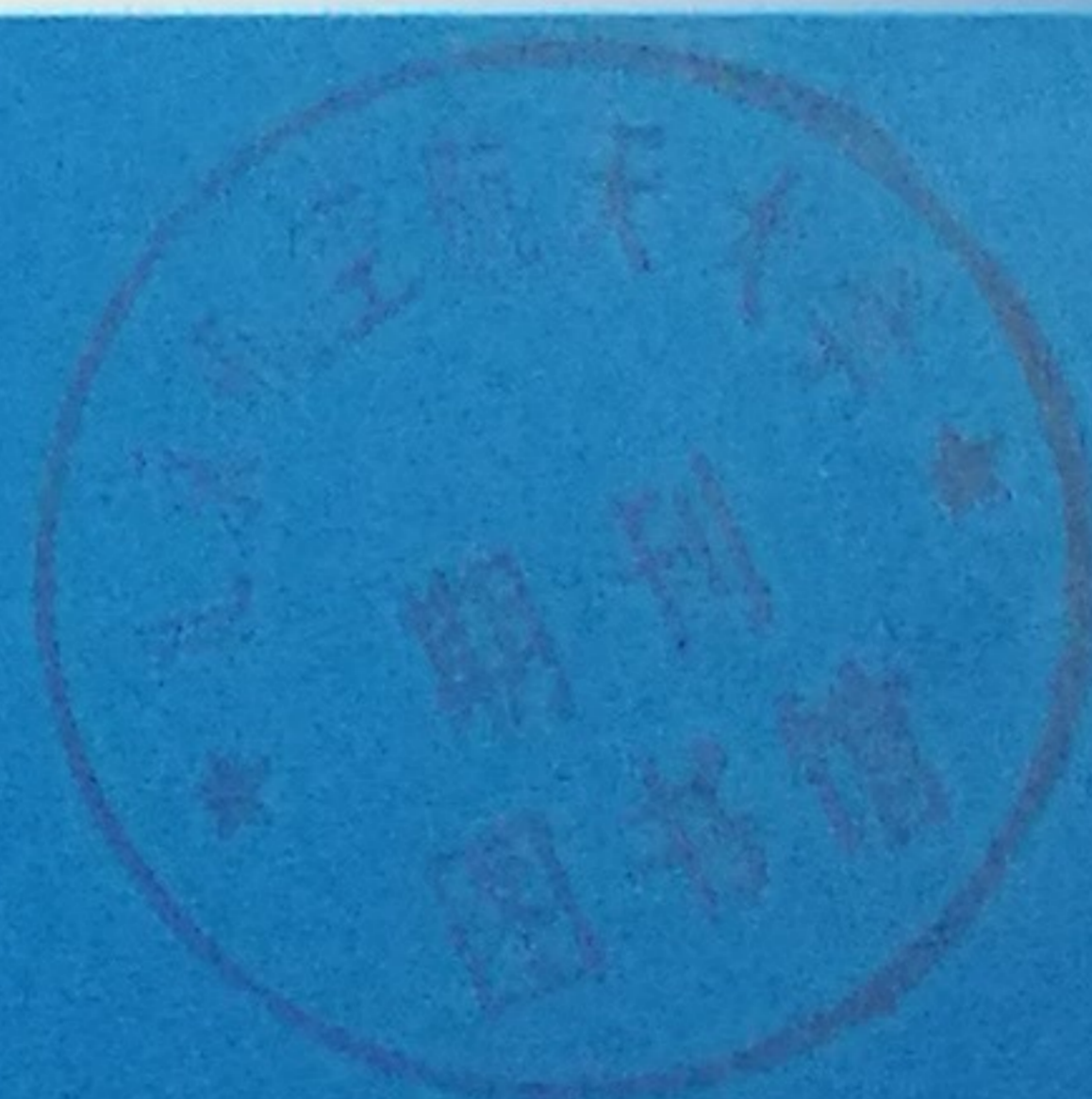


中国期刊全文数据库
中国学术期刊综合评价数据库
中国核心期刊(遴选)数据库

ISSN 1673-5048
CN 41-1228/TJ

航空兵器

AERO WEAPONRY



2



中航工业

中国空空导弹研究院 主办

中国航空学会航空武器系统专业分会 协办

协办

2015

面向大包线导弹的分回路 LPV 姿态控制器设计

王振超¹, 彭明焱^{2,3}, 张金鹏^{2,3}, 杨凌宇¹, 张晶¹, 何超凡¹

(1. 北京航空航天大学自动化学院, 北京 100191; 2. 航空制导武器航空科技重点实验室, 河南 洛阳 471009; 3. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: 针对导弹飞行过程中, 马赫数、攻角大范围变化带来的系统特性快变等问题, 本文给出一种分回路控制、具有自增益调节功能的鲁棒线性变参数(LPV)姿态控制方法。本文首先基于导弹的飞行包络给出了其 LPV 系统的建模方法, 然后考虑到 LPV 控制器数据量将随着 LPV 模型维数和顶点个数呈指数形式增长, 提出了基于分回路设计的控制方法, 以降低控制器阶数和个数, 从而使控制器更具工程意义。最后基于某导弹非线性六自由度模型, 对导弹进行复合控制仿真, 结果表明所设计的控制器具有良好的自适应能力和鲁棒性。

关键词: 线性变参数; 分回路设计; 六自由度非线性; 多胞顶点; 逆动力学

中图分类号: V249.12; TJ765 **文献标识码:** A **文章编号:** 1673-5048(2015)02-0014-07

Loop Separate LPV Attitude Controller Design for Large Envelope Missile

Wang Zhenchao¹, Peng Mingyan^{2,3}, Zhang Jinpeng^{2,3}, Yang Lingyu¹, Zhang Jing¹, He Chaofan¹

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapons, Luoyang 471009, China; 3. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Considering the time-varying characteristics due to the wide range of Mach number and angle of attack during the process of missile flight, this paper introduces a robust Linear Parameter Varying (LPV) attitude controller design method, which is capable of loop separate controlling and self-scheduling. The modeling method of LPV vertex models is given firstly, and then, since the data volume of LPV controller grows exponentially along with the increase of dimensions and number of vertices of LPV models, the control method based on loop separate design is introduced in order to improve the applicability of the controller by reducing its order and number. Finally, the 6-DOF nonlinear simulation of flight mission at high angle of attack conveys that the proposed attitude controller has shown good adaptive ability and robustness within the operating envelope.

Key words: linear parameter varying; loop separate design; 6-DOF nonlinear; polytope vertex; inverse dynamic

0 引言

新一代制导武器的机动能力大幅度提升, 其

攻击过程中马赫数、攻角变化范围大且变化幅度非常剧烈, 这使得导弹飞行过程中气动特性差异非常明显, 同时通道之间耦合问题也更加突出。因此, 先进导弹是一个典型的大包络、快时变、强耦合性系统, 如何实现其精确稳定的控制成为现代控制理论在应用方面需要解决的难题之一。

目前, 为解决导弹飞行过程中所展现出的大

收稿日期: 2014-10-09

基金项目: 航空科学基金资助项目(20120151003)

作者简介: 王振超(1987-)男, 河北衡水人, 硕士研究生, 研究方向是导航、制导与控制。

包络、快时变、强耦合性等问题,广泛采用现代控制理论方法,如滑模控制方法^[1]、神经网络直接自适应方法^[2]、动态逆方法^[3]等。相比之下,鲁棒 LPV 控制方法^[5-8]由于能够直接建立多胞模型,且具备自增益调节能力,设计过程方便快捷,已经成为先进导弹姿态控制的热点研究方向。

目前,鲁棒 LPV 方法已经在导弹控制的理论研究中取得了较多成果,但在应用中仍存在需要解决的问题,主要表现在 LPV 控制器阶数与 LPV 模型维数、控制输入、控制输出相关,LPV 控制器数据量将随着 LPV 模型维数和顶点个数呈指数形式增长。LPV 控制器数据量过大将直接导致在线调用耗时长,难以实现应用。

为降低控制器数据量,增加工程实用性,本文给出一种分回路控制的 LPV 控制器设计方案,利用角速度回路建立 LPV 模型构成内回路控制器设计,气流角回路进行外回路的姿态控制,从而减少 LPV 模型的顶点个数、减少 LPV 顶点控制器个数。

1 导弹特性分析

1.1 导弹非线性六自由度建模

导弹的质心动力学方程和绕质心动力学方程分别为

$$\begin{cases} m\dot{V} = P\cos\alpha\cos\beta - X - G\sin\theta \\ m\dot{\theta} = P(\sin\alpha\cos\gamma_V + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_V) + Y\cos\gamma_V - \\ Z\sin\gamma_V - G\cos\theta - mV\cos\theta\dot{\psi}_V = P(\sin\alpha\sin\gamma_V - \\ \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_V) + Y\sin\gamma_V + Z\cos\gamma_V \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} J_x\dot{\omega}_x + (J_z - J_y)\omega_z\omega_y = M_x \\ J_y\dot{\omega}_y + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z = M_y \\ J_z\dot{\omega}_z + (J_y - J_x)\omega_y\omega_x = M_z \end{cases} \quad (2)$$

式中: α, β, γ_V 分别为攻角、侧滑角、速度滚转角; m, P 分别为质量、发动机推力; θ, ψ_V 分别为弹道倾斜角、弹道偏航角; $J_{x,y,z}, M_{x,y,z}, \omega_{x,y,z}$ 分别为三轴的转动惯量、力矩、角速度。

根据各运动参数之间的几何关系,可建立导弹的运动学方程组,首先建立导弹质心运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = V\cos\theta\cos\psi_V \\ \dot{y} = V\sin\theta \\ \dot{z} = -V\cos\theta\sin\psi_V \end{cases} \quad (3)$$

式中: x, y, z 为导弹的空间位置坐标。

1.2 导弹飞行包络分析

本文的飞行包线主要是指导弹飞行过程中,高度、马赫数、攻角和侧滑角所能达到的范围,其中高度范围是 6 ~ 8 km,马赫数范围是 0.8 ~ 1.5,攻角和侧滑角范围都是 $-30^\circ \sim 30^\circ$ 。下面以俯仰力矩系数在整个飞行包络内参数变化情况为例进行分析,如图 1 所示。

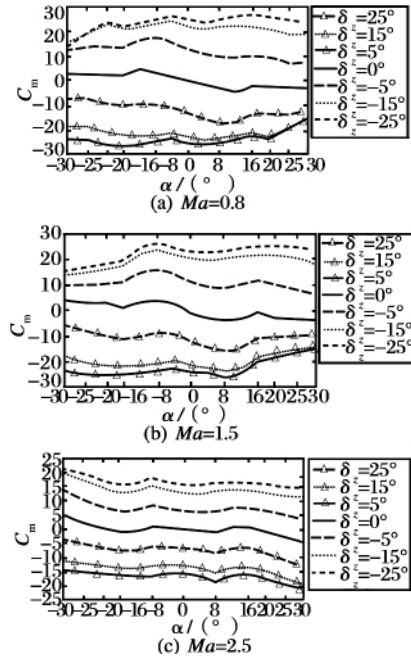


图 1 Ma 数不同时俯仰力矩系数随攻角及舵偏的变化情况

根据俯仰力矩系数随攻角及舵偏的变化,在相同马赫数、相同攻角下,正舵偏和负舵偏引起的俯仰力矩系数变化基本是对称分布于 0° 舵偏时所引起的俯仰力矩系数值两侧;在相同马赫数、相同舵偏下,随着攻角变化,俯仰力矩系数变化不大。

2 导弹 LPV 建模

2.1 LPV 模型概述

LPV 模型描述了非线性系统的一系列局部特性,LPV 系统工作在给定的参数空间范围 Θ 的状态方程描述形式为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A(\theta(t))x(t) + B(\theta(t))u(t) \\ y(t) = C(\theta(t))x(t) + D(\theta(t))u(t) \\ \theta(t) \in \Theta, \forall t \geq 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\theta(t)$ 为事先未知但可测量和估计的矢量参数; $A(\theta(t)), B(\theta(t)), C(\theta(t)), D(\theta(t))$ 为时变参数 $\theta(t)$ 的函数。当时变参数 $\theta(t)$ 按一特殊已知的轨线变化 $\theta^*(t)$ 时,LPV 系统退化为线性时变系统(LTV),当 $\theta(t)$ 为一确定值 θ_0 时,LPV 系统就退化

为线性时不变系统(LTI),三者关系如图 2 所示。

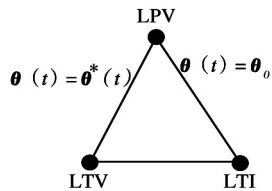


图 2 LTV, LTI 与 LPV 的关系

定义: 变参数向量 $\rho(t) \in \mathbf{R}^l$, l 为时变参数向量 $\rho(t)$ 的维数, 且 $\rho(t) = p(\theta(t))$, 则由变参数描述的多胞为

$$\Theta = Co\{\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_r\} = \left\{ \sum_{i=1}^r \alpha_i \omega_i; \alpha_i \geq 0, \sum_{i=1}^r \alpha_i = 1 \right\} \quad (5)$$

式中: $r = 2^l$ 为顶点数; ω_i 为多胞的顶点。

由于 LPV 模型系统矩阵 $A(\theta(t)), B(\theta(t)), C(\theta(t)), D(\theta(t))$ 仿射依赖于时变参数向量 $\rho(t)$, 且 $\rho(t)$ 变化于多胞 Θ 内, 故 LPV 模型为多胞系统。其矩阵分解如下:

$$\begin{pmatrix} A(\theta(t)) & B(\theta(t)) \\ C(\theta(t)) & D(\theta(t)) \end{pmatrix} = \sum_{i=1}^r \alpha_i(t) \begin{pmatrix} A_i & B_i \\ C_i & D_i \end{pmatrix} \quad (6)$$

式中: A_i, B_i, C_i, D_i 为 LPV 系统多胞顶点模型系统矩阵, $\sum_{i=1}^r \alpha_i = 1$ 。其中 α_i 的计算过程如下:

对于给定时变参数向量 $\rho = (\rho_1, \dots, \rho_l)^T$, 计算得凸分解系数:

$$\vartheta_i = \frac{(\bar{\rho}_i - \rho_i)}{\bar{\rho}_i - \underline{\rho}_i}, i = 1, \dots, l$$

对每一个多胞顶点 $\omega_i, i = 1, \dots, r$, 调参系数

$$\alpha_i = \prod_{j=1}^l \tilde{\vartheta}_j \quad (7)$$

$$\text{式中: } \tilde{\vartheta}_j = \begin{cases} \vartheta_j & \rho_j \in \omega_i \\ 1 - \vartheta_j & \bar{\rho}_j \in \omega_i \end{cases}$$

2.2 LPV 建模方法

现有的将非线性模型转换为 LPV 系统的方法主要有: Jacobian 线性化法、状态传递法和函数替换法^[9-10]。Jacobian 线性化法是应用最普遍的一种方法, 对非线性模型没有严格的要求, 且它的理论基础是泰勒级数的一阶展开。第二种方法是通过原非线性方程经过严格的状态转换得到 quasi-LPV 模型, 它要求控制输入以线性的方式存在于非线性方程中, 且依赖于关于非调参状态变量和系统输入平衡点的连续可微函数, 但是这个函数的存在不能保证。而函数替代法是通过一个最优问题将非线性方程分解为 LPV 系统, 这需要非线

性方程的精确表达式。对于本研究对象, 其气动参数非线性剧烈变化, 很难写出具体的表达式, 也不能将系统输入写成线性的形式。故本文选择 Jacobian 线性化法对导弹进行 LPV 模型的建立。

考虑如下非线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, v, \mu, w) \\ z = c_1(x, v, \mu, w) \\ y = c_2(x, v, \mu, w) \end{cases} \quad (8)$$

式中: x 为系统状态; u 为系统输入信号; z 为所控制的误差信号; y 为输入到控制系统的测量输出信号; w 为外部调参信号或者外来信号, 如参考信号; v 通常指干扰和噪声输入信号。根据非线性系统的时变特性, 选择调参变量 $\theta \in \mathbf{R}^k$, 它是 w 和 y 的函数, 即 $\theta = g(y, w)$, 为事先未知但可测量和估计的矢量参数。栅格化参数空间, 可得式 (8) 的一系列平衡点 $x_e(\theta), v_e(\theta), u_e(\theta)$ 和 $w_e(\theta)$ 满足:

$$f(x_e(\theta), v_e(\theta), \mu_e(\theta), w_e(\theta)) = 0 \quad (9)$$

则非线性系统式 (8) 可写成如下的 LPV 形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_\delta \\ z_\delta \\ y_\delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(\theta) & B_1(\theta) & B_2(\theta) \\ C_1(\theta) & D_{11}(\theta) & D_{12}(\theta) \\ C_2(\theta) & D_{21}(\theta) & D_{22}(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_\delta \\ v_\delta \\ u_\delta \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中各变量可表示为

$$\begin{cases} x_\delta = x(t) - x_e(\theta) \\ v_\delta = v(t) - v_e(\theta) \\ u_\delta = u(t) - u_e(\theta) \end{cases} \quad (11)$$

式 (10) 中系统状态矩阵为方程偏导数在平衡点处的值, 例如

$$\begin{cases} A(\theta) = \frac{\partial f}{\partial x} [x_e(\theta), v_e(\theta), \mu_e(\theta), w_e(\theta)] \\ D_{12}(\theta) = \frac{\partial c_1}{\partial u} [x_e(\theta), v_e(\theta), \mu_e(\theta), w_e(\theta)] \end{cases} \quad (12)$$

则在每一个固定点 θ , LPV 系统式 (10) 描述了非线性系统式 (8) 在该点的局部特性。

选取调参变量 $\theta = [M \ \alpha \ \beta]^T$, 运用 Jacobian 线性化方法建立导弹 LPV 模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \beta \\ \gamma_V \\ w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} = \begin{matrix} \text{A} \\ \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} & a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} & a_{26} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} & a_{36} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \end{matrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma_V \\ w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} +$$

$$\begin{matrix}
 B \\
 \begin{bmatrix}
 b_{11} & b_{12} & b_{13} \\
 b_{21} & b_{22} & b_{23} \\
 b_{31} & b_{32} & b_{33} \\
 b_{41} & b_{42} & b_{43} \\
 b_{51} & b_{52} & b_{53} \\
 b_{61} & b_{62} & b_{63}
 \end{bmatrix}
 \end{matrix}
 \begin{bmatrix}
 \delta_x \\
 \delta_y \\
 \delta_z
 \end{bmatrix}
 \quad (13)$$

式中: 各状态矩阵元素都是 (M, α, β) 的函数。

3 导弹 LPV 控制器设计

LPV 控制器是由一系列与 LPV 模型顶点对应的顶点 H_∞ 控制器组成。而导弹飞行过程中的飞行参数大范围摄动、强不确定性、强耦合性等使得所构造 LPV 模型存在维数较高、顶点个数过多的问题, 引起所设计的控制器阶数和个数增加, 最终导致所设计 LPV 控制器数据过于庞大而失去实际应用价值。为降低 LPV 控制器阶次、减少计算量, 采用分回路的控制结构进行降阶, 如图 3 所示。

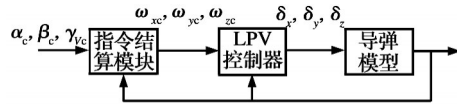


图 3 分回路导弹控制器结构图

由图 3 可知, 首先采用指令解算模块将姿态角回路解耦, 实现制导指令到姿态角速度指令的转换, 降低 LPV 模型的阶次, 减少时变参数个数, 从而降低 LPV 控制器阶次和计算量; 利用姿态角速度回路的 LPV 模型设计 LPV 控制器, 使得稳定性更易满足要求。指令解算模块采用了基于逆动力学策略, 利用基于逆动力学策略将制导指令的气流角 $\alpha_c, \beta_c, \gamma_{vc}$ 作为控制系统的输入, 通过解耦回路将气流角指令转换为姿态角速度指令。

3.1 基于逆动力学的外回路结构设计

基于逆动力学的 LPV 控制方法结构如图 4 所示。

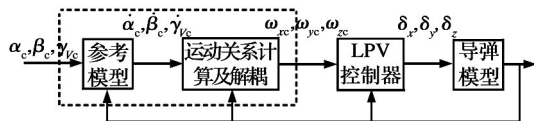


图 4 基于逆动力学的控制方法结构图

如图 4 所示, 整个系统包括三个层次, 分别是参考模型、运动关系解算及解耦和 LPV 控制器三部分, 通过参考模型得到气流角指令 $\alpha_c, \beta_c, \gamma_{vc}$ 的一阶导数 $\dot{\alpha}_c, \dot{\beta}_c, \dot{\gamma}_{vc}$, 利用运动学关系计算, 分别得到三轴姿态角角速率指令 $\omega_{xc}, \omega_{ye}, \omega_{zc}$, 利用 LPV 控制方法设计姿态角速度跟踪回路控制器, 实现导弹的指令跟踪。

对于绕质心的运动学方程, 状态可取为弹体俯仰角 ϑ 、弹体偏航角 ψ 、弹体滚转角 γ 。但是为了便于实现导弹对大攻角、大侧滑等制导指令的跟踪, 一般采用基于弹道坐标系的 α, β, γ_V 来代替 ϑ, ψ, γ , 即

$$\begin{cases}
 \dot{\alpha} = -\omega_x \cos\alpha \tan\beta + \omega_y \sin\alpha \tan\beta + \omega_z - \frac{F_y}{mV \cos\beta} \\
 \dot{\beta} = \omega_x \sin\alpha + \omega_y \cos\alpha + F_z/mV \\
 \dot{\gamma}_V = \omega_x \cos\alpha \sec\beta - \omega_y \sin\alpha \sec\beta + [F_y \tan\beta + (F_y \sin\gamma_V + F_z \cos\gamma_V) \tan\theta]/mV
 \end{cases}
 \quad (14)$$

式中: F_y, F_z 分别为合外力在速度轴上的分量。

对式(14)进行整理, 可得

$$\begin{bmatrix}
 \dot{\alpha} \\
 \dot{\beta} \\
 \dot{\gamma}_V
 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 -\cos\alpha \tan\beta & \sin\alpha \tan\beta & 1 \\
 \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\
 \cos\alpha \sec\beta & -\sin\alpha \sec\beta & 0
 \end{bmatrix}
 \begin{bmatrix}
 \omega_x \\
 \omega_y \\
 \omega_z
 \end{bmatrix}
 +
 \frac{1}{mV}
 \begin{bmatrix}
 -F_y/\cos\beta \\
 F_z \\
 (F_y \cos\gamma_V - F_z \sin\gamma_V) \tan\theta + F_y \tan\beta
 \end{bmatrix}
 \quad (15)$$

记

$$g = \begin{bmatrix} -\cos\alpha \tan\beta & \sin\alpha \tan\beta & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha \sec\beta & -\sin\alpha \sec\beta & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$f = \frac{1}{V} \begin{bmatrix} 0 & -\sec\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & \tan\beta + \cos\gamma_V \tan\theta & -\sin\gamma_V \tan\theta \end{bmatrix} \quad (17)$$

则微分方程(15)可以写为

$$\begin{bmatrix}
 \dot{\alpha} \\
 \dot{\beta} \\
 \dot{\gamma}_V
 \end{bmatrix}
 =
 g \begin{bmatrix}
 \omega_x \\
 \omega_y \\
 \omega_z
 \end{bmatrix}
 +
 f C_b^a \left(\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \right)
 +
 C_1^b \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix}
 \quad (18)$$

式中: C_b^a 为机体系到气流系的坐标转移矩阵; C_1^b 为惯性系到机体系的坐标转移矩阵。

根据式(18)中 $(\dot{\alpha} \ \dot{\beta} \ \dot{\gamma}_V)^T$ 与 $(\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$ 的关系, 对 $(\alpha \ \beta \ \gamma_V)^T$ 设计一阶动态特性控制器:

$$\begin{bmatrix}
 \dot{\alpha}_c \\
 \dot{\beta}_c \\
 \dot{\gamma}_{vc}
 \end{bmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 k_\alpha (\alpha_c - \alpha) \\
 k_\beta (\beta_c - \beta) \\
 k_{\gamma_V} (\gamma_{vc} - \gamma_V)
 \end{bmatrix}
 \quad (19)$$

且有

$$g^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\alpha & \cos\alpha\cos\beta \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha\cos\beta \\ 1 & 0 & \sin\beta \end{bmatrix} \quad (20)$$

则可得机体转动角速度的指令 $(\omega_{xc} \ \omega_{yc} \ \omega_{zc})^T$ 为

$$\begin{bmatrix} \omega_{xc} \\ \omega_{yc} \\ \omega_{zc} \end{bmatrix} = g^{-1} \left(\begin{bmatrix} k_\alpha(\alpha_c - \alpha) \\ k_\beta(\beta_c - \beta) \\ k_{\gamma_V}(\gamma_{Vc} - \gamma_V) \end{bmatrix} - fC_b \left(\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + C_1^b \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} \right) \right) \quad (21)$$

3.2 基于 LPV 模型的内回路结构设计

角速度回路采用鲁棒 LPV 控制方法进行设计，控制结构如图 5 所示。

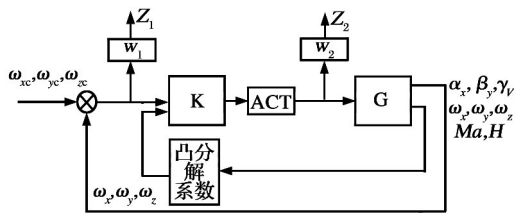


图 5 鲁棒 LPV 控制结构图

利用 Jacobian 线性化法将导弹的非线性方程转化为 LPV 模型，如下式所示：

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} \quad (22)$$

通过对导弹模型线性化，得到 A, B 阵；由于气动参数的特殊性，得到的 A, B 阵中非对角元素为 0，则对应的模型参数为

$$x = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$$

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & 0 \\ 0 & a_{22} & 0 \\ 0 & 0 & a_{33} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & 0 & 0 \\ 0 & b_{22} & 0 \\ 0 & 0 & b_{33} \end{bmatrix}$$

式中：状态矩阵元素 $(a_{11} \ a_{22} \ a_{33})$ 、 $(b_{11} \ b_{22} \ b_{33})$ 都是 $(M \ \alpha \ \beta)$ 的函数，每个元素的值随着 $(M \ \alpha \ \beta)$ 的变化而变化，并对应飞行包络形成对应的上下界：

$$\begin{cases} a_{11} \in [-0.3755, -0.1967] \\ a_{22} \in [-2.0739, -1.1944] \\ a_{33} \in [-2.0739, -1.1944] \end{cases}$$

$$\begin{cases} b_{11} \in [-297.9377, -14.4745] \\ b_{22} \in [-15.1222, -1.1667] \\ b_{33} \in [-15.1222, -1.1667] \end{cases}$$

通过选取 $(a_{11} \ a_{22} \ a_{33})$ 、 $(b_{11} \ b_{22} \ b_{33})$ 为 LPV 模型顶点元素，构成多胞模型。

选取 $(M \ \alpha \ \beta)$ 作为 LPV 系统的调参变量 θ 。取时变参数向量

$$\rho(t) = [a_{11} \ a_{22} \ a_{33} \ b_{11} \ b_{22} \ b_{33}]^T$$

则导弹 LPV 系统仿射依赖于 $\rho(t)$ ，多胞 LPV 系统为

$$P_\rho = Co\{P_{v1} \ P_{v2} \ \dots \ P_{vl}\} \quad vl=2^6 \quad (23)$$

式中： P_{vi} 为多胞系统的顶点模型，其系统矩阵元素由时变参数 $\rho(t)$ 中元素的上下界 $(\rho_i \ \bar{\rho}_i)$ 任意排列得到。

为了限制作动器的幅值和速率饱和，图 5 中的加权函数 W_2 选取为

$$W_2 = \text{diag}\left(\frac{7}{1000} \ \frac{1}{1000} \ \frac{1}{100}\right) \quad (24)$$

同时，为了达到理想的跟踪效果，对控制输入的罚函数 W_1 取为

$$W_1 = \text{diag}\left(\frac{s+20}{10s+2} \ \frac{s+8}{8s+0.8} \ \frac{s+8}{8s+1.2}\right) \quad (25)$$

断开控制器，可得鲁棒控制系统开环 LPV 模型，再通过矩阵不等式组求解获得 64 个顶点控制器，按照式 (6) 即可构造基于 SQLF 法的纵向自增益鲁棒控制器。

4 LPV 控制器仿真验证

以 Matlab/Simulink 为仿真环境，建立某型导弹六自由度非线性模型，并基于鲁棒 LPV 控制方法搭建分回路的非线性控制器。

根据需求，仿真过程依赖于侧滑转弯 (STT) 技术，即通过俯仰通道和偏航通道的综合作用产生法向过载，同时滚转通道保持倾斜稳定。因此，仿真过程实现了导弹从 0° 攻角和 0° 侧滑角的姿态到 30° 攻角和 30° 侧滑角姿态的跟踪响应。仿真时，分别在不同的初始状态下，给定输入指令 $(\alpha_c = 30^\circ; \beta_c = 30^\circ; \lambda_c = 0^\circ)$ ；同时，为了验证在自增益情况下算法的鲁棒性，选择了 Ma 初始值不同 ($Ma = 1.5$ 及 $Ma = 2.5$) 的两种情况进行了仿真。

(1) 初始 $Ma = 1.5$ 时：仿真结果如图 6 所示。图 6(a) ~ (b) 是外环气流角变化曲线，图 6(c) ~ (d) 是内环角速度变化曲线，图 6(e) 是导弹复合控制下 4 s 内的三维大机动转弯轨迹。

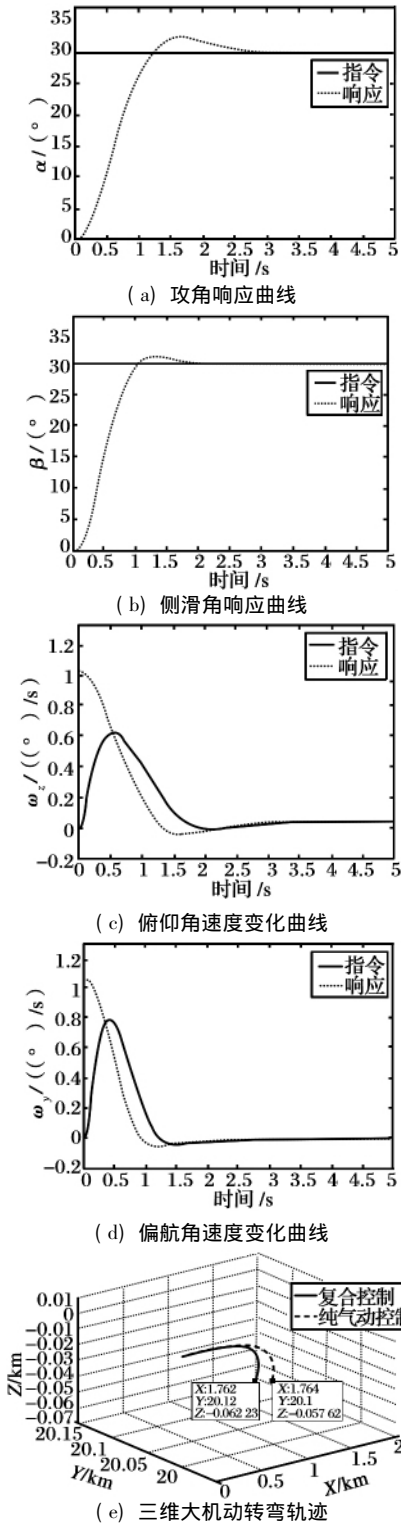


图6 $Ma=1.5$ 时的仿真情况

图6(e)显示了导弹分别在纯气动控制下和直接力/气动力复合控制下,在末制导段4 s内飞行的轨迹,根据轨迹图,复合控制下的导弹转弯半径明显小于纯气动控制下的转弯半径。

(2) 初始 $Ma=2.5$ 时: 仿真结果如图7所示。图7(a)~(b)是外环气流角变化曲线,图7(c)~(d)是内环角速度变化曲线,图7(e)是导弹复合

控制下4 s内的三维大机动转弯轨迹。

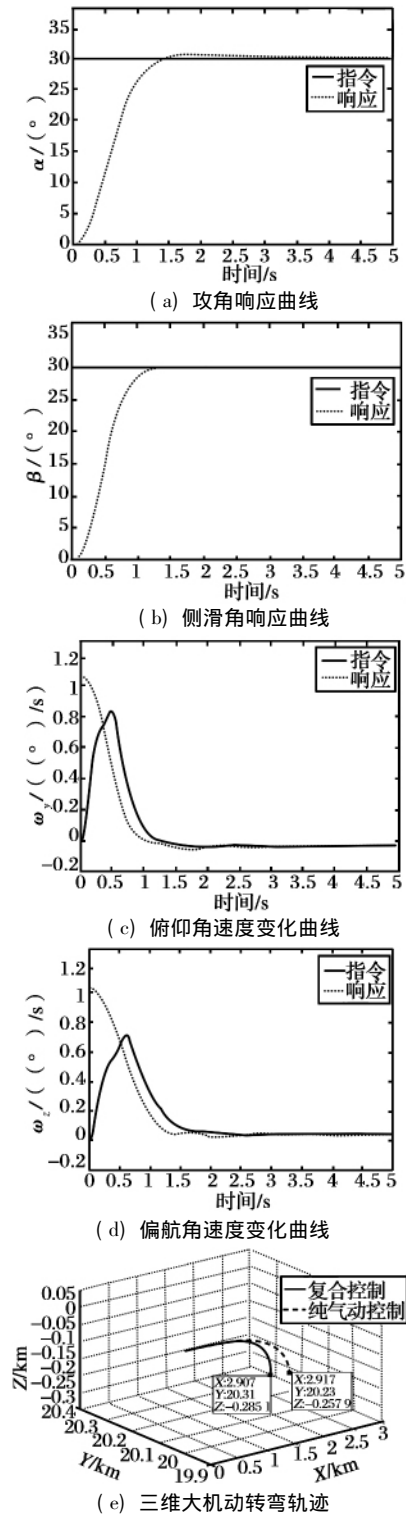


图7 $Ma=2.5$ 时的仿真情况

图7(e)显示了导弹分别在纯气动控制下和直接力/气动力复合控制下,导弹在末制导段4 s内飞行的轨迹,根据轨迹图,复合控制下的导弹转弯半径明显小于纯气动控制下的转弯半径。

由图6~7可知,基于鲁棒 LPV 控制方法设计的导弹 LPV 控制器,能够快速准确地实现从 0° 攻

角和 0° 侧滑角的姿态到 30° 攻角和 30° 侧滑角姿态的跟踪响应, 所设计的自增益鲁棒控制器满足性能要求且具有很强的鲁棒性。

5 结 论

本文考虑了导弹飞行过程中存在的参数快变等问题, 采用了鲁棒 LPV 控制方法进行设计; 为减少控制器阶数和数据量, 控制器采用分回路的控制结构进行设计。最后的仿真结果表明, 所设计的 LPV 控制器在不同马赫数下, 内外环信号跟踪效果好、稳态误差小, 说明了所设计的 LPV 控制器具有较强的自适应能力和鲁棒性。

参考文献:

- [1] Hall C E, Shtessel Y B. Sliding Mode Disturbance Observer - Based Control for a Reusable Launch Vehicle [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2006, 29(6).
- [2] Johnson E N, Calise A J, Corban J E. Reusable Launch Vehicle Adaptive Guidance and Control Using Neural Networks [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA 2001 - 4381.
- [3] Bai Chen, Ren Zhang, Fan Yao, et al. Dynamic Inversion Control for RLV Reentry Attitude Based on Fuzzy - Neural Disturbance Observer [J]. Journal of Central South University, 2013, 7(1): 58 - 62.
- [4] Schumacher C J. Tactical Missile Autopilots: Gain - Scheduled Control and Dynamic Inversion [D]. East Lansing: University of Michigan, 1997.
- [5] Lind R. Linear Parameter - Varying Modeling and Control of Structural Dynamics with Aerothermoelastic Effects [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(4): 733 - 739.
- [6] Menon P P, Prempain E, Postlethwaite I, et al. Nonlinear Worst - Case Analysis of an LPV Controller for Approach - Phase of a Re - Entry Vehicle [C]//AIAA GNC, 2009.
- [7] Fezans N. Robust LPV Control Design for a RLV During Reentry [J]. Scientist, 2010, 5(25): 86.
- [8] Rugh W J, Shamma F. Research on Gain Scheduling [J]. Automatica, 2000, 36: 1401 - 1425.
- [9] Marcos A, Balas G J. Development of Linear - Parameter - Varying Models for Aircraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(2): 218 - 228.
- [10] Shin J. Worst - Case Analysis and Linear Parameter - Varying Gain - Scheduled Control of Aerospace Systems [D]. Minneapolis: University of Minnesota, 2000.
- [11] (上接第 9 页) 三军通用的发展思路, 在现役空空导弹的基础上, 大力发展派生型号, 实现一弹多用。除此之外, 还应不断拓展我国空空导弹的国际市场, 积极发展与我国空基平台、陆基平台以及他国武器平台的集成, 扩大空空导弹和其派生武器的出口, 这不仅可以降低生产成本, 而且还可以为我国新型空空导弹的研制注入更多的资金。
- 空空导弹是空中对抗的主战武器, 是夺取制空权、决定战场胜负的重要因素, 世界强国时刻都不放松对空空导弹作战性能的提升。我国在空空导弹研制中要不断汲取他国发展中的经验和教训, 在渐进式改进升级的基础上, 持续重视先进导弹武器技术及相关基础技术的储备, 为我国未来空空导弹的发展奠定坚实的基础。
- [12] Raytheon Company. AIM-420 Advanced Medium Range Air-to-Air Missile Today-Tomorrow-Future [Z/OL]. 2002 [2014-11-04]. <http://www.raytheon.com>.
- [13] 金先仲. 机载制导武器 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [14] Stillion J, Scott P. Air Combat Past, Present and Future [Z/OL]. Rand Corporation, 2008 [2014-04-16]. www.rand.com.
- [15] 任森, 王秀萍. 国外空空导弹发展动态研究 [J]. 航空兵器, 2013(5).
- [16] 任森, 王秀萍. 2011 年国外空空导弹发展综述 [J]. 航空兵器, 2012(3).
- [17] Reed D E, Gimble T F, Meling J E, et al. Audit Report on the Advanced Medium Range Air-to-Air Missile [R]. ADA378324, 1992.
- [18] 杨卫丽, 王祖典. 航空武器的发展历程 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2007.
- [19] Large J P, Angello J J, Barbour A A, et al. Cost Estimates and Estimating Procedures in the IIR (Imaging Infrared) Maverick and AMRAAM (Advanced Medium-Range Air-to-Air Missile) Programs [R]. ADA212919, 1989.
- [20] Mayer K R. The Development of the Advanced Medium-Range Air-to-Air Missile: A Case Study of Risk and Reward in Weapon System Acquisition [R]. ADA 282312, 1993.
- [21] United States General Accounting Office. Missile Procurement: AMRAAM Cost Growth and Schedule Delays [R]. GAO/NSIAD-87-78, 1987.
- [22] Awad A G. F-16 and AMRAAM: Lean Improvements and Challenges [DB]. UMI Number: 1489977, 2010.