

文章编号: 1000-8055(2005)03-0487-07

无人驾驶直升机发动机模糊 自适应PD控制

黄向华¹, 彭召勇²

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对某型无人驾驶直升机发动机控制的特点, 提出恒量供油、恒速控制和总距前馈补偿控制的复合控制策略, 在飞行控制计算机内建立发动机模糊自适应PD控制器, 利用模糊规则和推理来在线调整PD参数, 使发动机安全平滑启动, 并在各种功率状态下保持输出轴转速恒定。经含实物仿真试验、地面试车、系留试验以及无人机整机试飞测试, 所设计的发动机控制方案动态响应速度快, 对总距变化等干扰的抑制作用强, 能保证主旋翼在各种飞行状态下获得最佳的气动效率, 改进无人直升机的飞行性能。

关键词: 航空、航天推进系统; 无人驾驶直升机发动机; 自适应PD控制; 模糊逻辑; 复合控制

中图分类号: V 233.7

文献标识码: A

Fuzzy Adaptive PD Control for an Unmanned Helicopter Engine

HUANG Xiang-hua¹, PENG Zhao-yong²

(1 College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2 College of Automation and Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Complex engine control strategy, including constant fuel supply, constant speed control and forward-feed compensation control rule was proposed for an unmanned helicopter engine. Fuzzy adaptive PD controller was built in a flight control computer. Adopting fuzzy rule and fuzzy inference were used to adjust PD parameters on-line and thus to make engine start smoothly and keep constant rotor speed at all power settings. It is proved by hardware-in-loop simulation, engine ground test, tethered test and flight test that the engine control strategy designed has quick transient response and it is robust to disturbance such as overall pitch variation. The results show that the main rotor yields best aerodynamic efficiency at all flight status, and thus the flight performance of the unmanned helicopter can be improved.

Key words: aerospace propulsion system; unmanned helicopter engine;
adaptive PD control; fuzzy logic; complex control

收稿日期: 2004-07-05; **修订日期:** 2004-11-30

基金项目: 航空科学基金资助项目(01C52015)

作者简介: 黄向华(1972-), 女, 湖南株洲人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 主要从事航空发动机建模与控制、故障诊断及飞行控制研究

在无人驾驶直升机飞行控制系统中,发动机的全自主控制是实现无人直升机自主飞行的前提和关键。某小型无人直升机采用双缸双冲程水冷活塞式发动机^[1],要求发动机能安全平滑启动,并能按设定转速在各种功率状态下保持输出轴转速恒定,保证直升机主旋翼在各种飞行状态下恒速运转,以获得最佳的气动效率。

本文采用微机全权限数字控制方式实现飞行/动力一体化控制。直升机飞行姿态的改变会使发动机负载功率状况发生很大的改变,由于目前缺乏精确的发动机数学模型,若采用传统PD控制的设计方法很难得到最佳控制参数。同时由于小型无人直升机重量轻、体积小以及系统配置简单等特点的约束,也不可能建立太复杂的控制系统^[2]。而模糊控制不需精确的数学模型且系统实现简单,系统的鲁棒性强,尤其适应于非线性、时变、滞后系统的控制^[3,4]。针对无人直升机飞行环境以及其发动机特点,本文提出小型无人直升机发动机模糊自适应PD控制策略,用模糊推理在线自整定PD参数,以解决非线性对象不确定条件下工作点的最佳动态控制问题,提高系统的动态品质。

1 发动机及其数学模型

由活塞式发动机原理可知,发动机的输出轴转速为供油量及输出轴功率的函数,其数学模型描述可为:

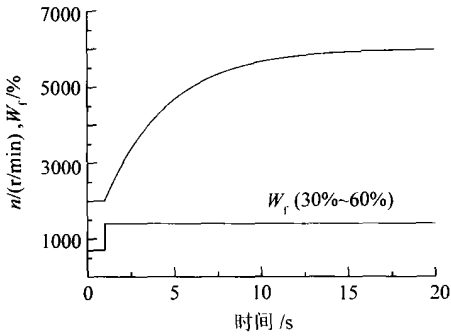
$$N(s) = \frac{K_f}{T_{ss} s + 1} W_f(s)$$

式中 W_f 为供油量, $K_f=K_f(P)$, $T_f=T_f(P)$ 分别为增益和时间常数,且都为发动机输出轴功率的函数,这里取为与输出轴功率对应的总距 P 的函数。当供油量 W_f 不变,由于直升机总距 P 的变化,发动机负载功率将发生较大变化,动态参数 K_f 和 T_f 也会明显改变。当负载功率增加时, K_f 值将减小, T_f 值将增大,导致发动机转速下降,响应速度变慢。通过发动机地面台架开车试验和无人直升机的系留试验,可以获得发动机转速与供油量、负载功率之间的响应特性。图1为发动机在相同的油门开度增量(30%→60%)、不同的输出轴功率状态时(即总距杆位置不同),发动机转速阶跃响应曲线。

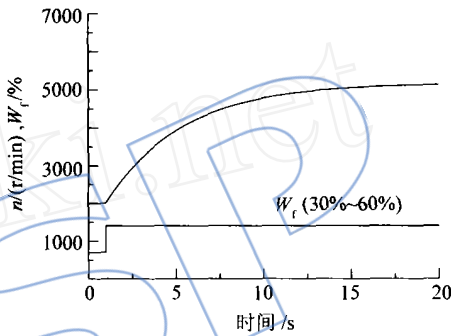
根据图1的响应曲线可由单输入单输出辨识方法求得发动机在此工况下的动态参数:

当总距 P 为2时:

$$K_f = \Delta n / \Delta W_f = 133.3 \text{ r/min}/\%;$$
$$T_f = 3.63 \text{ s}$$



(a) $P=2^\circ$



(b) $P=6^\circ$

图1 不同功率状态转速阶跃响应曲线

Fig 1 Step response of speed under different power

当总距 P 为6时:

$$K_f = \Delta n / \Delta W_f = 105.7 \text{ r/min}/\%;$$
$$T_f = 4.30 \text{ s}$$

按以上方法,变换不同的总距杆位置,即取不同的发动机输出轴功率,通过试验获得发动机全工况的动态参数,如表1所示。

表1 发动机模型参数 K_f 和 T_f 与总距 P 之间的关系

Table 1 Engine model parameters K_f , T_f versus collective pitch angle P

$P/(^\circ)$	$K_f/(\text{r/min}/\%)$	T_f/s
2	133.3	3.63
4	119.3	3.88
6	105.6	4.30
8	92.7	4.46
10	78.3	4.68
12	65.2	5.06

对于具有上述数学描述的直升机发动机可采

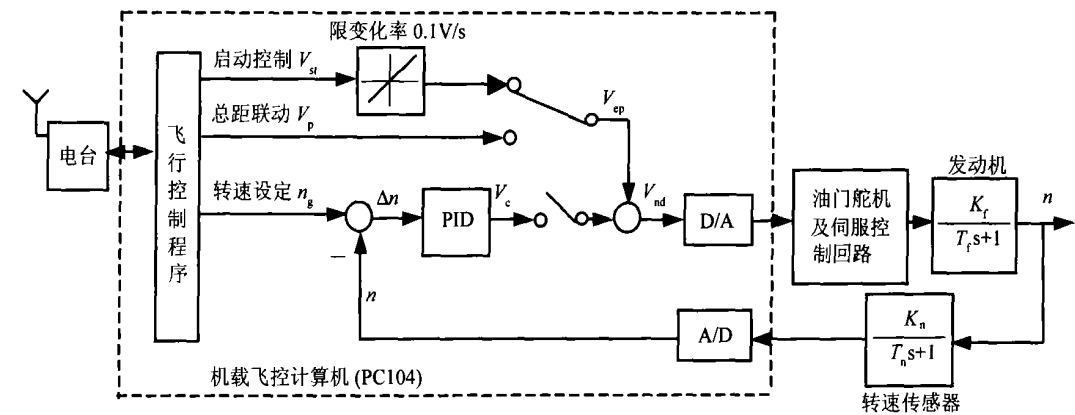


图2 无人驾驶直升机发动机控制原理框图

Fig 2 Control system principle of unmanned helicopter engine

用转速反馈控制和总距前馈补偿控制相结合的方式实现其控制。

2 控制策略

无人直升机飞行控制系统对发动机控制的要求是: (1) 可按遥控指令(启动、怠速、巡航、最大、停车)切换发动机的工作状态, 并保证发动机加速和减速的瞬态过程平稳, 且以最快速度达到新的恒速状态; (2) 发动机启动时, 按照预先设定的供油规律, 使发动机能安全可靠地启动并加速到怠速状态; (3) 在设定的转速状态, 能以恒速控制方式保持发动机转速在各种功率状态下为常数, 即当飞行条件和直升机功率状态发生变化时能自动调节油门开度, 保持发动机转速为设定值; (4) 在任何工作状态均应保证发动机工作过程稳定, 不超温、不喘振。

根据以上要求, 将无人直升机的飞控程序与发动机控制程序结合在一起, 提出恒量供油、恒速控制和总距前馈补偿控制的复合控制策略, 如图2所示。无人驾驶直升机发动机控制器(即飞控计算机 PC104)通过通讯电台接收地面的发动机操纵指令或根据当前的飞行状态给出电子控制器的转速设定值 n_g 和总距联动前馈补偿值 V_{ep} , 可保证发动机在恒油控制与恒速控制切换时的平滑性要求。同时控制计算机采集发动机左、右缸温度, 以监测温度变化。

发动机启动时(转速小于 2 200 r/m in)处于油量闭环控制模式。数字控制器前馈给定通道(V_{ep})处于启动控制方式, 即采用恒量供油控制($V_{ep} = \text{常数}, n_g = n, V_c = 0$)方案。此时发动机油门开度按一定斜率升到约30%后保持, 发动机转速 n

能自动增加到约 2 200 r/m in, 完成点火、启动过程。在启动的后阶段($n > 2\,200\text{ r/m in}$)自动切换到转速闭环控制模式, 使转速 n 最终稳定在 3 200 r/m in 的慢车转速。在此过程中恰当选取切换点的发动机转速给定值和前馈补偿值是保证切换平滑性的关键。本文选择切换点为 2 800 r/m in, 即当转速上升至 2 800 r/m in 时接通转速闭环, 此时令 n_g 由 2 800 r/m in 逐渐加速到 3 200 r/m in, 这样电子控制器的输出值 V_c 从 0 逐步增大, 以保证切换点前后转速的平滑过渡。

在恒速控制阶段, 采用转速闭环控制模式, 使发动机转速在小干扰条件下能保持恒定, 并通过数字控制器平滑给出线性的转速设定值, 当 n_g 平滑增减时, 转速也自动平滑增减, 实现发动机的平滑加速和减速控制, 并且在发动机的加速和减速过程中不超温、不熄火。

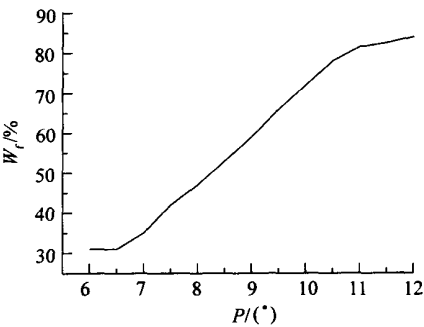


图3 总距 P 与油门 W_f 联动关系

Fig 3 Relationship between P and W_f

在无人直升机起飞、着陆或机动飞行时, 总距角变化很大, 发动机负载功率相应变化较大, 要求此时最大转速偏差小于2%。若只用转速反馈控

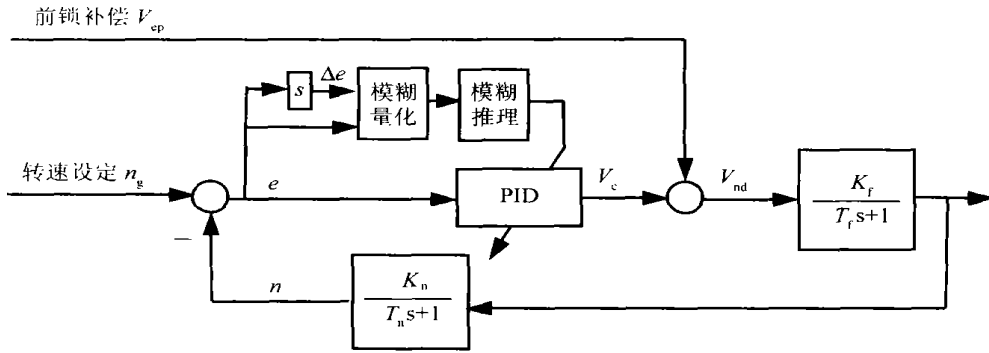


图4 无人驾驶直升机发动机模糊自适应PD控制

Fig. 4 Principle of fuzzy adaptive PD control for unmanned helicopter engine

制时其转速波动量较大(大于10%),不能满足飞行控制对发动机控制的要求。本文采用前馈控制(V_{ep} 为与总距相关的前馈补偿值)与反馈控制构成的复合控制规律实现发动机供油量与总距联动控制。数字控制器根据总距的变化量实时给出总距前馈补偿控制信号,及时增大或减小供油量,增加或减少发动机的输出力矩,并综合发动机转速闭环控制回路,有效抑制由无人直升机总距角变化而造成的转速波动。总距 P 与油门 W_r 联动关系由发动机地面试车得到,如图3所示。

3 自适应模糊PD控制

无人驾驶直升机成功的关键在于各种复杂飞行条件下的高度控制,高度控制成功的重要因素之一就是保持主旋翼在各种飞行状态下恒速运转,以获得最佳的气动效率。无人驾驶直升机在实际飞行时,悬翼负载受到总距、飞行速度、飞行高度、大气温度、湿度以及直升机姿态变化的影响,导致发动机转速波动。转速过大可能造成超转超温;转速过小,输出功率不足,易进入涡环状态,使飞行安全受到影响。

PD控制具有结构简单、稳定性能好、可靠性高等优点,其中一个关键的问题是PD参数的整定,传统的方法是在获取对象数学模型的基础上,根据某一整定原则来确定参数,实际应用中,许多被控过程机理复杂,具有高度非线性、时变不确定性和纯滞后等特点。在噪声、负载扰动等因素的影响下,过程参数甚至模型结构均会随时间和工作环境的变化而变化。这就要求在PD控制中,不仅PD参数的整定不依赖于对象数学模型,并且PD参数能够在线调整,以满足实时控制的要求。本文采用自适应模糊PD控制^[5,6],自动整定控制

参数,能够适应被控过程参数的变化,又具有常规PD控制器的优点。

自适应模糊PD控制是利用模糊规则和推理来调整PD参数,其结构图如图4所示。以当前误差 e 和一阶差分 Δe 为输入,对其进行模糊量化后,模糊推理把输入的模糊语言值作为推理条件,根据模糊规则进行推理,得出模糊输出值,反模糊化后即得到精确的PD控制器参数。

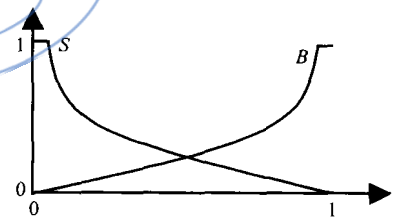


图5 K_p' 和 K_d' 的隶属函数

Fig. 5 Membership function of K_p' and K_d'

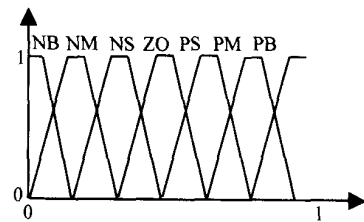


图6 e 和 Δe 的隶属函数

Fig. 6 Membership function of e and Δe

假定 K_p 、 K_i 和 K_d 分别表示比例增益、积分增益和微分增益,均为基于相似理论的换算PD参数^[7]。为了方便,将其进行归一化处理,化为0~1间的参数 K_p' 和 K_d' , $K_i = K_p^2 / (\alpha K_d)$ 。 K_p' 和 K_d' 的隶属函数如图5所示。 α 为单点隶属函数当取 α 为2,

3, 4, 5 时, 对应为S,M S,M ,B。 e 和 Δe 采用梯形隶属函数, 如图 6 所示, 其对应的模糊集为{NB, NM ,N S, ZO , PS, PM , PB }。

表2 K_p' 模糊调整规则
Table 2 Fuzzy adjusting rule of K_p'

		Δe						
		NB	NM	N S	ZO	PS	PM	PB
e	NB	B	B	B	B	B	B	B
	NM	S	B	B	B	B	B	S
	N S	S	S	B	B	B	B	S
	ZO	S	S	S	B	S	S	S
	PS	S	S	B	B	B	S	S
	PM	S	B	B	B	B	B	S
	PB	B	B	B	B	B	B	B

表3 K_d' 模糊调整规则
Table 3 Fuzzy adjusting rule of K_d'

		Δe						
		NB	NM	N S	ZO	PS	PM	PB
e	NB	S	S	S	S	S	S	S
	NM	B	B	S	S	S	B	B
	N S	B	B	B	S	B	B	B
	ZO	B	B	B	B	B	B	B
	PS	B	B	B	B	B	B	B
	PM	B	B	S	S	S	B	B
	PB	S	S	S	S	S	S	S

表4 α 模糊调整规则
Table 4 Fuzzy adjusting rule of α

		Δe						
		NB	NM	N S	ZO	PS	PM	PB
e	NB	2	2	2	2	2	2	2
	NM	3	3	2	2	2	3	3
	N S	4	3	3	2	2	3	4
	ZO	5	4	3	2	3	4	5
	PS	4	3	3	3	2	3	4
	PM	3	3	2	2	2	3	3
	PB	2	2	2	2	2	2	2

K_p' , K_d' 和 α 由 e 和 Δe 根据模糊推理规则调整。确定模糊规则的原则是必须保证控制器的输出

能够使系统响应的动静态特性达到最佳。如当 e 为负大(NB) 时, 无论 Δe 的值如何, 为了尽快消除偏差应使 K_p' 增大, K_d' 减小。所有的模糊规则见表 2~ 表 4。由 e 和 Δe 查得相应的模糊规则后, 由 M am dani 极大极小推理法可得控制量的输出模糊集, 最后将每一条推理规则得到的模糊控制子集进行“并”运算, 再由重心法计算出模糊输出 K_p' , K_d' 和 α 的精确量。 K_p , K_i 和 K_d 根据下式得:

$$K_p = (K_{p,max} - K_{p,min})K_p' + K_{p,min}$$

$$K_d = (K_{d,max} - K_{d,min})K_d' + K_{d,min}$$

$$K_i = K_p^2/(\alpha K_d)$$

这里, $K_{p,max}$, $K_{p,min}$, $K_{d,max}$ 和 $K_{d,min}$ 分别为 K_p 和 K_i 的范围, 可根据经验公式取^[5]。本文通过含实物仿真和地面试车实验得到以上取值范围。当发动机处于不同的工作状态时, 在地面试车试验确定的相应状态 PD 参数初值的基础上, 采用模糊规则调整这些参数。

4 无人直升机飞行/动力一体化控制系统试验及控制效果分析

无人直升机发动机是一个具有较多未知特性的复杂的被控对象, 在工程上按解析的方法设计的控制规律, 直接进行飞行试验是非常危险的, 还必须进行数字仿真、含实物仿真、地面试车、整机地面系留试验等多种试验方式, 尽可能找出在设计过程中存在的不足和缺陷, 验证其控制规律的可行性和控制系统的可靠性, 最后才能进行整机外场试飞试验。

4 1 控制系统试验

无人直升机发动机控制系统含实物仿真原理框图如图 7 所示。发动机转速模拟器由直流电机驱动的转速伺服装置及其控制器组成, 可以接受来自发动机动态特性仿真计算机的输出信号, 实时激励转速传感器, 实现在不开车的情况下检测飞行/动力一体化控制程序中关于发动机启动控制、加速/减速控制、恒速控制等控制方式的有效性, 对发动机控制参数进行预整定, 检查各传感器及其接口程序的可靠性, 解决发动机在不同工作模态间的平滑切换问题。

发动机控制系统经含实物仿真试验实验初步验证后, 还应进行台架试车和整机地面试车, 通过台架试车考核其性能, 并得出油门开度- 转速、总距- 油门开度、油门开度- 电压等关系。然后进行

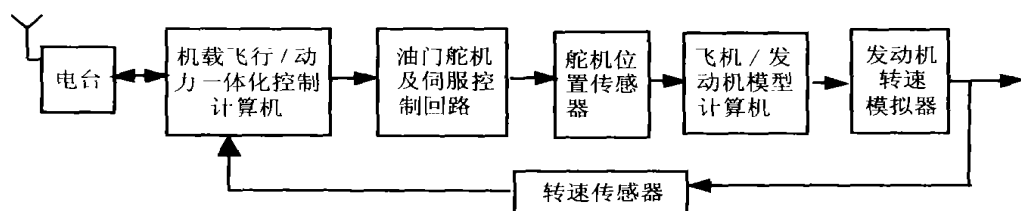


图7 无人直升机发动机含实物仿真原理框图

Fig 7 Principle of hardware-in-loop of unmanned helicopter engine control system

整机地面系留试验进一步验证控制规律, 基本确定控制参数及其取值范围, 以获得最佳控制效果。为保证外场试飞的可靠性, 降低试飞风险, 通过无人直升机飞控系统整机地面系留试验, 进一步对发动机进行动/静态特性测试, 检测发动机的工作过程是否平滑、稳定、启动、停车等功能开关是否可靠等。最后进行整机系统试飞试验, 作最终的控制参数整定、控制品质分析, 使其控制品质达到飞行控制的要求。

4.2 控制效果分析

图8为地面系留试验中总距变化对发动机转速的影响。可以看到, 当总距扰动小时, 采用恒速控制和总距前馈补偿控制的复合控制策略, 可使发动机转速保持恒定。空中飞行时, 当飞行状态改

发生变化, 常规PD控制器的响应特性不理想。而自适应模糊PD控制鲁棒性好, 响应速度快, 总距改变对发动机转速没有明显影响。

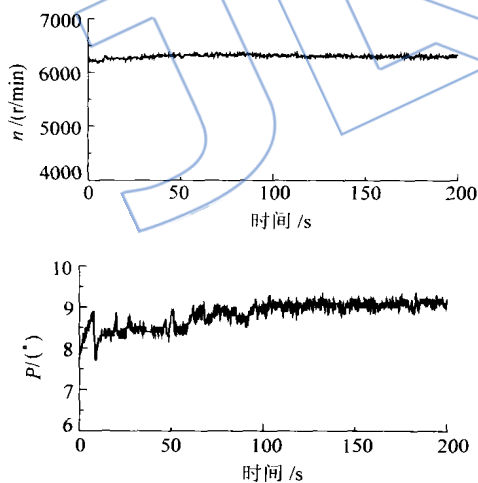


图8 地面系留试验中发动机试验曲线

Fig 8 Curves of engine speed and collective pitch in ground flight test

变时, 总距也变化较快, 若采用常规PD控制, 发动机转速有一定的波动, 如图9所示。图10为采用模糊自适应PD控制的转速控制效果。从图9和图10的发动机转速与总距曲线可以看到, 当飞行状态改变及总距变化时, 对象的特性及参数也将

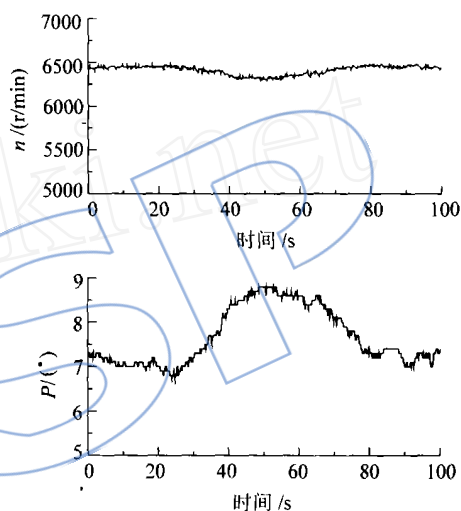


图9 空中飞行时总距变化对转速的影响

Fig 9 Effect of collective pitch variation to engine speed in flight

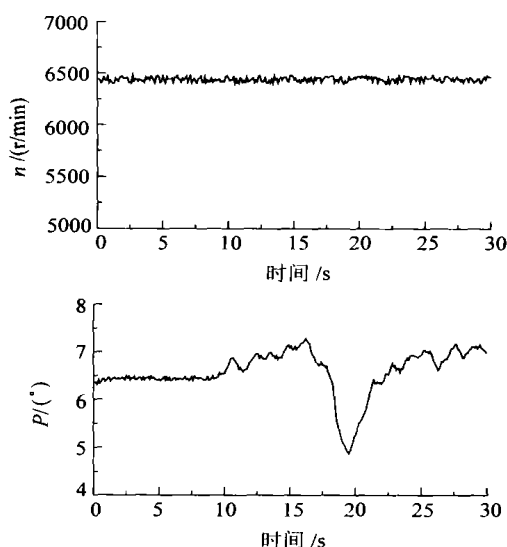


图10 自适应模糊PD控制效果

Fig 10 Effect of adaptive fuzzy PD control

发动机动态过程试验曲线如图 11 所示。从发动机实际启动过程可见, 在发动机启动过程中, 虽然保持供油量不变, 但转速波动较大, 说明对于这种发动机来说, 油量闭环控制不能保持转速恒定,

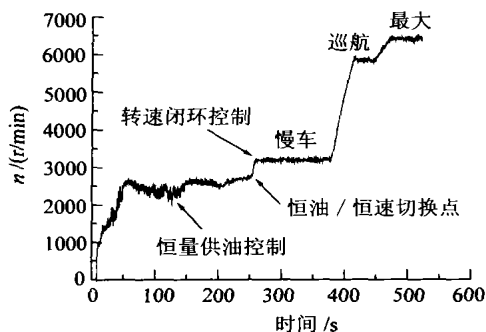


图 11 无人驾驶直升机发动机动态过程响应曲线

Fig. 11 Transient curve of unmanned helicopter engine

必须在启动过程完成后, 引入转速闭环控制; 通过恰当调整数字控制器的启动设定参数和切入点, 发动机从恒量供油控制到转速闭环控制切换过程无明显突变点, 响应过程平滑。采用模糊自适应 PD 控制后, 转速的动态过程响应快, 能适应飞行状态的变化, 特别是负载的变化, 保持主旋翼转速恒定, 使无人驾驶直升机获得最佳的气动效率。

5 结 论

本文针对无人驾驶直升机的控制需求, 提出恒量供油、恒速控制和总距前馈补偿控制的复合控制策略, 利用飞行/动力一体化数字控制实现多模态控制逻辑, 解决了闭环/开环控制平滑切换和功率补偿等问题, 对 PD 控制参数采用模糊推理

自适应整定, 能适应发动机对象的变化, 改进无人直升机的飞行性能。经地面仿真试验、地面发动机开车、系留试验以及无人机整机试飞试验证明, 无论是在启动控制、加减速控制、恒速控制还是对总距干扰的抑制等方面, 该发动机控制器均满足了无人直升机飞行控制对发动机控制的要求。本文所研究的无人直升机发动机控制方案适用于各种小型飞机活塞式发动机的控制。

参考文献

- [1] 彭召勇. 无人直升机飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2000.
- [2] 席庆彪, 袁冬莉, 张洪才. 基于自主飞行的小型无人机动力模糊自适应 PD 控制[J]. 空军工程大学学报, 2001, 2(4): 12~15.
XIQ ingbiao, YUAN Dongli, ZHANG hongcai. An Motive Adaptive Fuzzy Control for an Engine of the RPV Based on Independent Flight[J]. *Journal of Air Force Engineering University*, 2001, 2(4): 12~15.
- [3] 吴介一. 提高模糊控制器精度的研究[J]. 控制理论与应用, 1996, 13(2): 264~267.
WU Jieyi. Study on Improving Control Accuracy on Fuzzy Controller[J]. *Control Theory and Applications*, 1996, 13(2): 264~267.
- [4] Mahmood A, Singer G. Adaptive Control for Flexible Structures[J]. *AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 39th, Reno, NV, Jan 8-11, 2001, AIAA 2001-1057.
- [5] Lee C C. Fuzzy Logic in Control System: Fuzzy Logic Controller: Part 1[J]. *IEEE Trans on System Man And Cybernetics*, 1990, 20(2): 404~418.
- [6] 张国良, 曾静, 柯熙政, 等编. 模糊控制及其 MATLAB 应用[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2002.
- [7] 柳鲍穆得罗夫. 相似理论在燃气涡轮发动机调节系统设计中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.