直升机横向 TRC 响应类型及飞行品质仿真分析

杨文凤，张宏林，宋攀

中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：结合直升机实际飞行试验数据，对某型中央操纵杆、ACAH 响应类型直升机进行建模及验证，并以该试验机为基础设计满足 ADS-33E 美国军用旋翼飞行器飞行品质规范要求的平移速率（TRC）响应类型，对直升机不同设计参数及气动参数下的 TRC 响应类型特征及稳定性进行了仿真分析，对指导直升机 TRC 响应类型的设计及考核具有重要意义。

关键词：响应类型；平移速率控制；ADS-33E；飞行品质

中图分类号：V217+.33　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.03.015

直升机执行飞行任务时，常需要不同的响应类型。飞行品质规范中，根据不同的任务科目基元和可用感示环境等级需求，需要选择不同稳定等级的响应类型[1]。一般来说，速率控制 Rate 对于良好目视下的任务科目来说已经足够，它可以迅速改变速度或轨迹，适合于快速机动的要求；姿态控制姿态保持（ACAH）用于低能见度 UCE=2 和仪表飞行 IFR 条件下，由于驾驶杆和姿态成比例，飞行员不必执行姿态稳定，具有更好的可预测性；平移速率响应类型（TRC）即直升机的平移速率和直升机的杆位移（杆力）成比例，在位置保持任务时能够很好地降低飞行员工作负荷，应用于低能见度 UCE=3 和夜视镜 / 头盔显示器（NVG/HMD）的评估，是响应类型中稳定程度最高的一种。

CH-47F 是第一个实现 TRC 响应类型的直升机，它在悬停状态下设计了 TRC 响应类型来满足 UCE=3 条件下飞行品质等级 1 的要求[2]。RAH-66 纵轴和横轴在悬停状态下采用 TRC 响应类型来为 UCE>1 提供等级 1 的驾驶品质[3]。目前，国内直升机尚未实现 TRC 响应类型。本文结合直升机实际飞行试验数据，通过 ACAH 响应类型对 TRC 进行了设计和仿真，对直升机不同设计参数及气动参数下的 TRC 响应类型特征及稳定性进行了研究分析，明确了设计参数 K_v 和气动参数 Y_v 对 TRC 响应类型特征及该响应类型下直升机稳定性的影响。

1 ADS-33E 规范要求

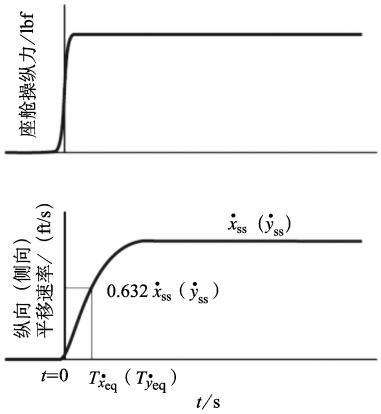
ADS-33E[4] 对于 TRC 响应类型规定：对于恒定的俯仰和滚转操纵力及位移，应在恰当的方向上产生成正比的相对于地面的稳定平移速度。

当平移速度指令为指定的响应类型时，平移速度对座舱阶跃俯仰（滚转）操纵位移或操纵力输入的响应，应具有等效的一阶外形，且等效上升时间 $T_{\dot{x}_{eq}}$（$T_{\dot{y}_{eq}}$）不得小于 2.5s，也不得大于 5s。图 1（a）对参数 $T_{\dot{x}_{eq}}$（$T_{\dot{y}_{eq}}$）予以定义。上升时间较小，会增加杆力，减小操纵杆灵敏度，导致飞行员获得同样平移速度的操纵量增大，增加飞行员工作负荷，经过飞行员在 CH-47F 上多次进行地面模拟及飞行试验，认为等效上升时间在 2.5s 和 5s 之间时，综合考虑操纵杆的杆力、杆灵敏度以及直升机的响应是较为合适、可接受的。等级 1 要求：俯仰和滚转姿态对座舱阶跃操纵输入的响应不得呈现不适宜的超调量；相对于固定物体或运动舰只上的降落点，座舱操纵力和操纵位移偏移量为 0 所对应的平移速度也应为 0；平移速度对操纵输入的响应不得有明显的超调量，平移速度对操纵输入的梯度应是平滑和连续的。此外，对于中央杆操纵，平移速度随操纵偏移量的变化应在图 1（b）的范围内，对于侧杆操纵，平移速度随操纵力的变化应在图 1（c）的范围内。为方便换算，1lb ≈ 0.454kg，1ft ≈ 0.3048m，1in ≈ 2.54cm，1lbf ≈ 4.448N。

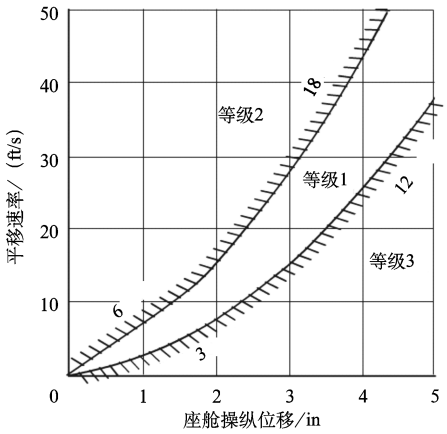
收稿日期：2018-02-02；　退修日期：2018-02-16；　录用日期：2018-03-09

* 通信作者 .Tel.：18049577582　E-mail：yangwenfeng717@163.com

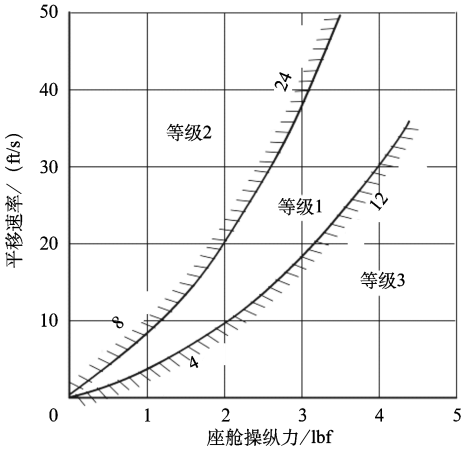
引用格式：Yang Wenfeng, Zhang Honglin, Song Pan. Simulation and analysis of lateral TRC response type and handling quality on a helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (03)：15-19. 杨文凤，张宏林，宋攀．直升机横向 TRC 响应类型及飞行品质仿真分析 [J]．航空科学技术，2018, 29 (03)：15-19.



（a）等效上升时间的定义



（b）中央杆操纵的操纵和响应要求



（c）侧杆操纵的操纵和响应要求

图 1　悬停低速时 TRC 响应类型要求

Fig.1　Requirements for TRC in hover and low speed

2 TRC 响应类型设计及验证

2.1 ACAH 响应模型

对于姿态响应系统，在横向单轴输入的条件下，直升机横侧运动方程可写为[5]：

$$\ddot{\phi} = L_p \dot{\phi} + L_\phi \Delta\phi + L_{W_x} \Delta W_x \tag{1}$$

$$\dot{v} = Y_v v + g\phi \tag{2}$$

式中：v 为侧向速度，ϕ 为滚转角，ΔW_x 为横向操纵位移；L_ϕ，L_p，L_{Wx} 分别为滚转力矩对滚转角、滚转角速度和横向操纵位移的导数；Y_v 为侧向力对侧向速度的导数。

经拉氏变换后可求得滚转姿态变化和侧向速度的传递函数：

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta W_x(s)} = \frac{L_{W_x}}{s^2 - L_p s - L_\phi} \tag{3}$$

$$\Delta v(s) = \frac{g\phi(s)}{s - Y_v} \tag{4}$$

2.2 ACAH 响应模型的验证

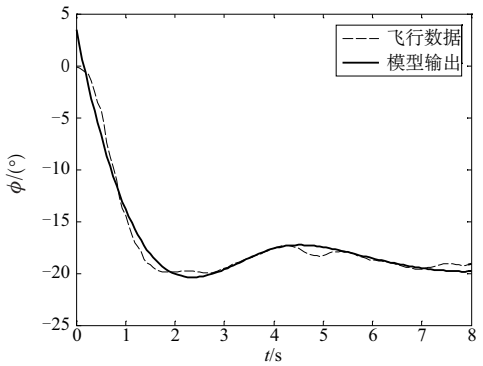
为确保响应模型的可靠性，通过直升机真实试飞数据对响应模型进行验证。试验以某型直升机为试验机，进行悬停横向阶跃操纵输入。该直升机为中央杆操纵，采用四余度数字式飞控系统，通过传感器采集，将试飞员的操纵指令、直升机运动量等各种信号传递给飞控计算机，由飞控计算机处理后控制主、尾桨舵机运动，最终将指令传递到主、尾桨叶等操纵面，实现对直升机的飞行状态控制。该直升机纵向、横向设计为 ACAH 响应类型。

选取试验飞行高度为离地高度 30m，操纵输入方式为直升机稳定悬停时的横向左、右压杆阶跃操纵输入，动作输入时间为 0.2s，幅值为 1~3cm。试验过程中通过改变幅值来获得不同的姿态变化量。通过对试飞数据进行辨识和仿真，得到直升机的响应如图 2 所示。

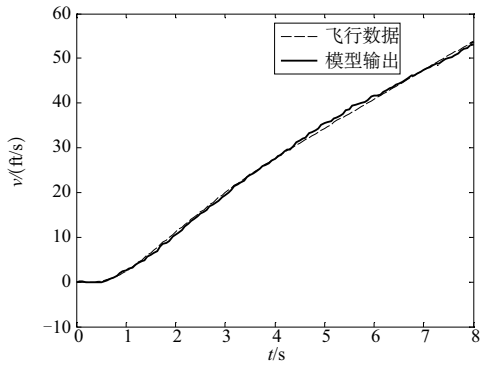
由图 2 可以看出，根据模型辨识出的滚转角响应曲线、侧向速度曲线与直升机原始数据曲线基本一致，说明辨识模型可以真实有效地模拟直升机 ACAH 响应类型下的姿态角响应及侧向速度响应，据此，在 ACAH 响应模型的基础上，为该型直升机设计 TRC 响应类型。

2.3 TRC 响应类型设计

图 3 为横向平移速率响应类型的控制系统结构框图，其中 lat 为横向操纵输入，p 为滚转角速度，ϕ 为滚转角，v 为侧向速度，wn（$wn1$）和 ξ 分别为 ACAH 响应环节的自然频率和阻尼比，由 ACAH 环节自身的结构参数决定，即由式（3）中的 L_p，L_{W_x}，L_ϕ 决定，框图中内环和 ACAH 一致，加入滚转姿态和横向平移速率的传递函数 $v(s)/\phi(s)$，并将侧向速度 v 作为反馈构成闭环回路，K_v 是速率误差信号的比例增益，保持其他参数不变，调整参数 K_v 使某型直升机满足 TRC 响应类型的规范要求，仿真结果如图 4 所示。



(a) 滚转姿态响应曲线



(b) 侧向速度响应曲线

图 2 直升机横向阶跃输入后响应曲线

Fig.2 Response of helicopter after lateral step input

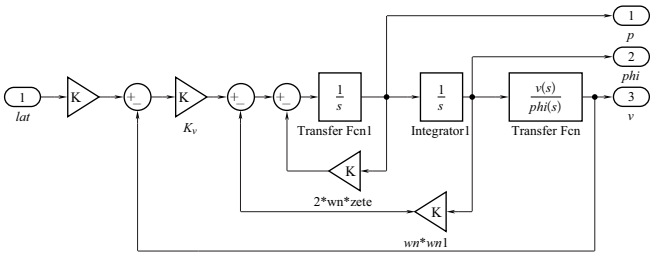


图 3 TRC 响应类型控制框图

Fig.3 Control diagram of TRC response type

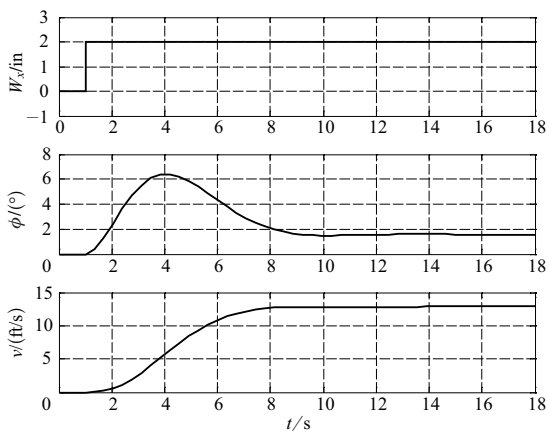


图 4 横向阶跃输入后响应曲线

Fig.4 Response of lateral step input

从图 4 中可以看出，侧向平移速度和座舱横向阶跃操纵输入成正比，且具有一阶外形，经过计算等效上升时间为 3.75s，平移速度随操纵偏移量的变化如图 5 所示，满足规范等级 1 的要求，因此，该 TRC 响应类型满足规范要求，且为等级 1。

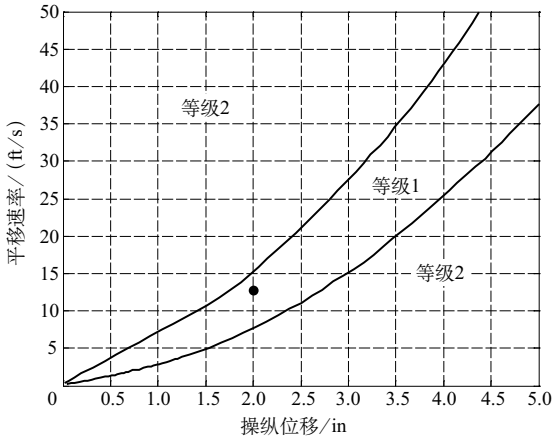


图 5 TRC 响应类型操纵位移和平移速率仿真结果图

Fig.5 Simulation results of control deflection and translational rate of TRC

3 设计参数及气动参数对 TRC 响应类型的影响分析

本文以经过飞行试验验证的 ACAH 响应类型为基准，在保持姿态响应的前提下，不改变内回路参数，通过改变 Y_v 和 K_v 来得到不同的 TRC 响应类型曲线并对其进行分析，固定 Y_v=–0.067，不同 K_v 下直升机 TRC 响应曲线结果如图 6 所示。

由图 6 分析可知，K_v=2.5 时，滚转姿态响应出现振荡现象，平移速度对操纵输入的响应有明显的超调量，不满足规范要求。K_v=1.5 时，平移速度与操纵输入的响应成正比，响应曲线呈一阶外形，等效上升时间 3.75s，满足规范要求。K_v=1.2 时，平移速度呈一阶外形，等效上升时间增加为 4.45s，稳态达到平移速率减小，同等平移速率下飞行员的操纵量增加。K_v=0.5 时，滚转姿态响应较小，导致平移速率响应较慢，在试验时间内尚未具备一阶外形，不满足规范要求。由此可见，K_v 减小会导致直升机响应变慢，上升时间增加，过小会导致平移速率响应无法呈一阶外形，即不具备 TRC 响应类型；K_v 增大会导致滚转姿态振荡，平移速率出现超调现象，过大的话甚至会导致姿态角和平移速率的振荡发散。

图 7 为 K_v=–1.5 时不同 Y_v 下直升机 TRC 响应曲线结果，Y_v 影响平移速率的响应的上升时间和稳态值，$|Y_v|$ 值越

小，平移速率稳态值越大，同等平移速率下飞行员需要的操纵量越小，上升时间略有增加。

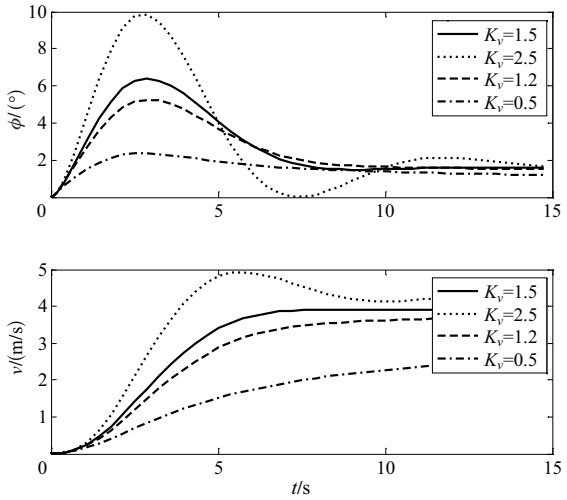


图 6 直升机横向阶跃输入后响应曲线（Y_v=−0.067）
Fig.6 Response of lateral step input（Y_v=−0.067）

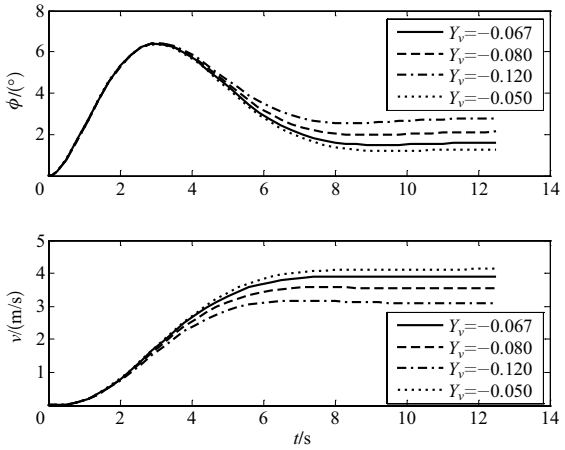


图 7 直升机横向阶跃输入后响应曲线（K_v=−1.5）
Fig.7 Response of lateral step input（K_v=−1.5）

4 TRC 响应类型下动稳定性分析

不同设计参数 K_v 和不同气动参数 Y_v 时，TRC 响应类型下系统的动稳定性参数见表 1。

表 1 TRC 响应类型下动稳定性结果
Table 1 Dynamic stability results of TRC response type

Y_v=−0.067，不同 K_v					K_v=1.5，不同 Y_v				
K_v	0.5	1.2	1.5	2.5	K_v	−0.05	−0.067	−0.08	−0.12
特征根	−0.6273±0.7148i	−0.5182±0.6692i	−0.4592±0.6659i	−0.3051±0.7283i	特征根	−0.4623±0.6600i	−0.4592±0.6659i	−0.4571±0.6704i	−0.4521±0.6844i
阻尼比	0.660	0.612	0.568	0.386	阻尼比	0.574	0.568	0.563	0.551

从表 1 可以看出，当 Y_v 固定，随着 K_v 的增大，阻尼比不断减小，当 K_v=0.5 时阻尼比过大，导致直升机响应变慢，需要较长时间才会达到期望的平移速率值；当 K_v=2.5 时，阻尼比减小，平移速率会产生和仿真曲线一致的类似二阶系统的欠阻尼超调现象，这两种情况均不满足 ADS-33E 中关于 TRC 响应类型的要求。当 K_v 固定，随着 $|Y_v|$ 值增大，阻尼比略有减小，会导致直升机响应略微变快，平移速率响应的等效上升时间减小，和仿真曲线结果一致。

图 8 是 ADS-33E 中对于悬停低速状态下横轴动稳定性的考核指标要求，直升机受扰后，除了力矩不平衡引起角运动外，还由于力的平衡受到破坏而出现线运动，直升机悬停低速时横向受扰后出现的角运动和线运动构成了直升机悬停低速时的横向振荡模态，而横轴的阻尼比就反映了悬停低速状态下横向振荡模态运动收敛的快慢程度，从表 1 中的特征根和阻尼比可以得知，TRC 响应类型下的动稳定性均满足 ADS-33E 中悬停低速状态下横轴动稳定性等级 1 的要求，如图 8 所示，表明 TRC 响应类型下横向振荡模态收敛较快，直升机在受扰后会很快恢复稳定，TRC 响应类型是一种稳定性较高的响应类型。

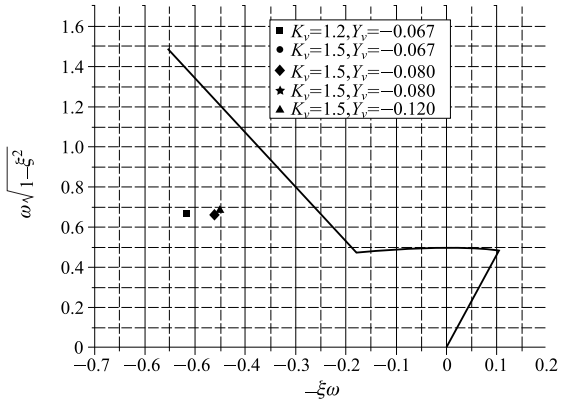


图 8 TRC 响应类型动稳定性仿真结果
Fig.8 Simulation results of TRC dynamic stability

5 结论

本文结合直升机实际飞行试验数据，对 ACAH 响应类型建模，并保持姿态控制作为内回路对 TRC 响应类型进行了设计和仿真，对直升机不同设计参数及气动参数下的 TRC 响应类型特征及稳定性进行了研究分析，明确了 K_v 和 Y_v 对 TRC 响应类型特征及该响应类型下直升机稳定性的影响。本项研究为我们开展 ADS-33E 规范的背景研究以及后续我国新的飞行品质规范的背景材料的编写、后续直升机型号响应类型试飞提供了技术支持。

TRC 响应类型应用于低能见度（UCE=3）悬停低速状态下，因此，在满足 ADS-33E 规范要求的开环定量要求外，还需结合不良目视下机动科目的试飞进行综合评价，后续将进一步对其进行仿真分析。 AST

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] Joseph G I，Chris L B. ADS-33E predicted and assigned low-speed handling qualities of the CH-47F with digital AFCS[C]// American Helicopter Society 63rd Annual Forum，Virginia Beach，2007.

[3] Jr Fogler D L. Design and pilot evaluation of the RAH-66 comanche core AFCS[R]. NASA N94-13321，1993.

[4] Anonymous. Aeronautical design standard performance specification，handling qualities for military rotorcraft[S]. U.S.：Unite States Army Aviation and Missile Command，2000.

[5] 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 Songshan. The response characteristics and evaluation requirements of helicopter maneuvering flight[M].Xi'an：Chinese Flight Test Establishment，2002.（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：18049577582

E-mail：yangwenfeng717@163.com

张宏林（1983— ）男，硕士，高级工程师。主要研究方向：直升机试飞。

宋攀（1986— ）男，硕士，工程师。主要研究方向：飞行品质。

Simulation and Analysis of Lateral TRC Response Type and Handling Quality on a Helicopter

Yang Wenfeng，Zhang Honglin，Song Pan

Chinese Flight Test Establishment，Xi'an 710089，China

Abstract: Utilized the flight test data，modeled and validated the centerstick helicopter meeting the ACAH response type. Based on this helicopter，designed the Translational Rate Command（TRC）response type which satisfied the requirement of ADS-33E，simulated the TRC response type under different design parameter and aerodynamic parameter，and showed the effect on TRC response characteristics and dynamic stability. The research is of great significance to the design and assessment of TRC response type on a helicopter.

Key Words: response type；TRC；ADS-33E；handling quality

Received: 2018-02-02； **Revised:** 2018-02-16； **Accepted:** 2018-03-09

***Corresponding author.Tel.:** 18049577582 **E-mail:** yangwenfeng717@163.com