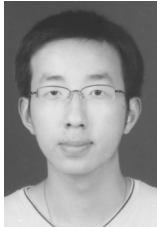


用于多无人机编队飞行的PIDA+逆飞行控制器

李文皓, 张珩

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)



摘要:设计了一种结合PIDA控制及逆控制的多无人机编队飞行控制器。分析了多无人机编队飞行中飞行耦合气流的估计范围, 针对个体无人机的轨迹控制模型讨论了其飞行控制器需求, 结合逆控制的解耦性能和PIDA控制器低模型依赖、简单结构、快速性等优点, 设计了一种PIDA+逆的飞行控制器, 最后, 以控制器输出约束、飞行气动参数变化以及气动耦合扰动为指标对PID控制和PIDA+逆控制的控制效果进行了对比仿真, 仿真结果表明, PIDA+逆控制能够有效的抑制模型参数不确定性带来的影响, 并且在控制器输出约束条件下仍能保持较好的动态性、准确性和鲁棒性。

关键词: 无人机编队飞行; PIDA控制; 逆控制; 飞行控制器

中图分类号: V279

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X(2009)19-6221-04

PIDA Plus Inversion Flight Controller for Multiple Unmanned Aerial Vehicle Formation

LI Wen-hao, ZHANG Heng

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: A PIDA plus inversion flight controller for in multiple unmanned aerial vehicle formation was designed. Bound of airflow coupling influence in multiple formation was Estimated, requirements of flight controller using in single track control was discussed, a PIDA plus inversion flight controller was designed by using inversion control's uncoupling profit and PID control's low model dependence and simple structure characters, PID controller and PIDA plus inversion controller's Control effect when in situation of control output constraint, flight parameter variation and aerodynamic coupling perturbation had been compared, the simulate examples illustrate that PIDA plus inversion controller can effectively suppresses influences bring by variation parameter, and it can maintain dynamic property, accurate performance and robust performance when face to control output constraint problem.

Key words: UAV formation flight; PIDA control; inversion control; Flight Controller

引言

无人机编队通过编队阵型控制^[1]协调发挥编队中各无人机性能, 从而使得无人机编队系统的综合效能得到大幅提升^[2], 然而要使各无人机的按编队飞行的阵型控制指令执行, 则必须要通过各无人机的飞行控制器做出相应控制, 因此, 个体无人机控制器^[3-4]的性能优劣直接影响到编队阵型控制的性能。

随着执行任务的复杂度的提高, 编队需求的无人机数量的增加, 编队中的无人机受到的气动耦合^[5]影响更为剧烈, 由于多无人机编队中气动耦合效应的叠加性、无人机间飞行的相对动态性以及多状态因素的影响, 为多无人机编队飞行中的气动耦合影响描述增加了相当难度, 这使得原有一些基于气动补偿的编队控制方法^[6-7]可能不再适用。

1 多无人机编队飞行的气动干扰模拟

1.1 双机编队的气动耦合近似估计

飞行器飞行时, 气流流过机翼后由于上下翼面的压力

差, 会在机翼尖处产生两条对称的翼尖涡流, 涡流对在涡流区域内的物体产生诱导速度, 包括上洗、下洗和侧洗影响等。编队飞行中, 无人机往往会处于其他无人机的翼尖涡流场内, 因此, 无人机的飞行运动将关联到编队中其他无人机的运动, 这种由于气流场影响而导致的飞行运动关联一般称之为气动耦合。根据 Biot-Savart 定律, 分析机翼上某点在其他涡流场中的诱导速度的大小, 通过积分平均后, 结合无人机飞行参数推导出在涡流场中无人机受到的阻力、升力、侧力的影响近似估计式^[8]如下:

$$\begin{aligned} \Delta F_{rise} &= \frac{1}{2} \rho S [(C_{L0} + (\bar{W}_{upw} / V) C_L^\alpha) (\bar{W}_{upw}^2 + V^2) - C_{L0} V^2] \\ &= \frac{1}{2} \rho S [C_{L0} \bar{W}_{upw}^2 + (\bar{W}_{upw}^3 / V) C_L^\alpha + \bar{W}_{upw} V] \\ \Delta F_{-push} &= \frac{1}{2} \rho S [(C_{D0} + (\bar{W}_{upw} / V) C_D^\alpha) (\bar{W}_{upw}^2 + V^2) - C_{D0} V^2] \\ &= \frac{1}{2} \rho S [C_{D0} \bar{W}_{upw}^2 + (\bar{W}_{upw}^3 / V) C_D^\alpha + \bar{W}_{upw} V] \\ \Delta F_{side} &= \frac{1}{2} \rho S [(\bar{W}_{sw}^3 / V) C_s^\beta + \bar{W}_{sw} V] \\ \bar{W}_{upw} &= \frac{\Gamma}{8\pi b} (1 - \cos \beta) * \end{aligned}$$

$$\left[\ln \frac{\bar{y}^2 - \bar{z}^2}{(\bar{y} - \frac{\pi}{4})^2 + \bar{z}^2} - \ln \frac{(\bar{y} + \frac{\pi}{4})^2 + \bar{z}^2}{\bar{y}^2 - \bar{z}^2} \right]$$

收稿日期: 2008-05-09 修回日期: 2008-09-10
作者简介: 李文皓(1983-), 男, 湖南岳阳人, 博士生, 研究方向为无人机编队飞行控制与仿真; 张珩(1961-), 男, 吉林长春人, 研究员, 博导, 研究方向为编队飞行理论、飞行器控制与操作等。

$$\bar{W}_{sw} = \frac{\Gamma}{8\pi b} (1 - \cos \beta) * \left[\ln \frac{(\bar{y} - \frac{\pi}{8})^2 + \bar{z}^2}{(\bar{y} - \frac{\pi}{8})^2 + (\bar{z} + \frac{h_z}{b})^2} - \ln \frac{(\bar{y} + \frac{\pi}{8})^2 - \bar{z}^2}{(\bar{y} + \frac{\pi}{8})^2 + (\bar{z} - \frac{h_z}{b})^2} \right]$$

$$\Gamma = \frac{L}{\rho v b'} = \frac{\rho v^2 S C_L}{2 \rho v \pi b / 4} = \frac{2 v S C_L}{\pi b}$$

其中 Y' 是编队横向距离, Z' 是编队高度方向距离, h_z 为翼厚度, $\bar{y} = Y'/b'$, $\bar{z} = Z'/b$. C_{L0} 为无攻角升力系数, C_{D0} 为无攻角阻力系数, 与攻角的关系因子分别为 C_L^α 和 C_D^α , b' 为涡流间距, ρ 为大气密度, V 为飞行速度. \bar{W}_{upw} 为翼面平均上洗气流速度, \bar{W}_{sw} 为翼面平均侧洗气流速度. 如图 1:

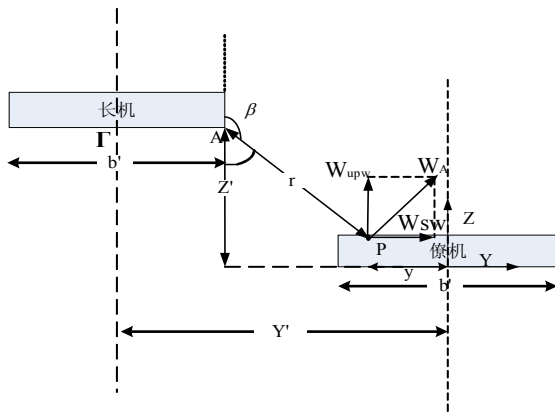


图 1 双无人机编队飞行气动耦合效应后视图

1.2 多无人机气动耦合效应模拟

如果要精确描述无人机之间的气动耦合效应, 需要考虑无人机之间的位置关系、飞行速度、各无人机的飞行姿态、飞行器外形等多种因素, 当考虑多无人机编队的气动耦合效应时, 还需考虑到流场的叠加, 由于飞行过程中的相对运动将使得各无人机气动效应发生变化, 再加上气流从机翼流过到形成流场的延迟性使得相对位置变化引起的流场变化之间不能时时对应. 由以上的几点来看, 描述双机间的气动耦合影响就已经相当复杂和不准确, 而试图用解析方法准确描述无人机集群编队中的无人机之间的动态气动耦合效应几乎是不可能完成的任务. 由于本文的研究目标主要集中在无人机个体飞行控制器设计, 因此, 采用扩大包络的模拟方法:

$$F'_{rise} = nN[\tau(\Delta F_{rise}), \eta(\Delta F_{rise})]$$

$$F'_{push} = -nN[\tau(\Delta F_{-push}), \eta(\Delta F_{-push})]$$

$$F'_{side} = nN[\tau(\Delta F_{side}), \eta(\Delta F_{side})]$$

其中 n 与具体编队队形相关, 一般取前侧方向编队距离 r 与翼展 b 比值小于 3 的无人机数量, τ 为估计扩大模拟因子, 一般取 τ 为 1.2—1.5, η 为不确定因子, 主要针对无人机的相对位移做随机模拟, 一般取 η 为 0.5-0.8, 该模拟方法将涵盖气动耦合影响估计范围, 根据该模拟方法估计的多无人机编队飞行中的升力、阻力、侧力受影响发生的变化由 10%-45% 不等.

2 个体无人机 PIDA+逆飞行控制器设计

2.1 个体无人机飞行模型

采用“平板地球”假设, 忽略地球自转、重力加速度不随高度变化、飞行器恒定质量面对称体、并且具有良好的操作性和姿态稳定能力, 对飞行控制指令执行能够执行直接力控制, 则个体无人机在航迹坐标系下的飞行模型^[9]如下:

$$\dot{X} = V \cos \theta \cos \psi$$

$$\dot{Y} = V \sin \theta$$

$$\dot{Z} = -V \cos \theta \sin \psi$$

$$m \frac{dV}{dt} = F_{push} - G \sin \theta - \frac{1}{2} \rho v^2 C_{dS}$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = F_{rise} - G \cos \theta + \frac{1}{2} \rho v^2 C_{LS}$$

$$-mV \cos \theta \frac{d\psi}{dt} = F_{side}$$

该飞行模型是一个多输入多输出、状态量严重耦合、传递函数高度非线性的系统, 期望指令 (x, y, z) 与控制量 $\bar{u} = [F_{push}, F_{rise}, F_{side}]^T$ 之间至少存在双重积分环节.

2.2 PIDA+逆飞行控制器设计

经典 PID 控制器虽然具有结构简单、对参数变化较不敏感等优势, 但由于结构限制, 使得当控制多入多出、非线性、强耦合控制对象并同时解决快速性、稳定性、耦合性问题时显得相对单薄.

逆控制主要的思想是将控制对象的逆模型作为控制器, 则整个控制回路的前向通道由于逆模型的存在使得输入至输出的传递函数 $G' = G^{-1}G = 1$, 在理想情况下可以使得输出直接跟随输入指令, 其控制结构如图:

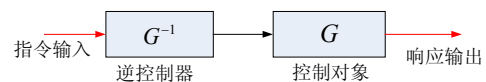


图 2 逆控制结构图

逆控制思想在经典控制理论中就有体现, 由于控制对象一般极点个数多于零点个数, 因此理想逆控制器的零点应当多于极点, 而现实中不存在这样一个执行结构, 因此逆控制发展一直受到约束. 随着计算机技术的发展, 数字控制的推广, 逆控制器可以由计算芯片模拟, 这使得逆控制在近代取得了飞速发展. 对于多入多出系统, 如果系统的逆存在, 逆控制器则可以很好的解决控制对象的内部耦合问题, 但是, 其前提是控制对象的描述足够准确, 而实际中不可能将对系统完全准确的描述, 工程上控制对象结构参数发生 10%—15% 的变化都相当正常, 因此纯粹的用逆控制器进行控制还有相当的局限性, 随后提出了动态逆控制方法, 具体思路是通过系统辨识, 将逆控制模型逐渐逼近到真实模型, 然而随着系统的复杂度的增加, 动态性能要求的提高, 对系统辨识系统和快速辨识方法提出了相当大的挑战, 同时, 动态逆控制器的结构的复杂度也大幅的提升, 其实现与可靠性

问题也逐渐体现出来。

考虑到 PID 控制器不依赖控制对象参数、高可靠性、简单易行的控制结构, 如果能将逆控制与 PID 的简单控制结合起来, 互补所短, 则可以在保证快速性、稳定性的基础上同时解决耦合问题、参数变化问题。其控制结构如图:

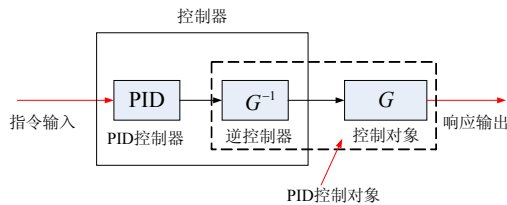


图 3 PID+逆控制结构图

在此结构中, 对于被控对象, 控制器由 PID 控制器与逆控制器组合而成, 对于 PID 控制器而言, 其控制对象为逆控制器与控制对象的串联体, 由于逆控制器的解耦性能, 使得即使在控制对象的参数不准确的情况下也能有效的抑制耦合作用, 对于 PID 在控制器, 其控制对象经过逆处理后可以近似视为直通通道上加上不准确参数引起的残留阻尼, 这使得 PID 可以较为从容的配置零点, 达到控制目的。

为了提高无人机的动态响应性能以配合无人机编队飞行的编队控制需求, 在 PID 简单控制器的基础上再引入加速度项 A, 构成 PIDA 控制器, 该控制器既继承了 PID 控制器的简单结构, 同时能够提升无人机的快速响应特性^[10], 其一般时域描述为:

$$U(t) = K_p(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_D \frac{de(t)}{dt} + T_A^2 \frac{de^2(t)}{dt^2})$$

对积分采用矩形数值微分, 微分采用后向差分数值微

分, 令采样时间为 T_s , 则增量式 PIDA 控制器的一般数学表达式如下:

$$U(k) = (K_p + \frac{T_s}{T_i} + \frac{T_D}{T_s} + \frac{T_A^2}{T_s^2})e(k) - (K_p + \frac{2T_D}{T_s} + \frac{3T_A^2}{T_s^2})e(k-1) + (\frac{T_D}{T_s} + \frac{3T_A^2}{T_s^2})e(k-2) - \frac{T_A^2}{T_s^2}e(k-3)$$

PIDA 控制器的引入从物理意义上而言是加入了控制对象的力控制项, 通过引入力控制项后, 可以有效的增强控制效果。考虑到加速度控制的双重微分性, 如果直接采用位置的二阶微分方法将可能导致高频误差的迅速放大, 从而影响控制性能, 为此, 本文中的控制器中的微分项直接采用速度量, 二阶微分项直接采用加速度量, 以避免噪声放大。就本文的无人机飞行控制对象而言, 针对动力学、运动学模型分别引入 PIDA+逆控制器, 构成基于逆控制的内外回路 PIDA 控制方案, 其控制结构如图 4。

其中运动学逆控制器为:

$$V = \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2}$$

$$\theta = \arcsin(\frac{\dot{Y}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2}})$$

$$\Psi = -\arctan(\frac{\dot{Z}}{\dot{X}})$$

其中动力学逆控制器为:

$$F_{push} = m \frac{dV}{dt} + G \sin \theta + \frac{1}{2} \rho v^2 C_d S$$

$$F_{rise} = mV \frac{d\theta}{dt} + G \cos \theta - \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S$$

$$F_{side} = -mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt}$$

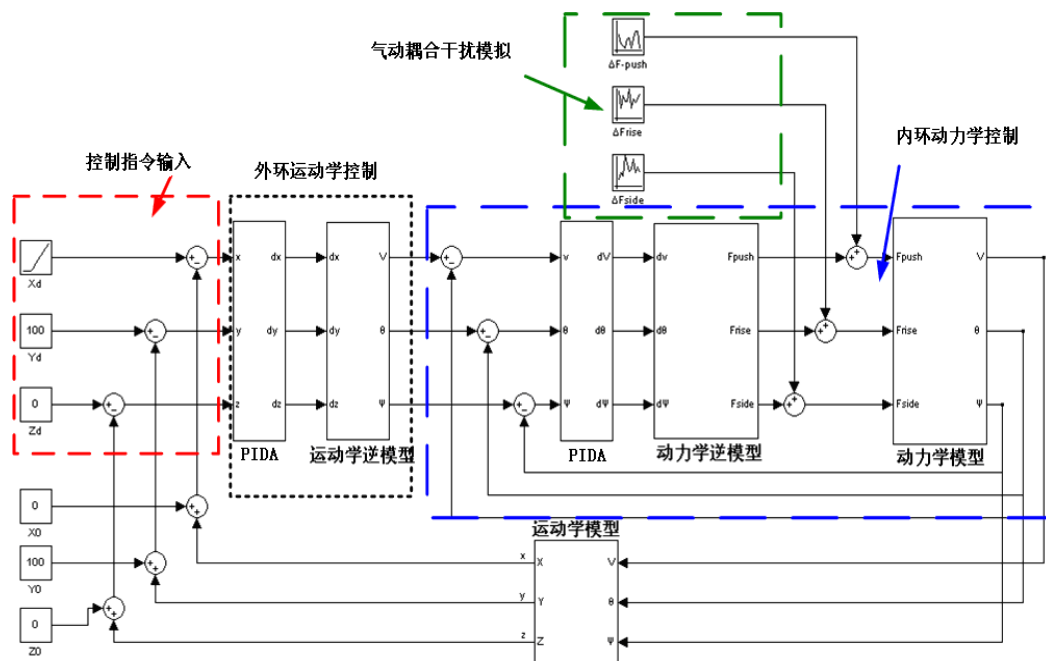


图 4 基于逆控制的内外回路 PIDA 控制结构图

3 仿真算例及结果分析

本文以某小型无人机参数为例，对比本文设计的 PID+逆控制器与经典 PID 控制器对无人机飞行控制的控制效果，该小型无人机部分参数如下表：

质量:	20Kg	大气密度:	1.225Kg/m ³
翼面面积:	4m ²	升力系数:	0.635
阻力系数:	0.106	飞行高度:	200m
飞行速度:	12m/s		

仿真验证一(图 5): 控制输出受约束条件下的飞行控制效果对比, 图中蓝色实线为控制指令, 红色线在上下两图中分别代表本文设计的 PIDA+逆控制器控制效果和红色虚线代表经典 PID 控制器的控制效果, 绿色线则代表经典 PID 控制器的控制输出, 上下两图中, 实线是在控制输出约束为-1.5mg---2mg(mg 表示无人机的质量 m 与当地重力加速度的乘积)情况下的曲线, 虚线是控制输出约束为-1mg---1.5mg 情况下的曲线, 可以发现, PID 控制器处于控制饱和的时间持续较长, 在控制器受输出约束条件下, 其动态性、鲁棒性大幅下降, 而对本文设计的 PIDA+逆控制器影响相对小很多, 由于实际飞行中, 受机构、功率、大小等条件的约束, 执行机构的执行范围往往小于控制器输出, 这要求飞行控制器在控制输出约束条件下仍保持较好的控制性能, 本文设计的 PIDA+逆控制器在此方面有较明显的优势。

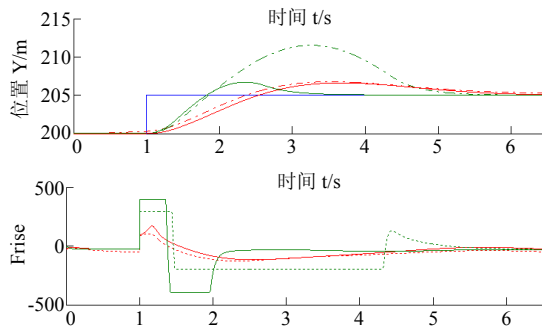


图 5 控制器输出约束条件下的控制效果和控制输出比较

仿真验证二(图 6): 飞行参数变化条件下的飞行控制效果对比, 为充分验证该条件下的性能对比, 将仿真中的控制器约束定为-1.5mg---2mg, 以减小对 PID 控制器控制效果的影响。图中蓝色实线为控制指令, 上图红线表示本文中设计的 PIDA+逆控制器分别在飞行参数变化 0%, 15%, 27%, 57.5%情况下的控制效果, 而下图的绿线表示经典 PID 控制器在飞行参数变化 0%, 15%, 27%, 57.5%情况下的控制效果, 从仿真结果可以看出, 当飞行参数变化达到 57%时, PIDA+逆控制器仍能够对飞行器进行较好控制, 而飞行参数变化到 27%时, PID 控制器基本处于不可控状态, 由于逆控制的解耦性能, 使得 PIDA+逆控制器对飞行参数变化的容忍度超过经典 PID 控制器一倍以上, 飞行中由于气流影响、飞行姿态调整、控制舵面均会引起飞行参数波动, 而多机编队

飞行更会使得波动加剧, 增大控制器对参数波动的容忍度对于解决飞行过程中的参数波动问题有相当重要的意义。

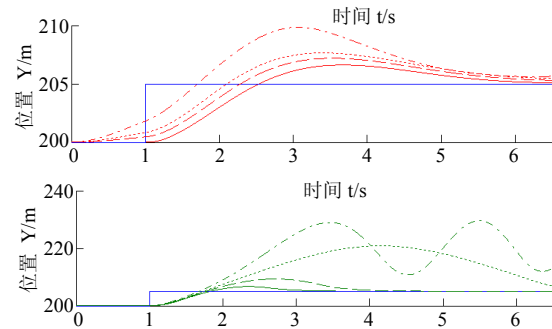


图 6 飞行参数变化条件下的控制效果比较

仿真验证三: 气动耦合条件下的飞行控制效果对比, 仿真中, 控制器约束定为-1.5mg---2mg, 并且无参数变化。图中蓝色实线为控制指令, 上图红线表示本文中设计的 PIDA+逆控制器分别在气动耦合干扰力影响为 10%, 25%, 45%条件下的控制效果, 而下图的绿线表示经典 PID 控制器分别在气动耦合干扰力影响为 10%, 25%, 45%条件下的控制效果, 从仿真结果可以看出, 随着干扰影响的增大, PID 控制的效果急剧变差, 而对 PIDA+逆控制器的控制效果影响较小, 这将使得无人机在不确定的多无人机编队飞行气动耦合场中, 甚至在气动耦合场变化较大的情况下, 仍能够保持相对平稳飞行, 而该特性对保障无人机编队阵型控制平稳性将起相当积极的影响。

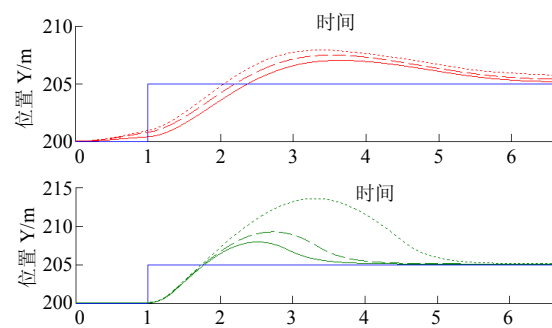


图 7 气动耦合条件下的控制效果比较

4 结论

随着无人机编队飞行的发展, 对编队飞行中的阵型控制和无人机编队中个体无人机的配合控制提出了越来越高的要求, 本文结合无人机编队飞行的环境特点, 根据无人机编队中个体无人机的控制器需求, 设计了一种基于 PIDA+逆控制的个体无人机飞行控制器, 该控制器结合了 PID 的简单控制结构和逆控制器的解耦性能, 通过 PID 控制器消除由于参数不准而引起的残留阻尼, 同时引入了加速度项 A 以增加无人机控制的动态性能, 仿真结果表明本文设计的 PIDA+逆控制器在控制机构输出受限、飞行参数变化以及强气动耦合条件下的控制效果相比于 PID 控制器均有较大提升, 是一种适合于无人机编队中的个体无人机飞行轨迹控制的控制方法。

(下转第 6238 页)

变化的综合体现,而且变化速度与情绪相比相对较慢,最后当情绪恢复平静后,心境也慢慢恢复平静。

本模型可作虚拟人和机器人的情感模型,在课题组设计的虚拟教学系统中^[9],基于本模型构建了虚拟教师的模糊情感模型。系统包括学生情感模型、教师情感模型、学生情感识别模块和教师行为反应模块。在学生情感模型中给出了学生学习情绪(如兴趣、愉快、厌恶)的定义,以及情绪与学习状态(如理解、困惑、疲倦等)的对应关系。学生情感识别模块通过表情识别技术识别学生的面部表情和姿态表情,根据表情与情绪的对应关系得到学生的学习情绪和学习状态。教师情感模型给出了教师情绪定义,将学生的学习状态作为情感刺激,通过情感变化模型产生虚拟教师的情绪。最后教师行为反应模块根据虚拟教师的情绪和学生的学习状态做出行为反应。例如:检测到学生皱眉且姿势变,则认为该学生对课程感兴趣,同时遇到了难题,不能理解所学课程,此时,老师应该愉快的给予鼓励。如果检测到学生多次改变姿势(左右张望或身体后倾)则认为学生学习时注意力不集中,虚拟教师就会生气的给以警告。如图 8 所示。



图 8 虚拟教师情绪反应示例

3 结论

本文提出的模糊情感模型用模糊数学描述情绪、心境、

(上接第 6224 页)

参考文献:

[1] 李文皓,张珩. 分布式多无人机编队飞行的阵形保持策略[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(20): 4765-4768.

[2] 李文皓,张珩. 无人机编队飞行技术的研究现状与展望[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 9-11.

[3] Schumacher, Corey Singh, Sahjendra N. Nonlinear Control of multiple UAVS in Close-Coupled Formation Flight [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Denver, CO, USA, 14-17 Aug. 2000. USA: AIAA, 2000.

[4] William B Dunbar, Richard M Murray. Receding Horizon Control of Multi-Vehicle Formation: A Distributed Implementation [C]// Decision and Control 2004 CDC 43rd IEEE Conference, 14-17 Dec. 2004 (S0191-2216). USA: IEEE, 2004, V2: 1995-2002.

[5] D F Chichkal, J D Wolfe, J L Speyer. Aero-Dynamically Coupled

个性等心理学概念,构建状态空间方程来描述人类情绪系统。该情感模型考虑了人类情绪变化涉及到的各种因素:刺激、心境、衰减等,能较全面的模拟人类情绪,体现了情绪的模糊性和非线性特点。通过仿真结果,可以直观地看到所模拟的情感变化过程;该模型结构简单,具有较好的可重构性,可以根据实际应用来具体定义情绪、心境和个性,定义可简单也可复杂,因此该模型又具有较好的应用性和可实现性。

参考文献:

[1] Aaron Sloman. What Are the Emotion Theories About? [C]// Architecture for modeling emotion, cross-disciplinary foundation American Association for Artificial Intelligence 2004 Spring Symposium, Stanford University, USA. USA: American Association for Artificial Intelligence, 2004.

[2] Breazeal C. A Motivational System For Regulating Human-Robot Interaction [C]// Proceedings of The National Conference on Artificial Intelligence, Madison, WI, USA, 1998. USA: American Association for Artificial Intelligence, 1998: 54-61.

[3] Hiroyasu Miwa, Kazuko Itoh, Daisuke Ito, et al. Introduction of the need model for humanoid robots to generate active behavior [C]// Proceedings of IEEE/RSJ Intl. Conference on Intelligent Robots and Systems, 2003. USA: IEEE, 2003: 1400-1406.

[4] 胡艳红. 数学方法在心理学研究中的应用[J]. 呼伦贝尔学院学报, 2000, 10(1): 90-92.

[5] 孟昭兰. 情绪心理学[M]. 北京: 北京大学出版社, 2005.

[6] 郭永玉. 人格心理学[M]. 北京: 中国社会科学出版社, 2005.

[7] Mehrabian A. Pleasure-arousal-dominance: A general framework for describing and measuring individual differences in temperament [J]. Current Psychology (S1046-1310), 1996, 14(4): 261-292.

[8] 王志良. 人工心理[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.

[9] Meng Xiuyan, Wang Zhiliang, Wang Guojiang, et al. The Research of a Teaching Assistant System Based on Artificial Psychology [C]// ACII 2005. Beijing, China: Springer, LNCS3784: 614-621.

[10] K T Strongman. 情绪心理学——从日常生活到理论[M]. 第 5 版, 王力, 译. 北京: 中国轻工业出版社, 2006.

[11] 罗跃嘉, 吴健辉. 情绪的心理控制与认知研究策略[J]. 西南师范大学学报(人文社会科学版), 2005, 31(2): 26-29.

Formation Flight of Aircraft [C]// 10th Mediterranean Conference on Control and Automation, Lisbon, Portugal, 2002..

[6] Selcuk Bayraktar, Georgios E Fainekos. Experimental Cooperative Control of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles [C]// 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Bahamas, December 14-17, 2004. USA: IEEE, 2004.

[7] Fabrizio Giulietti, Giovanni Mengali. Dynamics and Control of Different Aircraft Formation Structures [J] Aeronautical Journal (S0001-9240), 2004, 108(1081): 117-124.

[8] 柳永, 吴密翠. 密集编队气动耦合效应分析[J]. 飞行力学, 2001, 19(2): 12-16.

[9] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.

[10] 徐俊, 张珩. PIDA 控制及其整定与应用研究[D]. 北京: 中国科学院, 2007. 12.