

文章编号: 1000-8055(2007)12-2139-04

小型无人直升机发动机控制系统设计

王小青¹, 黄一敏¹, 杨一栋¹, 曾国贵²

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016;

2. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 发动机转速控制是无人直升机飞行控制的基础, 针对小型无人直升机使用的活塞式发动机, 给出了一个发动机转速控制系统. 通过对发动机输出功率特性、负载特性和动力学特性的分析, 建立了发动机的数学模型. 采用前馈与反馈的复合控制策略, 并通过半物理实时仿真和发动机开车数据的验证, 该控制系统具有较好的效果.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 小型无人直升机; 活塞式发动机; 发动机建模; 发动机控制

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Control system design for engine of a small-size unmanned helicopter

WANG Xiao-qing¹, HUANG Yi-ming¹, YANG Yi-dong¹, ZENG Guo-gui²

(1. College of Automation Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

(2. Institute of Helicopter Research and Development of China,

Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Engine control is the base of helicopter flight control system. A control system was proposed for piston engine of a small-size unmanned helicopter; and the engine was modeled by analysis of engine power, engine load, and engine dynamics. The engine control system included feed forward control block and feedback control block; and real-time simulation and ground test verified good performance of this control system.

Key words: aerospace propulsion system; small-size unmanned helicopter; piston engine; engine model; engine control

无人直升机由于其特有的优点及强大的功能, 成为目前国内外的研究热点, 而发动机是直升机的动力系统, 发动机控制是直升机控制系统的基础^[1], 只有稳定可靠的发动机转速控制, 才能保证直升机的稳定飞行. 当前, 小型无人直升机的发动机主要采用恒转速控制^[2-3], 即直升机起飞后, 就以设定的恒转速作为控制目标, 当操作输入、飞行状态或气流环境改变等引起发动机负载变化时, 发动机转速应保持不变.

当前小型无人直升机的发动机建模较为粗略, 主要是在发动机实验的基础上, 得到几个工作点的简化一阶或二阶环节来等效发动机模型, 而忽略了如前飞速度、升降速度等直升机飞行状态改变时发动机的模型变化, 这样不利于转速控制系统的设计与仿真. 目前国内的有人直升机主要采用已集成转速控制的涡轴发动机, 使得发动机转速控制与飞行控制相脱离, 但对于小型无人直升机使用的小功率活塞式发动机, 尚没有非常有

收稿日期: 2007-06-07; 修订日期: 2007-07-19

作者简介: 王小青(1978-), 男, 江苏南京人, 博士生, 主要从事导航、制导与控制的研究.

效的控制律方案.

样例无人直升机使用一个双缸风冷活塞式发动机,本文通过分析发动机的功率特性、负载特性和动力学特性,建立了发动机的全飞行状态、实时的对象特性模型.采用前馈与反馈的复合控制策略,即根据总距操作引起负载的变化,产生油门前馈补偿;根据发动机转速差,采用 PI 反馈控制,设计发动机转速控制律,并根据直升机的不同飞行状态,进行控制律参数调整.本文为样例发动机给出了一个完整的控制与仿真系统,通过仿真验证、发动机地面开车与系留试飞的数据分析,证明该控制系统是合理的,并取得了较好的控制效果.

1 发动机控制系统设计

发动机控制系统如图 1 和图 2 所示,主要包括发动机模型 P,控制器 K,执行机构 A 和传感器 S 模块,其中控制器就是飞控机.模型接收控制信号:油门开度 W_f ,输出发动机转速 n ,通过转速传感器 S,即频率电压(F/V)变换器,将发动机转速转换为电压输给控制器 K,控制器根据发动机转速与指令的转速差,结合直升机飞行状态输出油门开度指令,为 DA 输出的模拟电压信号,通过执行机构,即油门舵机输给发动机.图 2 中 n_g 为指令给定发动机转速, P 为直升机旋翼总距.

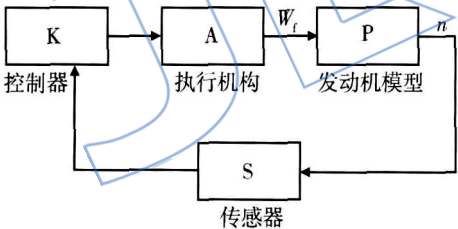


图 1 发动机控制系统
Fig. 1 Engine control system

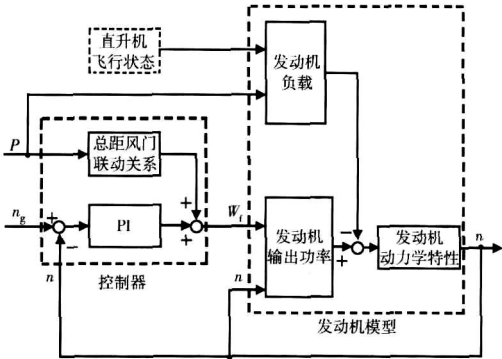


图 2 发动机控制系统示意图
Fig. 2 Engine control system illustration

图 1 中省略了操作量、直升机飞行状态和发

动机转速对模型的影响,图 2 中将执行机构和传感器进行了理想化省略.

控制系统设计与仿真验证时,采用建立的发动机对象特性模型,进行全飞行状态的控制律设计,完成后进行全过程仿真,确保控制律的正确性.飞控机装机开车时,就是用发动机实物取代对象模型接入控制系统,当发动机运行到起飞转速后,在总距操作与直升机飞行状态改变等引起负载干扰时,发动机应能保持转速恒定.

2 发动机建模

发动机建模是发动机控制的基础,也是仿真系统的重要组成部分,只有高置信度的对象模型,才能指导控制律的设计.如果只采用发动机在几个工作点简化的一阶或二阶模型,由于其准确度较低,且只能在这几个工作点进行小扰动线性仿真,而不能进行全状态非线性仿真,所以可信度较低,往往基于该简化模型设计的控制律虽然线性仿真的效果较好,但在发动机开车时,控制效果却较差.样例发动机模型主要包括发动机输出功率特性、发动机负载计算和发动机动力学特性.

发动机模型如图 3 所示,发动机输出功率与发动机负载形成合扭矩,根据发动机动力学特性,解算出发动机转速.图中 H 为直升机飞行高度, $\dot{H}$ 为直升机升降速度, V 为直升机前飞速度, ΣM 为发动机合扭矩, $\dot{n}$ 为发动机转速变化率.

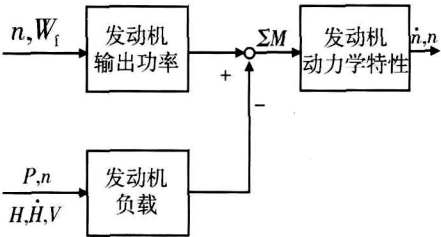


图 3 发动机模型
Fig. 3 Engine model

2.1 发动机输出功率特性

根据发动机功率特性曲线,不同的油门开度,不同的发动机转速对应不同的输出功率,本文中采用二维数据插值的方法,实时插出输出功率,结合发动机转速,得到发动机主轴输出扭矩,如图 4 所示,其中 M_0 为发动机输出扭矩.

2.2 发动机负载计算

发动机的负载计算较为复杂,主要根据直升机不同飞行状态下的旋翼负载计算,通过主轴传

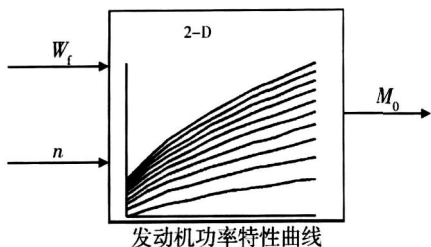


图 4 发动机输出功率

Fig. 4 Engine power

递给发动机,为了不过于增加控制律设计的复杂性,事先通过不同状态下旋翼负载的计算,生成对应不同总距、转速、高度、前飞速度和升降速度的发动机负载数据,即一个五维负载数据表,通过对其插值,实时求出发动机的负载扭矩,如图 5 所示,其中 M_c 为发动机负载扭矩。

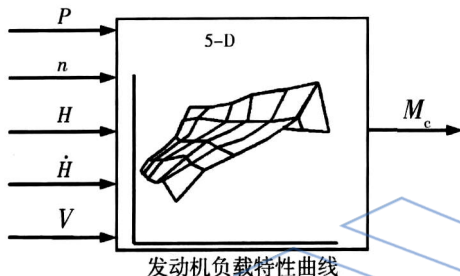


图 5 发动机负载

Fig. 5 Engine load

2.3 发动机动力学特性

将发动机等效为一个转动惯量环节,根据动量定理,其动力学特性表示为如图 6 所示,图中 J 为发动机的转动惯量常数,合扭矩 ΣM 使得发动机转轴的转速变化率为 $\dot{n}$,经积分环节后,得到发动机转速 n 。

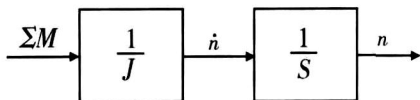


图 6 发动机动力学特性

Fig. 6 Engine dynamics

3 控制律设计

样例无人直升机的发动机控制采用前馈与反馈的复合控制结构,其中前馈是根据发动机在工作恒转速时,对应不同总距的油门联动关系,反馈是根据指令与实际的转速差的 PI 控制,前馈和反馈得到的油门相加后形成合油门开度 W_f 输给发动机。其控制框图如图 7 所示,图中 Δn 为转速差。

发动机工作至起飞转速后,控制目标为发动

机保持恒定转速。根据发动机输出功率曲线与负载特性,拟合不同总距下需用发动机油门开度的对应关系曲线。拟合过程包含:设计阶段的计算发动机输出功率匹配发动机负载过程、实际开车时操作总距并测量需用油门大小改变的验证过程。前馈控制就是在直升机飞行过程中,总距变化时的油门前馈补偿。

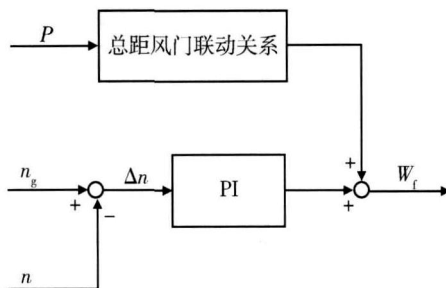


图 7 发动机控制结构

Fig. 7 Engine control structure

反馈控制根据发动机转速差采用经典的 PI 控制,但由于随着转速变化,特别是高转速、高负载时,发动机输出功率变化比低转速、低负载时变化的斜率小,即高转速、高负载时,同样大小的油门开度变化,发动机输出功率的变化量小于低转速、低负载时输出功率的变化量。所以,反馈控制中的比例和积分项的参数采用实时调参方式,即随着转速和负载的变化,比例与积分参数也对应改变,以达到发动机能够快速响应,消除转速差的目的。

对于样例发动机转速控制,前馈与反馈复合控制具有很强的优越性。通过计算拟合并开车修正后,能够取得较为准确的总距油门联动关系,因此在总距改变时,虽然引起的发动机负载变化较大,但前馈控制部分能实时产生补偿油门,减轻了反馈控制的负荷,避免了比例的超调与积分的慢速叠加与卷绕(Wind-up)问题,转速能保持恒定。当直升机飞行状态与气流环境改变等引起发动机负载干扰时,通过反馈控制消除转速差,由于采用实时调参技术,当发动机功率特性变化慢时,采用高增益控制,功率特性变化快时,采用低增益控制,既能有效地提高响应速度,又能避免产生超调而导致发动机转速来回振荡,因此,前馈与反馈的复合控制效果较好,鲁棒性较强。

4 仿真与验证

半实物仿真系统如图 8 和图 9 所示,由控制器即飞控机、集成仿真设备和无人直升机模型机

组成. 控制器运行发动机控制律和无人直升机飞行控制律, 集成仿真设备中运行发动机模型、执行机构和传感器的仿真, 模型机实时解算无人直升机模型, 并将状态输给集成仿真设备.



图 8 半实物仿真系统

Fig.8 Real time simulation system

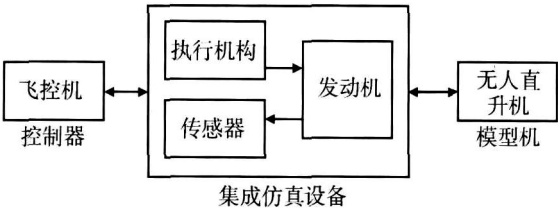


图 9 半实物仿真示意图

Fig.9 Real time simulation system illustration

样例发动机从慢车转速 4 500 r/min 到额定与起飞转速 6 100 r/min^[4]的仿真曲线如图 10 所示, 实际发动机开车、直升机系留时的发动机数据曲线如图 11 所示.

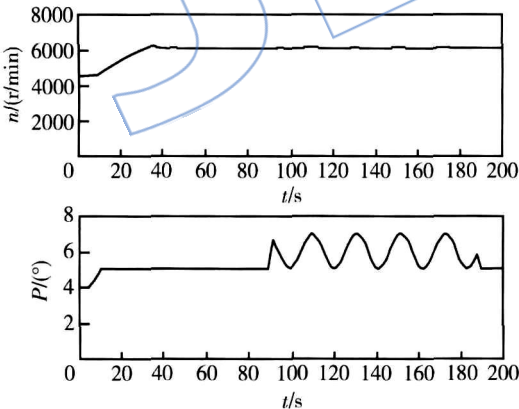


图 10 仿真曲线

Fig.10 Simulation curve

由图 10 和图 11 可见, 当发动机转速指令从 4 500 r/min 过渡到 6 100 r/min 时, 过渡平缓稳定, 且 6 100 r/min 的恒转速控制过程中, 操作总

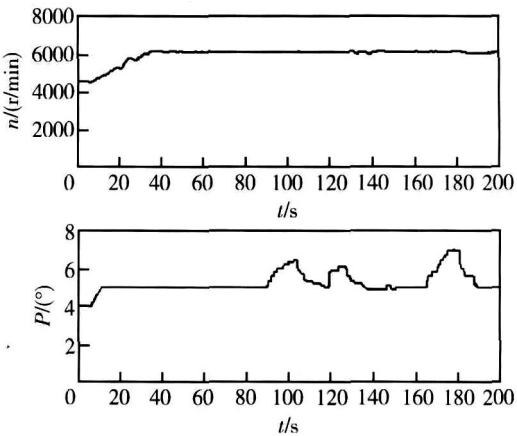


图 11 开车数据曲线

Fig.11 Ground test curve

距引起负载的变化对转速影响较小, 发动机转速稳定.

5 结 论

本文针对小型无人直升机使用的活塞式发动机给出了一个完整的建模、控制和仿真系统. 通过仿真和实际开车验证, 建立的发动机模型较为准确, 控制效果较好, 并且在半实物实时仿真系统中接入了真实的飞控机, 很好地模拟了实际工作情况, 具有很高的置信度.

参考文献:

[1] 杨振祥, 阮红霞. 小型无人直升机动力装置活塞发动机的动态效应[J]. 直升机技术, 2006, 146(2) : 32-35.
YANG Zhenxiang, RUAN Hongxia. The dynamic effect for piston engine on mini-unmanned helicopter[J]. Helicopter Technique, 2006, 146(2) : 32-35.
[2] 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.
[3] 黄向华, 彭召勇. 无人驾驶直升机发动机模糊自适应 PID 控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3) : 487-493.
HUANG Xianghua, PENG Zhaoyong. Fuzzy adaptive PID control for an unmanned helicopter engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3) : 487-493.
[4] 王小青, 黄一敏, 杨一栋. 小型无人直升机活塞式电喷发动机冲速段的控制策略[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6) : 928-932.
WANG Xiaoqing, HUANG Yimin, YANG Yidong. Control strategy for piston ECU engine in overrunning of a small-size unmanned helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6) : 928-932.