

文章编号 1004-924X(2010)12-2590-07

# 协调增益调度的重复使用助推器姿态控制设计

许江涛<sup>1</sup>, 崔乃刚<sup>1</sup>, 吕世良<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院 航天工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:**针对可重复使用助推飞行器在大攻角飞行过程中的耦合及干扰问题,提出了基于协调增益调度策略的姿态控制器设计方法。首先,忽略大攻角飞行时俯仰、偏航、滚转通道间潜在的耦合,建立了有别于小扰动线性化的各通道线性化模型,独立设计了各通道的增益调度控制器。然后,在单通道控制的基础上,说明了协调增益调度控制策略的思想。最后,设计了协调调度控制器用于消除通道间的交叉耦合。非线性实时仿真表明,该策略使攻角最大误差降低了 $1\sim 2^\circ$ ,侧滑角跟踪精度提高了将近 $0.4^\circ$ ,满足可重复使用助推飞行器大攻角飞行时对系统性能指标的要求,同时控制策略的设计方法物理概念清晰,易于工程实现。

**关键词:**助推飞行器;增益调度;协调调度策略;姿态控制;交叉耦合

**中图分类号:** V448.12 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20101812.2590

## Design of coordinated gain scheduled attitude controller for reusable booster vehicle

XU Jiang-tao<sup>1</sup>, CUI Nai-gang<sup>1</sup>, LÜ Shi-liang<sup>2</sup>

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

**Abstract:** In consideration of the serious coupling and distributions in the attitude control of a reusable booster with a high angle of attack, a new kind of gain-scheduled attitude control strategy was presented. Firstly, each of the pitch, yaw and roll channels was treated separately by ignoring the intentional coupling among the channels, and the linear control model of each channel was established in a way different from that considering small perturbation linearization. Then, the gain-scheduled controller for each channel was designed, and the theory of coordinated gain scheduled control strategy was put forward based on the single gain-scheduled controller. Finally, the coordinated scheduled controller was designed to deal with the intentional cross coupling among different channels. The results of non-linear real-time simulation validate that the tracking error of the attack angle has reduced about  $2^\circ$ , and the control accuracy of sideslip angle has improved about  $0.4^\circ$  by proposed strategy. The control system can satisfy the control performance requirement of the reusable booster, and the strategy of

收稿日期:2009-12-24;修订日期:2010-04-15.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目

controller design is characterized by its clear physical concepts and easy engineering applications.

**Key words:** booster vehicle; gain scheduling; coordinated scheduling strategy; attitude control; cross coupling

## 1 引言

可重复使用助推飞行器(Reusable Booster Vehicle, RBV)姿态控制是一个很具有挑战性的任务。飞行器从超音速飞行到亚音速直至着陆,其动力学特性随着高度和马赫数剧烈变化,在这一飞行包线内,设计一个既能满足飞行性能指标要求,同时满足一定鲁棒性要求的不变补偿器是不现实的<sup>[1-3]</sup>,因此其控制问题涉及到处理严重的非线性耦合和干扰问题。

一种现代非线性控制的设计方法—非线性动态逆法<sup>[4]</sup>的基本思想是:利用被控对象的逆系统,将被控对象补偿为具有线性传递关系的系统;再利用线性系统的理论来实现系统的综合。该设计方法的优点是利用非线性动态逆法设计的系统,无需复杂的增益调度,动态特性与增益之间是一种简单的线性、解耦、时不变的关系,并且能够以固定增益自动适应飞行条件和构形的大范围变化;缺点是要求飞行器系统数学模型精确,而且对气动参数的不确定性和测量噪声敏感。

增益调度控制技术<sup>[5]</sup>在飞行器控制设计领域得到了广泛的应用,其主要原因在于(1)该方法能够随着飞行器系统非线性特性的变化而变化,但严格意义上来说不是自适应控制;(2)该方法能够利用已有成熟的线性控制分析工具来分析和设计系统。理论上通过调度线性控制器来构成整个系统的非线性控制器是可行的,但是控制器在飞行包线内的不同点的阶次高而且是不一样的,即使降阶,控制器的阶次在不同工作点保持一致也是很困难的<sup>[6]</sup>。传统的增益调度控制方法是基于非线性系统的小扰动线性化设计的,但是对于本文研究的可重复使用助推飞行器在大攻角飞行且存在交叉耦合的情况而言,小扰动线性化不合适。

针对研究对象的复杂飞行过程,本文选择增益调度控制方法作为控制器的设计方法,提出了协调增益调度的姿态控制方案。首先,不考虑通道间的交叉耦合,也可把耦合看成是干扰项,然后获得各单通道时变的线性系统,并设计各单通道

的增益调度控制器,其次,设计协调调度控制器,进而预先获得交叉耦合项以部分消除可重复使用飞行器各通道间的交叉耦合和外在的干扰。非线性实时仿真证明了上述控制策略的可行性,而且物理意义明确,工程实用性强。

## 2 增益调度方法

图 1 为增益调度控制系统的框图,从中可以看出,在整个设计过程中,控制器参数是基于工作状态的测量值以开环的形式发生变化的。因此,增益调度控制系统可以看成是一种特殊的反馈控制系统,它的增益是用前馈补偿来补偿调节的。

一般来说,增益调度的设计可分为 4 部分:

(1)确定调度变量,调度变量必须与飞行器动力学特性密切联系,即能反映系统的非线性特性,在实际应用中调度变量要能够可测量、变化相对来说要缓慢,比如动压、马赫数、高度、攻角等;

(2)选取适当的工作点,工作点的选取应覆盖对象的全飞行包线;

(3)在选取的各个工作点构造线性时不变模型。由线性系统理论分别设计线性控制器,即设计各个工作点处控制器的增益,并确保在每个工作点处的闭环系统性能;

(4)通过插值获得控制器在工作点之间区域的增益,由此得到最终的全局非线性控制器。

最后通过数字仿真或者半物理仿真来验证增益调度方法设计的控制系统性能,飞行器控制系统的稳定性和鲁棒性需通过大量的仿真来验证。

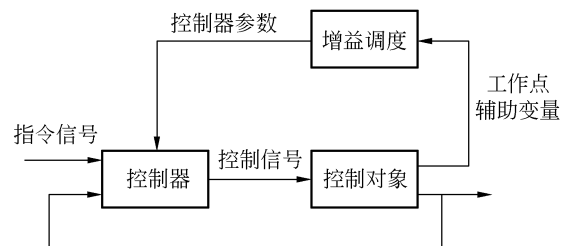


图 1 增益调度控制系统

Fig. 1 Conventional gain scheduled system

### 3 模型及控制目标

本文研究的 RBV 与图 2 所示类似<sup>[7]</sup>, 飞行时序图如图 3 所示, 在一定高度, RBV 与一次性芯级分离后, 利用头部和尾部的反作用控制系统调整飞行姿态到合适位置, 而后主发动机点火将 RBV 推回到发射场附近, 采用机场滑行水平着陆。芯一级启动发动机, 继续加速到预订高度后分离, 芯二级发动机点火工作, 把有效载荷送进预定轨道, 而后芯二级脱离轨道, 再入大气层烧毁。返回的可重复使用助推器, 进行简单的维护可以用于下次发射。

#### 3.1 飞行器模型

假设飞行过程中滚转角保持  $180^\circ$  不变, 攻角变化范围大, 完整的 RBV 动力学方程见参考文献[8-9]。为了说明该方法的有效性, 选取可重复使用助推飞行器无动力下降段, 此飞行段动压高, 而且飞行速度和动压变化剧烈, 姿态控制任务完全能够由舵机执行。忽略重力项, 重力加速度项在制导过程中得到补偿。经过这些假设, 所用的 RBV 动力学方程如下:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\tan \beta (\omega_x \cdot \cos \alpha - \omega_y \cdot \sin \alpha) + \omega_z - \dots \\ &\quad K_Q (C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^{\delta_z} \cdot \delta_z) \\ \dot{\beta} &= \omega_x \cdot \sin \alpha + \omega_y \cdot \cos \alpha + \dots \\ &\quad K_Q (C_z^\beta \cdot \beta + C_z^{\delta_y} \cdot \delta_y) \\ \dot{\omega}_x &= M_x / J_x + (J_y - J_z) \omega_y \omega_z / J_z \\ \dot{\omega}_y &= (M_y) / J_y + (J_z - J_x) \omega_z \omega_x / J_x \\ \dot{\omega}_z &= (M_z) / J_z + (J_x - J_y) \omega_x \omega_y / J_x \\ \dot{\varphi} &= (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) / \cos \psi \\ \dot{\psi} &= \omega_x \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \omega_x + \tan \psi (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma) \end{aligned} \quad (1)$$

式中  $\alpha$  为攻角;  $\beta$  为侧滑角;  $\varphi$  为俯仰角;  $\psi$  为偏航角;  $\gamma$  为滚转角;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  为角速度;  $M_x, M_y, M_z$  为绕体轴系的气动和舵面总作用力矩;  $J_x, J_y, J_z$  为转动惯量;  $\delta_x, \delta_y, \delta_z$  表示舵偏角;  $K_Q$  为气动系数。

由式(1)可知, 飞行器之间存在动力学和惯性耦合, 气动系数之间存在隐含的耦合。特别是 RBV 在大攻角飞行的同时, 保持了滚转角及零侧滑角的飞行状况。

#### 3.2 控制目标

控制器的设计必须满足以下要求: 攻角指令

响应是零状态误差, 上升时间低于 1 s, 滚转角指令响应零状态误差, 侧滑角在整个飞行过程中保持在  $0.5^\circ$  以内; 各通道增益调度控制器在所选工作点时, 系统满足幅值裕度  $> 6$  dB, 相角裕度  $> 45^\circ$ ; 在部分气动系数变化  $\pm 20\%$  及常值风干扰时系统满足鲁棒性能要求。



图 2 类似的可重复使用助推飞行器  
Fig. 2 Similar reusable launch vehicle

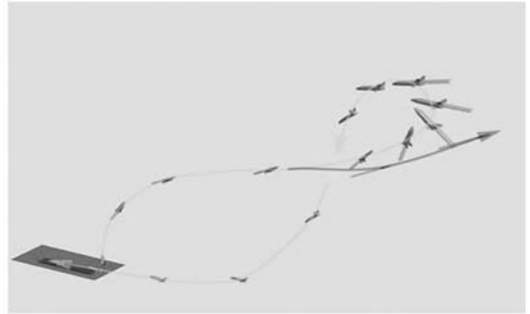


图 3 飞行时序图  
Fig. 3 Flight sequence chart of reusable launch vehicle

### 4 姿态控制器设计

设计 RBV 的姿态控制时, 假设状态变量  $(\alpha, \beta, \gamma, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$  是可以获得的, 但实际上要通过加表和速率陀螺测量得到, 在下降段, 制导律生成  $y$  相和  $z$  相的过载指令, 然后把过载指令转换成滚转角 (或者假设攻角和侧滑角测量准确, 当然仿真时对测量值会进行滤波处理), 输入到自动驾驶仪<sup>[10]</sup>。

#### 4.1 设计方法

如前所述, RBV 动力学系统是一个强耦合的非线性系统, 而且在大攻角、高马赫数、气动变化剧烈情况下飞行, 因此采用有利于增益调度方法的线性设计模型, 且同时能体现系统非线性特性

的设计方法是一个挑战。目前的方法是利用小扰动线性化思想得到一系列线性化的对象模型,最后通过调度变量,插值得到对象整个飞行过程的非线性控制器。

由于 RBV 在大攻角飞行时,传统的小扰动线性化思想并不适用,因此本文对研究的 RBV 提出了协调增益调度姿态控制方案。首先,忽略各通道之间的交叉耦合,在飞行包线内的各工作点以冻结系数法形成各独立通道的线性模型,根据增益调度方法,分别单独设计俯仰、偏航、滚转通道的非线性控制器;然后由协调增益调度控制器构成通道间的预先交叉耦合以部分消除系统间存在的耦合。在本文的增益调度设计方法中,马赫数体现了 RBV 的非线性特性,而且能够实时测量,故被选为调度变量。

### 4.2 单通道增益调度控制器设计

要分别设计单通道控制系统,首先忽略飞行器通道间的耦合(也可把通道间的耦合当着干扰),由式(1)得到不考虑耦合情况下各通道的动力学方程分别如下(均考虑舵机模型):

俯仰通道:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \omega_z - K_Q(C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^{\delta_z} \cdot \delta_z) \\ \dot{\omega}_z &= K_{z_1} m_z^\alpha \cdot \alpha + K_{z_2} m_z^{\delta_z} \cdot \delta_z + K_{z_3} m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \bar{\omega}_z, \\ \dot{\delta}_z &= \tau_z (-\delta_{z_c} - \delta_z) \end{aligned} \tag{2}$$

根据式(2),考虑飞行包线内不同工作点的俯仰通道线性模型(不同工作点的选取在后面的仿真中有说明),针对不同工作点的线性系统模型,利用经典控制方法设计了飞行器各工作点的线性控制器。

在获得俯仰通道不同工作点线性模型的控制之后,通过线性插值策略对这些控制器参数进行插值,得到满足系统性能要求的俯仰通道增益调度控制器参数。其俯仰通道线性系统的控制结构如图 4 所示。

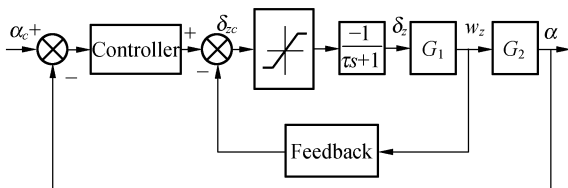


图 4 俯仰通道控制系统框图

Fig. 4 Configuration of pitch channel control system

根据以上所述相同的设计方式,不同工作点滚转通道,偏航通道的控制系统框图分别见图 5,图 6。同理得到满足滚转、偏航通道性能要求的各增益调度控制器。

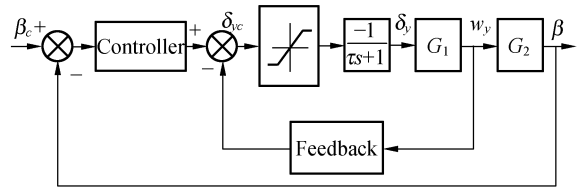


图 5 偏航通道控制系统框图

Fig. 5 Configuration of yaw channel control system

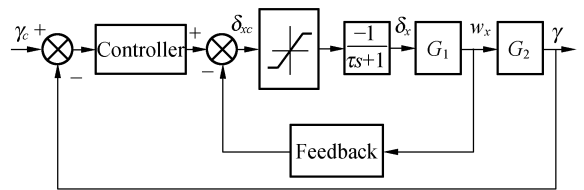


图 6 滚转通道控制系统框图

Fig. 6 Configuration of roll channel control system

偏航、滚转通道:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= \omega_y + K_Q(C_z^\beta \cdot \beta + C_z^{\delta_y} \cdot \delta_y) \\ \dot{\omega}_y &= K_{y_1} m_y^\beta \cdot \beta + K_{y_2} m_y^{\delta_y} \cdot \delta_y + K_{y_3} m_y^{\bar{\omega}_y} \cdot \bar{\omega}_y, \\ \dot{\delta}_y &= \tau_y (-\delta_{y_c} - \delta_y) \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= K_{x_1} m_x^{\delta_x} \cdot \delta_x + K_{x_2} m_x^{\bar{\omega}_x} \cdot \bar{\omega}_x, \\ \dot{\gamma} &= \omega_x \end{aligned} \tag{4}$$

$$\dot{\delta}_x = \tau_x (-\delta_{x_c} - \delta_x)$$

### 4.3 协调调度控制器设计

由 RBV 动力学方程(1)可知, RBV 的三通道之间存在着耦合,比如 RBV 的俯仰运动、滚转运动都将通过耦合作用导致偏航运动的发生,从而产生相应的侧滑角。为了抑制三通道之间的耦合作用,需要在设计 RBV 控制器时,将单通道设计的控制器人为地耦合起来,消除 RBV 飞行过程中可能产生的较大的侧滑角,称之为协调控制策略。

进一步由式(1)知, RBV 俯仰通道通过两条支路  $\omega_x \cos \alpha$  和  $(J_z - J_x) \omega_x \omega_z / J_y$  影响偏航通道,而偏航通道也通过两条支路  $\omega_x \beta, \omega_y \beta$  和  $(J_x - J_y) \omega_x \omega_y / J_z$  影响俯仰通道,通过  $(J_y - J_z) \omega_y \omega_z / J_x$  影响滚转通道。从理论上讲,增加类似

的 5 条协调控制支路,取支路增益与以上对应的支路增益相同,但符号相反,就可以实现三通道之间的解耦,消除交叉耦合作用的目标。由于支路在 RBV 本体内部,物理上无法实现。因此,本文把协调控制支路移到舵机输入端,减小交叉耦合作用的影响,通过调整协调控制支路的增益来实现设计目标。

针对 RBV 飞行过程中有大攻角,大机动的实际情况,提出了适合该 RBV 飞行控制要求的协调增益调度策略。考虑到 RBV 侧滑角比攻角小得多,偏航对俯仰运动的交叉耦合作用不显著的实际情况,可以不考虑偏航对俯仰运动的交叉耦合作用,而且整个飞行过程中偏航角速度、滚转角速度很小,故不用考虑  $(J_z - J_x) \omega_z \omega_x / J_y$ ,  $\omega_x \cos \alpha$ ,  $\omega_x \beta$ ,  $\omega_y \beta$  的耦合影响。这样,协调控制只考虑惯性交叉耦合项  $(J_y - J_z) \omega_y \omega_z / J_x$ ,  $(J_y - J_z) \omega_y \omega_z / J_x$ , 即引入  $\omega_x \omega_z$ ,  $\omega_y \omega_z$  两条支路。协调增益调度控制框图如图 7 示,协调增益调度控制器的参数也是通过调度变量插值得到,最终在整个飞行包线内获得协调增益调度控制器。

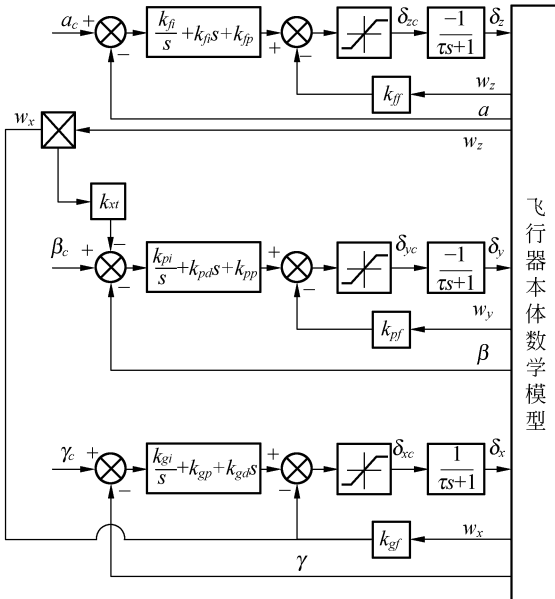


图 7 协调增益调度控制系统框图

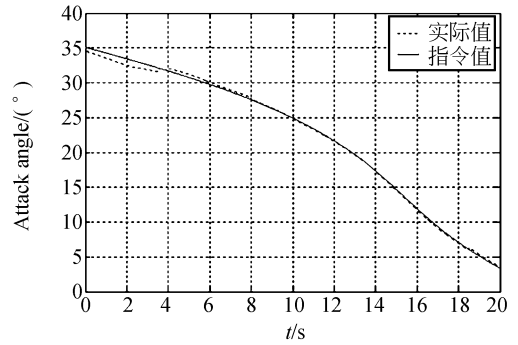
Fig. 7 Configuration of coordinated scheduled control system

### 5 仿真验证

为了验证本文所提出的协调增益调度控制律

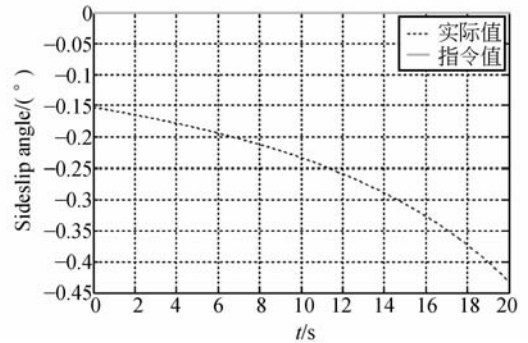
的可行性及有效性,在前面介绍的 RBV 飞行时序的下降段选取仿真条件:即攻角为  $3.2 \sim 35.1^\circ$ ;滚转角保持  $180^\circ$ ;侧滑角在零度附近;马赫数在  $4.2 \sim 4.8$  之间进行仿真验证,整个过程选择马赫数为调度变量。

同时为了对比验证气动参数变化对控制律的鲁棒性,取气动参数  $m_z \omega_z$  拉偏  $20\%$ ,气动参数  $m_y \omega_y$  拉偏  $-20\%$  及加入  $25 \text{ m/s}$  常值风的纵向



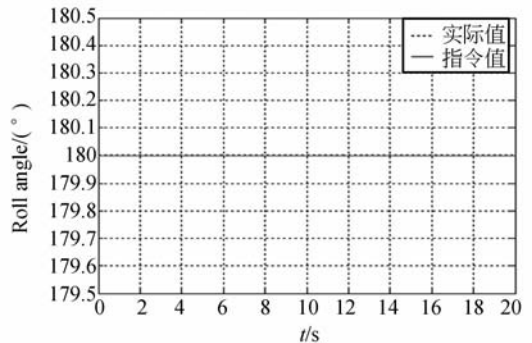
(a) 单通道增益调度控制器作用时的攻角

(a) Attack angle with single gain-scheduled controller



(b) 单通道增益调度控制器作用时的侧滑角

(b) Sideslip angle with single gain-scheduled controller

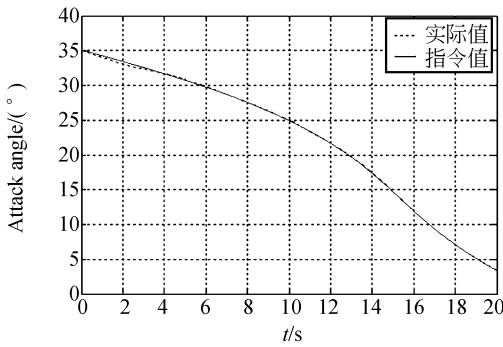


(c) 单通道增益调度控制器作用时的滚转角

(c) Roll angle with single gain-scheduled controller

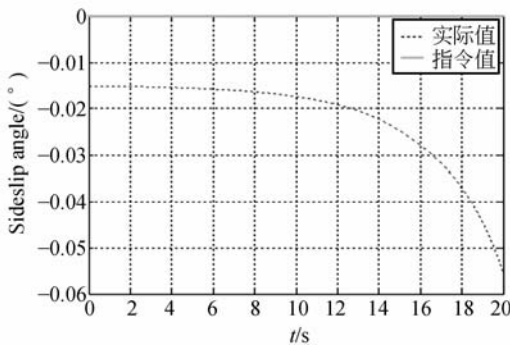
图 8 通道增益调度控制器作用时的姿态角

Fig. 8 Attitude angles with single gain-scheduled controller



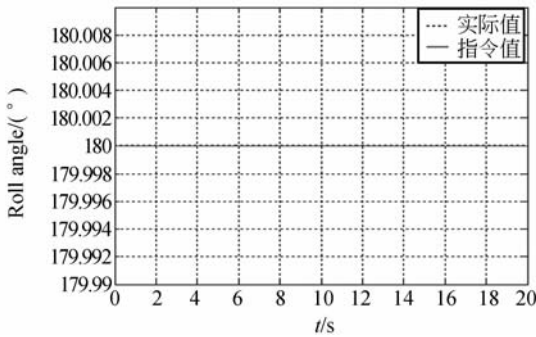
(a) 增加协调增益调度控制器作用时的攻角

(a) Attack angle with coordinated scheduled controller



(b) 增加协调增益调度控制器作用时的姿态角

(b) Sideslip angle with coordinated scheduled controller



(c) 增加协调增益调度控制器作用时的滚转角

(c) Roll angle with coordinated scheduled controller

图 9 增加协调增益调度控制器作用时的姿态角

Fig. 9 Attitude angles with coordinated scheduled controller

干扰进行仿真验证,所有仿真验证都在初始的非线性模型下进行。

图 8 的仿真表明了只有在只有 3 个单通道增益调度控制器,且部分气动参数变化±20%及纵向常值风干扰时,对 RBV 非线性模型作用时系统的响应。在上述仿真条件下,仅仅在相位裕度≥60°和幅值裕度≥9.83 时能够满足系统指标,但是侧滑角相比考虑协调调度策略时大,攻角跟踪有误差,滚转角保持在 180°,整体上并不能完全满足系统性能要求。对于实际物理系统而言,控制系统相位裕度及幅值裕度不能太大。

图 9 的仿真表明,在考虑协调增益调度控制器且部分气动参数变化±20%及纵向常值风干扰时,攻角能够完全跟踪指令信号,侧滑角接近于 0°,滚转角一直保持在 180°,完全能够满足系统性能指标要求,而且对气动参数的不确定性有很好的鲁棒性,说明协调调度控制策略能够部分消除耦合和抑制干扰,是一种主动消除和抑制策略,物理意义清楚,工程实用性强。

### 6 结 论

通过事先消除耦合及在飞行各工作点冻结变系数的思想,实现飞行器各通道在工作点的模型线性化,克服了传统小扰动线性化在飞行器大攻角飞行时线性化的困难。本文在单通道增益调度控制器的基础上,提出了协调增益调度策略,并分析确定了协调调度支路的选择,最终设计了协调增益调度姿态控制器。系统仿真表明协调增益调度策略不仅能够削弱系统耦合的影响,而且在常值风干扰及气动参数变化±20%情况下,能保证攻角误差最大值在 1°以内,比单通道增益调度控制方法使攻角最大误差降低了 1~2°,侧滑角跟踪精度提高了接近 0.4°。得到的结果对 RBV 这样高稳定、高精度系统来说极其重要,该方法对强耦合系统尤其适用,不仅能消除系统的干扰,而且具有一定的鲁棒性。

### 参考文献:

[1] CAPLIN J. Descent-phase control of a reusable launch vehicle[C]. *Aerospace, EI Segundo, CA, USA IEEE 9. D*, 2002;1-11.

[2] MEON P P, PREMPAIN E, POSTLETHWAITE I, et al.. An LPV loop shaping controller design for the NASA-HL-20 re-entry vehicle[C]. *Guidance, Navigation and Control Conference AIAA, Chica-*

- go, 2009.
- [3] PREMPAIN E, POSTLETHWAITE I. L2 and H2 performance analysis and gain scheduling synthesis for parameter dependent systems [J]. *Automatic*, 2008, 8(44): 2081-2089.
- [4] JACOB R, BALAS G J, GARRARD W L. Robust dynamic inversion for control of highly maneuverable aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control And Dynamics, New York AIAA*, 1995, 1(18): 18-24.
- [5] THEODOULIS S, DUC G. Gain scheduled autopilot synthesis for an atmosphere re-entry vehicle[C]. *Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA Honolulu, Hawaii*; 2008-7469.
- [6] STEIN G, DOYLE J C. Beyond singular values and loop shapes [J]. *Journal of Guidance, Dynamic and Control*, 1991, 1(14): 5-16.
- [7] KENJI F, SHINJI I. Research activities to realize advanced space transportation system [C]. *AIAA Dayton, Ohio*; 2008-2575.
- [8] COSTA R R. Re-entry flight controller design using nonlinear dynamic inversion [C]. *Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA, Montreal, Canada*, 2001; 4219-4230.
- [9] NORIHIO K, KAKASHI K, JUNICHIRO K. Nonlinear dynamical analysis for a reentry vehicle [J]. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* 2004, 156(47): 99-107.
- [10] SCHUMACHER C, KHARGONEKAR P P. Missile autopilot design using control with gain scheduling and dynamic inversion [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Michigan*, 1998, 2(21): 234-243.

#### 作者简介:



许江涛(1975—),男,湖北天门人,博士研究生,1999年、2004年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事导航、制导与控制,飞行器动力学建模和惯性技术的研究。E-mail: hit\_xjt@163.com mobile: 15845001029



吕世良(1974—),男,山东郓城人,硕士,助理研究员,1999年、2006年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事自动控制和空间遥感成像处理方面的研究。E-mail: lvshiliang100@sina.com

#### 导师简介:



崔乃刚(1965—),男,辽宁沈阳人,教授、博士生导师,1986年于国防科技大学获学士学位,1989年、1996年于哈尔滨工业大学分别获得硕士、博士学位,主要从事飞行器总体设计、非线性滤波及应用、导航系统研究及飞行器动力学与控制等方面的研究。E-mail: cui\_naigang@163.com