 = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \cos \alpha \sec \beta & 0 & \sin \alpha \sec \beta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{cases} f_p = \frac{1}{I_{xx}} (l_{\text{aero}} + (I_{yy} - I_{zz})qr) \\ f_q = \frac{1}{I_{yy}} (m_{\text{aero}} + (I_{xx} - I_{zz})pr) \\ f_r = \frac{1}{I_{zz}} (n_{\text{aero}} + (I_{xx} - I_{yy})pq) \end{cases} \quad (4)$$

$$\mathbf{g}_2 = \begin{bmatrix} g_1^p & 0 & 0 \\ 0 & g_m^q & 0 \\ 0 & 0 & g_n^r \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(2)~式(5)中涉及的各项参数的定义与取值参见文献[12-15],限于篇幅,不再详述。

2 飞行器耦合分析

2.1 耦合度定义

考虑 $u_j, j=1, 2, \dots, m$ 和 $x_i, i=1, 2, \dots, n$ 分别是系统中两个相互耦合的变量组,对变量进行数值采样,并应用采样统计算法可得 $p(u_j)$ 和 $p(x_i)$, 则 u_j 对 x_i 的影响程度为

$$p(x_i) = a_{i1}p(u_1) + a_{i2}p(u_2) + \dots + a_{ij}p(u_j) + \dots + a_{im}p(u_m) \quad (6)$$

式中: a_{ij} 为 u_j 对 x_i 的影响度; $p(x_i) \triangleq \sum_{k=1}^n (x_{ik} - \bar{x}_i)$, $p(u_j) \triangleq \sum_{k=1}^m (u_{jk} - \bar{u}_j)$, x_{ik} 和 u_{jk} 分别为 x_i 和 u_j 的第 k 个采样值, \bar{x}_i 和 \bar{u}_j 分别为 x_i 和 u_j 的采样均值。

同理, x_i 对 u_j 的影响程度为

$$p(u_j) = b_{j1}p(x_1) + b_{j2}p(x_2) + \dots + b_{ji}p(x_i) + \dots + b_{jn}p(x_n) \quad (7)$$

式中, b_{ji} 为 x_i 对 u_j 的影响度。

综合式(6)和式(7),该系统中变量 u_j 与 x_i 的耦合度可表示为

$$\eta_{ij} = a_{ij} \cdot b_{ji} \quad (8)$$

2.2 姿态动态耦合分析

运用2.1节所述方法对高超声速飞行器姿态模型进行耦合度分析。选取控制输入变量组 $\mathbf{u} \triangleq [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$ 和状态变量组 $\mathbf{x} \triangleq [\alpha, \beta, \mu]^T$ 。分别对6个变量取 n 个观测样本,则由式(8)可得

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(\mathbf{x}) &= [\mathbf{p}(\alpha), \mathbf{p}(\beta), \mathbf{p}(\mu)]^T = \\ &[\mathbf{p}(\delta_e), \mathbf{p}(\delta_a), \mathbf{p}(\delta_r)]^T = \mathbf{A} \cdot \mathbf{P}(\mathbf{u}) \end{aligned} \quad (9)$$

令 $\mathbf{F} = \mathbf{P}(\mathbf{x})[\mathbf{P}(\mathbf{u})]^T, \mathbf{L} = \mathbf{P}(\mathbf{u})[\mathbf{P}(\mathbf{u})]^T$, 且 \mathbf{L} 可逆, 则由式(9)可得 (α, β, μ) 对 $(\delta_e, \delta_a, \delta_r)$ 的影响度为

$$\mathbf{A} = \mathbf{F}\mathbf{L}^{-1} \quad (10)$$

同理,令 $\mathbf{C} = \mathbf{P}(\mathbf{x})[\mathbf{P}(\mathbf{x})]^T, \mathbf{G} = \mathbf{F}^T$, 且 \mathbf{C} 可逆, 令 \mathbf{B} 为 (p, q, r) 对 $(\delta_e, \delta_a, \delta_r)$ 的影响度, 可得

$$\mathbf{B} = \mathbf{G}\mathbf{C}^{-1} \quad (11)$$

取采样点个数 $n = 3001$, 对系统进行闭环采样, 由式(10)、式(11)求得的响应度 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} , 由式(8)定义的耦合度可求得 (α, β, μ) 与 $(\delta_e, \delta_a, \delta_r)$ 的耦合度 $\boldsymbol{\sigma}_1$ 为

$$\boldsymbol{\sigma}_1 = \begin{bmatrix} 0.4010 & 0.3978 & 0.0755 \\ 0.2085 & 0.2012 & 0.5632 \\ 0.4022 & 0.4201 & 0.2023 \end{bmatrix} \quad (12)$$

同理,可求得 (p, q, r) 与 $(\delta_e, \delta_a, \delta_r)$ 的耦合度 $\boldsymbol{\sigma}_2$ 及 α 与 (β, μ) 的耦合度 $\boldsymbol{\sigma}_3$ 分别为

$$\begin{cases} \boldsymbol{\sigma}_2 = \begin{bmatrix} 0.2451 & 0.6421 & 0.3722 \\ 0.7021 & 0.0194 & 0.0154 \\ 0.0864 & 0.3949 & 0.6332 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{\sigma}_3 = [0.6079 \quad 0.3128] \end{cases} \quad (13)$$

基于耦合度 $\boldsymbol{\sigma}$, 输入变量 \mathbf{u} 与状态变量 \mathbf{x} 的耦合度定义为

$$\mathbf{H}_\sigma = 1 + \lg \frac{\text{Num}[\boldsymbol{\sigma}_{ij} > \vartheta]}{m} \quad (14)$$

式中: $\mathbf{H}_\sigma > 0$, 其值越大表示输入变量与状态变量越不协调; $\text{Num}[\boldsymbol{\sigma}_{ij} > \vartheta]/m$ 表示耦合度行向量中大于协调等级阈值 ϑ 的元素总个数与矩阵行向量中元素总数 m 的比值, m 的取值为3, ϑ 的取值参照表1取0.39。

表1 协调等级划分表

		Table 1 Coordination grade					
耦合度 < 0.10		0.10 ~ 0.19	0.20 ~ 0.39	0.40 ~ 0.49	0.50 ~ 0.59	0.60 ~ 0.69	0.70 ~ 0.99
协调等级	协调	良好协调	基本协调	轻度不协调	中度不协调	不协调	极不协调

耦合度会随着指令、采样观测样本的改变出现小数点第2位以后的数值变化, 它的优点是直接反映了变量间的耦合程度, 缺点是耦合度随指令、采样观测样本而

变化,不利于系统协调设计;耦合熵是基于耦合度的扩展,意义是状态耦合数据的统计特征,是总体耦合的度量,表示为耦合度的函数,弥补了耦合度的应用缺陷。

3 姿态角运动的协调因子设计

α, β 是姿态运动中一对最显著的不可利用耦合,在三通道姿态角之间的强非线性耦合表现明显,当攻角变化时,攻角与侧滑角的耦合现象会导致侧滑角也随之变化,变化后的侧滑角进一步加剧了滚转通道的耦合,长时间的耦合积累严重影响了飞行器的姿态运动。另一方面, α, μ 是姿态运动中一对可利用耦合,主要是因为飞行器小迎角飞行时,横向机动的侧力主要是通过升力的分量产生,在控制倾侧角的同时可以短暂地拉升攻角,待倾侧角到达期望的位置,再拉回攻角,可达到增加协调能力的效果。基于以上分析,提出以抑制、缓解、利用耦合形式的协调因子来主动处理姿态角运动耦合问题,将式(14)所计算的耦合熵作为协调因子的参数,其值越大表示输入变量与状态变量越不协调,需要的协调力矩越大。协调因子的设计原理是将姿态角、姿态角速率反馈到相应的舵面回路中,表示为舵面协调指令,乘以舵面分配矩阵 g_{β} 得出协调力矩。

3.1 攻角和侧滑角的协调因子

飞行器在姿态控制过程中,攻角与侧滑角存在强耦合交替,分析式(1)~式(3)飞行器姿态运动模型,忽略气动耦合与操纵耦合,只考虑攻角与侧滑角运动耦合,给出攻角与侧滑角的变化率为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -(p \cos \alpha \tan \beta + r \sin \alpha \tan \beta) \\ \dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha \end{cases} \quad (15)$$

式中,为缓解侧滑角带来的负面作用,可以直接考虑使侧滑角的变化率为零,即满足

$$p \sin \alpha - r \cos \alpha = 0 \quad (16)$$

因此可得,当 $r = p \tan \alpha$ 时,直接反馈偏航角速率至方向舵可抑制侧滑角发生的变化,基于此,协调因子设计为

$$\chi_{\delta} = k_r^{\delta} p \tan \alpha \quad (17)$$

式中, k_r^{δ} 为 r 与 δ_r 的耦合熵,由式(14)计算取值为 0.523。

从式(13)可知,俯仰、偏航、滚转角速率与左右副翼和方向舵之间也存在非线性强耦合,它产生的原因主要是因为惯性耦合力矩 $I_{yy} - I_{zz}, I_{xx} - I_{yy}$ 及 $I_{zz} - I_{xx}$ 相差较大,惯性耦合力矩 $(I_{yy} - I_{zz})qr$ 等不能忽略(见式(4)),这必然会导致攻角和侧滑角的变化。为抑制惯性耦合力矩对姿态的影响,可增加飞行器的阻尼力矩以及稳定性力矩。因此,协调控制的基本思路是将 β 和 p 引入副翼回路, β 和 r 引入方向舵回路, α 和 q 引

入升降舵回路来增加三通道的稳定性力矩和阻尼力矩。基于此,惯性耦合协调因子设计为

$$\begin{cases} \lambda_{\delta_e} = k_e^{\alpha} \alpha + k_e^q q \\ \lambda_{\delta_a} = k_a^{\beta} \beta + k_a^p p \\ \lambda_{\delta_r} = k_r^{\beta} \beta + k_r^r r \end{cases} \quad (18)$$

工程实际中,为协调攻角和侧滑角的运动,需结合式(17)、式(18)所设计的协调因子来共同改善飞行品质。为此,协调因子设计为

$$\begin{cases} \lambda_{\delta_e} = k_e^{\alpha} \alpha + k_e^q q \\ \lambda_{\delta_a} = k_a^{\beta} \beta + k_a^p p \\ \lambda_{\delta_r} = k_r^{\beta} \beta + k_r^r r + k_r^{\delta} p \tan \alpha \end{cases} \quad (19)$$

式中, $k_e^{\alpha}, k_e^q, k_a^{\beta}, k_a^p, k_r^{\beta}$ 和 k_r^r 为相对应的耦合熵,取值分别为 0.824, 0.523, 0.523, 0.523, 0.824 和 0.824。

3.2 攻角和倾侧角的协调因子

与侧滑角不同,高超声速飞行器横向机动时,可充分利用攻角与倾侧角的耦合效应来提高协调能力。根据文献[15],指令协调因子需要满足:1) 有界性,攻角的拉升幅度必须在一定的界限范围内;2) 回归性,滚转角达到期望值后,攻角需要回到初始值或指令攻角值。

为此,设计指令协调因子为

$$\lambda_{\alpha} = \frac{\mu_{des}}{k_{\alpha}^{\mu}} \varepsilon(\ddot{\mu}) + \alpha_{des} \varepsilon(\ddot{\mu}) \quad \varepsilon(\ddot{\mu}) = \begin{cases} 1 & \ddot{\mu} \geq 0 \\ 0 & \ddot{\mu} < 0 \end{cases} \quad (20)$$

式中: μ_{des} 和 α_{des} 分别为目标角和攻角值; $\ddot{\mu}$ 为角加速度; k_{α}^{μ} 为 α 与 μ 的耦合熵,取值 0.699。

4 Backstepping 滑模协调控制器^[16]设计

定义参考指令 $\Omega_d = [\Omega_{d1}, \Omega_{d2}, \Omega_{d3}]^T$,姿态角跟踪误差定义为 $e_1 = \Omega - \Omega_d$,滑模面选取为

$$\sigma = e_1 + K \int_0^t e_1 dt \quad (21)$$

式中, $K = \text{diag}\{k_1, k_2, k_3\}$, $k_i > 0, i = 1, 2, 3$ 。

1) 对滑模面进行求导。

$$\dot{\sigma} = \dot{e}_1 + K e_1 = f_s + g_1 \omega - \dot{\Omega}_d + K e_1 \quad (22)$$

定义姿态角速率跟踪误差 $e_2 = \omega - \omega^*$,其中, ω^* 为待设计的理想虚拟输入信号,式(21)可重写为

$$\dot{\sigma} = f_s + g_1 (e_2 + \omega^*) - \dot{\Omega}_d + K e_1 \quad (23)$$

理想虚拟控制律设计为

$$\omega^* = -g_1^{-1} (\kappa_1 \sigma + \eta_2 \text{sgn} \sigma + f_s - \dot{\Omega}_d + K e_1) \quad (24)$$

式中, $\kappa_1 > 0, \eta_1 > 0$,考虑 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \sigma^T \sigma \quad (25)$$

对 V_1 进行求导,可得

$$\dot{V}_1 = \sigma^T (f_s + g_1 (e_2 + \omega^*) - \dot{\Omega}_d + K e_1) \quad (26)$$

将式(23)代入式(26)得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = \sigma^T (-\kappa_1 \sigma - \eta_1 \operatorname{sgn} \sigma + g_1 e_2) = \\ -\kappa_1 \sigma^T \sigma - \eta_1 \sum_{i=1}^n |\sigma_i| + \sigma^T g_1 e_2 \end{aligned} \quad (27)$$

耦合项 $\sigma^T g_1 e_2$ 将在下一步设计时进行处理。

考虑到虚拟信号 ω^* 是不连续的, 还需再设计一阶滤波器, 滤波器输出 ω_2^* , 具体参考文献[12]。

2) 对姿态角速率跟踪误差求导可得

$$\dot{e}_2 = \dot{\omega} - \dot{\omega}_2^* = f_f + g_2 M_c - \dot{\omega}_2^* \quad (28)$$

设计控制律 M_c 为

$$M_c = -g_2^{-1} (\kappa_2 e_2 + \eta_2 \operatorname{sgn} e_2 + f_f - \dot{\omega}_2^* + g_1^T \sigma) \quad (29)$$

式中, $\kappa_2 > 0, \eta_2 > 0$, 考虑 Lyapunov 函数

$$V = V_1 + \frac{1}{2} e_2^T e_2 \quad (30)$$

对 V 求导可得

$$\dot{V} = \dot{V}_1 + e_2^T \dot{e}_2 \quad (31)$$

将式(27)与式(28)代入式(31)得

$$\begin{aligned} \dot{V} = -\kappa_1 \sigma^T \sigma - \eta_1 \sum_{i=1}^n |\sigma_i| + \sigma^T g_1 \sigma + e_2^T (f_f + g_2 M_c - \dot{\omega}_2^*) = \\ -\kappa_1 \sigma^T \sigma - \kappa_2 e_2^T e_2 - \sum_{i=1}^n (\eta_1 |\sigma_i| + \eta_2 |e_{2i}|) \leq 0 \end{aligned} \quad (32)$$

Lyapunov 函数一致有界, 因此, 所设计的控制律保证被控系统一致有界。

3) 姿态运动协调控制是引入式(18)协调因子后分配成舵偏角指令 δ_e, δ_a 和 δ_r , 最终使飞行器各通道的飞行姿态稳定跟踪指令的同时协调控制 α 和 β 交替强耦合, 原理如图1所示。

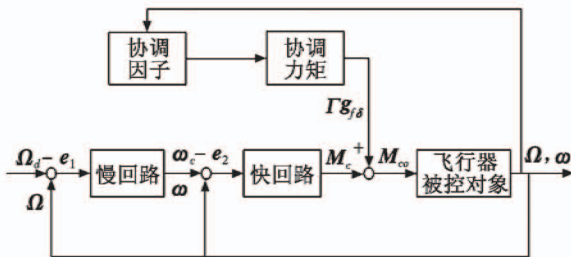


图1 协调原理图

Fig. 1 Schematic diagram of coordination

基于以上分析, 协调力矩设计为

$$M_{co} = \Gamma g_{f\delta} + M_c \quad (33)$$

式中, 协调因子 $\Gamma = \operatorname{diag} \{ \lambda_{\delta_e}, \lambda_{\delta_a}, \lambda_{\delta_r} \}$ 。俯仰力矩通过升降舵实现, 偏航和滚转力矩由方向舵和副翼舵同时实现, 三通道的力矩系数为 $C_l = M_{cox} / \bar{q} S b, C_n = M_{coy} / \bar{q} S b, C_m = M_{coz} / \bar{q} S c, \bar{q}$ 为动压, S 为飞行器机翼参考面积, b 为翼展长度, c 为平均气动弦长。由

$$\begin{cases} C_m = C_m^{\delta_e} \delta_e \\ C_l = C_l^{\delta_a} \delta_a + C_l^{\delta_r} \delta_r \\ C_n = C_n^{\delta_a} \delta_a + C_n^{\delta_r} \delta_r \end{cases} \quad (34)$$

可得出协调控制力矩分配为

$$\begin{cases} \delta_e = \frac{M_{coz} / \bar{q} S L}{C_m^{\delta_e}} \\ \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_l^{\delta_a} & C_l^{\delta_r} \\ C_n^{\delta_a} & C_n^{\delta_r} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M_{cox} / \bar{q} S L \\ M_{coy} / \bar{q} S L \end{bmatrix} \end{cases} \quad (35)$$

式中, $C_m^{\delta_e}, C_l^{\delta_a}, C_l^{\delta_r}, C_n^{\delta_a}$ 和 $C_n^{\delta_r}$ 分别为各力矩系数对舵偏的导数。

5 仿真分析

飞行器仿真验证的初始化飞行高度为 30 km, 飞行 Ma 数为 5, 质量为 6530 kg, 仿真步长 0.02 s, 初始姿态角为 $\alpha_0 = 0^\circ, \beta_0 = 1^\circ, \mu_0 = -1^\circ$; 初始化姿态角速率为 $p = 0$ ($^\circ$)/s, $q = 0$ ($^\circ$)/s, $r = 0$ ($^\circ$)/s; 期望姿态角为 $\alpha_{ref} = 2^\circ, \beta_{ref} = 0^\circ, \mu_{ref} = 0^\circ$ 。仿真曲线如图 2 ~ 图 5 所示。

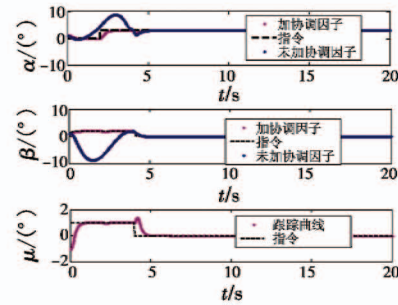


图2 姿态角跟踪曲线

Fig. 2 Tracking curve of attitude angle

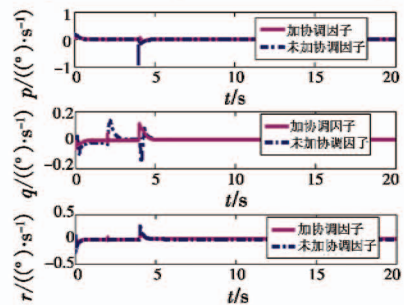


图3 姿态角速率跟踪曲线

Fig. 3 Tracking curve of attitude angle rate

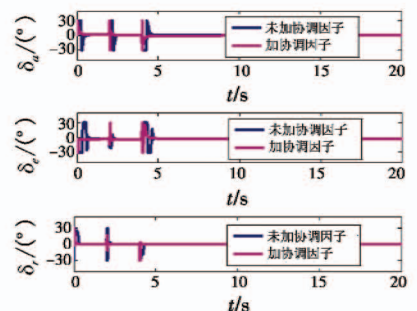


图4 舵面偏角变化曲线

Fig. 4 Tracking curve of rudder deflection angle

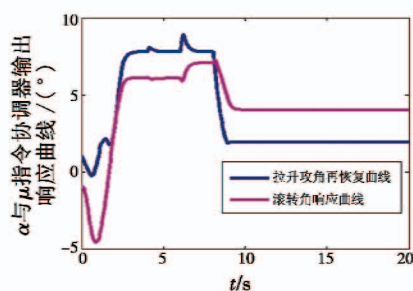


图5 指令协调器输出响应曲线

Fig. 5 Instruction coordinator output response curve

结合图2~图4可以得出,未加入式(19)协调因子前,由于姿态角 α 和 β 存在交替强耦合效应,使攻角 α 出现较大的正超调,侧滑角 β 出现较大的负超调,在仿真初始阶段 α 和 β 的超调量呈现交替变化,跟踪性能较差;加入协调因子后,姿态角跟踪性能得到了显著的提升,跟踪误差减小,超调量减小, α 和 β 交替强耦合效应减弱,同时姿态角速率的变化幅度减小,舵面动作幅度减弱,且抖动次数减小。在协调因子的作用下,飞行器姿态调节效率高,能够保证飞行器在较小的姿态调节下完成指令跟踪。

由图5分析可知,攻角 α 拉升再恢复的耦合利用策略(见式(20)),滚转角 μ 的响应速度与攻角 α 变化速度一致,协调能力得到了提升。

6 结束语

本文对高超声速飞行器姿态运动进行了耦合分析,基于缓解、抑制、补偿、利用耦合的思想设计了 α 和 β 协调因子与 α 和 μ 指令协调因子,并基于状态变量间的耦合度推导了耦合熵,基于耦合熵设计了协调因子的参数,然后将 α 和 β 协调因子引入姿态控制器中, α 和 μ 指令协调因子引入仿真指令解算器中。仿真结果表明,基于协调因子的协调控制器具有良好的控制效果,能够在协调耦合效应的同时实现指令的高效跟踪。

参考文献

[1] WU H X, MENG B, ZENG J P. New tracking control strategy for air-breathing hypersonic vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2013, 36(3):846-859.
 [2] DYAKONOV A A, GLASS C E. Analysis of effectiveness of Phoenix entry reaction control system [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(5):746-755.

[3] CHENG L, JIANG C S, CHEN M. Online-SVR-based GPC control for airframe/engine integrated near-space hypersonic vehicle [C]//The 8th Asian Control Conference, Kaohsiung, 2011:682-687.
 [4] 胡楠希,吴森堂.高超声速飞行器机体推力耦合分析与协调控制方法研究[J].*控制与决策*,2011,26(9):129-132.
 [5] 傅健.近空间飞行器非线性控制系统鲁棒滑模控制[D].南京:南京航空航天大学,2013.
 [6] 韩钊,宗群.基于Terminal滑模的高超声速飞行器姿态控制[J].*控制与决策*,2013,28(2):259-263.
 [7] 赖薇,孟斌.高超声速飞行器再入姿态鲁棒控制[J].*控制理论与应用*,2015,32(10):1287-1297.
 [8] 于靖.近空间飞行器鲁棒滑模控制技术[D].南京:南京航空航天大学,2015.
 [9] 张军,王玫.高超声速飞行器再入约束非线性控制方法[J].*空间控制技术与应用*,2011,37(3):35-40.
 [10] 熊嵩,周军.高超声速飞行器姿态自适应解耦控制方法研究[J].*计算机仿真*,2011,28(11):59-63.
 [11] 谢克明,杨博,谢刚.一种基于概率统计的耦合度分析方法[J].*太原理工学报*,1999,30(2):111-114.
 [12] 刘宇超,郭建国,周军,等.基于新型快速Terminal滑模的高超声速飞行器姿态控制[J].*宇航学报*,2015,36(7):2372-2380.
 [13] FU J, WANG L, CHEN M. Robust adaptive attitude control for air-breathing hypersonic vehicle with attitude constraints and propulsive disturbance [J]. *Mathematical Problem in Engineering*, 2015(2):1-11.
 [14] WANG P, TANG G J, WU J. Sliding mode decoupling control of a generic hypersonic vehicle based on parametric commands [J]. *Science China Information Sciences*, 2015, 58(5):1-14.
 [15] 李璐璐,张庆振,程琳,等.基于TLC与ADRC的耦合利用控制技术[C]//中国控制与制导会议,南京,2016:263-269.
 [16] XIA G, WU H. Adaptive filtering backstepping for ships steering control without velocity measurements and with input constraints [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2014(1):1-9.