

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.07.007

电传直升机速率控制 / 航向保持响应类型验证试飞技术研究

杨文凤*, 宋攀, 张宏林

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 描述了 ADS-33E 中速率控制 / 航向保持 (RCDH) 响应类型的相关规范要求, 对航向速率指令类型的实现进行了仿真和分析, 提出了电传直升机 RCDH 响应类型验证试飞方法, 并将该方法成功应用于某型电传直升机 RCDH 响应类型验证试飞中, 给出了 RCDH 响应类型验证以及该响应类型下悬停中等幅度航向变化试飞结果及分析。试验结果表明, 该方法适用于电传直升机 RCDH 响应类型的验证。

关键词: 电传直升机; RCDH; 响应类型; ADS-33E

中图分类号: V217+.33

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2017) 07-0007-05

速率控制 / 航向保持 (RCDH) 响应类型是速率控制 (RC) 和航向保持 (DH) 响应类型的结合, 也是敏捷性和稳定性的结合。敏捷性要求从一个稳定姿态过渡到另一个稳定姿态所需的姿态角改变应尽可能快地完成, 稳定性要求直升机受扰后能恢复且基本保持在配平位置。RC 要求在恒定的杆力及杆位移输入时, 应在相应的轴 (俯仰、滚转和偏航) 产生基本成正比的角速度, 对操纵输入后的响应形状并无具体规定。这是一种最简单、最基本的响应形式, 也是最普遍的响应形式。一般直升机若无设计缺陷, 仅靠裸机的基本操纵系统即可达到。速率响应类型适合于快速机动的要求, 如需要迅速改变速度或轨迹的那些任务科目基元。使用上往往与稳定性要求相结合, 正如具有姿态保持 (AH)、航向保持等功能的响应形式。

在国内, 首次在直升机航向通道上加装电传飞控系统, 设计 RCDH 响应类型, 并且与传统直升机相对应的品质规范 GJB902 对响应类型没有做出相关规定。因此, 电传直升机 RCDH 响应类型验证的评定标准也是首次应用, 其试飞评定技术尚为空白, 亟待开发。

本文以国内航向通道加装电传飞控系统直升机的 RCDH 响应类型验证飞行试验为背景, 通过对 ADS-33E 美国军用直

升机飞行品质规范中 RCDH 响应类型验证指标的要求的深入研究, 进行 RCDH 响应类型验证试飞方法和试飞结果的分析, 总结出电传直升机 RCDH 响应类型验证试飞技术。

1 国内外试飞概况

国外对电传飞行控制技术在直升机上应用的研究开展较早, 多利用已经定型使用的直升机作为电传飞行控制系统的试验机, 以验证并解决电传飞行控制系统的关键技术, 国外现代电传飞行控制系统的直升机在响应类型试飞方面, 已完成多种响应类型的实现与试飞, NH-90^[1] 直升机装有权限电传飞控系统, 在悬停和低速飞行阶段, 俯仰和滚转轴完成了 ACAH 响应类型的实现与验证试飞, 航向轴完成了 RCDH 响应类型的实现与验证试飞, 总距轴响应类型为 RC, 这就保证了 NH-90 在良好目视条件下可达到等级 1 的飞行品质。RAH-66^[2] 实现并验证了 RCAH、RCDH 等响应类型, 其在 1 级或 2 级可用感示环境下的所有任务科目基元可提供 1 级或在 3 级的可用感示环境中至少提供 2 级的飞行品质。UH-60M^[3] 针对不良目视环境设计了 ACAH、RCDH 等响应类型, 并对其进行了试飞验证, 在设计响应类型下, 直升机在不良目视

收稿日期: 2017-03-17; 录用日期: 2017-04-21

* 通讯作者. Tel.: 029-86839714 E-mail: yangwenfeng717@163.com

引用格式: YANG Wenfeng, SONG Pan, ZHANG Honglin. Research on flight test technology for RCDH response types on a FBW helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (07): 07-11. 杨文凤, 宋攀, 张宏林. 电传直升机速率控制 / 航向保持响应类型验证试飞技术研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (07): 07-11.

环境下飞行品质达到等级 1。

国内首次在直升机航向通道上加装电传飞控系统,极大地改善了直升机飞行品质,但电传直升机 RCDH 响应类型验证的试飞还是首次进行。

2 规范要求与分析

2.1 ADS-33E 规范要求

ADS-33E 规定从一个稳定状态过渡到另一个稳定状态所需的航向角改变应尽可能快地完成,且相对配平位置不应有明显的座舱操纵反向;同时规定了偏航角速度的峰值与航向角变化量峰值之比,即 $r_{pk}/\Delta\psi_{pk}$ 应符合规定的边界及适用范围。航向角变化量及其变化速率应能代表执行飞行任务单元时可能出现的情况,如悬停回转和转向目标。

同时规定,如果航向保持为要求的响应类型,脉冲输入应当如图 1 所示,直接施加于操纵执行机构,除非可以证明座舱操纵机构的脉冲输入能产生同样的响应。在脉冲输入后,航向必须在 10s 内恢复到最大偏离量的 10% 或 1° 以内取两者中的较大者。等级 1 要求,航向应在规定的范围内至少保持 30s。对于这项试验,航向响应的最大偏移量应从勉强可感觉到的程度变化到至少 10° 。

2.2 航向保持的附加要求

对于航向保持响应类型,在航向操纵松浮之后,直升机应锁定于参照方向,偏差不得超过航向操纵松浮时偏航角速度的 10% 变化对应的偏航角或 1° 偏航角(取较大者),如图 1 所示。无论何时,不得因启用航向保持模式而导致发散^[4]。

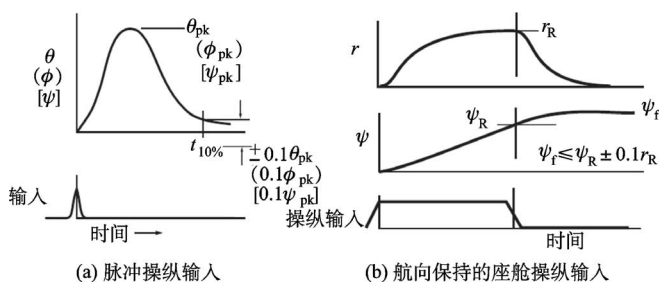


图 1 航向保持响应类型的脉冲响应

Fig.1 Impulse response of heading hold response type

2.3 航向指令类型的实现

对于航向角速率指令,其航向传递函数形式如下:

$$\frac{\psi}{\delta_{ped}}(s) = \frac{k_w \omega_w}{s(s + \omega_w)} \quad (1)$$

式中: ψ 为偏航角, δ_{ped} 为脚蹬输入, k_w 为传递函数比例系数, $1/\omega_w$ 为单位脚蹬阶跃输入时,偏航角速率响应的延迟时间。图 2 为偏航角速率指令类型的实现结构图。对于上述

传递函数,单位脚蹬阶跃输入时,偏航角速率响应为一阶延迟环节,而偏航角的响应形式为斜坡响应,如图 3 所示。对于脚蹬脉冲输入,其偏航角速率响应形状和输入形状相符,偏航角的响应形状为阶跃响应,如图 4 所示。

从图 3 和图 4 脚蹬阶跃和脉冲输入的仿真曲线可以看出,脉冲输入后形成的偏航角速率和偏航角响应形式是符合规范考核要求的^[5,6],这就表明规范中规定的脉冲输入对于 RCDH 响应类型的验证是适宜的。

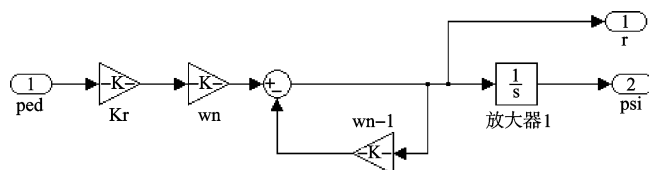


图 2 偏航角速率指令类型结构

Fig.2 Yaw angle rate command type structure

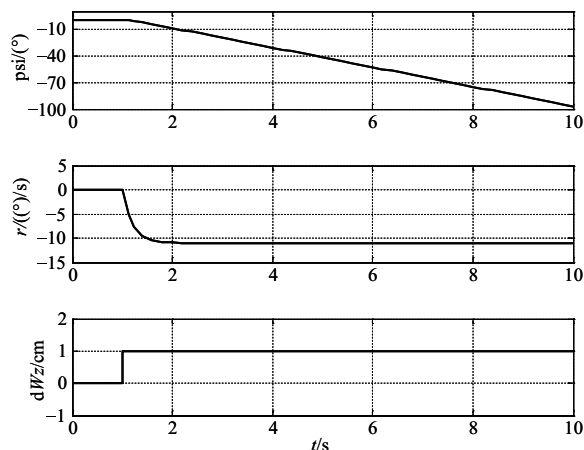


图 3 脚蹬阶跃输入仿真曲线

Fig.3 Simulation curve of pedal step input

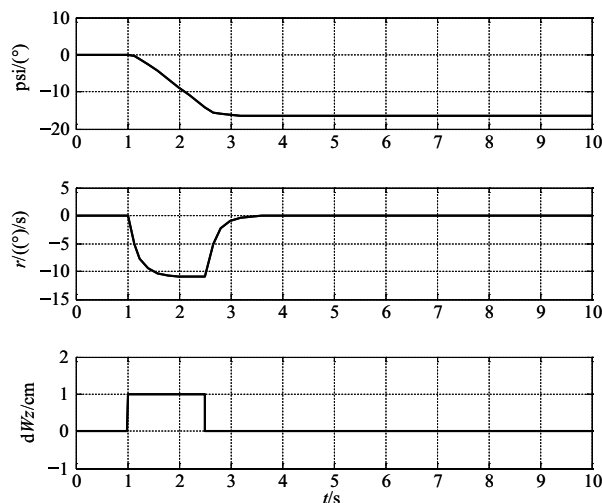


图 4 脚蹬脉冲输入仿真曲线

Fig.4 Simulation curve of pedal pulse input

3 试飞方法与分析

3.1 试飞对象

一架加装航向电传飞行控制系统的直-X直升机,进行电传飞行控制系统改装后主旋翼机械操纵系统保持不变,尾桨操纵将原航向操纵系统在串联舵机后端彻底断开,脚蹬操纵位移信号通过传感器传给电传控制计算机,由电传控制计算机处理后控制尾桨舵机,改变尾桨距,从而改变尾桨拉力大小,以平衡旋翼反扭矩及控制直升机偏航^[7,8]。

航向通道电传飞控系统有3种工作模式:主工作模式、应急备份工作模式、模拟机械杆系工作模式。主工作模式(PFCS)主要包括RCDH航向操纵响应类型,具有航向选择和保持等自动飞行控制功能。应急备份工作模式(EFCS)应急飞行控制系统提供了飞控系统的数字机出现3次故障时的应急安全处置功能。模拟机械杆系工作模式是电传飞控系统按照机械杆系的传动比实现航向操纵。

试验机航向通道加装的电传飞控系统为国内首次研制并使用,且无机械备份,技术成熟度低,产品的可靠性未经过试飞验证,且电传飞控系统权限较大,一旦飞控系统的数字机出现故障,主工作模式转入应急备份工作模式或模拟机械杆系工作模式均存在较大的瞬态,需要飞行员及时修正,防止直升机姿态变化过大,危及试飞安全,因此试飞风险较高。RCDH响应类型验证试飞科目多在近地面完成,直升机姿态变化较大,有触地风险,属于风险科目,脉冲输入的试飞方法虽然是成熟的,但是在航向通道为电传飞控系统的试验机上实施加大了风险系数。

3.2 试飞动作设计分析

根据ADS-33E飞行品质规范要求,针对RC响应类型^[5,6],设计不同输入保持时间和不同操纵输入幅值的座舱航向方波脉冲输入动作,如图5所示。首先,方波脉冲动作能使航向从配平状态过渡到另一个稳定状态;其次,飞行员通常可在0.2~0.4s的时间内将脚蹬操纵到指定位置,尽可能快地完成航向角改变的要求;最后,施加不同幅值的方波输入可达到符合任务使用要求的航向角变化量。针对RCDH中DH响应类型,符合规范要求的试验方法(如图6所示)必须利用信号发生器直接向飞控系统的执行机构输入脉冲动作信号来激励直升机响应,为防止发生危险,脉冲幅值应从小到大,逐次逼近要求的最大变化状态。

3.3 试飞结果及分析

RCDH操纵输入采用座舱操纵输入,在悬停状态下试飞结果如图7所示。

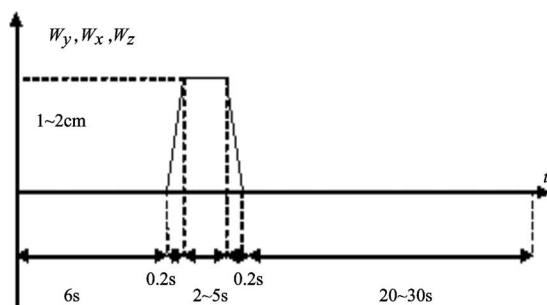


图5 方波脉冲操纵输入示意图

Fig.5 Diagram of square wave pulse input

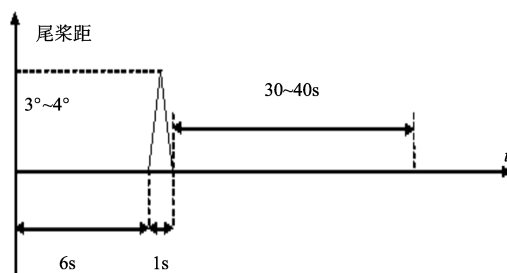


图6 脉冲操纵输入示意图

Fig.6 Diagram of pulse input

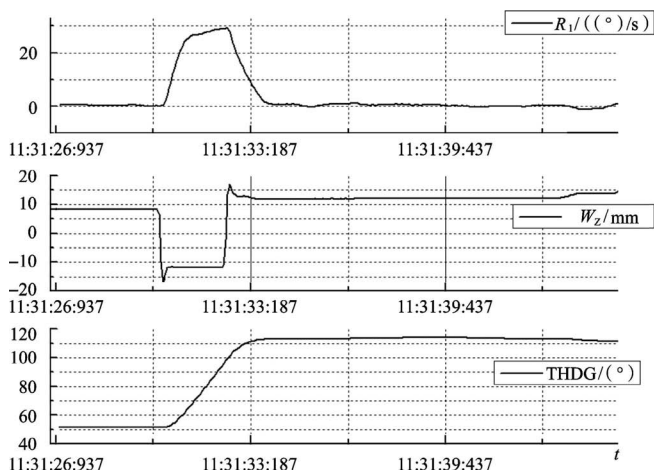


图7 RCDH响应类型验证时间历程曲线

Fig.7 Time history of RCDH response type

从时间历程曲线可以看出,对脚蹬方波脉冲输入后,产生了与之形状相符的、幅值基本成正比的偏航角速度。在操纵结束后,直升机基本锁定于操纵结束时的航向;但是航向角偏差为5°,超过了航向操纵松浮时偏航角速度的10%或1°以内(取较大者)。因此,该RCDH响应类型不满足ADS-33E飞行品质规范要求,还需对飞控系统进行调整。

带电传飞行控制系统的直升机设计先进的响应类型是为了改善飞行品质,进行响应类型验证后,还需对该响应类型下直升机飞行品质指标进行评定。

结合图7可以提取偏航角速率变化峰值 r_{pk} 、偏航角变化峰值 $\Delta\psi_{pk}$,按照ADS-33E飞行品质规范进行悬停中等幅度航向变化指标的评定,从时间历程曲线可以得出 $r_{pk}=29.2^\circ$, $\Delta\psi_{pk}=58.1^\circ$, $\Delta\psi_{min}=57.4^\circ$, $r_{pk}/\Delta\psi_{pk}=0.50$,由此可知其悬停中等幅度航向变化指标的飞行品质等级评价为等级1,如图8所示。

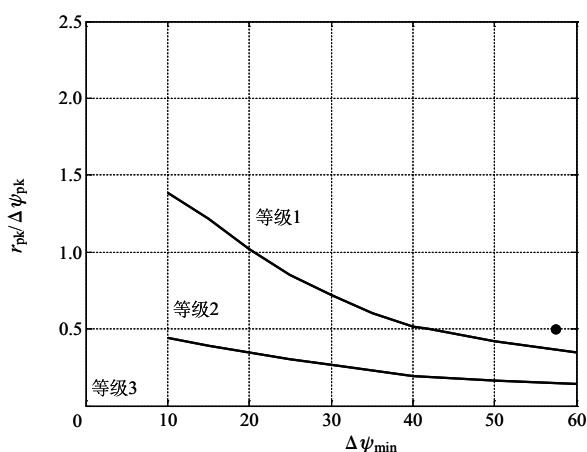


图8 悬停中等幅度航向变化

Fig.8 Mid-term amplitude heading change in hover

图9给出了试验机悬停时DH响应类型验证的时间历程图,该试验为利用信号发生器直接向飞控系统的执行机构输入脉冲动作信号来激励直升机响应,从时间历程曲线可以看出,在脉冲输入后,偏航角在6s回复到原偏航角的 1° 以内(其中,偏航角基准为 285.7° ,最大偏离量为 -8.4°),但偏航角在该范围内未能保持30s,不满足规范中关于DH响应类型等级1的要求,表明试验机DH响应类型不满足ADS-33E飞行品质规范要求,还需对飞控系统进行调整。试飞结果表明,该方法适用于电传直升机RCDH响应类型验证试飞。

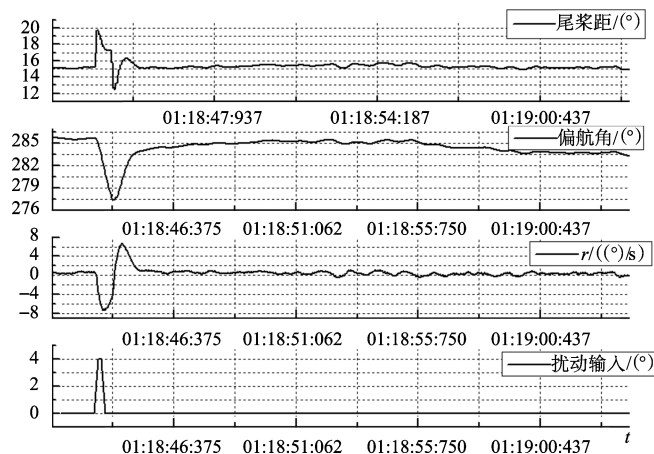


图9 DH响应时间历程

Fig.9 Time history of DH response type

4 结论

通过对ADS-33E美国军用直升机飞行品质规范要求的认真分析和对航向速率指令类型仿真,总结出了电传直升机RCDH响应类型验证试飞技术,并在型号试飞中得以成功应用。试验结果表明,该试验机具有RCDH响应类型,但其指标未达到规范规定的等级1要求,且在RCDH响应类型下其悬停中等幅度航向变化指标达到规范规定的等级1要求。

本项研究为开展ADS-33E规范的背景研究以及我国后续新的飞行品质规范的背景材料的编写、为后续电传直升机型号响应类型试飞提供了经验和技术支持。

AST

参考文献

- [1] Pausder B P, Rollet P, Gollnick V. Tailoring the ADS-33 for the NH-90 program [C] // AHS. Washington D C, 1996.
- [2] Dryfoos J, Gold P. Design and pilot evaluation of the RAH-66 comanche selectable control models [C] // AHS. San Francisco, 1992.
- [3] 杨松山. 直升机机动飞行时的响应特征和评定要求 [M]. 西安: 中国飞行试验研究院, 2002.
- YANG Songsan. The response characteristics and evaluation requirements of helicopter maneuvering flight [M]. Xi'an: Chinese Flight Test Establishment, 2002. (in Chinese)
- [4] Johnson W. Helicopter theory [M]. U.S.: Princeton University Press, 1980.
- [5] Anonymous. Aeronautical design standard performance specification, handling qualities for military rotorcraft [S]. United States Army Aviation and Missile Command, 2000.
- [6] Hilbert K B. A mathematical model of UH-60 helicopter [R]. NASA-TM-85890, 1984.
- [7] 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)
- [8] 杨一栋. 直升机飞行控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- YANG Yidong. Helicopter flight control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

作者简介

杨文凤(1987-)女,硕士,工程师。主要研究方向:直升机飞行品质。

Tel: 029-86839714

E-mail: yangwenfeng717@163.com

Research on Flight Test Technology for RCDH Response Types on a FBW Helicopter

YANG Wenfeng*, SONG Pan, ZHANG Honglin

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The paper mainly described the relevant criterion requirements for Rate Command Heading Hold (RCDH) response types in the performance standards of ADS-33E, simulated and analyzed the realization of heading rate command type, presented a flight test method for RCDH response types validation, and successfully applied the method in the flight test of a certain type FBW helicopter. Finally, presented the results and the analysis of RCDH response type verification and the mid-term amplitude heading change in hover. The flight test results show that the method is suitable for the validation of the RCDH response type on a FBW helicopter.

Key Words: FBW helicopter; RCDH; response-type; ADS-33E

Received: 2017-03-17; **Accepted:** 2017-04-21

***Corresponding author.** Tel. :029-86839714 **E-mail:** yangwenfeng717@163.com