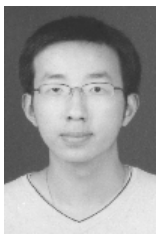
# 基于 PIDA 策略的再入飞行控制方法

李文皓, 张　珩
（中国科学院力学研究所，北京 100080）



**摘　要**：阐述了 PIDA 控制概念及特点，提出了*基于 PIDA 策略的*飞行器再入控制方法。以 HL-20 载人返回飞行器为例，结合 PIDA 控制的*低模型依赖*、*简单结构*、*鲁棒性强*和动态逆控制的*解耦性好*的特点，在多舵面组合且偏转受限、气动参数不准、外干扰的情况下进行了控制算法的仿真，充分验证了该方法的有效性。

**关键词**：PIDA 控制；再入控制；动态逆；飞行
**中图分类号**：V19　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1004-731X (2011) 05-0969-04

# Reentry Flight Control Method Based on PIDA Policy

*LI Wen-hao, ZHANG Heng*
(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract:** PIDA control's conception and characteristics were expatiated, and a control method for aero-craft reentry was proposed based on *PIDA policy*. Taking HL-20 Aero-craft reentry as an example, and using dynamic inversion control's *uncoupling profit* and PIDA control's *low model dependence, simple structure and fast-response* characters to design a *PIDA combine dynamic inversi*on controller**,** the control algorithm was simulated in situation of helms output limit, inaccurate parameters and wind interfere. The simulation conclusion validates the efficiency of the method.

**Key words:** PIDA control; reentry control; dynamic inversion; flight

## 引　言

再入飞行控制一直是空天飞行领域的重点关键技术之一，飞行器再入时，通过控制有界舵偏调整飞行姿态，进而改变飞行器气动参数，最终影响再入轨迹。为使得飞行器再入过程满足热流、过载、动压以及任务特定需求，需要在再入过程中，对飞行器姿态的进行频繁、快速、精确的控制。由于再入的热、力环境恶劣，空间环境和气动参数变化快速剧烈，通道间耦合严重，加之扰动的不确定性，对再入段的姿态控制方法提出了挑战。

面对再入段的姿态控制的非线性、快时变、强耦合的特点，各国均积极开展了研究，目前采用得较多的控制方法是基于增益规划的方法[1,2]。这种方法采用分段较多、各段气动结构参数和系统回路结构不相同，需要频繁的、大量的可变增益调节，缺乏大范围自适应能力，难于适应机动飞行、可靠飞行故障诊断和处理的要求。近年来，人们将动态逆控制方法(Dynamic Inversion Control)引入再入控制，其基本思想是通过负反馈使控制输入有选择性的取消模型中的不期望项，利用被控对象的逆系统，将被控对象补偿成为具有线性传递关系的系统，以便消除飞行器再入中的非线性因素[3]，然而，被控对象逆控制模型与真实对象的一致性，直接决定着动态逆方法的应用效果，由于再入过程中飞行参数、环境参数的大跨越快速时变特性，仅采用动态逆方法的姿态控制还有相当的局限性，虽然随后有人提出采用智能训练的方法将对象逆模型逼近真实对象的思想，但是随着系统的复杂度的增加，动态性能要求的提高，其效果并不理想。鉴此，本文将提出以 PIDA 策略为基础，通过与动态逆手段相结合，实现飞行器再入的简捷而高效控制的方法。

## 1　PIDA 控制及其整定方法

### 1.1 PIDA 控制

20 世纪 30 年代晚期微分控制的加入，标志着比例-积分-微分（PID）控制成为一种标准结构[4-5]。其突出的特点就是它的结构简单，各设计参数的物理意义明确，可有效地应用于静态性能要求高、动态性能适度的各类对象。据统计，大约有 95%以上的工业控制系统产品采用了 PID 结构[6]。但是在对象参数变化大和控制品质要求较高时（如高速飞行控制），典型的 PID 控制往往显得能力不足。主要是这类控制器所能提供的设计裕度有限，不易在多变的对象参数处于最坏的情形下保持必要的动态性能。

要解决控制器动态性能的缺陷，就需要更早地获知系统

**收稿日期**：2009-02-12　　**修回日期**：2009-08-19
**作者简介**：**李文皓**(1983-)，男，湖南岳阳人，博士研究生，研究方向为亚轨道飞行器控制、编队飞行控制；**张珩**(1961-)，男，吉林长春人，研究员，博导，研究方向为飞行器控制与遥操作技术等。



© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

输出误差变量的高阶变化趋势，从而提前加以校正。因此，针对常规 PID 控制的不足，可以在保留 PID 原结构的基础上，通过叠加一个输出误差的“加速度”项，以期有效地提升控制器的动态响应能力和稳定余度[7]。这就是 PIDA 控制的基本构架，其中的“A”字母代表它含有的“加速度”项。据此给出 PIDA 控制的公式如下：

$$u(t)=k_p\left\{e(t)+\frac{1}{T_I}\int e(t)dt+T_D\frac{de(t)}{dt}+T_A^2\frac{d^2e(t)}{dt^2}\right\} \quad (1)$$

式中，$u(t)$、$e(t)$分别为 PIDA 控制器的控制输出量和系统误差输入量；比例系数 $k_p$、积分时间常数 $T_I$、微分时间常数 $T_D$ 和加速度时间常数 $T_A$ 分别为 PIDA 控制器的四个整定参数。

当 $T_A$=0 时，(1)式自然蜕化为常规的 PID 控制。从频域上看，当 $T_A$>0 时，意味着控制器通过叠加了一个二阶微分项，提供出比微分环节多一倍的超前相角，有利于提高稳定裕量，允许比例项采用更大的增益值，提高系统稳态精度，增强鲁棒性。同时，二阶微分的超前作用能够有效提升控制的动态性能，对于较大相位滞后（双容、三容、四容等）系统、低阻尼振荡系统、时变系统、稳定性差的系统，能带来控制性能的较大改善。

从理论上讲，二阶微分会使噪声的放大作用更强。但就飞行器等对象而言，因其加速度项并非是通过对位置坐标信息的二阶微分获得，而是直接通过加速度或角加速度的测量得到，这就避免了噪声问题的出现。实际上，PIDA 控制就是将飞行器的受力情况有效地反馈至控制律中，从而达到使飞行器闭环控制的快速性和精确性得到显著提高的目的。

### 1.2 PIDA 控制的整定

如前所述，PIDA 控制器共有四个参数需要整定，使闭环系统具有足够的幅值裕度和相位裕度[8]，以保证必要的系统鲁棒性[9]。理论上 PIDA 控制可以提供 180 度的超前相位贡献。图 1 以临界点 $Q$ 为例，表明了 PI、PID 和 PIDA 控制对于 Nyquist 曲线点的移动情况。PI 控制器只能提供(-90º 0)范围的滞后相角；PID 控制器则为(-90º 90º)；而 PIDA 控制器能提供大于 90º的超前相角，能使 Nyquist 曲线上任一点在(-90º 180º)范围内移动，因此能够提供更大的预期余度。

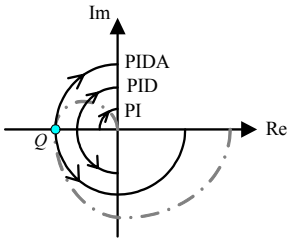



图 1 PI/PID/PIDA 控制对临界点的移动范围

A-H 法是整定 PID 控制器的一种简单实用方法[8]，其基本思想是设计控制器将临界点 Nyquist 曲线与负实轴的交点进行有效的移动，以同时保证幅值裕度和相位裕度的要求这里，利用 A-H 法的思想，给出 PIDA 控制的整定方法。

令 $T_I=3T_D$，$T_A=\frac{1}{\sqrt{3}}T_D$，则 PIDA 控制传递函数 $G_c(s)$ 的频域形式可整理为：

$$G_c(j\omega)=\frac{k_p}{3\omega T_D}\left[1+(\omega T_D)^2\right]^{\frac{3}{2}} \quad (2)$$

$$\angle G_c(j\omega)=3\arctan(\omega T_D)-\frac{\pi}{2} \quad (3)$$

对于受控对象 $G_p(s)$，可以通过简单继电闭环振荡试验，获取其临界点的频率特性 $G_p(j\omega_u)$[5]。设计 PIDA 控制器将临界点移动到 $(1/A_m)e^{j(-\pi+\varphi_m)}$ 则有：

$$\left|G_p(j\omega_u)G_c(j\omega_u)\right|=\frac{1}{A_m} \quad (4)$$

$$\angle G_c(j\omega_u)+\angle G_p(j\omega_u)=-\pi+\phi_m \quad (5)$$

将(2)、(3)带入(4)(5)可得整定结果：

$$T_D=\frac{\tan\left(\frac{\pi+2\phi_m}{6}\right)}{\omega_u} \qquad T_I=3T_D \qquad T_I=\frac{1}{\sqrt{3}}T_D$$

$$K_P=\frac{3\omega_u T_D}{A_m\left|G_p(j\omega_u)\right|\left[1+(\omega_u T_D)^2\right]^{\frac{3}{2}}}$$

这里，$A_m$ 和 $\varphi_m$ 是人为设定的稳定性裕度参数[8]

## 2 基于 PIDA 策略的再入姿态控制

### 2.1 飞行器再入控制模型

式(6)描述了再入飞行器姿态控制模型：

$$\begin{cases} I\dot{\omega}=-\Omega I\omega+T+d \\ \dot{\gamma}=R(\varphi)\omega \\ T=D(\cdot)\delta \\ y=\gamma \end{cases} \quad (6)$$

其中，$I$ 为惯性张量，$\omega=[p,q,r]^T\in R^3$，$p,q,r$ 分别代表横滚（roll），偏航（pitch），俯仰（yaw）角速率；$\omega$ 为绝对角速度在体坐标系下的表示形式；$\gamma=[\phi,\theta,\psi]^T$ 为滚动、俯仰和偏航的制导角；$T$ 包括稳定空气动力矩、阻尼力矩、控制力矩等。$d$ 为扰动力矩；$\Omega$ 和 $R(\varphi)$分别定义为：

$$\Omega=\begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

$$R(\varphi)=\begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta)\sin(\theta) & \tan(\theta)\cos(\theta) \\ 0 & \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ 0 & \frac{\sin(\theta)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\theta)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix}$$

### 2.2 再入控制律

基于 PIDA 策略设计控制系统的如图 2 所示。采用时间尺度分离的方法，姿态角 $\gamma=[\phi,\theta,\psi]^T$ 作为外环慢速状态，$\omega=[p,q,r]^T\in R^3$ 为内环快速状态。外环采用 PIDA 控制和动态逆控制，内环采用比例控制和动态逆控制。



© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

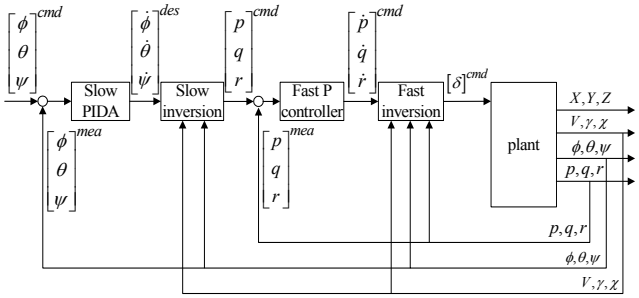



图 2　基于 PIDA 策略的再入飞行控制系统框图

外环 PIDA 控制器：

$$\begin{bmatrix}\dot{\phi}^{des}\\ \dot{\theta}^{des}\\ \dot{\psi}^{des}\end{bmatrix}=\left(K_P+\frac{K_I}{s}+K_D s+K_A s^2\right)\begin{bmatrix}\phi^{cmd}-\phi^{mea}\\ \theta^{cmd}-\theta^{mea}\\ \psi^{cmd}-\psi^{mea}\end{bmatrix}$$

*mea* 表示测量值， *cmd* 表示指令， *des* 表示期望值。

外环慢速状态逆控制器：

$$\begin{bmatrix}p^{cmd}\\ q^{cmd}\\ r^{cmd}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & 0 & -\sin(\theta)\\ 0 & \cos(\varphi) & \cos(\theta)\sin(\varphi)\\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\theta)\cos(\varphi)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\varphi}^{des}\\ \dot{\theta}^{des}\\ \dot{\psi}^{des}\end{bmatrix}$$

内环 P 控制：比例系数选择使控制器的时间常数大于执行机构的时间常数。

内环快速状态逆控制式(6)的第一式可以写成：

$$\begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=F+Gu \tag{7}$$

设计动态逆控制器：

$$u=G^{-1}\left(\begin{bmatrix}\dot{p}^{des}\\ \dot{q}^{des}\\ \dot{r}^{des}\end{bmatrix}-F\right) \tag{8}$$

考虑到建立的空气动力系数存在误差，设

$$\begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=F+\Delta F+(G+\Delta G)u \tag{9}$$

将根据精确模型计算的逆控制带入得：

$$\begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dot{p}^{des}\\ \dot{q}^{des}\\ \dot{r}^{des}\end{bmatrix}+\Delta F+\Delta G G^{-1}\left(\begin{bmatrix}\dot{p}^{des}\\ \dot{q}^{des}\\ \dot{r}^{des}\end{bmatrix}-F\right)$$

$$=(1+\Delta G G^{-1})\begin{bmatrix}\dot{p}^{des}\\ \dot{q}^{des}\\ \dot{r}^{des}\end{bmatrix}+\Delta F-\Delta G G^{-1}F$$

可见，模型参数存在误差，系统不能被精确的线性化，此时需要 PIDA 控制器配合控制。

## 3　仿真算例及结果分析

采用 HL-20 载人返回飞行器进行仿真，HL-20 的相关参数和气动系数参见文献 NASA TM-4302[9]。气动面采用一阶惯性环节描述，时间常数 0.03 秒，气动外形、舵面配置如图 3，偏转范围如表 1：

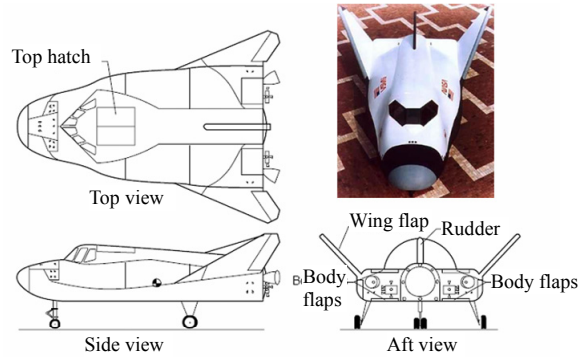



图 3　HL-20 载人返回飞行器气动外形和舵面配置图

**表 1　HL-20 载人返回飞行器舵面偏转范围**

| 舵面 | 下限（度） | 上限（度） |
|---|---|---|
| Aileron | -30 | 30 |
| Elevator | -30 | 30 |
| Rudder | -60 | 60 |
| Flap(pos) | 0 | 60 |
| Flap(neg) | -60 | 0 |
| Flag(diff) | -60 | 60 |

设在飞行轨迹上存在 A 和 B 两点，以这两点为初始条件，三个姿态角在初始值基础上增加 0.02 弧度，进行阶跃响应分析，相应初始状态参数参见表 2。

考虑空气动力系数的不确定性，用百分比的形式表示在表 3 中。

滚动、俯仰、偏航三个通道的 PIDA 控制器参数取相同的值，如表 4 所示。

图 4 和和图 5 说明，PIDA 与动态逆控制结合的控制方法，对于再入过程中不准确参数的变化不敏感，而且鲁棒性强，在参数不准达到 50%时仍能够有效控制。

**表 2　仿真点的初始条件**

| | A | B |
|---|---|---|
| $\Delta C_X$ | 1.68 | 0.56 |
| $\Delta C_X$ | 13746 | 4145 |
| $\Delta C_X$ | 16.7040 | 8.6101 |
| $\Delta C_X$ | 3.2929 | 4.9000 |
| $\Delta C_X$ | -1.6396 | 0 |
| $\Delta C_X$ | -0.0052 | 0.01 |
| $\Delta C_X$ | -0.058 | -0.43 |
| $\Delta C_X$ | -0.12 | 0.059 |

**表 3　空气动力系数的不确定度**

| | $\Delta C_X$ | $\Delta C_Y$ | $\Delta C_Z$ | $\Delta C_l$ | $\Delta C_m$ | $\Delta C_n$ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 40% | + | - | - | + | - | - |
| 50% | + | - | - | + | - | - |

**表 4　PIDA 控制器的参数**

| $k_P$ | $k_I$ | $k_D$ | $k_D$ |
|---|---|---|---|
| 7.68 | 17.1 | 1.17 | 0.0612 |



© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

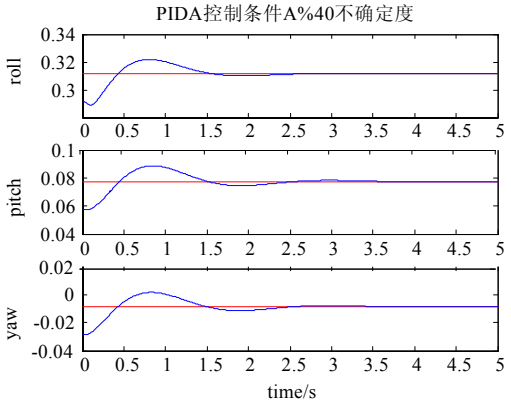



图 4　条件 A 不确定度 40%PIDA 控制下的阶跃响应曲线

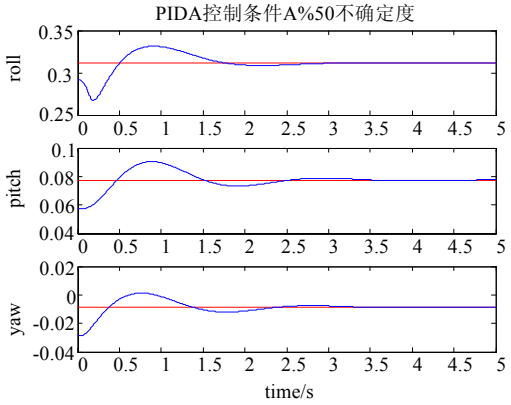



图 5　条件 A 不确定度 50%PIDA 控制下的阶跃响应曲线

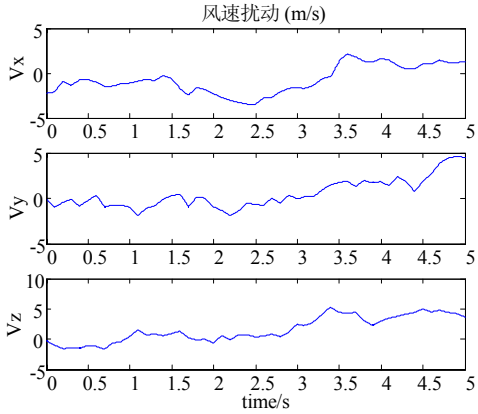



图 6　条件 B 风速扰动曲线

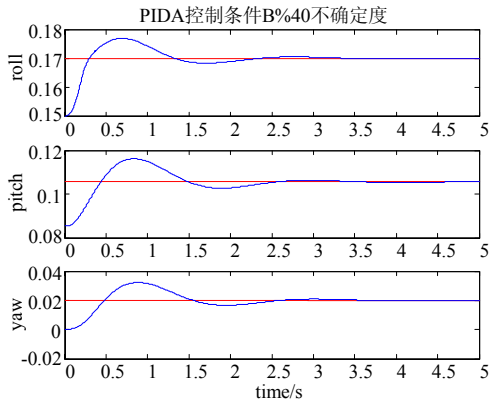



图 7　条件 B 不确定 40%PIDA 控制下的阶跃响应曲线

图 6 和图 7 表明了 PIDA 结合动态逆控制对侧风的影响，同时也说明了 PIDA 结合动态逆控制在环境影响和参数变化较大的情况下仍能够保证良好的控制性能。

总之，采用 PIDA 控制器作为外回路控制器，与动态逆控制相结合，对于克服再入过程中的强耦合、快时变、严重非线性、参数变化大以及扰动等问题有显著效果，其继承的简单控制结构对飞行器再入控制的工程化应用有着突出优势。

## 4　结论

随着技术的发展，虽然人们提出了许多新颖的控制技术和控制理论，但是围绕 PID 核心的简单控制在工程实践中仍然有强大的生命力，本文在继承 PID 控制器的简单、鲁棒性好、可靠性高的特点，在 PID 控制结构上提出 PIDA 控制及其基于 A-H 的继电自整定方法，从理论分析和仿真验证的结果来看，相对于 PID 控制，PIDA 控制在面对大相位滞后(双容、三容、四容等)系统、低阻尼振荡系统、时变系统、稳定性差的系统有较好的控制效果。利用此特点，本文结合 PIDA 和动态逆控制方法应用于飞行器再入过程的姿态控制，仿真结果也证明了该方法在解决再入过程中的强耦合、快时变、严重非线性、参数变化大以及扰动等问题的有效性，相信 PIDA+DI 的控制方法和结合思路，在飞行控制中还能够有更广泛的应用，而 PIDA 控制作为 PID 简单控制的改进，在许多对动态性能要求较高的高阶系统控制应用中也能发挥其特有的优势。

## 参考文献:

[1] Hall C E, Hodel A S, Hung J Y. Variable Structure PID Control to Prevent Integral Windup [C]// Proceeding of the 31st Southeastern Symposium on System Theory, AIAA-98-4411. USA: IEEE, 1999: 169-173.

[2] Atsumi Ohara, Yasuhiro Yamaguchi. LPV Modeling and Gain Scheduled Control of Re-entry Vehicle in Approach and Landing phase [R]// AIAA-2001-4038. USA: AIAA, 2001.

[3] Daigoro ITO. Robust Dynamic Inversion Controller Design and Analysis (Using the X-38 Vehicle as a Case Study) [D]. USA: Texas A&M University, August 2001.

[4] Bennett S. The Past of PID Controllers [J]. Annual Reviews in Control (S1367-5788), 2001, 25: 43-53.

[5] Astrom K J, Hagglund T. PID Controllers: Theory, Design and Tuning [M]. NC, USA: Research Triangle Park, Instrument Society of America, 1995.

[6] Astrom K J, Hagglund T. Advanced PID Control [D]. ISA-The instrumentation, systems, and Automation Society, 2005.

[7] 李文皓, 张珩. 用于多无人机编队飞行的 PIDA+逆飞行控制器[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(19): 6221-6224, 6238.

[8] Astrom K J, Hagglund T. Automatic Tuning of Simple Regulators with Specifications on Phase and Amplitude Margins [J]. Automatica (S0005-1098), 1984, 20(5): 645-651.

[9] Jackson E Bruce, Cruz Christopher I. Preliminary subsonic aerodynamic model for simulation studies of the HL-20 lifting body [R]// NASA Technical Memorandum (S0499-9320). USA: NASA, Aug 1992, 4302: 66.



© 1994-2011 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net