航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 15 2018 Vol. 29 No.07 08-12

电传直升机俯仰姿态敏捷响应分析

田磊*，张宏林，杨文凤
中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：针对影响电传直升机姿态敏捷特性的主要因素进行分析。基于电传直升机的模型辨识及 Simulink 建模仿真，给出不同的操纵输入及控制律参数下电传直升机姿态敏捷响应曲线及变化规律。根据数值仿真分析结果给出了改进控制律对电传直升机姿态敏捷特性的影响，对电传直升机飞行品质的研究和考核具有重要的意义。

关键词：电传直升机；ADS-33E；姿态敏捷；数值仿真

中图分类号：V217+.1　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.07.008

随着世界直升机技术的发展，现代直升机已不单局限于对飞行性能指标的追求，更关注于直升机完成任务的能力与驾驶品质。电传直升机依靠电信号传递指令，采用电传飞行控制系统可以减轻系统的重量（质量），节省空间，更重要的是，可以采用先进的控制系统实现各类先进的直升机响应类型，获得好的操纵性和机动性，极大地改善直升机的飞行品质，使得直升机任务也变得更广泛，是世界直升机发展和研究的重点。目前，西方国家的电传技术在直升机上已成功应用，RAH-66“科曼奇”及 NH90 均为带有电传飞行控制系统的直升机[1,2]。

ADS-33E-PRF 是目前国际上最新版本的军用直升机飞行品质规范，该规范强调了针对直升机的作战和使用能力的考核。美国、欧洲直升机公司的新型电传直升机的研制和试飞都采用了 ADS-33E-PRF 标准。姿态敏捷指标作为直升机飞行品质试飞的重要部分，是直升机完成诸如追随跟踪所要求的迅速、精度姿态变化能力的标准[3]。姿态敏捷标准的背景资料与初始研究基于大量的飞行试验，由许多不连续的快速阶跃输入构成。目前，国内受限于相关技术条件限制，针对电传直升机飞行品质指标对应关系的研究较少。在之前的研究工作中[4,5]，通过飞行试验参数辨识，得到二阶响应直升机姿态敏捷响应曲线，对直升机姿态敏捷试飞的相关问题进行了初步分析。本文在之前研究工作的基础上，通过对不同操纵输入、控制律下直升机响应的姿态敏捷分析，给出影响电传直升机姿态敏捷特性的主要因素，对后续电传直升机飞行品质的研究及飞行试验具有重要的意义。

1 电传直升机控制律函数

与传统直升机相比，电传直升机飞行控制系统对直升机的飞行品质有着较大的影响，尤其是全权限的电传飞行控制系统依靠逆模型跟踪等现代控制理论极大地改善了直升机的飞行品质特性，也可以较为容易地按照飞行品质和动力学特性的要求设计各种响应类型的控制律，而控制律设计是保证系统功能和直升机飞行品质实现的最直接、最重要的关键环节之一[2]。电传直升机常见的响应类型有速率响应类型（Rate）、平移速率响应类型（TRC）、姿态响应类型（AC）、姿态控制 / 姿态保持（ACAH）和速率控制 / 航向保持（RCDH）等[6]。其中，ACAH 响应是直升机的姿态变化和杆偏移成比例，当在配平姿态时，杆处于制动（中立）时，可以通过姿态保持稳定直升机，飞行员不必执行姿态稳定。使直升机在增大稳定性的同时，仍具有一定的机动性。本文以 ACAH 响应为例，基于 Simulink 建立系统模型[7]，对影响电传直升机姿态敏捷响应的主要因素进行分析。ACAH 响应控制律框图如图 1[8] 所示。

收稿日期：2018-05-23；　退修日期：2018-06-07；　录用日期：2018-06-25
* 通信作者 . Tel.：13484472690　E-mail：461413609@qq.com
引用格式：Tian Lei, Zhang Honglin, Yang Wenfeng. Analysis of the response of fly-by-wire helicopter pitch attitude agility [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(07): 08-12. 田磊，张宏林，杨文凤．电传直升机俯仰姿态敏捷响应分析 [J]. 航空科学技术，2018，29(07)：08-12.

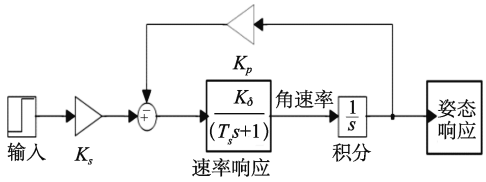

图 1　ACAH 响应控制律框图

Fig.1　The ACAH response control law block diagram

对一个姿态指令控制系统，模型通常采用二阶形式，以俯仰方向为例：

$$\Delta\theta(s)=\frac{M_{W_y}\cdot\Delta W_y}{s^2-M_q s-M_\theta} \tag{1}$$

式中：$M_q=-1/T_s$，$M_\theta=-K_pK_\delta/T_s$，$M_{W_y}=K_pK_\delta K_s$。$\theta$ 为纵向俯仰姿态角，q 为纵向俯仰角速率，M_q 为俯仰阻尼导数，M_{W_y} 为纵向操纵位移导数，ΔW_y 为纵向操纵位移，K_p 为反馈增益，K_s 为前馈增益，T_s 为角速率响应时间常数，K_δ 为速率响应增益。

单位阶跃条件下直升机响应方程与姿态敏捷指标对应关系的推导已在之前的研究中做过详细的论述[4]，结果如下：

$$\Delta\theta_{pk}=c_0+ce^{-\xi\omega t}\sin(\alpha t_1+\phi_1) \tag{2}$$

$$\Delta\theta_{\min}=c_0+ce^{-\xi\omega t}\sin(\alpha t_2+\phi_1) \tag{3}$$

$$q_{pk}=cde^{-\xi\omega t}(\sin(\alpha t_3+\phi_1+\phi_2)) \tag{4}$$

式中：$c_0=-\frac{M_{W_y}}{M_\theta}$，$\xi\omega=-\frac{M_q}{2}$，$c=2\sqrt{\frac{M_{W_y}^2}{M_\theta(4M_\theta+M_q^2)}}$，$\alpha=\sqrt{1-\xi^2}\omega,\phi_2=\phi_1=\cos^{-1}\frac{M_q}{2\sqrt{(-M_\theta)}},t_i=\frac{k_i\pi-\phi_1-\phi_2}{\alpha}(i=1,2)$，$t_3=\frac{k_3\pi-\phi_1-2\phi_2}{\alpha}$。其中，$k_1$，$k_2$ 的取值分别为 $q(t)$ 初次响应后（t_1，t_2>0）角速度第一次、第二次为 0 时的整数；k_3 为 $\dot{q}(t)$ 初次响应后（t_3>0）角加速度第一次为 0 时的整数。

而真实飞行操纵输入为基于时间的函数，结果为函数目标改变量的积分：

$$f_i=\int_0^{t_i}\Delta W_y(t)\mathrm{d}F_i\mathrm{d}t \tag{5}$$

f_i 为考虑操纵输入的角速率与姿态响应的函数，$\mathrm{d}F_i$ 为单位阶跃下的角速率与姿态响应的函数的微分。本文在之前研究工作的基础上，基于系统建模仿真及数值计算设置不同操纵输入工况及控制律参数，对影响姿态敏捷响应的主要影响因素进行详细的分析。

2 数值仿真结果及分析

2.1 操纵输入的影响分析

根据飞行试验结果，不同的飞行员在执行姿态敏捷科目时，飞行试验结果受飞行员操纵输入的影响。分别设置不同操纵速率及超调响应下的操纵输入工况，对不同工况下姿态敏捷响应结果进行分析。

表 1　不同工况下操纵输入

Table 1　The control input under different operating conditions

工况	序号	动作时间 /s	超调量 /%	超调时间 /s
A	A.1	0.25	0	0
	A.2	0.50	0	0
	A.3	1.00	0	0
B	B.1	0.25	20%	0
	B.2	0.25	50%	0
	B.3	0.25	100%	0
C	C.1	0.25	50%	0
	C.2	0.25	50%	0.25
	C.3	0.25	50%	0.50

基于上述分析，结合某型直升机飞行试验，基于单自由度二阶等效系统对直升机姿态响应类型进行参数辨识。将各参数代入响应方程中，分别进行 A，B，C 三种工况下的操纵输入响应，从而求取直升机的姿态敏捷响应曲线，响应结果如图 2~ 图 4 及表 2 所示。图 2 给出了 A 工况下直升机姿态敏捷响应特性。由图 2 可得，在选取工况下，动作时间由 0.25s 延长至 1s，角速率峰值由 8.04 降至 7.29，姿态响应峰值变化较小。随操纵时间增大，操纵速率越慢，直升机角速率与姿态响应越慢，角速率响应峰值越小，姿态敏捷指标降低。图 3 给出了 B 工况下直升机姿态敏捷响应特性。由结果可知，超调量的改变对直升机姿态敏捷响应的影响较小，超调达到 100% 时，直升机角速率与姿态响应曲线基本不变，但因操纵速率增大导致响应速度变快，姿态敏捷指标略微增大。图 4 给出了 C 工况下直升机姿态敏捷响应特性。随超调时间改变，直升机角速率响应与姿态响应均有较为明显的改变。超调响应时间越长，对直升机姿态敏捷响应越明显，最小姿态改变量降低，角速率与姿态角峰值增大，整体敏捷性提高。由式（2）~ 式（5）理论推导及三种工况下操纵输入的响应结果可以得出，操纵输入对姿态敏捷特性的影响最终可归结为操纵输入积分量的改变，即在达到目标峰值时间（t_i）前操纵输入的积分面积越大，直升机敏捷性指标越高。

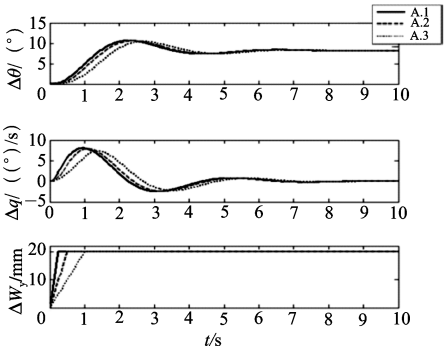

图 2 A 工况下操纵输入响应曲线

Fig.2 The response curve under A operating condition

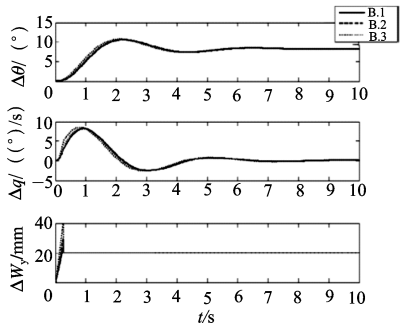

图 3 B 工况下操纵输入响应曲线

Fig.3 The response curve under B operating condition

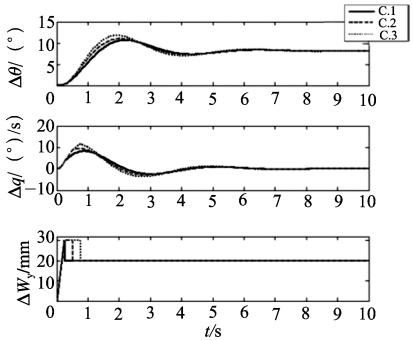

图 4 C 工况下操纵输入响应曲线

Fig.4 The response curve under C operating condition

表 2 不同工况下姿态敏捷响应结果

Table 2 The results of attitude agility under different operating conditions

工况	序号	$\Delta\theta_{min}$/(°)	q_{pk}/((°)/s)	$\Delta\theta_{pk}$/(°)	$q_{pk}/\Delta\theta_{pk}$/(1/s)
A	A.1	7.33	8.04	10.59	0.76
	A.2	7.35	7.88	10.54	0.74
	A.3	7.40	7.29	10.36	0.70
B	B.1	7.33	8.08	10.61	0.76
	B.2	7.32	8.17	10.63	0.77
	B.3	7.30	8.31	10.71	0.78
C	C.1	7.32	8.17	10.63	0.77
	C.2	7.20	9.37	11.00	0.85
	C.3	6.97	11.47	11.75	0.97

2.2 控制律参数的影响

电传直升机 ACAH 响应控制律框由图 1 所示。在电传直升机飞控系统中，系统参数 K_δ 及 T_s 代表直升机的裸机气动特性，一般可通过调整反馈增益 K_p 及前馈增益 K_s 的控制律参数以达到改善直升机飞行品质的目的。由传递函数式 (1) 可知，K_s 只对影响响应 M_{Wy}，而 M_{Wy} 对直升机姿态敏捷响应无明显影响 [4]。因此本文主要分析 K_p 对姿态敏捷特性的影响，结果如图 5 及表 3 所示。由结果可得，在试验直升机气动特性下，随 K_p 增大，系统阻尼比显著减小，系统振荡加剧，角速率响应峰值增大，姿态敏捷性指标升高。即在当前直升机控制律下，系统敏捷性增大的同时必然导致稳定性降低，无法同时满足电传直升机姿态敏捷及稳定性品质要求。如需进一步优化，则需改进电传直升机控制律本身。本文通过对电传直升机速率响应增加反馈回路的方式对其控制律进一步优化，系统响应控制律框图如图 6 所示，则系统参数变为：

$$M_q=-(1+K_\delta K_e)/T_s$$

$$M_\theta=-K_pK_\delta K_e/T_s$$

$$M_{W_y}=K_pK_\delta K_eK_s$$

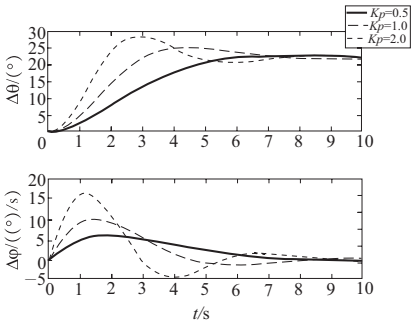

图 5 不同 K_p 下姿态敏捷响应曲线

Fig.5 The response curve of attitude agility with different K_p

表 3 不同 K_p 下姿态敏捷响应结果

Table 3 The results of attitude agility with different K_p

K_p	$\Delta\theta_{min}$/(°)	q_{pk}/((°)/s)	$\Delta\theta_{pk}$/(°)	$q_{pk}/\Delta\theta_{pk}$/(1/s)	阻尼比 ζ	周期 T/s
0.5	22.59	5.82	22.59	0.26	0.75	15.85
1.0	21.58	9.92	25.03	0.39	0.53	8.70
2.0	20.29	16.32	28.10	0.58	0.37	5.62

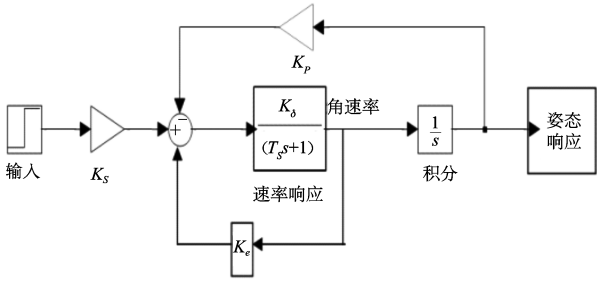

图 6 改进 ACAH 响应控制律框图

Fig.6 The improved ACAH response control law block diagram

在其他参数不变的条件下，调节反馈系数 K_e 得到不同姿态敏捷响应结果如图 7 及表 4 所示。系统增加反馈回路后，系统阻尼增大，稳定性显著改善，敏捷性指标略微回落。随 K_e 增大，系统阻尼比先减小再增大，系统敏捷性指标持续升高，系统响应周期先减小再增大。图 8 给出了直升机姿态敏捷响应主要气动参数随 K_e 的变化规律。图 8 中各参数具体的数值与控制律参数有关，可根据变化规律及具体的使用任务需求选取最优化控制律设计参数。

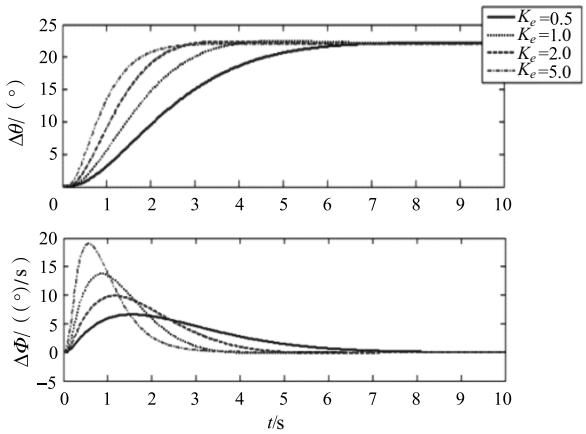

图 7　不同 K_e 下姿态敏捷响应曲线

Fig.7　The response curve of attitude agility with different K_e

表 4　不同 K_e 下姿态敏捷响应结果

Table 4　The results of attitude agility with different K_e

K_e	$\Delta\theta_{min}$/（°）	q_{pk}/（(°)/s）	$\Delta\theta_{pk}$/（°）	$q_{pk}/\Delta\theta_{pk}$/（1/s）	阻尼比 ζ	周期 T/s
0.5	22.07	6.57	22.10	0.29	0.86	16.76
1.0	21.99	9.84	22.41	0.43	0.78	9.67
2.0	22.00	13.70	22.33	0.61	0.80	7.09
5.0	22.00	18.99	22.00	0.86	0.97	11.68

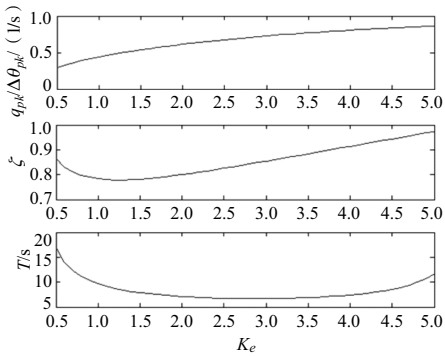

图 8　直升机气动参数随 K_e 的变化曲线

Fig.8　The curve of the helicopter aerodynamic parameters with different K_e

3 结论

本文在之前研究成果的基础上，基于数值及理论分析对影响电传直升机姿态敏捷特性的主要因素进行分析，可以得到以下结论：

（1）飞行员操纵输入影响直升机姿态敏捷飞行试验响应结果。操纵速率越快，姿态敏捷结果指标越高。瞬态超调幅值的改变对响应结果影响不太，但超调时间延长则超调响应的影响显著增大。分析结果表明，操纵输入对直升机姿态敏捷响应的影响可归结为在操纵响应时间函数的积分，在达到目标峰值时间前响应函数积分面积越大，直升机敏捷性指标越高。

（2）通过数值仿真给出反馈增益 K_p 对电传直升机姿态敏捷响应的影响。基于仿真结果对控制律进行优化，通过增加反馈回路优化控制律算法，给出改进后反馈系数对电传直升机响应的影响规律，以达到优化直升机气动参数，改善直升机飞行品质的目的。

参考文献

[1] 高正，陈仁良．直升机飞行动力学 [M]. 北京：科学出版社，2003.
Gao Zheng, Chen Renliang. Helicopter flight dynamics [M]. Beijing: Science Press, 2003. (in Chinese)

[2] 宋翔贵．电传飞行控制系统 [M]. 北京：国防工业出版社，2003.
Song Xianggui. Fly-by-wire flight control system[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)

[3] Ames Research Center. Helicopters handling qualities[S].UAS: NASA CP-2219, 1982.

[4] 田磊，张宏林，朱宇．基于参数辨识的直升机姿态敏捷试飞技术 [J] 飞行力学，2017，35（03）：85-88，92.
Tian Lei, Zhang Honglin, Zhu Yu. Parameter identification based helicopter attitude agility flight test technology [J]. Flight Dynamics, 2017, 35 (03): 85-88, 92. (in Chinese)

[5] 田磊，张宏林，杨文凤．直升机滚转侧滑耦合的响应分析 [J]. 航空科学技术，2018，29（01）：63-66.
Tian Lei, Zhang Honglin, Yang Wenfeng. Response analysis of helicopter rolling sideslip coupling[J].Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01) : 63-66. (in Chinese)

[6] Blanken C L, Hoh R H. Test guide for ADS-33E-PRF[M]. UAS: NASA, 2008.

[7] 于志，申功璋，杨超．基于 Simulink 的直升机动力学仿真模型 [J]. 系统仿真学报，2006（10）：2730-2733.

Yu Zhi, Shen Gongzhang, Yang Chao. Helicopter flight dynamics simulation model based on Simulink[J].Journal of System Simulation, 2006 (10): 2730-2733. (in Chinese)

[8] Padfield G D. Helicopter flight dynamics[M].UK: Black-well Publishing, 1996.

作者简介

田磊（1988- ） 男，硕士，工程师。主要研究方向：直升机试飞技术。

Tel：13484472690

E-mail：461413609@qq.com

Analysis of the Response of Fly-By-Wire Helicopter Pitch Attitude Agility

Tian Lei*, Zhang Honglin, Yang Wenfeng

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The main factors affecting the attitude agility characteristics of the fly-by-wire helicopter were analyzed. Based on the model identification and simulation of the fly-by-wire helicopter by the Simulink, the response curve and regulation of the fly-by-wire helicopter attitude agility were given with the different control input and control law parameters. According to the results of numerical simulation, the influence of the improved control law on the characteristics of the fly-by-wire helicopter attitude agility was shown. It is of great significance to the study and assessment of the flight quality of the fly-by-wire helicopter.

Key Words: fly-by-wire helicopter; ADS-33E; attitude agility; numerical simulation

Received: 2018-05-23; **Revised:** 2018-06-07; **Accepted:** 2018-06-25

***Corresponding author.Tel.:** 13484472690 **E-mail:** 461413609@qq.com