

直升机滚转侧滑耦合的响应分析

田磊*, 张宏林, 杨文凤

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 滚转侧滑耦合是直升机飞行品质试验的重要内容。结合某型直升机的飞行试验,通过参数辨识及数值仿真,给出了不同气动参数下直升机滚转侧滑耦合响应结果,并对气动参数对直升机滚转侧滑耦合及飞行品质的影响规律进行了分析总结,对后续直升机品质试飞有着重要意义。

关键词: 直升机; ADS-33E; 滚转侧滑耦合; 参数辨识

中图分类号: V217+.1 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.063

随着世界直升机技术的发展,现代直升机,尤其是军用直升机的技术要求与研究重点,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^[1]。美国军用直升机飞行品质规范 ADS-33E 是目前国际上最新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考核^[2]。滚转侧滑耦合指标是 ADS-33E 直升机飞行品质规范的一项重要指标,对直升机进入转弯等具有中等倾斜角变化的飞行条件下滚转和侧滑之间的耦合提出了限制要求。直升机的滚转侧滑耦合过大,会使直升机的精确飞行轨迹控制困难,飞行员必须分散一部分精力去进行操纵协调,额外地增加了飞行员的工作负荷,在极端情况下甚至可能会造成飞行员诱发振荡。直升机滚转侧滑耦合的研究对直升机飞行品质具有重要意义^[3,4]。

ADS-33E 采用的滚转侧滑耦合标准是对固定翼飞机要求 MIL-H-875B 稍作修改后借用而来,目前,国内对于固定翼飞机的滚转侧滑耦合研究已有了一定的成果^[5,6]。但相比固定翼飞机,直升机由于本身气动特性的复杂性,对于指标的测量和分析存在很多困难,且国内直升机滚转侧滑耦合相关的试验分析和数据较少,对相关飞行品质试验的研究则更为少见。本文主要结合直升机实际飞行试验结果及数值分析,对直升机不同气动参数下,滚转侧滑耦合的变化规律进行了研究,对指导直升机滚转侧滑耦合的飞行试验具有实际意义。

核方式与指标要求。滚转侧滑耦合的考核包括两部分内容:倾斜角振荡和转弯协调。倾斜角振荡主要考核直升机转弯机动过程中姿态的振荡幅值 ϕ_{osc}/ϕ_{av} 不超出规定要求。 ϕ_{osc}/ϕ_{av} 定义为:

$$\frac{\phi_{osc}}{\phi_{av}} = \frac{\phi_1 + \phi_3 - 2\phi_2}{\phi_1 + \phi_3 + 2\phi_2} (\zeta \leq 0.2) = \frac{\phi_1 - \phi_2}{\phi_1 + \phi_2} (\zeta > 0.2)$$

转弯协调则要求单一横向操纵输入下,不应引起过大的侧滑, $|\Delta\beta/\phi_1|$ 指标应满足规范要求。具体的参数定义如图 1^[7] 所示。

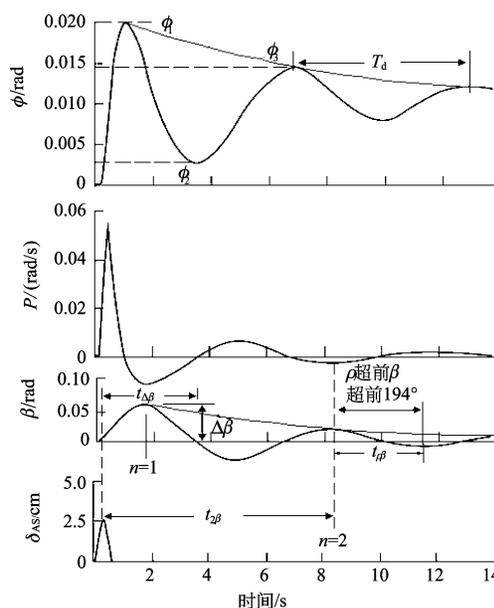


图 1 直升机滚转侧滑耦合参数

Fig. 1 The parameters of helicopter rolling sideslip coupling

1 直升机滚转侧滑耦合规范要求

ADS-33E 规范对直升机滚转侧滑耦合提出了具体的考

收稿日期: 2017-10-19; 退修日期: 2017-12-13; 录用日期: 2018-01-03

*通信作者: 13484472690 E-mail: 461413609@qq.com

引用格式: Tian Lei, Zhang Honglin, Yang Wenfeng. Response analysis of helicopter rolling sideslip coupling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 63-66. 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.

图1中, $\phi, p, \beta, \delta_{AS}$ 为相对于配平状态的滚转姿态角、角速率、侧滑角、横向操纵位置的变化量; $\Delta\beta$ 为在时间 $t_{\Delta\beta}$ 内发出一个滚转操纵指令之后, 侧滑角的最大变化量; $t_{\Delta\beta}$ 为 6s 或 $T_d/2$ 中较小者; $t_{n\beta}$ 是对于向右的指令, 侧滑中的横-航向振荡达到第 n 个局部最大值的时间; $\Psi_{p\beta}$ 为 p 比 β 超前相位; Ψ_β 为相位角, 表示为侧滑中横-航向振荡的余弦表达式(相位)滞后, 其中: $\Psi_\beta = -360t_{n\beta}/T_d + (n-1)360^\circ$, n 与上述 $t_{n\beta}$ 中数值一致; T_d 为振荡响应周期。

另外, ADS-33E 按照响应类型的不同提出了不同的飞行试验要求。直升机滚转侧滑耦合的飞行试验考核分为速率响应类型和姿态响应类型, 针对不同的响应类型需采取不同的操纵输入方式, 通常对于速率响应类型采用脉冲输入, 对于姿态响应类型则采用阶跃输入。

2 滚转侧滑耦合响应模型及验证

2.1 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:

$$\ddot{\phi} = L_v \dot{v} + L_p \dot{\phi} + L_\phi \Delta\phi + L_{W_x} \Delta W_x \quad (1)$$

$$v = Y_v v + g\phi \quad (2)$$

式中: v 为侧向速度, ϕ 为倾斜角, ΔW_x 为横向操纵位移; $L_v, L_\phi, L_p, L_{W_x}$ 分别为滚转力矩对侧向速度、滚转角速度、倾斜角和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数:

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta W_x(s)} = \frac{L_v \frac{v(s)}{\Delta W_x(s)} + L_{W_x}}{s^2 - L_p s - L_\phi} \quad (3)$$

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

整理可得:

$$\Delta\phi(s) = \frac{L_{W_x} \cdot \Delta W_x (s - Y_v)}{s^3 + A_3 s^2 + A_2 s + A_1} \quad (5)$$

$$\Delta v(s) = \frac{L_{W_x} \cdot \Delta W_x}{s^3 + A_3 s^2 + A_2 s + A_1} \quad (6)$$

其中:

$$A_3 = -(Y_v + L_p), A_2 = L_p Y_v - L_\phi, A_1 = L_\phi Y_v - g L_v$$

由直升机的飞行轨迹定义可得直升机侧滑角为:

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v}{V}\right) \quad (7)$$

式中: β 为侧滑角, V 为真空速。

2.2 响应模型的验证

为确保响应模型的可靠性, 通过直升机真实飞行试验结果对响应模型进行验证。试验以某型直升机为试验机, 进行前飞滚转侧滑耦合飞行试验。该型机安装有数字式飞控系统, 通过将传感器采集的飞行员操纵指令、直升机响应等信号传递给控制计算机, 由控制计算机处理后控制主、尾桨舵机和平尾舵机运动, 最终将指令传递到主、尾桨叶和平尾等操纵面, 实现对直升机飞行状态的控制。在该直升机的飞控系统的设计过程中, 采用了姿态控制/姿态保持(ACA)及速率控制/姿态保持(RCA)响应类型设计^[8]。本文进行的试验结果及分析均是基于 ACA 响应类型来进行。

选取试验飞行高度为海拔高度 1km, 操纵输入方式为直升机稳定前飞时的横向左、右压杆阶跃操纵输入, 动作输入时间为 0.2s, 幅值为 2~3cm。试验过程中可通过改变幅值来获得不同的姿态变化量。为了获得稳定的姿态角, 动作时间一般选择保持 10~12s。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。

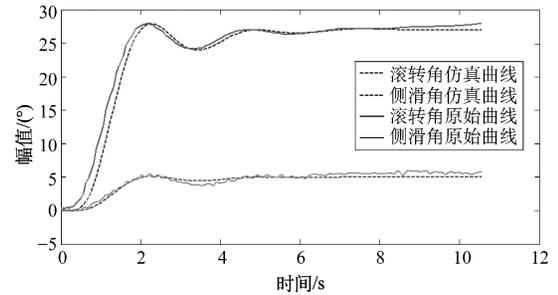


图 2 直升机滚转侧滑响应曲线

Fig. 2 The response curve of helicopter rolling sideslip

由图 2 可以看出, 根据响应模型辨识出的响应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滚转侧滑耦合响应。

3 气动参数对滚转侧滑耦合响应特性的分析

由系统传递函数式(5)、式(6)可知, 直升机滚转侧滑响应同时受到 $L_v, L_\phi, L_p, L_{W_x}$ 等多个参数的影响。但直升机横滚与侧滑响应区别主要受侧向力导数 Y_v 影响, 且 Y_v 在响应方程中同时影响传递函数的多个系数, 对直升机滚转侧滑耦合影响较大。本文以通过飞行试验验证的传递函数模型为基准, 在不改变其他参数的前提下, 通过改变 Y_v 得到不同参数的直升机滚转侧滑响应曲线, 结果如图 3 所示。根据直升机滚转侧滑耦合考核指标, 对不同 Y_v 下直升机滚转侧滑耦合响应进行分析。

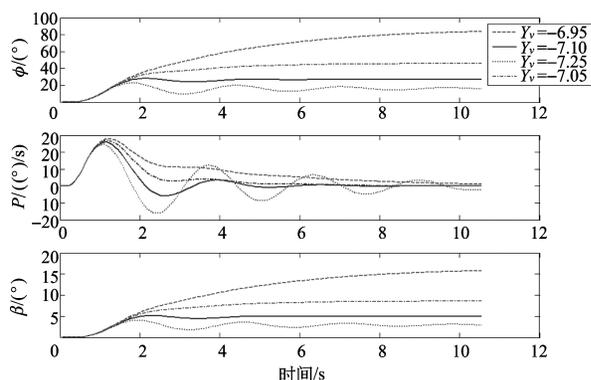


图3 不同 Y_v 下的直升机滚转侧滑响应曲线

Fig. 3 The response curve of helicopter rolling sideslip with different Y_v

由图3分析可知, $Y_v=-7.25$ 时, 直升机滚转角、侧滑角波动较大, 倾斜角振荡明显, 滚转侧滑耦合结果较差。随着 $|Y_v|$ 减小, 直升机系统阻尼增大, 横滚、侧滑振荡得到明显的抑制, 但系统响应幅值明显增大, 滚转周期延长。 $Y_v=-7.05$ 时, 直升机滚转角、侧滑角基本无明显波动, 横向振荡基本消失, 系统无明显的振荡响应。根据 ADS-33E 规范要求, 当系统响应没有明显的振荡时, 表明直升机响应已经完全满足了规范的符合性, 无须进行具体的指标评价。当 $Y_v=-6.95$ 时, 直升机滚转角、侧滑角响应幅值显著增大, 且在试验时间范围内无明显稳定的趋势, 持续向外发散。不同 Y_v 下直升机滚转侧滑耦合响应的主要参数见表1, 指标评价结果如图4所示。

表1 不同 Y_v 下滚转侧滑耦合响应的主要指标

Table 1 The major index of helicopter rolling sideslip with different Y_v

Y_v	T_d/s	$\frac{\phi_{osc}}{\phi_{av}}$	$\Delta\beta$ / (°)	Φ_1 / (°)	Ψ_{pp} / (°)	Ψ_β / (°)	$\frac{\Delta\beta}{\Phi_1}$
-7.25	2.56	0.38	4.04	22.73	114.05	-184.42	0.18
-7.10	2.62	0.09	5.17	28.17	120.45	-232.38	0.18
-7.05	—	—	7.66	40.58	—	—	0.19
-6.95	—	—	13.9	—	—	—	—

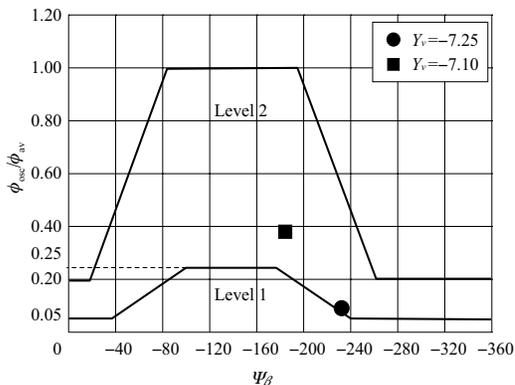


图4 不同 Y_v 下滚转侧滑耦合结果

Fig. 4 The results of helicopter rolling sideslip with different Y_v

由表1及图4可以得出, 随着 $|Y_v|$ 减小, 直升机横向振荡指标 ϕ_{osc}/ϕ_{av} 减小, 转弯协调指标 $|\Delta\beta/\Phi_1|$ 基本不变, 滚转侧滑耦合的定量评价指标总体得到改善。即在试验样机参数条件下随着 $|Y_v|$ 减小, 直升机滚转侧滑耦合品质越好。但从响应曲线可以看出, 当 $|Y_v|$ 过小时, 直升机的姿态响应已出现变形, 姿态响应已无法满足 ADS-33E 规定的姿态控制 6s 内达到稳定的响应要求, 且侧滑角出现明显的增大发散现象, 不满足直升机基本的协调转弯响应要求。说明随着 $|Y_v|$ 的改变, 对直升机整体飞行品质有着显著的影响。为了明确该影响, 对不同 Y_v 下的直升机滚转侧滑响应的稳定裕度进行了分析, 结果如图5及表2所示。

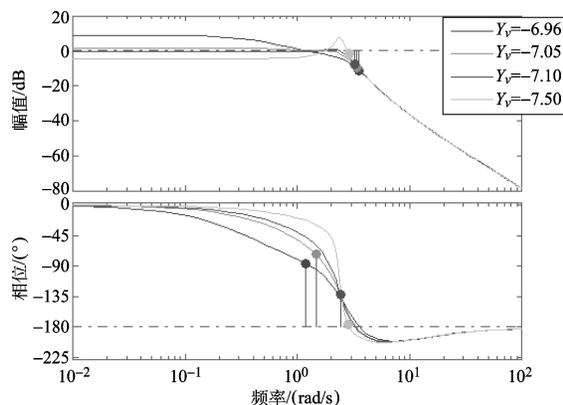


图5 不同 Y_v 下滚转侧滑耦合响应伯德图

Fig. 5 The bode diagram of helicopter rolling sideslip with different Y_v

表2 不同 Y_v 下滚转侧滑耦合响应的稳定裕度

Table 2 The stability margin of helicopter rolling sideslip with different Y_v

Y_v	阻尼比	相位裕度 /dB	幅值裕度 / (°)	幅值带宽 / (rad/s)	相位带宽 / (rad/s)	相位延迟 /s
-7.25	0.09	4.24	1.40	2.15	2.48	0.0700
-7.10	0.26	48.1	7.93	2.64	2.41	0.0596
-7.05	0.32	108	9.31	2.66	2.37	0.0576
-6.95	0.38	93.6	11.5	2.65	2.46	0.0519

由不同 Y_v 下直升机滚转侧滑响应的稳定裕度结果可以看出, 当 $|Y_v| > 7.05$ 时, 随着 $|Y_v|$ 减小, 直升机系统阻尼比明显增大, 稳定裕度增大, 幅值带宽增大, 相位延迟减小, 整体飞行品质得到改善。当 $|Y_v| < 7.05$ 时, 随着 $|Y_v|$ 减小, 直升机相频曲线在低频段出现下降, 直升机相位裕度降低, 导致直升机低频操纵飞行品质出现降级, 影响飞行品质整体评价结果。由分析结果可知, 侧向力对侧向速度的导数 Y_v 必然存在一个最优解, 使直升机的整体品质评价达到最优, 此时直升机滚转角、侧滑角响应能够较快地达到稳定且无明显的振荡响应, 同时直升机具有较大的稳定裕度, 且直升机响应合理。由系统传递函数可知, Y_v 最优解的具体大小受直升机

多个气动参数的影响,试验样机在 $Y_v=-7.05$ 附近达到最优。

4 结论

本文基于实际飞行试验与模型数值仿真结果,通过对直升机的滚转侧滑耦合响应的研究可以得到以下结论:

(1) 对直升机滚转侧滑耦合响应传递的函数模型进行了验证,所得的响应曲线与理论模型具有很好的一致性。

(2) 通过数值分析,对不同 Y_v 下的直升机滚转侧滑耦合响应的飞行品质进行了分析,给出侧向力对侧向速度的导数 Y_v 对滚转侧滑耦合影响的规律。同时,通过对不同 Y_v 下滚转侧滑耦合响应及稳定裕度的飞行品质分析,明确了 Y_v 对直升机飞行品质的影响,给出了适应于当前参数状态的 Y_v 的最优解。

为消除气动参数的交叉影响,本研究仅对 $L_v, L_\phi, L_p, L_{\dot{w}_x}$ 等参数不变的情况下, Y_v 对直升机滚转侧滑耦合响应的影响进行了分析。其他参数对直升机滚转侧滑耦合的影响以及 Y_v 的最优解与其他参数之间的关系有待进一步研究。 **AST**

参考文献

- [1] 王适存. 直升机空气动力学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1985: 1-2.
Wang Shicun. Helicopter aerodynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1985: 1-2. (in Chinese)
- [2] Ames Research Center. Helicopters handling qualities[S]. UAS: NASA CP-2219, 1982.
- [3] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学 [M]. 北京: 科学出版社, 2003: 161-164.
Gao Zheng, Chen Renliang. Helicopter flight dynamics [M]. Beijing: Science Press, 2003: 161-164. (in Chinese)
- [4] 国防科学技术工业委员会. 军用直升机飞行品质规范背景材料和使用说明 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1986: 61-79.
COSTIND. Military helicopter flying qualities specification, background materials and direction for use [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1986: 61-79. (in Chinese)
- [5] 何植岱, 毕建忠. 对飞行品质规范中关于急滚惯性耦合条款的研讨 [J]. 飞行力学, 1984 (2): 75-87.
He Zhidai, Bi Jianzhong. Discussion on the roll inertia coupling clause in flight quality specifications[J]. Flight Dynamics, 1984 (2): 75-87. (in Chinese)
- [6] 陈廷楠, 张登成. 某型飞机同时存在两种惯性耦合问题的探讨 [J]. 飞行力学, 1995 (03): 54-60.
Chen Tingnan, Zhang Dengcheng. A study for two kind of inertia coupling characteristics in an aeroplane[J]. Flight Dynamics, 1995 (03): 54-60. (in Chinese)
- [7] Blanken C L, Hoh R H. Test guide for ADS-33E-PRF[M]. US: NASA, 2008: 148-164.
- [8] 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 (3): 85-88.
Tian Lei, Zhang Honglin, Zhu Yu. Parameter identification based helicopter attitude agility flight test technology [J]. Flight Dynamics, 2017, 35 (3): 85-88. (in Chinese)

(责任编辑 刘玲蕊)

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

Response Analysis of Helicopter Rolling Sideslip Coupling

Tian Lei *, Zhang Honglin, Yang Wenfeng

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Rolling sideslip coupling is an important part of the helicopter flight quality test. Combined with the result of the helicopter flight test, the helicopter rolling sideslip coupling response curve with different aerodynamic parameters was shown, through the method of parameter identification and numerical analysis. And the influence of aerodynamic parameters on helicopter rolling sideslip coupling and flying quality were analyzed and summarized. It has important significance for the subsequent helicopter flight quality test.

Key Words: helicopter; ADS-33E; rolling sideslip coupling; parameter identification

Received: 2017-10-19; Revised: 2017-12-13; Accepted: 2018-01-03

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