

文章编号:1000-8055(2013)01-0211-08

某型无人直升机带传动离合器控制系统

周尧明¹, 蒙志君¹, 何 维^{1,2}, 武 哲¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 空军航空大学 航空理论系, 长春 130022)

摘 要: 针对某型直升机无人化改装过程中带传动离合器的控制要求, 探讨一种具有安全保护功能的控制系统。通过分析带传动离合器的操纵原理和控制特性, 提出了控制系统的设计需求, 确定了控制系统的总体方案。采用转速反馈和间歇接合的控制方法, 实现离合器的自动接合, 避免发动机转速降幅过大。通过采集着陆信号, 采取硬件注销的方式, 避免无人直升机在飞行中响应离合器分离等危险指令。采用转速反馈和磁电机间歇接地的控制方法, 防止发动机在离合器未接合的情况下超速。在某型无人直升机上分别进行自动接合试验和超速保护试验, 在地面模拟进行空中/地面保护试验。结果显示: 自动接合试验中发动机最小转速为 960 r/min; 超速保护试验中发动机瞬时最大转速为 2 016 r/min, 最小转速为 1 088 r/min, 超速持续时间为 0.5 s; 空中/地面保护试验确认了地面状态指令正常执行和空中状态指令注销的功能。试验结果表明: 该控制系统设计方案满足无人直升机的使用需求。

关 键 词: 无人直升机; 带传动离合器; 控制系统; 自动接合; 安全保护

中图分类号: V275⁺. 1

文献标志码: A

Belt drive clutch control system of unmanned helicopter

ZHOU Yao-ming¹, MENG Zhi-jun¹, HE Wei^{1,2}, WU Zhe¹(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;2. Aviation Theory Department,
Aviation Univeristy of Airforce, Changchun 130022, China)

Abstract: In light of belt drive clutch control requirements in unmanned modified process of one helicopter, a control system with security features was researched. By analyzing the belt drive clutch manipulation principles and control characteristics, the design requirements of control system were proposed, and then overall design was determined. Rotating speed feedback and intermittent engagement were adopted to realize clutch automatic engagement and avoid excessive decline of engine rotating speed (ERS). Landing signal was collected and hardware cancellation was adopted to avoid responding dangerous instructions in flight. Rotating speed feedback and magnetor intermittent grounding were used to prevent engine overspeed. Automatic engagement experiment and overspeed experiment were conducted in an unmanned helicopter, and air/ground protection experiment was conducted through simulation. The results show that the minimum ERS is 960 r/min in automatic engagement experiment; the maximum instantaneous ERS is 2 016 r/min; the minimum ERS is 1 088 r/min, and the overspeed duration is 0.5 s in overspeed experiment; air/ground pro-

收稿日期: 2012-01-09

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.211_029.html

作者简介: 周尧明(1987—), 男, 江苏连云港人, 博士生, 主要从事发动机及其附件的控制、监测研究。

通讯作者: 蒙志君(1982—), 男, 湖北监利人, 讲师, 博士, 从事无人直升机技术研究。E-mail: mengzhijun@buaa.edu.cn

tection experiment confirms the function of instruction normal execution in ground state and instruction cancellation in air state. These experiments prove that the control system meets the needs of unmanned helicopter.

Key words: unmanned helicopter; belt drive clutch; control system; automatic engagement; security

无人直升机具有无人员伤亡、隐蔽性好、体积小、战场生存力高等有人直升机无法比拟的优越性,能适应复杂多变的环境,在军事和民用上有着广泛的应用前景,世界各国正积极进行无人直升机的研制^[1-3].无人化改装作为一种高效的研制无人直升机的方法,充分利用了成熟有人直升机平台,具有研制成本低、研制周期短、研制风险小等优势^[4].各国航空公司充分认识到了这些优势,已利用无人化改装方法开发了多个型号的无人直升机,如美国诺·格公司的 Fire Scout^[5]、欧洲直升机公司的 Orka-1200^[6]以及以色列航空防务系统公司的 Picador^[7]等无人直升机.

本课题组在“十一五”期间,基于某型直升机平台,利用无人化改装方法进行了某型无人直升机的研制.在无人化改装过程中,一个重要的科目是实现离合器的自动控制.离合器按实现离、合动作的过程可分为 2 种类型^[8]:一种为自控式,如离心式离合器;一种为操纵式,如带传动离合器.某型直升机即采用此类离合器.为了保证在发动机出现故障时传动系统能够自由运转,确保旋翼和尾桨继续旋转,某型直升机还包含一个单向离合器,但本文的研究重点将集中于带传动离合器.目前对于带传动离合器的研究主要集中在工作状态(张紧轮接合完毕)下的动力学特性^[9-10]和控制系统^[11],对于过程状态(张紧轮处于接合/分离过程中)下的动力学特性及控制系统研究较少.

本文在某型直升机的带传动离合器操纵原理和控制特性分析的基础上,提出了用于某型无人直升机的带传动离合器控制系统的设计需求及总体方案,详细阐述了带传动离合器自动接合功能的设计及试验、安全保护功能的设计及试验.试验结果表明:该控制系统实现了带传动离合器的自动控制,保护了发动机,保障了飞行安全,为某型无人直升机的顺利研制提供了保证.

1 带传动离合器工作原理分析

在某型直升机中,通过控制张紧轮的张紧力,带传动离合器可以控制传动系统的接入程度.当发动机启动时,松开张紧轮,由于传动皮带打滑故

整个传动系统不工作;当发动机状态稳定后,再拉紧张紧轮,传动系统开始工作^[12-13].由此改善了发动机的起动特性,并保证了发动机功率的可靠传递^[14-15].离合器电动机通过作动筒臂对张紧轮进行控制.某型直升机的带传动离合器操纵机构如图 1 所示^[13].

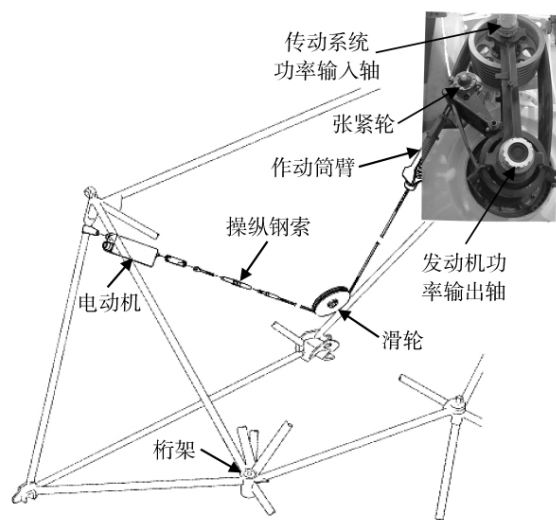


图 1 带传动离合器操纵机构

Fig. 1 Manipulative mechanism of belt drive clutch

离合器电动机的控制电路如图 2 所示^[13].离合器开关为单刀三掷开关,分别实现带传动离合器的分离、保持、接合.

在离合器开关置于向上(分离)位置时,离合器电动机中通过的电流方向为“A-M-B”.离合器电动机反转,控制作动筒臂伸长,直到触及到分离限制开关.分离限制开关切断电路,离合器电动机停转,此时发动机的功率输出轴与传动系统的功率输入轴完全分离.

在离合器开关置于中间(保持)位置时,离合器电动机中无电流流过,离合器电动机保持当前位置不动,作动筒臂通过自锁维持当前状态.

在离合器开关置于向下(接合)位置时,离合器电动机中通过的电流方向为“B-M-A”.离合器电动机正转,控制作动筒臂缩短,直到触及到接合限制开关.接合限制开关切断电路,离合器电动机停转,此时发动机的功率输出轴与传动系统的功

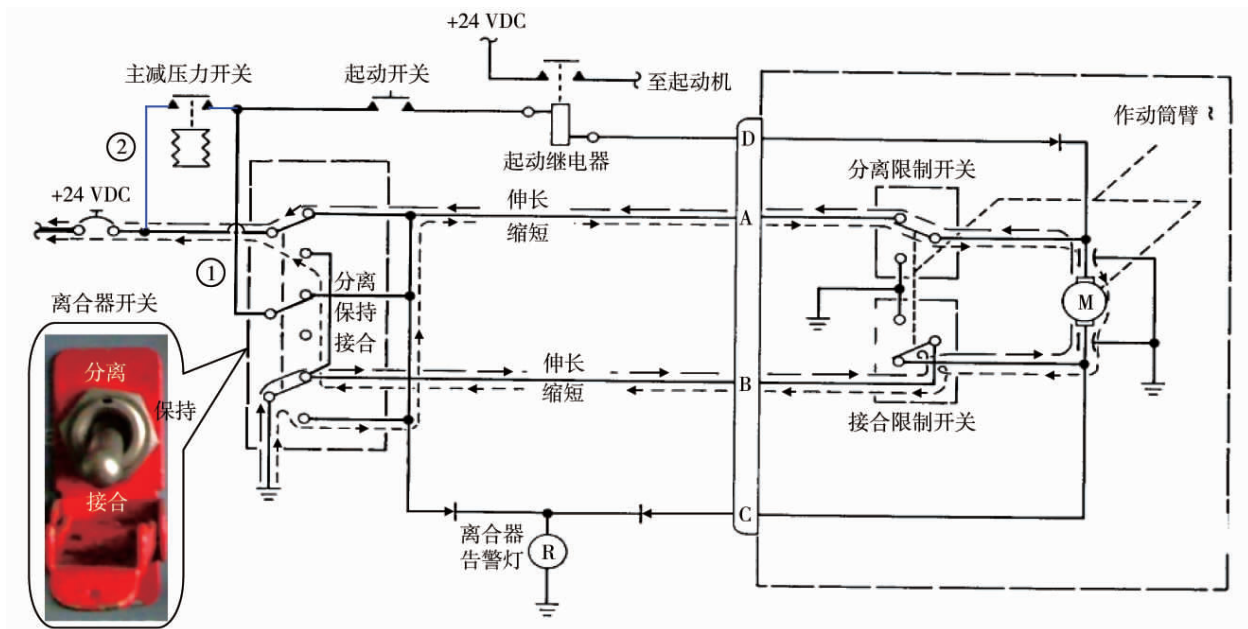


图2 带传动离合器控制电路

Fig. 2 Belt drive clutch control circuit

率输入轴完全接合。在离合器未接合的状态下,发动机转速禁止超过 1800 r/min,否则可能造成发动机传动轴的损伤^[16]。

在旋翼转速低于设定值时,主减压力开关断开,仅在离合器开关置于向上(分离)位置时,24 V 直流电源通过离合器开关向起动开关供电,确保发动机不带载起动,起动开关供电回路如图2中回路①(黑色粗实线)所示;在飞行过程中,主减压力开关闭合,24 V 直流电源通过主减压力开关向起动开关供电,确保在空中发动机停车时、直升机飞行高度允许的情况下可以实现重起动,起动开关供电回路如图2中回路②(蓝色粗实线)所示。

2 控制系统总体方案

2.1 设计需求

根据无人直升机自主/遥控控制的特性,由上述分析及文献^[13,16-17]中的要求,总结用于无人直升机的带传动离合器控制系统设计需求如下:

- 1) 具有某型直升机离合器的控制功能,可以实现离合器的分离、保持、接合。
- 2) 具有某型直升机离合器的保护功能,可确保发动机不带载起动以及发动机空中应急重起动。
- 3) 无人直升机飞行过程中不允许响应离合器分离、磁电机接地(即发动机关车)等指令。

4) 怠速(离合器未接合)时发动机最低允许转速为 800 r/min。

5) 怠速时发动机转速禁止长时间(大于 1 s)超过 1800 r/min,发动机瞬时最高转速不得高于 2100 r/min。

2.2 总体设计方案

根据上述设计需求及无人化改装的总体要求,进行带传动离合器控制系统的总体设计,保留带传动离合器的操纵机构,重新设计控制电路。

带传动离合器控制系统的硬件总体框图如图3所示。该控制系统的核心处理机通过串口通信模块与上层飞行控制计算机通信,接收控制指令并反馈当前状态。核心处理机通过 H 桥保护电路、H 桥驱动电路控制电动机正转、停止和反转,分别实现离合器的接合、保持和分离,以满足设计需求 1) 中的要求。

H 桥驱动电路中包含起动开关供电部分,确保发动机不带载起动及空中应急起动,该部分电路与图2中回路①、回路②相似,详细设计参见文献^[18]。该部分电路实现了设计需求 2) 中的功能。

H 桥保护电路、超速保护电路确保在无人直升机飞行过程中不响应离合器分离指令、磁电机接地指令,该部分电路满足了设计需求 3) 中的要求,详见第 4.1 节。

硬件总体设计方案中还包括转速脉冲调理模

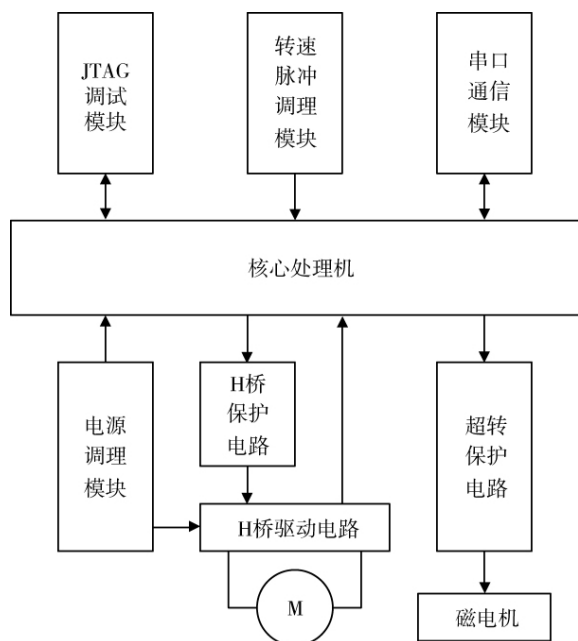


图 3 控制系统硬件总体框图

Fig. 3 Overall block diagram of control system hardware

块、JTAG(joint test action group)调试模块和电源调理模块等辅助电路的设计。

为了满足设计需求 4) 和 5) 中的要求,实现带传动离合器的自动控制,进行控制/保护程序的设计,控制系统主程序框架如图 4 所示。端口、数据初始化后,控制/保护程序周期性地对转速处理、串口通信等任务,并根据上层飞行控制计算机的命令分别转入自动接合、分离、保持等操作。若为分离操作,置离合器状态标志位 $\text{Flag}=0$ 。判断离合器是否接合完毕,若未接合完毕($\text{Flag}=0$),则进入超速保护流程进行转速监测,防止发动机

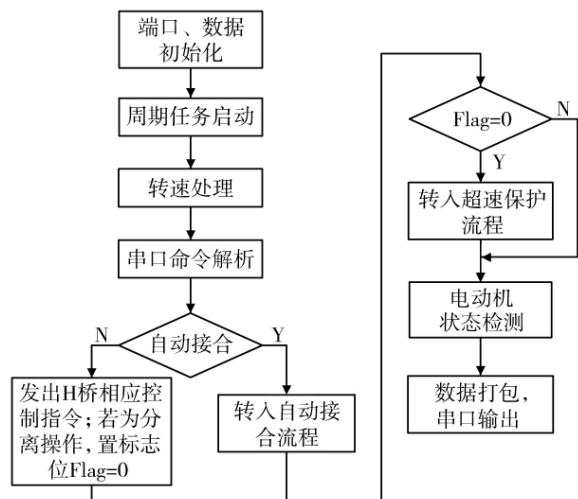


图 4 主程序控制流程

Fig. 4 Main program control flow

转速超出怠速范围,否则不进入超速保护流程。实时监测当前离合器电动机状态,并通过串口反馈至飞行控制计算机。自动接合功能设计详见第 3.1 节,超速保护功能详见第 4.2 节。

3 自动接合功能设计及试验

3.1 方案设计

在带传动离合器控制中,分离、保持操作只需将相应控制端口置为对应的值即可,为开环控制,但需要避免离合器分离过程中由于发动机突然卸载导致其超出怠速范围,详细保护措施见第 4 部分安全保护功能设计。离合器接合操作需要进行自动控制,避免传动系统接入过程中由于发动机功率不足导致转速下降过大甚至熄火,以满足设计需求 4) 中的要求。

带传动离合器的自动接合流程如图 5 所示。在自动接合流程中,核心处理机首先发出 H 桥保持指令,10 个运行周期后,再发出 H 桥接合指令,此举是为了从软件上避免出现离合器电动机从反转到正转的情况。记录下这 10 个周期内的发动机转速 N_e ,计算出发动机转速平均值 N_0 。

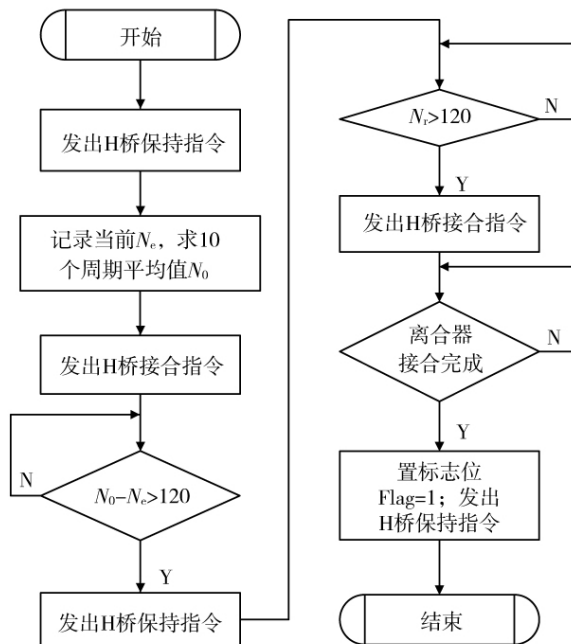


图 5 带传动离合器自动接合流程

Fig. 5 Auto-engagement flow of belt drive clutch

发出 H 桥接合指令后,离合器开始接合。当监测到当前周期内发动机转速 N_e 与开始接合时的稳定转速 N_0 相差超过 120 r/min 时,即发出 H 桥保持指令。H 桥电路断开,离合器停止动作,保

持当前位置不动。当核心处理机监测到旋翼转速 N_r 大于 120 r/min 后,即发出 H 桥接合指令,离合器继续接合。待监测到离合器接合完毕后,置离合器状态标志位 $\text{Flag}=1$,发送 H 桥保持指令,断开 H 桥电路,使离合器保持在当前位置,自动接合流程完成。

3.2 试验验证

为了验证带传动离合器自动接合控制方案是否满足设计需求,在已经完成无人化改装的某型无人直升机上进行带传动离合器自动接合试验。

在发动机暖机结束后,通过地面测控站发送自动接合指令,离合器即进入自动接合流程,通过地面测控站实时监测发动机转速、旋翼转速变化,试验结果如图 6 所示。

图 6 中,核心处理机 0 s 收到自动接合指令,离合器先保持 0.2 s ,这段时间内的发动机平均转速为 1565 r/min 。之后离合器开始接合,离合器电动机正转,初始阶段传动皮带处于跳动阶段,发动机基本上不受额外负载,转速较稳定。在离合器的空行程消除后,传动皮带逐渐张紧,发动机受载后转速急剧下降。在 T_1 时刻发动机转速下降到 1445 r/min 左右,离合器第 1 次接合完成,离合器电动机停止转动,进入保持阶段。

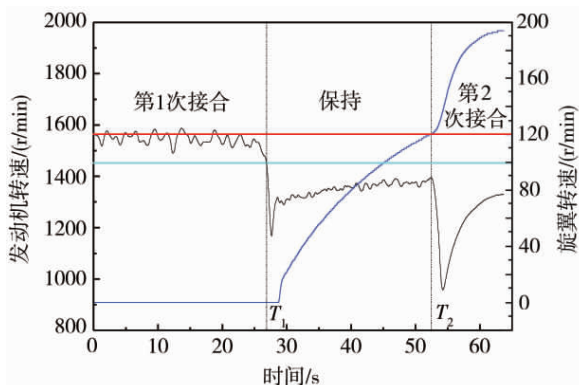


图 6 自动接合转速曲线

Fig. 6 Auto-engagement rotating speed curves

在离合器保持阶段,传动系统内部的摩擦力由静摩擦向动摩擦过渡。在保持阶段初期传动系统仍处于静止状态,离合器驱动传动系统直至克服最大静摩擦力。在此过程中发动机负载持续增加,发动机转速继续下降到 1170 r/min 左右。传动系统转动后,其处于动摩擦阶段,传动系统受到的阻力相对于静摩擦力较小,故发动机负载减小,发动机转速恢复至 1300 r/min 。此后发动机输出

扭矩基本不变,而旋翼和尾桨随着转速的增加,其受到的外部阻力逐渐增加,故传动系统加速度逐渐减小,保持阶段旋翼转速曲线呈凸形。

在 T_2 时刻,旋翼转速增加到 120 r/min ,核心处理机发出继续接合指令,离合器进入第 2 次接合阶段。初始阶段发动机需要克服传动系统阻力矩和加速力矩,故发动机转速急剧下降,直至发动机与传动系统按额定传动比同步,此时发动机转速降至 960 r/min 。之后加速力矩消失,发动机负载减小,发动机转速逐渐恢复至 1330 r/min ,旋翼转速按额定传动比同步增长,接合完成。

整个试验过程中离合器电动机反馈状态正常,发动机最小转速 960 r/min ,转速变化满足设计需求,实现了带传动离合器的自动接合控制。

4 安全保护功能设计及试验

无人直升机带传动离合器控制系统除了要求具备控制功能外,还要求具有安全保护功能,保证改装后的带传动离合器控制系统不影响飞行安全,不损坏发动机。

4.1 空中/地面指令保护功能

无人直升机离地飞行后,为了保障飞行安全,许多指令不允许响应,比如离合器分离指令、磁电机接地指令等。为了避免由于核心处理机程序跑飞或上层飞行控制计算机指令异常导致误发指令,在此引入空中/地面保护电路,即离合器分离指令、磁电机接地指令只在地面响应,无人直升机离地飞行后,此 2 项指令即从硬件上进行了注销。

首先设计着陆信号采集电路,以识别空中/地面状态,采集电路如图 7 所示。信号端 KG1 和 KG2 连接着陆感知器,通过光耦 G20 和 G21 进行信号隔离,处理过的信号经过或门 CH1C 后输出至信号端 KGXH 。在直升机着陆后,直升机左、右起落架上的着陆感知器将信号端 KG1 和 KG2 接地,此时输出信号 KGXH 为低电平;在直升机飞行过程中,信号端 KG1 和 KG2 始终为断开状态,此时输出信号 KGXH 为高电平。

然后设计控制电路,将图 7 中的输出信号 KGXH 作为磁电机控制、离合器分离控制的输入信号,以实现空中/地面保护功能,其中左磁电机的控制电路如图 8 所示。信号 KGXH 与控制端 P2.5 通过或非门 CF2A 组合,组合后的信号经过光耦 G17 隔离、三极管 Q17 放大后输出至继电器 JDQ1 ,最终通过继电器 JDQ1 控制磁电机。若无人直升机处于地面状态,此时信号 KGXH 始终为

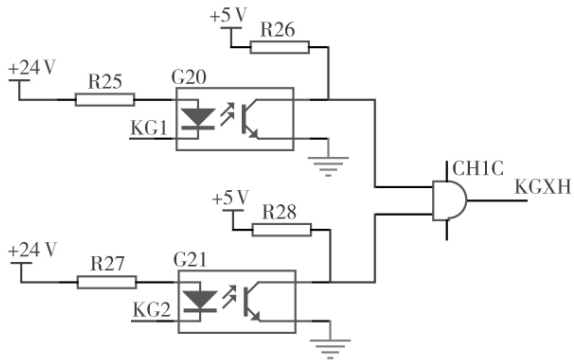


图 7 着陆信号采集电路

Fig. 7 Acquisition circuit of landing signal

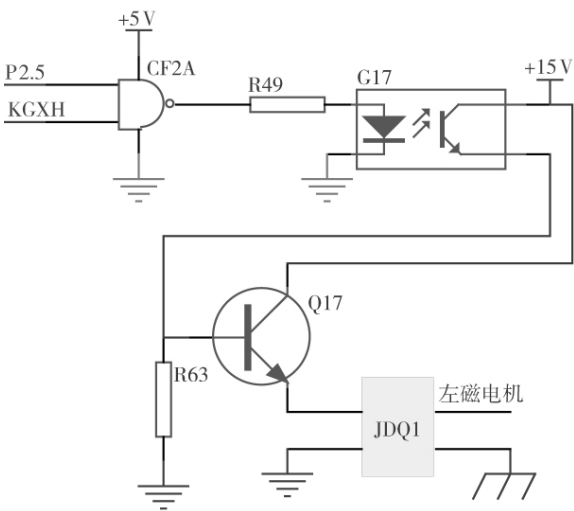


图 8 左磁电机控制电路

Fig. 8 Control circuit of left magneto

低电平,控制端 P2.5 的信号决定了左磁电机的工作状态;若无人直升机处于空中状态,此时信号 KGXH 始终为高电平,控制电路忽略控制端 P2.5 的作用,左磁电机始终处于工作状态.由此保证了地面指令的正常执行,避免了空中危险指令的误操作.

最后进行保护功能的验证.用 2 个开关代替左、右起落架上的着陆感知器,分别模拟无人直升机双边着陆、单边着陆及飞行情况下的控制试验,试验结果如表 1 所示.表 1 中:X 表示 0 或 1,对于着陆检测信号和控制信号,0 表示低电平,1 表示高电平;对于左磁电机状态,0 表示左磁电机接地不工作,1 表示左磁电机工作.

试验表明,在双边着陆的情况下,左磁电机正常响应控制信号;在单边着陆和飞行情况下,左磁电机不响应控制信号,始终为工作状态.由此满足了设计需求,实现了飞行安全保护.

右磁电机控制电路、H 桥保护电路设计与验证与此类似.左、右磁电机控制电路组成超速保护电路.

表 1 左磁电机控制试验结果

Table 1 Control experimental results of left magneto

状态 模拟	着陆检测信号		控制信号	左磁电 机状态
	KG1	KG2	P2.5	
双边着陆	0	0	0	0
	0	0	1	1
单边着陆	0	1	X	1
	1	0	X	1
飞行	1	1	X	1

4.2 超速保护功能

为了防止在发动机暖机过程中由于误操作导致发动机转速超过 1800 r/min 及离合器分离过程中发动机由于突然卸载导致转速超过 1800 r/min,设计超速保护程序.如图 4 中控制流程所示,若离合器未接合完毕(Flag=0),则主程序进入超速保护流程.此时若发动机转速超过 1800 r/min,则核心处理机发出磁电机接地指令,直至发动机转速降至 1800 r/min 以下,具体保护流程如图 9 所示.

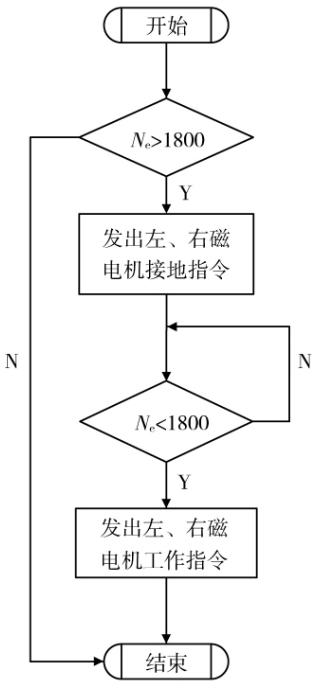


图 9 超速保护流程

Fig. 9 Overspeed protect flow

为了验证超速保护方案是否满足设计需求,在已经完成无人化改装的某型无人直升机上进行发动机超速保护试验。

在发动机开车后,不接合离合器,通过地面测控站缓慢增加油门,使发动机转速超过 1800 r/min ,根据发动机响应的声音及地面测控站监测到的转速值确认超速保护是否起作用。重复该操作 2 次,试验结果如图 10 所示。其中磁电机状态 1 表示磁电机工作,磁电机状态 0 表示磁电机此时接地,磁电机不工作。

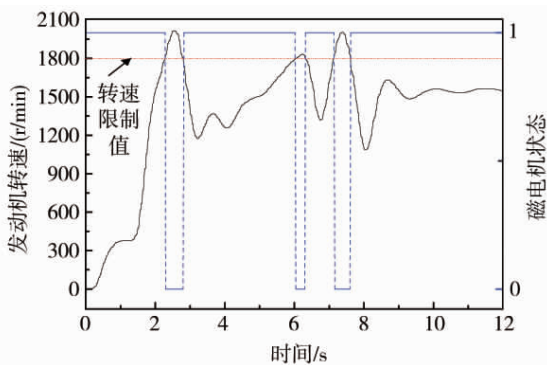


图 10 超速保护试验结果

Fig. 10 Overspeed protect experimental results

由图 10 可见,在发动机转速超出 1800 r/min 后,超速保护程序起作用,核心处理机控制磁电机接地,待发动机转速降到 1800 r/min 以下后,核心处理机控制磁电机工作,超速保护程序结束。通过这种方式,超速保护程序有效地抑制了发动机超速。在超速保护控制过程中,磁电机接地后,由于发动机的惯性及转速采集的延时,发动机转速会短暂上升之后开始下降,此段转速曲线的最高点为最大超限转速;磁电机恢复工作后,由于发动机的惯性及转速采集的延时,发动机转速会下降一段时间之后开始回升,此段转速曲线的最低点为最小恢复转速。3 次试验的最大超限转速、超速持续时间及最小恢复转速见表 2。由表 2 可知,3 次试验中,最大瞬时转速为 2016 r/min ,最大超速

表 2 发动机响应延时及转速值

Table 2 Response delay and rotating speed of engine

试验 序列	最大超限 转速/(r/min)	超速持续 时间/s	最小恢复 转速/(r/min)
1	2016	0.50	1174
2	1832	0.26	1320
3	2003	0.44	1088

持续时间为 0.5 s ,最小转速为 1088 r/min ,满足设计需求,实现了发动机的安全保护。

5 结 论

本文提出了用于无人直升机的带传动离合器控制系统设计方案,经过试验验证后得出以下结论:

1) 通过对离合器接合的间歇控制,避免了离合器接合过程中发动机的熄火及转速的降幅过大,实现了离合器的自动接合。

2) 空中/地面指令保护电路的设计,避免了由于核心处理机程序跑飞或上层飞行控制计算机指令异常导致的空中离合器分离或者发动机关车现象。

3) 通过对磁电机间歇接地的控制,实现了离合器未接合状态下的超速保护,有效地抑制了发动机在该状态下的持续超速。

该带传动离合器控制系统满足了某型无人直升机的使用需求,为进一步进行某型无人直升机的研制、试飞试验打下了基础。另外,该带传动离合器控制系统的设计方法可用于其他操纵式离合器的无人化改装设计,为有人直升机的无人化改装提供了可依据的案例。

参考文献:

- [1] 王海,徐国华.无人驾驶直升机的研究现状和发展趋势[J].直升机技术,2003(2):45-49.
WANG Hai, XU Guohua. Research status and development trend of unmanned helicopter[J]. Helicopter Technique, 2003(2):45-49. (in Chinese)
- [2] 彭延辉,徐国华.无人驾驶直升机的技术发展及其关键技术[J].飞行力学,2004,22(1):1-5.
PENG Yanhui, XU Guohua. Development and key technologies of VTOL UAVs[J]. Flight Dynamics, 2004, 22(1): 1-5. (in Chinese)
- [3] 陈健.无人直升机飞行控制技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
CHEN Jian. Research on flight control technology of the unmanned helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [4] ZHANG Lei, XU Hongzhe, WU Zhe. Common avionics system design for serial unmanned adaption RUAS[C]// Proceedings of 30th Digital Avionics Systems Conference. Seattle, WA: IEEE, 2011: 5E1. 1-5E1. 8.
- [5] Pineda S X. MQ-8B fire scout vertical unmanned aircraft system [EB/OL]. [2011-11-21]. http://www.as.northropgrumman.com/products/mq8bfirescout_navy/as-sets/fs-fact-sheet.pdf.
- [6] Brunet P. EADS systems & defence electronics at the Le

- bourget international air show 2003 [EB/OL]. [2011-11-21]. <http://www.eads.com/eads/int/en/news/press.21014e83-bdd6-4270-9a81-8ff6f4fa52b0.08af92a7-2c53-400a-8429-8b135733cbcc.html?queryStr=ORKA-1200&pid=1>.
- [7] Israel Aeronautics Defense Systems Corporation. Picador VTOL UAV [EB/OL]. [2011-11-21]. http://www.aeronautics-sys.com/_Uploads/dbsAttachedFiles/Picador.pdf.
- [8] 机械设计手册编委会. 机械设计手册[M]. 3 版. 北京: 机械工业出版社, 2004.
- [9] Zhu F, Parker R G. Piece-wise linear dynamic analysis of serpentine belt drives with a one-way clutch[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part C Journal of Mechanical Engineering Science, 2008, 222(7): 1165-1176.
- [10] Leamy M J, Wasfy T M. Transient and steady-state dynamic finite element modeling of belt-drives[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 2002, 124(4): 575-581.
- [11] 陈奇, 黄士伟, 王雪瑶, 等. 基于 ARM 与 UDP 通信协议的带传动试验仪控制系统研究[J]. 机械与电子, 2010(10): 7-10.
CHEN Qi, HUANG Shiwei, WANG Xueyao, et al. Research of beltwork experiment system based on the communication protocol of UDP and ARM[J]. Machinery & Electronics, 2010(10): 7-10 (in Chinese)
- [12] 孙良玉. 小型无人直升机传动系统的设计与研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4): 551-553.
SUN Liangyu. Design and study on transmission system of a mini-pilotless helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(4): 551-553. (in Chinese)
- [13] Schweizer Aircraft Corp. Model 269C-1 helicopter basic handbook of maintenance instructions [M]. New York: Horseheads Schweizer Aircraft Corp, 2006.
- [14] 陈建中, 张兴波, 刘海沙. 直升机构造学[M]. 北京: 长城出版社, 1996.
- [15] 张伟. 航空发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- [16] Schweizer Aircraft Corp. Model 269C-1 helicopter pilot's flight manual [M]. New York: Horseheads Schweizer Aircraft Corp, 2006.
- [17] Schweizer Aircraft Corp. Model 269C-1 maintenance training manual [M]. New York: Horseheads Schweizer Aircraft Corp, 2008.
- [18] 北京航空航天大学. 一种具有安全保护功能的直升机旋翼自动离合控制系统: 中国, 201010219300. 0 [P]. 2010-11-10.