

文章编号: 1000-8055(2010)01-0208-05

一种无人直升机的双发动机控制策略

盛守照, 王道波, 姜 斌, 赵 超
(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

摘 要: 针对某无人直升机双发动机控制问题, 提出两台发动机采用并联控制方式使其输出功率保持一致, 利用两个发动机转速较高者替代旋翼转速作为转速反馈信号, 提高旋翼转速的平稳性, 并给出了影响旋翼转速平稳性的两个主要扰动因素总距和前飞速度的前馈补偿控制量的试验测量和计算方法; 进一步利用两个发动机缸头温度差对其控制量进行差动补偿, 从而使得两个发动机的输出功率趋于一致, 提高传动系统的平稳性, 抑制机身扭振。最后, 通过地面系留试验和试飞试验验证了该控制策略的可行性和有效性。

关 键 词: 双发动机控制; 无人直升机; 前馈补偿; 扭矩平衡; 系留试验

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Dual engine control strategy for an unmanned helicopter

SHENG Shou-zhao, WANG Dao-bo, JIANG Bin, ZHAO Chao

(College of Automation Engineering,

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

Abstract: This paper discussed the dual engine control strategy for an unmanned helicopter. The parallel control for two engines to keep their output power consistent was presented, and the method of improving the stability of the helicopter rotor speed was discussed by using the higher rotation speed of two engines instead of the helicopter rotor speed as feedback signal. Furthermore, the test measurement and computation methods of the feed-forward compensation control quantity of collective and flight speed were given, showing two major factors affecting the stability of helicopter rotor speed. On this basis, two engines' cylinder temperature difference was used to differentially compensate the two engine control quantity, so that the two engines output power and the driven system was further improved, and the helicopter torsion was enormously reduced. Finally, its feasibility and effectiveness were verified through hitching tests on the ground and flight tests.

Key words: dual engine control; unmanned helicopter; feed-forward compensation; torque balance; hitching tests

针对某无人直升机小型化和大任务载荷需求, 及其自身构造的特殊性, 动力系统配置双活塞式航空发动机, 分别经单向离合器和减速器驱动旋翼。当前, 国内外绝大多数无人直升机都采用单发动机配置, 其发动机转速控制策略已比较成

熟^[1-5], 然而国内尚缺少双发动机配置的小型无人直升机设计经验, 特别地, 旋翼转速的波动和双发动机的功率不匹配容易诱发机体扭振, 这对直升机机体具有很大的破坏性。因此, 其旋翼转速的平稳控制, 尤其是双发动机的功率匹配是该类型无

收稿日期: 2008-12-13; 修订日期: 2009-02-26

基金项目: 国家自然科学基金(90816023); 航空科学基金(2007ZC52039)

作者简介: 盛守照(1977-), 男, 安徽庐江人, 副教授, 博士, 主要从事无人机飞行控制和智能控制研究。

人直升机控制系统设计的难点之一。

本文就此提出一种有效的无人直升机双发动机控制策略,在实现旋翼转速平稳控制的前提下,确保双发动机的功率匹配,并通过地面系留和试飞试验验证了该控制策略的可行性和有效性。

1 无人直升机双发动机并车控制方法

图 1 为某无人直升机双发动机并车控制系统示意图,包括转速稳定控制器、风门舵机、发动机、传动机构和旋翼,两台发动机经单向离合器带动减速齿轮驱动旋翼。其中 n_d , n_r , n_b 分别为设定转速,旋翼转速和主反馈信号, Δn 为转速偏差, u_1 , u_2 分别为两个风门舵机控制量, T_1 , T_2 分别为发动机 1 和发动机 2 输出扭矩, N 为旋翼负载扰动。转速控制器通过调节两个发动机的风门舵机以确保无人直升机起飞后 n_r 保持恒定。

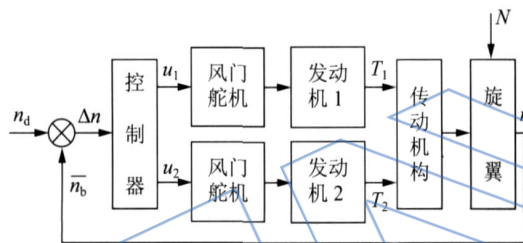


图 1 无人直升机双发动机并车控制系统

Fig. 1 Dual engine parallel operation control system

一方面,考虑到两台发动机通过单向离合器带动减速齿轮驱动旋翼,且为同一构型,因此两台发动机采用并联控制方式有利于其输出功率保持一致。即

$$u_1 = u_2 = u \quad (1)$$

其中 u 代表控制器输出。

另一方面,由于转速传感器采用频率电压转换方式,而 n_r 相对较小,即频率较低,导致其测量传感器输出纹波较大,采用滤波器平滑又引起测量信号滞后,因此,直接采用 n_r 闭环控制会引起其纹波较大,影响飞行品质和安全。考虑到发动机输出经减速后驱动旋翼,减速比为 $\gamma (\ll 1)$,相对于 n_r 来说, n_1 , n_2 为旋翼转速的 γ 倍,因此,若采用 n_1 , n_2 替代 n_r 作为系统的主反馈信号会降低传感器输出纹波的影响,提高 n_r 的平稳性。但双发动机控制又不同于单发动机控制可直接利用发动机转速表示 n_r ,由于两台发动机经单向离合器

带动减速齿轮驱动旋翼,而非完全刚性连接,因此可取

$$n_b = \frac{\max(n_1, n_2)}{\gamma} \quad (2)$$

转速控制器设计应确保无人直升机起飞后旋翼转速保持恒定,它属于恒值控制系统,在旋翼负载一定的情况下,转速稳定控制器含有 PI(proportion integration) 控制策略

$$u_c(t) = k_p \cdot \Delta n + k_i \cdot \int \Delta n \cdot dt \quad (3)$$

其中 k_p , k_i 为控制器系数。

但无人直升机在实际飞行过程中,旋翼负载随飞行模态不断发生变化,这种变化可归结为旋翼负载扰动 N 的影响,因此仅依靠单一 PI 控制难以达到保证旋翼转速平稳性的要求,这需要转速控制器能够根据 N 对风门舵机控制量进行前馈补偿,记为 u_N ,则总的转速控制器输出

$$u = u_c + u_N \quad (4)$$

2 u_N 的计算方法

然而,前馈补偿控制的前提是 N 的可测量,文献[1]给出直升机的旋翼负载模型,实际上,通过理论计算建立直升机的旋翼负载的具体模型非常困难,且往往与实际飞行差别又较大。因此,为了方便起见,考虑影响 N 的主要因素总距 P 和前飞速度 V 。由于环境温度 t_c 引起大气密度的变化而间接影响负载变化,且 $n_r \gg V$,因此, t_c 对 P 引起的负载变化要远大于对 V 引起的负载变化,认为

$$u_N \approx u_P(P, t_c) + u_V(V) \quad (5)$$

转速控制器根据上述规律对风门舵机控制量进行前馈补偿,抑制 P 和 V 引起的负载扰动的影响以提高旋翼转速的平稳性。

由于 $u_P(P, t_c)$ 是关于 P 和 t_c 的二维非线性函数,为了降低控制器的计算量,提出采用如下方法估计 $u_P(P, t_c)$:

在一年中不同环境温度 t_c 下,通过无人直升机地面系留试验,在确保旋翼转速恒定的前提下,变化总距 P ,获得 $u_P(P, t_c)$ 在不同环境温度 t_c 和总距 P 下的值,记为

$$U_P = \{u_P(P_i, t_{c,j})\}_{i=1,2,\dots,m}^{j=1,2,\dots,n}$$

其中 $P_i < P_{i+1}$, $t_{c,j} < t_{c,j+1}$ 。

当 $P \in [P_i, P_{i+1}]$, $t_c \in [t_{c,j}, t_{c,j+1}]$,则利用如

下加权形式估计:

$$\begin{aligned} \hat{u}_P(P, t_c) = & \lambda_{i,j} \cdot u_P(P_i, t_{c,j}) + \lambda_{i,j+1} \cdot u_P(P_i, t_{c,j+1}) + \\ & \lambda_{i+1,j} \cdot u_P(P_{i+1}, t_{c,j}) + \lambda_{i+1,j+1} \cdot u_P(P_{i+1}, t_{c,j+1}) \end{aligned} \quad (6)$$

根据边界约束,取

$$\begin{cases} \lambda_{i,j} = \alpha\beta \\ \lambda_{i,j+1} = (1 - \alpha)\beta \\ \lambda_{i+1,j} = \alpha(1 - \beta) \\ \lambda_{i+1,j+1} = (1 - \alpha)(1 - \beta) \end{cases} \quad (\alpha, \beta \leq 1) \quad (7)$$

其中 α, β 是关于 P, t_c 的函数,其始端和终端约束为

$$\begin{cases} \alpha(P, t_c) \big|_{P=P_i} = 1, & \alpha(P, t_c) \big|_{P=P_{i+1}} = 0 \\ \beta(P, t_c) \big|_{t_c=t_{c,j}} = 1, & \beta(P, t_c) \big|_{t_c=t_{c,j+1}} = 0 \end{cases}$$

由于实际飞行时 P 的变化范围不超过 5° ,且 t_c 对负载变化的影响较平缓,因此,只要地面系留试验时选取 U_P 的元素容量 $m \times n$ 适当且分布均匀,当 $P \in [P_i, P_{i+1}]$, $t_c \in [t_{c,j}, t_{c,j+1}]$,可简单地取

$$\begin{cases} \alpha(P, t_c) = \frac{P_{i+1} - P}{P_{i+1} - P_i} \\ \beta(P, t_c) = \frac{t_{c,j+1} - t_c}{t_{c,j+1} - t_{c,j}} \end{cases} \quad (8)$$

设 $U_V = \{u_V(V_i)\}_{i=1}^q$,其中 $V_i < V_{i+1}$.然而,这里无法通过地面系留试验获得 U_V ,因此 $u_V(V)$ 的估计必须通过试飞试验获得一定的样本数据,初始化 $U_V = \emptyset$,设定前飞速度 V ,采取如下方法获得 U_V 并估计 $u_V(V)$:

1) 若存在 $u_V(V_i) \in U_V$, $u_V(V_{i+1}) \in U_V$,且 $V \in [V_i, V_{i+1}]$,则利用如下形式估计:

$$\hat{u}_V(V) = \eta \cdot u_V(V_i) + (1 - \eta) \cdot u_V(V_{i+1}) \quad (9)$$

其中 η 始端和终端约束为

$$\begin{cases} \eta(V) \big|_{V=V_i} = 1, \\ \eta(V) \big|_{V=V_{i+1}} = 0 \end{cases} \quad (10)$$

同样地,只要试飞时选取 U_V 的元素容量适当且分布均匀,就可简单地取

$$\eta(V) = \frac{V_{i+1} - V}{V_{i+1} - V_i} \quad (11)$$

2) 若存在 $u_V(V_i) \in U_V$,且 $V \geq V_i$,但不存在 $u_V(V_{i+1}) \in U_V$,且 $V \leq V_{i+1}$,则先选取

$$\hat{u}_V(V) = u_V(V_i)$$

在这种情况下,为了保证飞行安全, V 的变化,即飞行加速度应尽可能小,以确保 n_r 波动较小.当

V 达到设定值时,取

$$u_V(V) = u - u_P(P, t_c) \quad (12)$$

加入集合 U_V 中.

由此获得的控制量不仅能很好地抑制总距 P 和前飞速度 V 的变化对旋翼转速的影响,PI 控制还能有效抑制风速等其他次要扰动因素的影响.

3 提高双发动机输出扭矩平衡的改进策略

采用双发并联控制一方面有利于提高两台发动机输出扭矩的一致性,另一方面转速控制器采用式(4)的控制策略提高了旋翼转速的平稳性.但若两台发动机特性有所差别时,双发并联还会存在两台发动机输出扭矩的不平衡问题,输出扭矩较小的发动机容易与单向离合器电开,而这又导致其负载减小,转速上升,而另一台发动机负载增大,转速下降,间或导致输出扭矩较小的发动机与离合器又结合,从而引起间歇性的冲击,试验表明这种间歇冲击容易诱发无人直升机的机体扭振,并促使 n_r 产生较大波动,这对机体尤其是无人直升机飞行安全带来很大的隐患.为此势必要解决两台发动机输出扭矩的不平衡导致的机体扭振问题.

解决两台发动机的输出扭矩平衡完全可以采用扭矩闭环的控制策略,然而这不仅增加两台扭矩传感器,也给其安装和设计带来很大困难,增加系统的研制成本.本文采用一种简单的替代方法,设 t_1, t_2 分别为两台发动机的缸头温度,由于活塞式航空发动机的缸头温度随输出扭矩的增加而增加,因此,可以近似利用 t_1, t_2 替代 T_1, T_2 的关系,并构成扭矩平衡补偿器

$$u_{\Delta t}(t) = k_{Tp} \cdot \Delta t + k_{Tn} \cdot \int t \cdot dt \quad (13)$$

其中 $\Delta t = t_1 - t_2$, k_{Tp}, k_{Tn} 为控制器系数.考虑到扭矩平衡补偿器的辅助作用,实际应用时对 $u_{\Delta t}(t)$ 进行限幅.此时,发动机 1 和发动机 2 的风门舵机的控制量分别为

$$\begin{cases} u_1 = u - u_{\Delta t} \\ u_2 = u + u_{\Delta t} \end{cases} \quad (14)$$

如图 2 所示,以双发并联控制为主,以利用两个发动机缸头温度差对控制量进行相应的差动补偿为辅,从而使得两个发动机的输出功率趋于一致,提高传动系统的平稳性,抑制机身扭振.

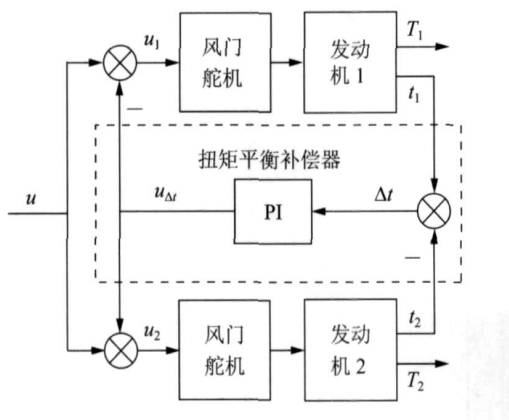


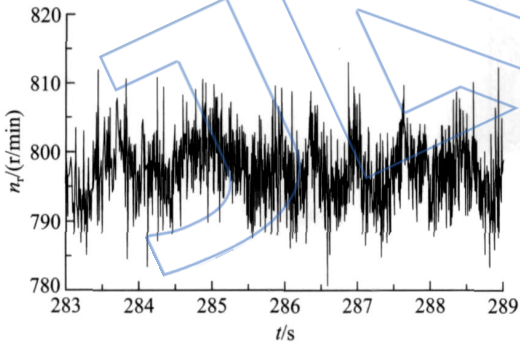
图 2 双发动机并车控制扭矩补偿策略

Fig. 2 Compensation control strategy of torque

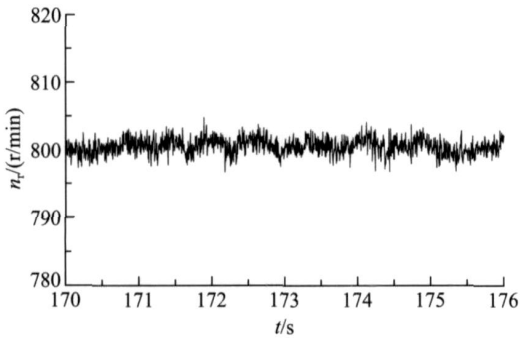
4 系留和试飞试验结果

针对某双发无人直升机转速控制系统,在地面系留和试飞试验时,旋翼额定转速为 800 r/min.

图 3(a),(b) 为地面系留试验时采用发动机转速反馈和扭矩补偿前后的旋翼转速对比曲线,从图中可以看出,未采用发动机转速反馈和扭矩补偿时, n_r 波动接近 ± 20 r/min;而采用发动机转速反馈和扭矩补偿时, n_r 波动在 ± 5 r/min 范围



(a) 未采用发动机转速反馈和扭矩补偿

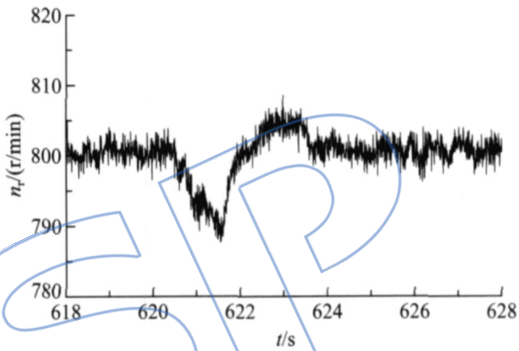


(b) 采用发动机转速反馈和扭矩补偿

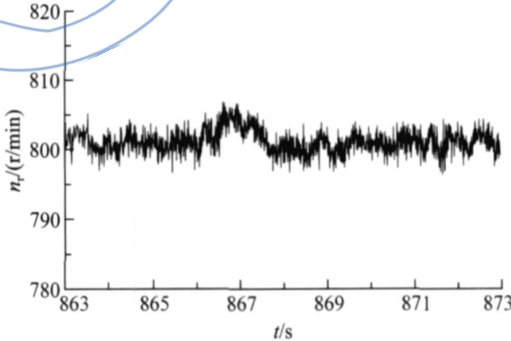
图 3 采用发动机转速反馈和扭矩补偿前后的旋翼转速
Fig. 3 Comparison diagram of helicopter rotor rotate speed using engine rotate speed feedback and compensation control of torque

内,对比试验记录数据还表明,两台发动机缸头温度差 $|\Delta t| < 20\text{ }^{\circ}\text{C}$,采用这种策略不仅显著提高了 n_r 的平稳性,还大大降低了由于发动机系统引起的机体扭振现象,提高了系统可靠性.

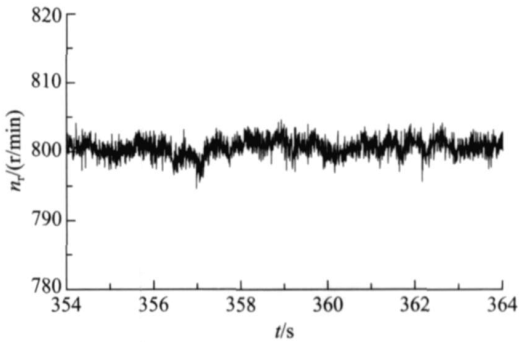
图 4(a),(b),(c) 为采用总距和前飞速度补偿前后的旋翼转速对比曲线. 其中图 4(a) 为地面系留试验时操纵手在 620.3 s 时刻操纵总距杆, P 由 7° 增加到 8° 后再恢复到 7° ,由图可见,在未采用总距补偿情况下, P 变化对 n_r 的影响较大;图 4(b) 为试飞试验时在 866.1 s 时刻发送前飞指令, $V = 15\text{ m/s}$,飞行模态由悬停转换到前飞,图中



(a) 未采用总距补偿



(b) 未采用前飞速度补偿



(c) 总距和前飞速度补偿后(前飞过程爬升)

图 4 采用总距和前飞速度补偿前后的旋翼转速
Fig. 4 Comparison diagram of helicopter rotor rotate speed using compensation control of collective and flight speed

曲线表明, V 的变化对 n_r 的影响较明显,实际上, V 的变化较大时,这种影响更加显著;图4(c)为某试飞试验时,在355.6 s时刻连续发送爬高和前飞指令,从20 m高度悬停切换到以5 m/s的速度爬高至100 m,并以 $V=10$ m/s前飞,图中记录的是 n_r 曲线的起始部分,试验表明,采用总距和前飞速度补偿后 P 和 V 的变化对 n_r 的影响明显降低,大大提高了 n_r 的平稳性和飞行品质。

5 结 论

针对某无人直升机双发动机控制问题,考虑到两台发动机通过单向离合器带动减速齿轮驱动旋翼,且为同一构型,两台发动机采用并联控制方式使其输出功率保持一致。提出利用两个发动机转速较高者替代旋翼转速作为转速反馈信号,提高旋翼转速的平稳性。进一步指出总距和前飞速度是影响旋翼转速平稳性的两个主要扰动因素,并给出了其补偿控制量的试验测量和计算方法。在此基础上,利用两个发动机缸头温度差对其控制量进行差动补偿,从而使得两个发动机的输出功率趋于一致,提高传动系统的平稳性,抑制机身扭振。最后,地面系留和试飞试验验证了该控制策略的可行性和有效性。

参考文献:

- [1] 王小青,黄一敏,杨一栋,等.小型无人直升机发动机控制系统设计[J].航空动力学报,2007,22(12):2139-2142.
WANG Xiaoqing, HUANG Yimin, YANG Yidong, et al. Control system design for engine of a small-size unmanned helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2139-2142. (in Chinese)
- [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.
PENG Zhaoyong. Research on flight control for an unmanned helicopter [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [3] 陈巍.LE110无人直升机飞行控制技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2002.
CHEN Wei. Research on flight control for LE110 unmanned helicopter [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [4] 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. (in Chinese)
- [5] 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. (in Chinese)