doi:10.11887/j.cn.201704019　　http://journal.nudt.edu.cn

高超声速飞行器倾侧转弯耦合控制策略*

王　鹏
(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙　410073)

摘　要:针对高超声速飞行器倾侧转弯过程中俯仰、偏航和滚动通道间的强烈耦合,提出一种耦合控制策略。针对高超声速飞行器快时变、非线性和强不确定性的控制问题,基于解析形式的非线性最优预测控制方法,采用分层设计思想设计了飞行器姿态控制系统,可较好满足高超声速飞行器的快速性要求;在分析了倾侧转弯飞行控制过程的主要影响因素及其影响规律的基础上,提出一种"降低攻角—快速滚转—拉起攻角"的耦合控制策略。对该控制策略对于高超声速飞行器的适用性进行了仿真分析,结果表明:所提耦合控制策略有效降低了偏航通道的控制需求,降低了倾侧转弯控制过程的失控风险,提高了控制系统的可靠性。

关键词:高超声速飞行器;飞行控制;分层预测控制;倾侧转弯;运动耦合;控制策略
中图分类号:V249.1　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1001-2486(2017)04-125-06

Bank-to-turn coupling control strategy for hypersonic vehicle

WANG Peng
(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A coupling control strategy was proposed for the BTT (bank-to-turn) flight phase of hypersonic vehicle, according to the strong coupling among the channels of pitch, yaw, and rolling. Based on the nonlinear generable predictive control method, a hierarchy-structured predictive controller was designed and analyzed for rotation motion dynamics of a generic hypersonic vehicle, which has the characteristics of fast variability, high nonlinearity, and uncertain parameters. After analyzing the main influence factors and their effect laws during the BTT flight phase, a coupling control strategy called "decrease angle of attack—rolling fast—increase the angle of attack again" was proposed. Simulation studies were conducted to investigate the feasibility of the proposed control strategy for the hypersonic vehicle. The simulation results demonstrate that the proposed control strategy lowers the control requirement of yaw channel, lowers the probability of being out of control in the BTT flight phase, and increases the reliability of the control system.

Key words: hypersonic vehicle; flight control; hierarchy-structured predictive control; bank-to-turn; motion coupling; control strategy

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于 5 的飞行器[1],具有响应速度快、机动性强、航程远等突出优点,是继航空技术与航天技术之后的又一研究热点[2-4]。高超声速飞行器的飞行空域大、马赫数高、飞行环境复杂,环境参数的微小变化即会对飞行器的飞行状态产生较大影响[4],有时甚至是灾难性的,这对飞行器控制系统的快速性与鲁棒性提出了较高要求。为了提高快速性和机动性,高超声速飞行器一般采用倾侧转弯(Bank-To-Turn, BTT)方式实现大范围机动[5]。BTT 控制方式可使飞行器的主升力面快速对准过载需求方向[6],以提供足够的机动能力,相比于传统的侧滑转弯(Skid-To-Turn, STT)控制方式具有其独特优势[7]。但 BTT 控制方式需将侧滑角控制在较小范围内以减小侧向过载,因此,对偏航通道的控制需求较大。同时,快速滚转过程中俯仰、偏航和滚动三通道间将出现较为强烈的交叉耦合,通道间的协调控制难度较大[8]。

高超声速飞行器飞行空域跨度大、速度变化快,其控制系统设计十分困难。对这类对象的控制,传统增益预置的线性控制方法难以达到满意的控制效果,且还会带来分段过多、控制器切换频繁的问题[9]。近年来,模型预测控制已被广泛且成功地用于非线性系统的控制[10],并被认为是在工程上最具应用前景的控制方法之一。

1　高超声速飞行器模型

1990 年,美国国家航空航天局兰利研究中心

* **收稿日期**:2016-04-06
基金项目:国防科技大学科研计划资助项目(ZDYYJCYJ20140101);航天科技集团一院高校联合创新基金资助项目(CALT201510)
作者简介:王鹏(1984—),男,吉林洮南人,讲师,博士,E-mail:wonderful2020@163.com

(Langley Research Center)的 Shaughnessy 等[11]针对一类高超声速飞行器开展了建模研究。这类高超声速飞行器具有轴对称锥形体外形,可实现水平起飞和单级入轨。

该飞行器为轴对称体,假设其惯量积为 0,即 $J_{xy}=J_{xz}=J_{yz}=0$。将飞行器的质心动力学方程和绕质心动力学方程分别投影到弹道坐标系和机体坐标系,同时加入飞行器运动学方程,则可得到飞行器的完整运动模型[2]为:

$$\begin{cases}\dot{v}=-\dfrac{\mu}{r^3}C_1+\dfrac{1}{m}(P\cos\alpha\cos\beta-D)\\ \dot{\theta}=-\dfrac{\mu}{vr^3}C_2+\dfrac{1}{mv}(L\cos\gamma_V-N\sin\gamma_V+PC_4)\\ \dot{\sigma}=\dfrac{\mu}{vr^3\cos\theta}C_3-\dfrac{L\sin\gamma_V+N\cos\gamma_V+PC_5}{mv\cos\theta}\\ \dot{x}=v\cos\theta\cos\sigma\\ \dot{y}=v\sin\theta\\ \dot{z}=-v\cos\theta\sin\sigma\end{cases}\tag{1}$$

$$\begin{cases}\dot{\alpha}=\omega_z-\omega_x\cos\alpha\tan\beta+\omega_y\sin\alpha\tan\beta-\\ \qquad\sec\beta(\dot{\theta}\cos\gamma_V-\dot{\sigma}\cos\theta\sin\gamma_V)\\ \dot{\beta}=\omega_x\sin\alpha+\omega_y\cos\alpha-\dot{\theta}\sin\gamma_V-\dot{\sigma}\cos\theta\cos\gamma_V\\ \dot{\gamma}_V=(\omega_x\cos\alpha-\omega_y\sin\alpha)\sec\beta+\dot{\theta}\tan\beta\cos\gamma_V-\\ \qquad\dot{\sigma}(\sin\theta+\tan\beta\cos\theta\sin\gamma_V)\end{cases}\tag{2}$$

$$\begin{cases}\dot{\omega}_x=J_{xx}^{-1}M_x+J_{xx}^{-1}(J_{yy}-J_{zz})\omega_z\omega_y\\ \dot{\omega}_y=J_{yy}^{-1}M_y+J_{yy}^{-1}(J_{zz}-J_{xx})\omega_x\omega_z\\ \dot{\omega}_z=J_{zz}^{-1}M_z+J_{zz}^{-1}(J_{xx}-J_{yy})\omega_y\omega_x\end{cases}\tag{3}$$

其中:v 为飞行器速度;r 为地心距;μ 为地球引力常数;θ 为速度倾角;σ 为弹道偏角;x,y,z 为飞行器在地面系中的位置;$\omega_x,\omega_y,\omega_z$ 为滚动角速度、偏航角速度和俯仰角速度;α,β,γ_V 为攻角、侧滑角、倾侧角;D,L,N,P 为阻力、升力、侧力和推力;M_x,M_y,M_z 为滚动力矩、偏航力矩和俯仰力矩;J_{xx},J_{yy},J_{zz}为飞行器主惯量;

$C_1=x\cos\theta\cos\sigma+(y+R_e)\sin\theta-z\cos\theta\sin\sigma$,

$C_2=-x\sin\theta\cos\sigma+(y+R_e)\cos\theta+z\sin\theta\sin\sigma$,

$C_3=x\sin\sigma+z\cos\sigma$,

$C_4=\sin\alpha\cos\gamma_V+\cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_V$,

$C_5=\sin\alpha\sin\gamma_V-\cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_V$。

2 分层预测控制系统设计

2.1 面向控制的模型处理

记 $\boldsymbol{\Theta}=[\alpha\quad\beta\quad\gamma_V]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{\omega}=[\omega_x\quad\omega_y\quad\omega_z]^{\mathrm{T}}$,则飞行器姿态运动模型可分解为以下两个仿射型非线性系统:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\Theta}}=\boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{\Theta})+\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{\Theta})\boldsymbol{\omega}_c\\ \boldsymbol{y}_1=\boldsymbol{\Theta}\end{cases}\tag{4}$$

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{\omega})+\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{M}_c\\ \boldsymbol{y}_2=\boldsymbol{\omega}\end{cases}\tag{5}$$

其中,

$$\begin{cases}\boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{\Theta})=[\dot{\alpha}_0\quad\dot{\beta}_0\quad\dot{\gamma}_{V0}]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{\Theta})=\begin{bmatrix}-\cos\alpha\tan\beta & \sin\alpha\tan\beta & 1\\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0\\ \cos\alpha\sec\beta & -\sin\alpha\sec\beta & 0\end{bmatrix}\end{cases}\tag{6}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{\omega})=\begin{bmatrix}J_{xx}^{-1}(J_{yy}-J_{zz})\omega_y\omega_z\\ J_{yy}^{-1}(J_{zz}-J_{xx})\omega_x\omega_z\\ J_{zz}^{-1}(J_{xx}-J_{yy})\omega_x\omega_y\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{\omega})=\mathrm{diag}(J_{xx}^{-1},J_{yy}^{-1},J_{zz}^{-1})\end{cases}\tag{7}$$

$\boldsymbol{\omega}_c$ 为姿态角速度矢量的期望值;$\boldsymbol{M}_c$ 为控制力矩;$\boldsymbol{y}_1,\boldsymbol{y}_2$ 分别为式(4)和式(5)所示的两个仿射型非线性系统的输出量。

由式(4)和式(5)可知,绕质心运动可分为内环运动和外环运动,其中内环运动的输入量(控制量)为滚动力矩 M_x、偏航力矩 M_y 和俯仰力矩 M_z,输出量(被控量)为姿态角速度 $\omega_x,\omega_y,\omega_z$;外环运动的输入量(控制量)为姿态角速度,输出量(被控量)为飞行器攻角 α、侧滑角 β 和倾侧角 γ_V。因此,高超声速飞行器的预测控制系统设计可分内外两层分别进行设计。

2.2 内层非线性预测控制器设计

姿态内环运动的非线性系统模型的三个输出量的相对阶均为 1,记为 $\rho_{\mathrm{I}}=1$(下标"I"表示内层参数,下同),则内层非线性预测控制器的最优控制量为:

$$\boldsymbol{U}_M=-\boldsymbol{A}_{\mathrm{I}}^{-1}\boldsymbol{B}_{\mathrm{I}}\tag{8}$$

式中,

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{I}}=[L_gL_f^0\omega_x\quad L_gL_f^0\omega_y\quad L_gL_f^0\omega_z]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{\omega})\tag{9}$$

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{I}}=\begin{bmatrix}K_{\mathrm{I}1}(\omega_x-\omega_{xc})+J_{xx}^{-1}(J_{yy}-J_{zz})\omega_y\omega_z-\dot{\omega}_{xc}\\ K_{\mathrm{I}2}(\omega_y-\omega_{yc})+J_{yy}^{-1}(J_{zz}-J_{xx})\omega_x\omega_z-\dot{\omega}_{yc}\\ K_{\mathrm{I}3}(\omega_z-\omega_{zc})+J_{zz}^{-1}(J_{xx}-J_{yy})\omega_x\omega_y-\dot{\omega}_{zc}\end{bmatrix}\tag{10}$$

其中,K_{I} 是由内环运动模型相对阶 ρ_{I}、内层预测控制器控制阶数 r_{I} 及预测时域 T_{p} 确定的常数,与系统状态无关。

为了提高内层预测控制器的动态响应能力,引入指令参数化的设计思想[12],可将角速度变化率指令取为:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_c(t)=\begin{bmatrix}\dot{\omega}_{xc}\\ \dot{\omega}_{yc}\\ \dot{\omega}_{zc}\end{bmatrix}=\frac{1}{\Delta t\cdot K_{\omega c}}\begin{bmatrix}\omega_{xc,k}-\omega_{xc,k-1}\\ \omega_{yc,k}-\omega_{yc,k-1}\\ \omega_{zc,k}-\omega_{zc,k-1}\end{bmatrix}\tag{11}$$

式中,$K_{\omega c}$为角速度变化率指令参数。

2.3　外层非线性预测控制器设计

姿态外环运动非线性系统模型的输出量为攻角 α、侧滑角 β 和倾侧角 γ_V,各自的相对阶均为 1,记为 $\rho_0=1$(下标"0"表示外层参数,下同),则外层预测控制器的最优控制量为:

$$\boldsymbol{\omega}_c=-\boldsymbol{A}_0^{-1}\boldsymbol{B}_0\tag{12}$$

式中,

$$\boldsymbol{A}_0=\begin{bmatrix}L_gL_f^0\alpha & L_gL_f^0\beta & L_gL_f^0\gamma_V\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{\Theta})\tag{13}$$

$$\boldsymbol{B}_0=\begin{bmatrix}K_{01}(\alpha-\alpha_c)+\dot{\alpha}_0-\dot{\alpha}_c\\ K_{02}(\beta-\beta_c)+\dot{\beta}_0-\dot{\beta}_c\\ K_{03}(\gamma_V-\gamma_{Vc})+\dot{\gamma}_{V0}-\dot{\gamma}_{Vc}\end{bmatrix}\tag{14}$$

其中,K_0 是由外环运动模型相对阶 ρ_0、外层预测控制器的控制阶数 r_0 及预测时域 T_p 确定的常数,与系统状态无关。

3　BTT 耦合控制策略

一般而言,质心运动参数相对于绕质心运动参数变化较慢,体现为慢变量特性。而 BTT 耦合控制策略研究中主要涉及绕质心运动问题,因此,在本研究中假设质心运动参数为常量。故有 $\dot{\theta}=\dot{\sigma}=0$,则由式(2)可将绕质心运动模型简化为:

$$\begin{cases}\dot{\alpha}=\omega_z-\omega_x\cos\alpha\tan\beta+\omega_y\sin\alpha\tan\beta\\ \dot{\beta}=\omega_x\sin\alpha+\omega_y\cos\alpha\\ \dot{\gamma}_V=(\omega_x\cos\alpha-\omega_y\sin\alpha)\sec\beta\end{cases}\tag{15}$$

BTT 飞行过程中,一般会产生较大的滚动角速度 ω_x,同时保持侧滑角 β 在零附近。由式(15)中侧滑角的变化率 $\dot{\beta}$ 公式可知,BTT 控制过程需满足如下约束:

$$\omega_x\sin\alpha+\omega_y\cos\alpha=0\tag{16}$$

即

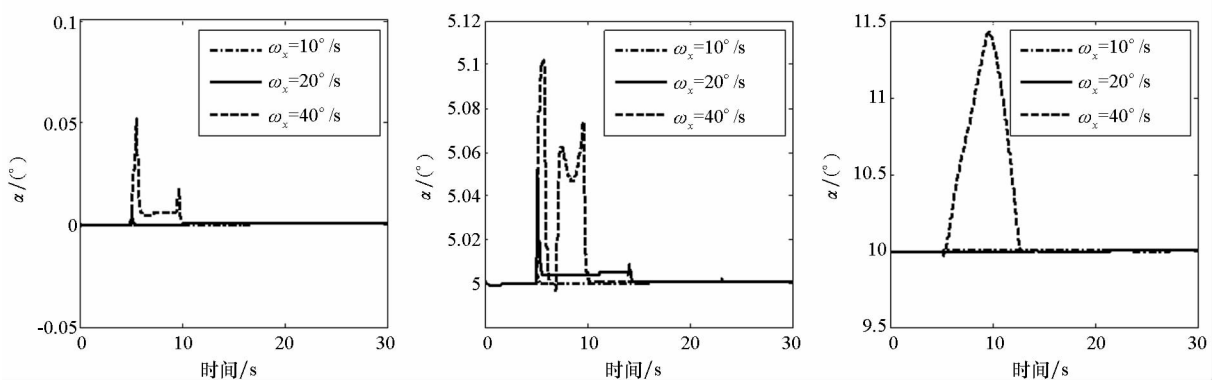
$$\omega_y=-\omega_x\tan\alpha\tag{17}$$

可见,为了满足 BTT 飞行控制的过程约束,在飞行器快速滚转的同时需产生一定幅值的附加偏航角速度。附加偏航角速度主要源于飞行器的运动耦合,其大小和方向由滚动角速度和攻角共同确定。滚动角速度越大,附加偏航角速度越大;攻角越大,附加偏航角速度也越大。另外,一般而言,攻角较大时会引起方向舵舵效率的降低,进一步加重偏航通道控制的负荷,极易使方向舵达到饱和,甚至出现偏航失控的风险。该结论可由表 1和图 1 ~ 6 得到进一步验证(图中,δ_φ 为俯仰角舵偏角,δ_ψ 为偏航舵偏角,δ_γ 为滚动舵偏角)。

表 1　不同攻角和方向舵偏角条件下的偏航力矩系数

Tab. 1　Yaw moment coefficient with different angle of attack and yaw surface deflection

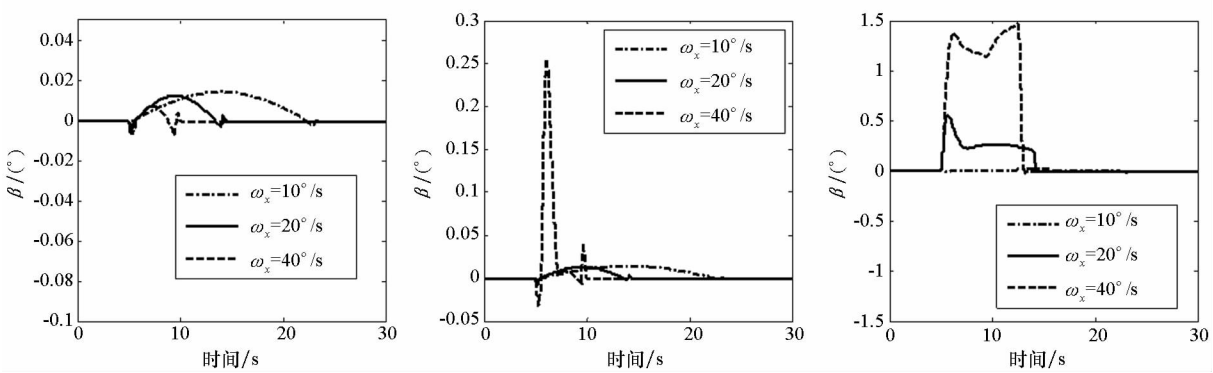
攻角/(°)	方向舵偏角								
	−20°	−15°	−10°	−5°	0°	5°	10°	15°	20°
−10	0.007 5	0.005 6	0.003 7	0.001 9	0	−0.001 9	−0.003 7	−0.005 6	−0.007 5
−5	0.006 5	0.004 9	0.003 3	0.001 6	0	−0.001 6	−0.003 3	−0.004 9	−0.006 5
0	0.005 6	0.004 2	0.002 8	0.001 4	0	−0.001 4	−0.002 8	−0.004 2	−0.005 6
5	0.004 7	0.003 5	0.002 3	0.001 2	0	−0.001 2	−0.002 3	−0.003 5	−0.004 7
10	0.003 8	0.002 8	0.001 9	0.000 9	0	−0.000 9	−0.001 9	−0.002 8	−0.003 8
15	0.002 8	0.002 1	0.001 4	0.000 7	0	−0.000 7	−0.001 4	−0.002 1	−0.002 8



(a) $\alpha=0°$　　(b) $\alpha=5°$　　(c) $\alpha=10°$

图 1　不同滚动角速度和攻角条件下 BTT 控制过程的攻角

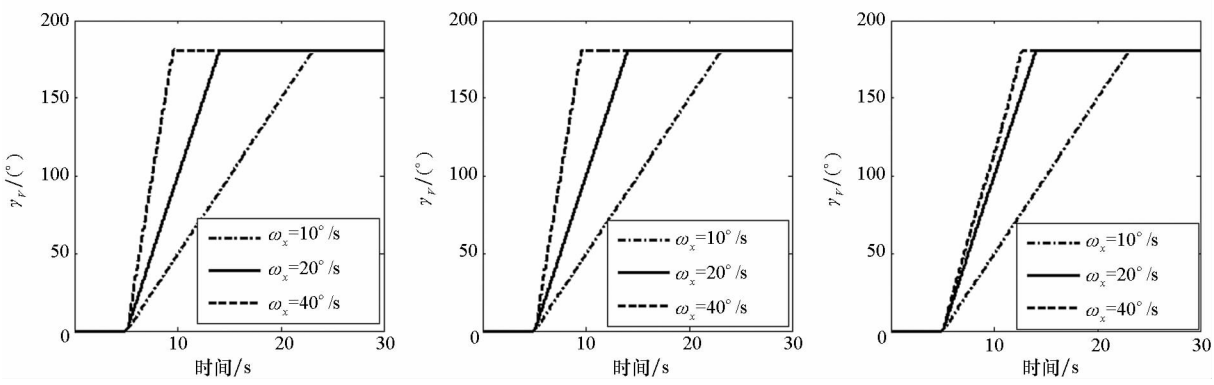
Fig. 1　Angle of attack under different roll rate and angle of attack command



(a) $\alpha=0°$ (b) $\alpha=5°$ (c) $\alpha=10°$

图 2 不同滚动角速度和攻角条件下 BTT 控制过程的侧滑角

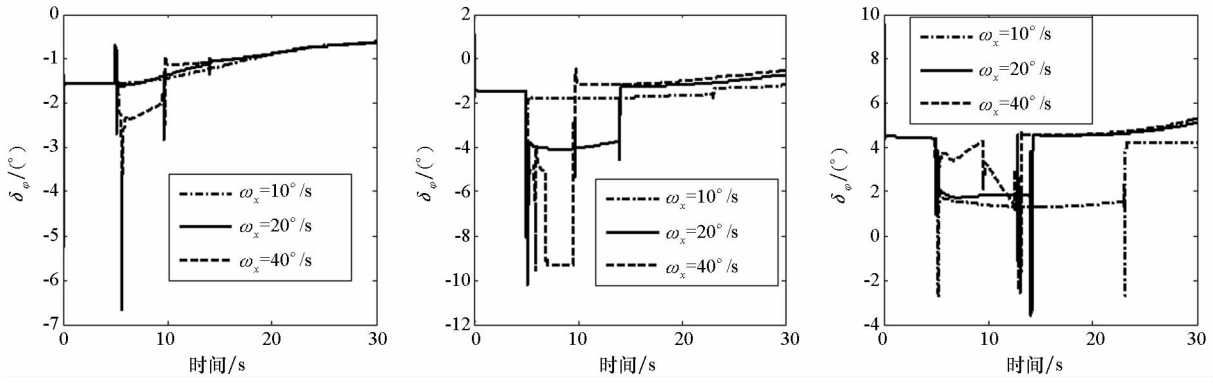
Fig. 2 Sideslip angle under different roll rate and angle of attack command



(a) $\alpha=0°$ (b) $\alpha=5°$ (c) $\alpha=10°$

图 3 不同滚动角速度和攻角条件下 BTT 控制过程的倾侧角

Fig. 3 Bank angle under different roll rate and angle of attack command



(a) $\alpha=0°$ (b) $\alpha=5°$ (c) $\alpha=10°$

图 4 不同滚动角速度和攻角条件下 BTT 控制过程的俯仰舵偏角

Fig. 4 Pitch surface deflection angle under different roll rate and angle of attack command

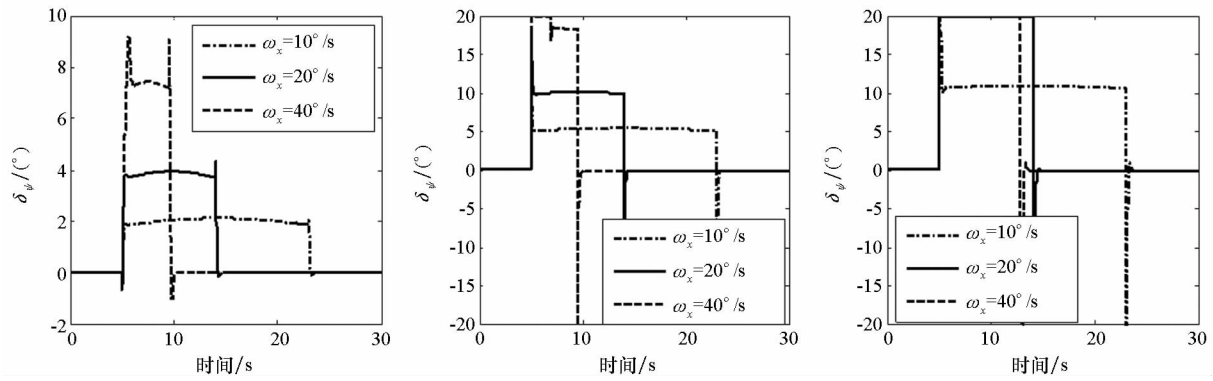
由图 1 ~ 6 可知,滚动角速度越大,偏航通道的控制需求越大,且攻角越大,偏航通道控制需求的增加量越明显。当攻角 $\alpha=10°$ 且滚动角速度大于 20°/s时,方向舵偏角已达到饱和,即便如此偏航控制需求仍然无法满足,侧滑角出现了较大的偏差量。

为了降低偏航通道的控制需求、提高 BTT 控制过程的稳定性和控制精度,在控制策略的选择上应遵循如下原则:

1)采用较小的滚动角速度;

2)采用较小的攻角。

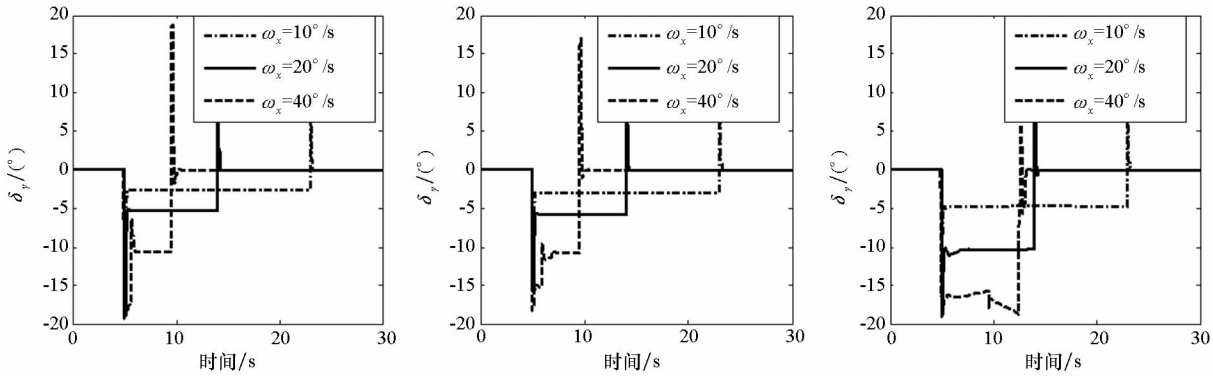
为了满足机动过程的快速性要求,滚动角速度不宜过小,第一条原则的实际作用具有较大的



(a) $\alpha=0°$　(b) $\alpha=5°$　(c) $\alpha=10°$

图 5　不同滚动角速度和攻角条件下 BTT 控制过程的偏航舵偏角

Fig. 5　Yaw surface deflection angle under different roll rate and angle of attack command



(a) $\alpha=0°$　(b) $\alpha=5°$　(c) $\alpha=10°$

图 6　不同滚动角速度和攻角条件下 BTT 控制过程的滚动舵偏角

Fig. 6　Roll surface deflection angle under different roll rate and angle of attack command

局限性。因此,只能采用减小攻角的控制策略。为此,本文提出“降低攻角—快速滚转—拉起攻角”的 BTT 耦合控制策略。该策略将 BTT 控制过程分为三个步骤:①滚转控制前先将攻角降低到较小的值;②攻角到达预定值后,开始滚转控制,快速完成机动指令;③完成机动指令后,再将攻角拉起至期望值。

4　仿真验证

为了验证上节提出的“降低攻角—快速滚转—拉起攻角”的 BTT 耦合控制策略,本节进行对比仿真分析。攻角指令值取为 10°,滚动角速度指令取为 40°/s。滚转控制前将攻角由 10°降低到 0°,滚转控制过程中保持 0°攻角不变,滚转控制过程结束后再将攻角拉起至 10°。采用常规控制策略和本文所提 BTT 耦合控制策略的仿真结果对比如图 7、图 8 所示。

由图 7、图 8 所示结果可知,BTT 耦合控制策

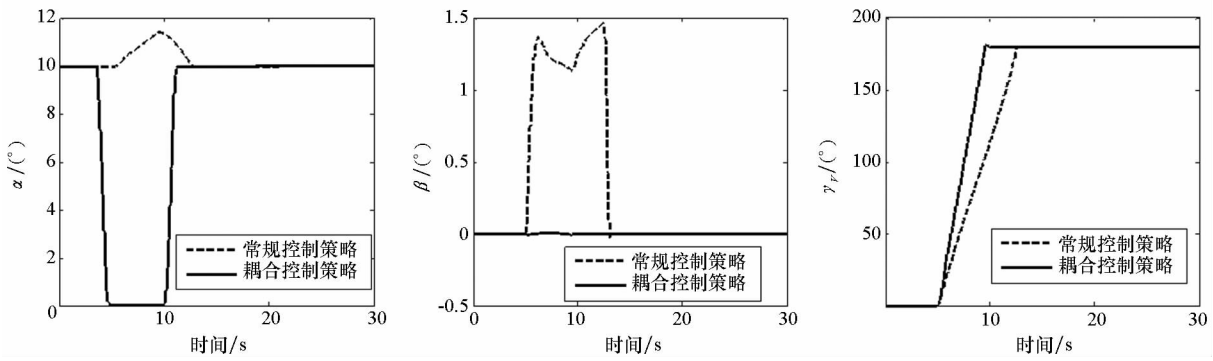


图 7　不同控制策略下的姿态角对比

Fig. 7　Attitude angle under different control strategy

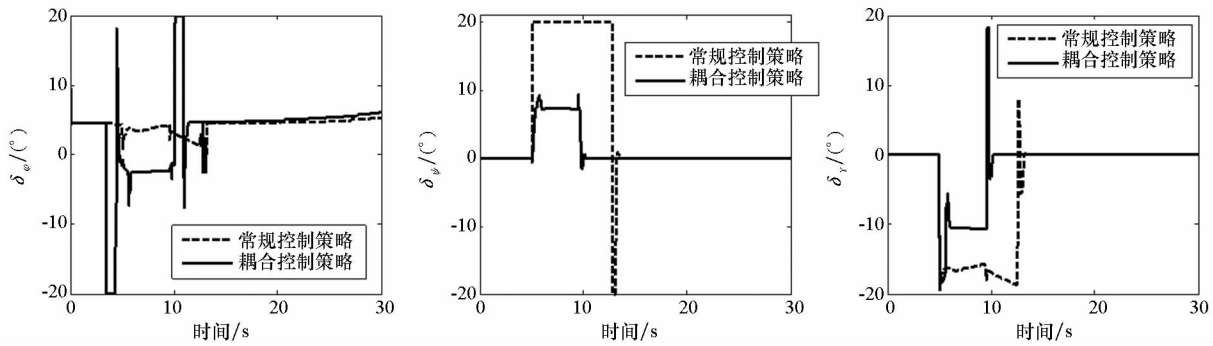


图 8 不同控制策略下的舵偏角对比

Fig. 8 Control surface deflection angle under different control strategy

略与常规控制策略相比,显著降低了偏航通道的控制需求,提高了侧滑角的控制精度。同时,降低攻角后舵效率有所提高,滚动通道的控制能力相对提升,因此,实际滚动角速度也得到了提高,更快地完成了滚转控制过程。

5 结论

在分析 BTT 飞行控制过程主要影响因素及其影响规律的基础上,针对高超声速飞行器 BTT 过程中俯仰、偏航和滚动通道间的强烈耦合,提出了一种“降低攻角—快速滚转—拉起攻角”的 BTT 耦合控制策略。基于解析形式的非线性最优预测控制方法,采用分层设计思想设计了飞行器姿态控制系统,较好地满足了高超声速飞行器快时变、非线性和强不确定性的要求。控制策略对于高超声速飞行器的适用性分析结果表明:所提出的耦合控制策略有效降低了偏航通道的控制需求,降低了 BTT 控制过程的失控风险,提高了控制系统的可靠性。

参考文献(References)

[1] Luo X, Li J. Fuzzy dynamic characteristic model based attitude control of hypersonic vehicle in gliding phase [J]. Science China Information Sciences, 2011, 54 (3): 448 – 459.

[2] Wang P, Tang G J, Liu L H, et al. Nonlinear hierarchy-structured predictive control design for a generic hypersonic vehicle[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(8): 2025 – 2036.

[3] Xu M L, Chen K J, Liu L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(3): 856 – 866.

[4] Xu H J, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27 (5): 829 – 838.

[5] 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)

[6] 童春霞, 王正杰, 张天桥. BTT 导弹的变结构解耦控制系统设计[J]. 宇航学报, 2006, 27(1): 27 – 30, 80.
TONG Chunxia, WANG Zhengjie, ZHANG Tianqiao. Decoupling system design based on variable structure system for BTT missile [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(1): 27 – 30, 80. (in Chinese)

[7] 王锡泉. 远程空空导弹 BTT 精确控制问题[J]. 航空兵器, 2003(5): 1 – 4.
WANG Xiquan. BTT accurate control for long-rang air-to-air missile [J]. Aero Weaponry, 2003(5): 1 – 4. (in Chinese)

[8] 廖立蔼, 孟秀云, 林波. BTT 导弹自动驾驶仪自适应变结构设计[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(2): 24 – 26.
LIAO Liai, MENG Xiuyun, LIN Bo. Design of BTT missile autopilot using variable structure adaptive control theory[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missile and Guidance, 2005, 25(2): 24 – 26. (in Chinese)

[9] 王鹏, 刘鲁华, 吴杰. 临近空间飞行器纵向逆控制系统设计[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(3): 29 – 32, 37.
WANG Peng, LIU Luhua, WU Jie. Longitudinal inversion control system design for near-space vehicle [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(3): 29 – 32, 37. (in Chinese)

[10] Du Y L, Wu Q X, Jiang C S. Adaptive predictive control of near-space vehicle using functional link network [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 27(2): 148 – 154.

[11] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model winged-cone configuration: NASA-TM-102610 [R]. NASA Technical Reports Server, 1990.

[12] 王鹏, 刘鲁华, 吴杰. 临近空间飞行器滑模控制中的指令参数化方法[J]. 弹道学报, 2012, 24(4): 1 – 5.
WANG Peng, LIU Luhua, WU Jie. Parametric command method in sliding mode control for near space vehicle[J]. Journal of Ballistics, 2012, 24(4): 1 – 5. (in Chinese)