

文章编号:1000-8055(2012)08-1907-07

一种改进的无人直升机离合器接合控制方法

周尧明, 章 磊, 何 维, 武 哲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对原控制方法的不足, 探讨一种提高离合器接合品质的方式. 基于某型无人直升机离合器的动力学特性研究, 通过分析离合器接合过程对传动系统冲击及传动带寿命的影响, 确定了离合器的控制要求. 选取离合器主动轮与从动轮的转速作为基本输入参数, 确定理想的转速曲线. 接合过程的 3 个阶段依次采用开环控制、闭环控制、开环控制, 其中闭环控制采用 PID(比例-积分-微分)控制与模糊控制相结合的控制方法, 以实现离合器的平稳、快速接合. 分别进行原控制方法和改进控制方法的无人直升机离合器接合试验. 结果显示: 相比于原控制方法, 改进控制方法的接合时间缩短了约 1/3, 最大冲击度减少了 2/3 以上, 滑摩功减少了 1/2 以上. 试验结果表明: 采用改进的控制方法可改善离合器的接合品质.

关 键 词: 无人直升机; 离合器接合控制; 冲击度; 滑摩功; 比例、积分、微分(PID)控制; 模糊控制

中图分类号: V249.122⁺.9

文献标志码: A

Improved clutch engagement control method for unmanned helicopter

ZHOU Yao-ming, ZHANG Lei, HE Wei, WU Zhe

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In light of the former method's shortcoming, a new method was explored to improve clutch engagement quality. The clutch control requirements were determined based on the dynamics characteristic research of an unmanned helicopter clutch and the analysis of the effect of clutch engagement process on transmission impact and belt life. The rotating speed of clutch driving pulley and driven pulley were selected as basic input parameters. Ideal rotating speed curves were proposed. Three stages of engagement process adopted open-loop control, closed-loop control and open-loop control in turn. To realize the smooth and quick engagement, the closed-loop control adopted the combination of proportion integration differentiation (PID) control and fuzzy control. The experiments were conducted by using former control method and improved control method respectively. The results show that, as compared with former control method, the engagement time of improved control method shortens 1.5 times, the maximum jerk decreases 3 times, and the sliding friction work decreases twice. These prove that the improved control method can improve clutch engagement quality.

Key words: unmanned helicopter; clutch engagement control; jerk; sliding friction work; proportion integration differentiation (PID) control; fuzzy control

无人直升机具有高度的灵活性, 能适应复杂多变的环境, 能代替人去执行各种各样复杂的任

收稿日期: 2011-09-06

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1907_033.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研究.

务,具有无人人员伤亡、隐蔽性好、体积小、战场生存力高等有人驾驶直升机无法比拟的优越性,在军事和民用上有着广泛的应用前景.世界各国充分认识到无人直升机在未来战争和民用中的作用,积极进行无人直升机的研制^[1-3].作为无人直升机发展的一个重要方向,长航时、高航程、最大起飞质量 1000 kg 以上的大型无人直升机是当前研究的热点^[1,4-7].近年来,欧洲航天防务系统公司研制的 Seamos、美国诺·格公司研制的 Fire Scout、新西兰 TGR Helicorp 公司研制的 Snark、美国贝尔公司研制的 Eagle Eye、美国波音公司研制的 Hummingbird 及 ULB(unmanned little bird)、美国洛·马公司和卡曼公司联合研制的 K-Max、美国诺·格公司和贝尔公司联合研制的 Fire-X 等大型无人直升机相继实现了自主飞行.另外,以色列航空工业公司正在进行 NRUAV(navy rotary unmanned aerial vehicle)的研制,美国西科斯基飞机公司正在进行无人黑鹰直升机的研制,意大利阿·韦公司正在进行 RUAV(rotorcraft unmanned aerial vehicle)的研制.相比较而言,中国对无人直升机的研究起步较晚.在“七五”、“八五”期间,才开始重视无人直升机技术的发展^[8],而大型无人直升机的发展更是缓慢.目前中国见诸报道的最大的无人直升机是潍坊天翔航空工业有限公司的 V750,它属于中型无人直升机,已于 2011 年 5 月实现首飞,但 V750 无人直升机无论是自主能力还是有效载荷均与国外大中型无人直升机有较大差距.

北京航空航天大学在“十一五”期间,开始研制某大型无人直升机(下文统称某型无人直升机).为了实现某型无人直升机的自主起飞,一个关键的科目就是离合器的自动接合.目前对于离合器动力接入过程中的控制研究较少,主要集中在离合器接合完毕后的动力学特性研究^[9-10].在作者的前期工作中,研制了一套离合器控制系统,实现了离合器的自动接合^[11-12],但是该系统中所提及的控制方法未进行慢接合控制,接合品质不高.为了克服该控制方法的不足,本文将通过系统的分析,提出离合器理想的接合方式,改进控制方法,并进行实验验证.

1 操纵原理及要求

1.1 离合器操纵机构及工作过程

直升机传动系统中一般安装有两个离合器,即起动离合器和自转离合器^[13].自转离合器允许

发动机出现故障时传动系统自由运转,保证旋翼和尾桨继续旋转^[14-15],该功能由机械机构自动实现.起动离合器实现传动系统的接入与退出,以接通或切断发动机功率传递,该功能通过手动遥控实现或电子系统自动实现.本文所提及的离合器控制即起动离合器的控制.

在某型无人直升机设计中,起动离合器的功能通过控制一个张紧轮的张紧力来实现.当发动机起动时,松开张紧轮,由于传动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,系统开始工作,如图 1 所示.张紧轮通过一个电动机构带动张紧轮支架来控制^[13].

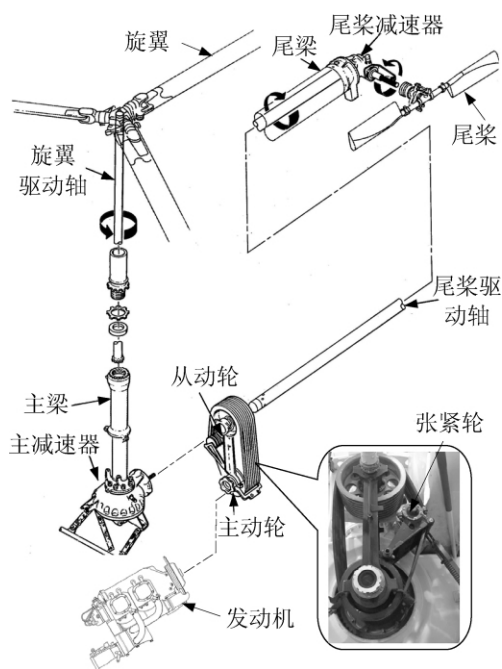


图 1 离合器操纵机构

Fig. 1 Clutch manipulative mechanism

离合器接合过程可以分为 3 个阶段:跳动阶段($t < t_1$)、张紧阶段($t_1 \sim t_3$)及同步阶段($t > t_3$),如图 2 所示.跳动阶段主要是消除离合器的空行程,传动带初拉力 F_0 为零、易跳动,离合器上基本不产生摩擦力矩,无扭矩输出;张紧阶段离合器空行程已经消除,传动带逐渐张紧,初拉力 F_0 大于 0 且逐渐增加,摩擦力矩相应增长并通过从动轮驱动传动系统加速;同步阶段主、从动轮按传动比同步传动,传动带与主、从动轮之间基本无滑动,初拉力 F_0 将达到最大,摩擦力矩与传动系统阻力矩和加速力矩对应.

1.2 离合器动力学分析

张紧阶段的离合器处于滑摩状态,离合器接

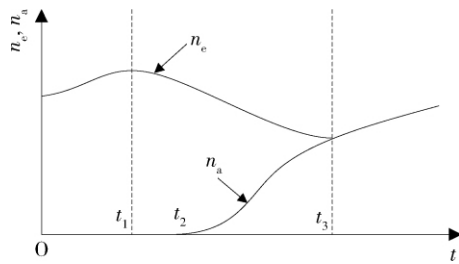


图2 离合器接合过程示意图

Fig. 2 Clutch engagement process schematic diagram

合过程中的动力学关系如下:

$$M_e - M_{c1} = I_e \frac{d\omega_e}{dt} \quad (1)$$

$$M_{c2} - M_{fc} = I_c \frac{d\omega_c}{dt} \quad (2)$$

同步阶段的离合器主、从动轮按一个传动比传动,可视为一个整体,此时有 $\omega_e = i_c \omega_c$. 离合器接合力关系如下:

$$i_c M_e - M_{fc} = (i_c^2 I_e + I_c) \frac{d\omega_c}{dt} \quad (3)$$

式(1)~式(3)中 M_e 为发动机扭矩; M_{c1} 为主动轮摩擦力矩; M_{c2} 为从动轮摩擦力矩, $M_{c2} = M_{c1} i_c$; M_{fc} 为阻力矩,主要是旋翼转动动力矩 M_f 转化到从动轮的力矩值, $M_{fc} = M_f / i_t$; I_e 为发动机转动惯量; I_c 为与从动轮相连的传动系统、旋翼及尾桨转换至从动轮的当量惯量; ω_e 为发动机角速度(即离合器主动轮角速度); ω_c 为离合器从动轮角速度; i_c 为带传动比; i_t 为主减速器传动比.

由文献[16]可推出

$$M_{c1} = 2F_0 r_1 \frac{1 - 1/e^{\mu\alpha}}{1 + 1/e^{\mu\alpha}} \quad (4)$$

$$M_{c2} = 2F_0 r_2 \frac{1 - 1/e^{\mu\alpha}}{1 + 1/e^{\mu\alpha}} \quad (5)$$

式(4)~式(5)中 r_1 为主动轮半径; r_2 为从动轮半径; α 为包角; μ 为摩擦系数.

由式(4)~式(5)可知,在张紧阶段,摩擦力矩由初拉力 F_0 确定. 对于该离合器系统主要是通过控制张紧轮的张紧度来控制初拉力,进而控制离合器所传递的扭矩来实现离合器的控制.

由文献[17]可知,旋翼转动动力矩 M_f 可由下式获得:

$$M_f = C_M \rho n_r^2 D^5 \quad (6)$$

式(6)中 C_M 为旋翼转矩系数; ρ 为空气密度; n_r 为旋翼转速; D 为旋翼直径.

在离合器接合阶段,直升机的总矩最小,以避

免离合器接合过程中的大负载,即此时 C_M 较小;且该阶段旋翼转速 n_r 较小,故由式(6)可知,旋翼转动动力矩在该阶段值较小. 在后续分析中,可忽略 M_f 的影响.

1.3 离合器接合过程对平稳性的影响

离合器接合过程中,若控制不当,则对减速器冲击较大,接合不平稳. 由于减速器在传动系统中的关键作用,且维修时间及成本过高,因此在离合器接合控制中,冲击作为主要考虑因素.

参考汽车起步阶段的评价指标^[18],引入冲击度的概念. 所谓冲击度,即旋翼角加速度的变化率,用 j 表示. 它可由旋翼角加速度 α 的一阶求导得到

$$j = \frac{d\alpha}{dt} \quad (7)$$

旋翼角加速度与从动轮角加速度有关,即

$$\alpha = \frac{d\omega_r}{dt} = \frac{1}{i_t} \frac{d\omega_c}{dt} \quad (8)$$

式(8)中 ω_r 为旋翼角速度.

各阶段冲击度的分析如下:

1) 跳动阶段: $\omega_c = 0, j = 0$.

2) 张紧阶段前期($t_1 \sim t_2$): $\omega_c = 0, j = 0$.

3) 张紧阶段后期($t_2 \sim t_3$): 忽略阻力矩影响,

$j = \frac{1}{i_t I_c} \cdot \frac{dM_{c2}}{dt}$, 即该阶段冲击度主要取决于摩擦力矩的变化,为了减少冲击度,要求摩擦力矩平稳增长,避免剧烈变动.

4) 同步阶段: $j = \frac{i_c}{i_t(i_c^2 I_e + I_c)} \cdot \frac{dM_e}{dt}$, 此时

冲击度取决于发动机动态特性,与离合器控制无关.

1.4 离合器接合过程对传动带寿命的影响

带传动的主要失效形式为过载打滑和传动带的疲劳破坏^[16]. 离合器接合过程中,由于滑动摩擦,使离合器温度升高、磨损增加、寿命降低^[18-19]. 与减速器相比,传动带的维修时间及成本相对较低,所以在离合器接合控制中,寿命损耗作为次要考虑因素.

参考汽车起步阶段的评价指标,引入滑摩功的概念. 滑摩功反映了离合器在接合过程中有多少机械能转化成热能,用 W 表示. 滑摩功越大意味着变成热能的数量愈多,磨损也就越严重^[18].

由 1.1 节可知,滑摩功主要由张紧阶段引起.

张紧阶段前期($t_1 \sim t_2$)

$$W_1 = \int_{t_1}^{t_2} M_{c1} \omega_e dt \quad (9)$$

张紧阶段后期 ($t_2 \sim t_3$)

$$W_2 = \int_{t_2}^{t_3} M_{cl} \left(\omega_e - \frac{v_s}{r_1} \right) dt + \int_{t_2}^{t_3} M_{c2} \left(\frac{v_s}{r_2} - \omega_c \right) dt = \int_{t_2}^{t_3} M_{cl} (\omega_e - i_c \omega_c) dt \quad (10)$$

式(10)中 v_s 为传动带的速度。

1.3 节中对冲击度的要求确定了摩擦力矩的变化规律,由式(9)、式(10)可知,为了减少滑摩功,提高传动带寿命,应在满足摩擦力矩变化的前提下,加快离合器接合。

1.5 控制要求

根据前述分析,为了提高离合器的接合品质,离合器的控制要求是:

- 1) 离合器接合要平顺、柔和,避免在传动系统中产生过大的冲击载荷。
- 2) 离合器的使用寿命要长,尽量减小离合器的磨损。

2 控制方法

2.1 控制参数的选择

由前述分析可知:摩擦力矩的变化直接影响到离合器接合过程中的冲击度和滑摩功,因此作为控制量最直接。而在某型无人直升机中,并未有可用的扭矩传感器。本离合器控制方法基于无人直升机已有传感器进行设计,某型无人直升机对发动机转速 n_e (即离合器主动轮转速) 及离合器从动轮转速 n_c 进行了采集^[20]。由式(1)~式(3)可知,发动机扭矩、摩擦力矩及阻力矩的变化最终反映在 n_e 及 n_c 的变化上。在实际使用中,发动机转速及离合器从动轮转速的采样精度及采样周期基本满足离合器的控制需求,故选取 n_e 及 n_c 作为控制方法的基本输入参数。

在实际控制算法中,为了简化运算及表述直观,以从动轮修正转速 n_a 及发动机与从动轮修正转速差 n_{ca} 作为控制参数。控制参数与基本输入参数的关系如下:

$$n_a = i_c n_c \quad (11)$$

$$n_{ca} = n_e - n_a \quad (12)$$

由第 1 章的分析可知:只要控制得当,使 n_a 及 n_{ca} 合理变化,就可实现离合器的平稳接合,并减少其磨损,期望的转速变化曲线如图 3 所示。

2.2 控制算法

由 1.3 节及 1.4 节分析可知:在跳动阶段及

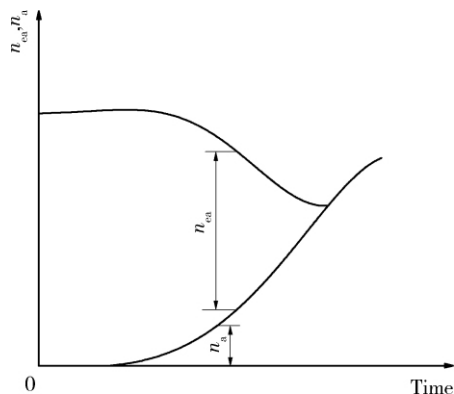


图 3 理想转速曲线

Fig. 3 Ideal rotating speed curves

张紧阶段前期,冲击度为 0,为了减少滑摩功,离合器应快速接合,此时以离合器最快速度接合;在张紧阶段后期,为了减少冲击度,需要控制离合器接合速度,此时需慢速接合;在同步阶段,离合器的控制对冲击度及滑摩功均无影响,为了提高无人直升机响应作战任务的速度,此时应以离合器最快速度接合。即离合器的接合过程归纳为“快-慢-快”3 个阶段,阶段间的转变通过 n_a 及 n_{ca} 识别。

由此可知:张紧阶段后期为该离合器控制的重点,该阶段采用闭环控制。另外两个阶段均采用开环控制,与原控制方法相同。闭环控制阶段输入参数是发动机转速和从动轮转速,一期控制目标是 n_a 的增长速度与期望值相同,二期控制目标是 n_{ca} 的减小速度与期望值相同。根据从动轮修正转速 n_a 是否超过设定值进行一、二期控制目标的转换。由于在控制算法上有 n_a 和 n_{ca} 期望值的限制,因此冲击度可得到有效控制。

由于该阶段离合器的接合速度很慢,在实际控制中很难做到电机在低转速下的匀速运动^[21-22]。且在无人直升机控制中,转速的测量是通过中断来实现的,当旋翼转速很低时,相应的转速测量时间也就长^[20]。因此在控制过程中,可能会出现采样周期大于控制周期的结果。这两个实际问题决定了采用常规的通过改变 PWM (pulse width modulation) 波形的方法控制电机的方案是不可行的,故采用控制电机在控制周期内运转时间的方法来实现,在运转时间内的电机转速固定^[21-22]。

控制周期内电机的运转时间通过模糊控制器计算得到。该模糊控制器以 PID (比例-积分-微分) 运算值和从动轮修正转速作为输入量,电机的运转时间作为输出量,模糊控制示意图如图 4 所示。

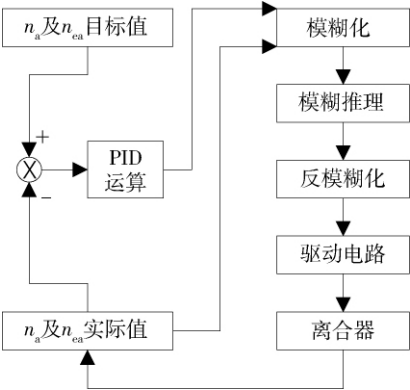


图 4 模糊控制示意图

Fig. 4 Fuzzy control schematic diagram

分别对输入量及输出量进行模糊化设计。
PID 运算值 U 的物理论域为 $[-24, 24]$, 模糊论域设为 $\{-4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4\}$. 模糊子集分别为: NB(负大), NM(负中), NS(负小), Z(零), PS(正小), PM(正中), PB(正大).

从动轮修正转速 n_a 的物理论域为 $[0, 1600]$, 模糊论域设为 $\{0, 1, 2, 3, 4, 5\}$. 模糊子集分别为: VS(很小), S(小), M(中), B(大), VB(很大).

控制输出量 T 的物理论域为 $[-20, 20]$, 正、负号分别对应电机的正、反转. 模糊论域设为 $\{-4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4\}$. 模糊子集分别为: NB(负大), NM(负中), NS(负小), Z(零), PS(正小), PM(正中), PB(正大).

在工程应用中, 应用较多的是三角形隶属函数和高斯型隶属函数. 三角形隶属函数虽然在响应速度方面略快于高斯隶属函数, 但不够平滑, 故最终选用高斯型隶属函数作为各输入输出变量的隶属函数^[23].

根据上述离合器接合的特点, 定义模糊控制规则如表 1 所示.

表 1 模糊控制规则表

Table 1 Fuzzy control rules

n_a	U						
	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
T							
VS	NS	Z	Z	Z	Z	Z	PS
S	NS	NS	Z	Z	Z	PS	PS
M	NM	NS	NS	Z	PS	PS	PM
B	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
VB	NB	NB	NM	Z	PM	PB	PB

模糊推理采用 Mamdani 法, 反模糊化采用重心法, 计算公式如下:

$$u^* = \frac{\sum_{i=1}^n u(x_i) x_i}{\sum_{i=1}^n u(x_i)} \tag{13}$$

其中 $u(x_i)$ 为 x_i 处的隶属度.

3 试验验证

3.1 评价指标

离合器的接合品质如何评价, 对于控制方法的研究是至关重要的. 基于第 1 章的分析, 选取冲击度及滑摩功作为离合器接合品质的评价指标, 即冲击度、滑摩功越小, 接合品质越高.

由式(7)~式(8)、式(11)可得

$$j = \frac{\pi}{30i_t i_c} \frac{d^2 n_a}{dt^2} \tag{14}$$

因此, 利用离合器接合过程中采集到的从动轮修正转速曲线, 即可得到冲击度曲线. 将式(14)进一步简化, 得到当量冲击度 j_d

$$j_d = \frac{d^2 n_a}{dt^2} \tag{15}$$

由 2.1 节可知, 实际应用中并无法测定摩擦力矩, 摩擦力矩值的确定由式(2)推导

$$M_{c2} = I_c \frac{d\omega_c}{dt} \tag{16}$$

在式(16)的推导中, 按照 1.2 节的分析, 忽略了阻力矩的影响.

由式(9)~式(12)、式(16)可得

$$W_1 = \frac{I_c \pi^2}{900 i_c^2} \int_{t_1}^{t_2} n_e \frac{dn_a}{dt} dt \tag{17}$$

$$W_2 = \frac{I_c \pi^2}{900 i_c^2} \int_{t_2}^{t_3} n_{ea} \frac{dn_a}{dt} dt \tag{18}$$

因此, 利用离合器接合过程中采集到的转速数据, 即可得到滑摩功. 将式(17)~式(18)进一步简化, 得到当量滑摩功 W_d

$$W_d = W_{d1} + W_{d2} = \int_{t_1}^{t_2} n_e \frac{dn_a}{dt} dt + \int_{t_2}^{t_3} n_{ea} \frac{dn_a}{dt} dt \tag{19}$$

显然, 当量冲击度及当量滑摩功与真实数值有较大的差别, 但是对于结构参数已定的离合器来说, j_d 及 W_d 已经可以反映真实的控制效果. 在后续控制效果的验证中, 将以当量冲击度及当量滑摩功作为评价指标.

3.2 试验结果

在某型无人直升机上分别进行原控制方法和

改进控制方法的离合器接合试验。

原控制方法的接合时间为 64 s, 最大当量冲击度 $|j_d|$ 为 544, 当量滑摩功为 3.89×10^7 , 原控制方法的试验结果见图 5~图 6。由图 6 可知: 最大当量冲击度出现在张紧阶段的初期, 由于此时没有及时控制住离合器的接合速度, 导致传动系统内冲击载荷过大。

改进控制方法的接合时间为 45 s, 最大当量冲击度 $|j_d|$ 为 163, 当量滑摩功为 1.59×10^7 , 改进控制方法的试验结果见图 7~图 8。由图 8 可知: 采用改进控制方法后, 传动系统的冲击载荷在一个较低的范围内变化。

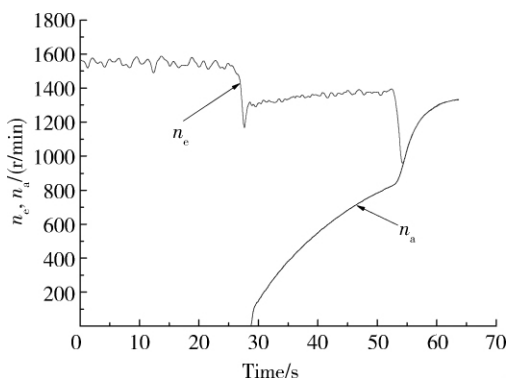


图 5 原控制方法转速曲线

Fig. 5 Rotating speed curves of former control method

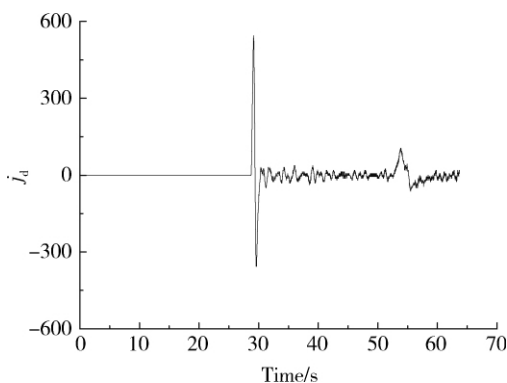


图 6 原控制方法当量冲击度

Fig. 6 Equivalent jerk of former control method

对比 2 种方法的试验结果可知: 采取了改进控制方法后, 接合时间缩短了 $1/3$ 左右, 最大当量冲击度减少了 $2/3$ 以上, 当量滑摩功减少了 $1/2$ 以上。由此可知: 改进控制方法有效的降低了传动系统的冲击载荷, 提高了离合器的使用寿命。同时接合时间的缩短, 有效的提高了无人直升机响应

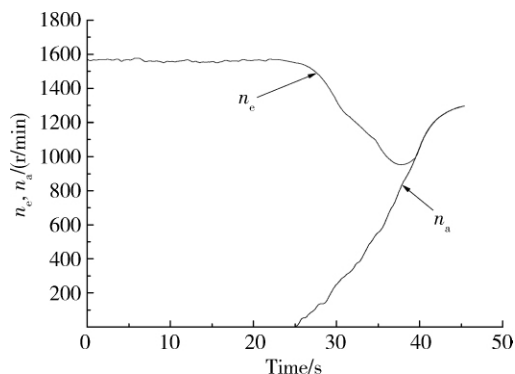


图 7 改进控制方法转速曲线

Fig. 7 Rotating speed curves of improved method

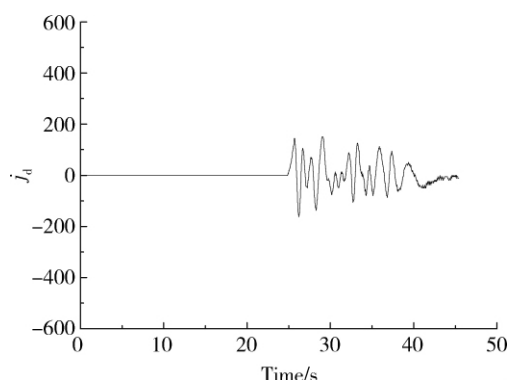


图 8 改进控制方法当量冲击度

Fig. 8 Equivalent jerk of improved control method

作战任务的速度。上述分析说明改进控制方法满足了本文开篇提到的离合器控制要求。

4 结 论

针对原控制方法的不足, 对其改进形成了基于理想转速曲线的控制方法。试验结果表明: 改进的控制方法有效地改善了离合器的接合品质, 使得传动系统可以快速、平稳的接入, 解决了原控制方法的不足, 为某型无人直升机的自主起飞打下了坚实的基础。另外, 本文中提到的离合器接合评价指标, 可以在其它无人直升机设计中使用, 为离合器接合控制方法的优化提供依据。

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 technol-

- ogies of VTOLUAVs [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] 周建军, 陈超, 崔麦会. 无人直升机的发展及其军事应用[J]. 航空科学技术, 2003(1): 38-40.
ZHOU Jianjun, CHEN Chao, CUI Maihui. Development and military application of unmanned helicopters[J]. Aeronautical Science & Technology, 2003(1): 38-40. (in Chinese)
- [5] 王琦, 刘勇, 徐世录. 无人直升机的装备概况与发展[J]. 舰船电子工程, 2009, 29(1): 28-33.
WANG Qi, LIU Yong, XU Shilu. Equipment overview and development of the unmanned helicopters[J]. Ship Electronic Engineering, 2009, 29(1): 28-33. (in Chinese)
- [6] 何天鹏, 曾洪江. 无人直升机研制新进展[J]. 飞航导弹, 2009(11): 42-45.
HE Tianpeng, ZENG Hongjiang. New progress in research on unmanned helicopter[J]. Winged Missiles Journal, 2009(11): 42-45. (in Chinese)
- [7] 欧阳龙春, 侯振宇, 冯仕怀, 等. 军用无人直升机的发展现状及趋势[J]. 航空科学技术, 2011(2): 9-11.
OUYANG Longchun, HOU Zhenyu, FENG Shihuai, et al. Development status and trends of unmanned military helicopters[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(2): 9-11. (in Chinese)
- [8] 盛守照, 王道波, 姜斌, 等. 一种无人直升机自动起降控制策略[J]. 航空学报, 2010, 31(2): 363-366.
SHENG Shouzhao, WANG Daobo, JIANG Bin, et al. Autonomous takeoff and landing control strategy for unmanned helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(2): 363-366. (in Chinese)
- [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] 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.
- [12] 窦小明, 周尧明. 基于 VxWorks 的无人直升机离合器自动接合系统设计[J]. 测控技术, 2012, 31(1): 83-86.
DOU Xiaoming, ZHOU Yaoming. Design of unmanned helicopter clutch auto-engaging based on VxWorks[J]. Measurement & Control Technology, 2012, 31(1): 83-86. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] Kish J. Advanced rotorcraft transmission (ART) program Status[C]//Proceedings of the 27th Joint Propulsion Conference. Washington D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991: 1-9.
- [15] Henry Z S. Advanced rotorcraft transmission (ART) - component test results[C]//Proceedings of the 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Washington D. C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992: 1-12.
- [16] 罗善明, 余以道, 郭迎福, 等. 带传动理论与新型带传动[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [17] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [18] 葛安林, 吴锦秋, 郭万富. 离合器最佳接合规律的研讨[J]. 汽车工程, 1988(2): 54-65.
GE Anlin, WU Jinqu, GUO Wanfu. Research on optimizing engaged-schedule of clutch[J]. Automotive Engineering, 1988(2): 54-65. (in Chinese)
- [19] 李晋善. 离合器的抗磨损设计[J]. 机械设计与研究, 1996(3): 41-43.
LI Jinshan. Clutch wear resistance design[J]. Journal of Machine Design and Research, 1996(3): 41-43. (in Chinese)
- [20] ZHOU Yaoming, XU Hongzhe, ZHANG Lei, et al. Dual-redundancy smart rotating speed sensor design for unmanned helicopter[C]//Proceedings of the 2011 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Piscataway: IEEE, 2011: 1424-1429.
- [21] 席军强. 无刷电机驱动的自动离合器及其控制策略研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2001.
XI Junqiang. Research on auto-clutch driven by brushless motor and control strategy [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2001. (in Chinese)
- [22] 何忠波, 席军强, 陈慧岩, 等. 电机驱动式自动离合器起步控制试验研究[J]. 农业机械学报, 2003, 34(6): 25-29.
HE Zhongbo, XI Junqiang, CHEN Huiyan, et al. Experimental research on starting control of an auto-clutch driven by electromotor[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2003, 34(6): 25-29. (in Chinese)
- [23] 徐男. 自动离合器接合规律及控制系统的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
XU Nan. Study on the engaging law and control system of the automatic clutch[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)