

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.04.017

直升机飞行轨迹控制试飞技术研究

马庚军*, 张宏林

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 对 ADS-33E-PRF 中的飞行轨迹控制要求及相应的试飞评定方法进行了研究。分析并验证了规范定义的需用功率曲线的前、后段, 给出了分段评定的原因, 确定了分段后飞行轨迹控制评定的试飞方法和数据处理方法。运用某型直升机对上述方法进行了试飞验证, 得出了该型机飞行轨迹控制前、后段响应的评定结果。该结果表明, 所确定的试飞技术可行, 能有效评定 ADS-33E-PRF 中的飞行轨迹控制要求。

关键词: 直升机; 飞行轨迹控制; 试飞技术; 垂向速度

中图分类号: V217.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 04-0017-06

美国陆军航空及导弹司令部于 2000 年发布了新版的军用旋翼飞行器驾驶品质要求, 即 ADS-33E-PRF。相对于之前的版本, 新版的规范对飞行轨迹控制标准进行了修订, 获得总距阶跃输入时, 在垂向速度响应的基础上, 增加了总距固定、俯仰角变化时垂向速度响应的要求, 并将飞行轨迹控制的评定分为需用功率曲线的前、后两段分别进行。这一修订增加了评定试飞的内容和复杂程度, 对这一新要求的研究是实施飞行试验的前提条件。本文结合某型直升机的品质试飞, 从新规范中需用功率曲线前后段的判断、分段评定的原因、分段后飞行轨迹控制评定的试飞方法及数据处理方法等方面对该规范的飞行轨迹控制条款进行了分析研究。

1 规范的条款与分析

1.1 条款

ADS-33E-PRF 用两个定量条款来评定飞行轨迹的响应: 当以需用功率曲线的前段空速飞行时, 应满足条款 (1) 的要求; 当以需用功率曲线的谷底后空速飞行, 或条款 (1) 不能满足时, 应使用条款 (2) 的要求。为了达到此要求, 在总距保持恒定的条件下, 当俯仰姿态阶跃变化引起的飞行轨迹角的稳态响应对空速的斜率 ($\Delta \gamma_s / \Delta V_s$) 为负值时, 定义为前段飞行; 当斜率为正值或零时, 定义为后段飞行^[1]。

(1) 飞行轨迹对俯仰姿态的响应 (前段)

当总距操纵固定时, 等级 1 要求所有低于 0.4rad/s 的频率, 其垂向速度响应滞后俯仰姿态响应的角度不大于 45°; 等级 2 要求所有低于 0.25rad/s 的频率, 滞后不大于 45°。

(2) 飞行轨迹对总距操纵的响应 (后段)

在总距操纵阶跃后, 垂向速度响应在 5s 内应有等效的一阶外形。应限制俯仰姿态角的偏移量, 以便忽略它们对垂向速度响应的影响。其参数由等效一阶垂向速度-总距的传递函数确定, 表 1 给出了这些参数的限定值。用时域拟合法可得到等效系统参数。符合本要求的鉴定系数 R^2 应大于 0.97, 小于 1.03。

$$\frac{\dot{h}}{\delta_c} = \frac{Ke^{-(\tau_{heq}s)}}{T_{heq}s + 1} \quad (1)$$

式中: $\dot{h}$ 为垂向速度, 单位为 m/s; δ_c 为总距操纵量, 单位为 (°); K 为增益; τ_{heq} 为滞后时间, 单位为 s; T_{heq} 为时间常数, 单位为 s。

表 1 公式 (1) 中参数的最大值 (前飞)

Table 1 Maximum values for parameters in formula (1) -forward flight

等级	T_{heq}/s	τ_{heq}/s
1	5.0	0.20
2	10.0	0.30

收稿日期: 2017-01-18; 退修日期: 2017-02-17; 录用日期: 2017-03-01

* 通讯作者. Tel.: 029-86839474 E-mail: mgjun8905@163.com

引用格式: MA Gengjun, ZHANG Honglin. Research on flight test technology of helicopter flight path control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (04): 17-22. 马庚军, 张宏林. 直升机飞行轨迹控制试飞技术研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (04): 17-22.

1.2 分析

这两个条款的选择取决于直升机飞行速度及条款(1)是否能够满足要求,为此,ADS-33E-PRF 根据总距保持恒定的条件下,俯仰姿态阶跃变化引起的轨迹角稳态响应对空速的斜率($\Delta\gamma_{ss}/\Delta$)的正负定义了需用功率曲线的前后段。

1.2.1 前、后段划分的判断

为了判断前、后段的划分,从速度 V_0 、轨迹角 γ_0 的稳定平飞(高度一定、垂向速度 $\dot{h}_0=0$ 时)开始考察,保持总距固定、前推周期变距杆增速并产生俯仰姿态阶跃变化,直到轨迹角达到稳态响应的这一过程。定义垂向速度 $\dot{h}$ 以高度增加方向即垂直向上为正,假设轨迹角达到 γ_1 时直升机的稳态速度为 $V_0+\Delta V$ 。

对于需用功率曲线的小速度段(飞行速度小于久航速度),推杆增速后需用功率减小,剩余功率增加,直升机产生向上的垂向速度 $\dot{h}$ ($\dot{h} > 0$)。前后两个稳态相比,有:

$$\dot{h}/(V_0+\Delta V) > \dot{h}_0/V_0 = 0$$

由轨迹角的定义:

$$\gamma = \arcsin(\dot{h}/V) \quad (2)$$

式中: γ 为前飞速度。

可得轨迹角的稳态增量为:

$$\Delta\gamma_{ss} = \gamma_1 - \gamma_0 = \arcsin(\dot{h}/(V_0+\Delta V)) - \arcsin(\dot{h}_0/V_0) > 0$$

由于是增速过程,则速度的稳态增量为:

$$\Delta V_{ss} = (V_0+\Delta V) - V_0 = \Delta V > 0$$

从而有:

$$\Delta\gamma_{ss}/\Delta V_{ss} > 0$$

根据规范对前后段的定义,可确定需用功率曲线的小速度段为后段。同理,可得需用功率曲线的大速度段(飞行速度大于久航速度)为规范定义的前段;而两段之间的分段点即为久航速度。因此,规范定义的功率曲线前后段的划分如图1所示。

由规范对需用功率曲线前后段的定义,可知获取前后段判断数据的必要试验方法应是总距固定条件下偏离配平的俯仰姿态阶跃。为验证上述前后段的分析结果,选取某型直升机固定总距前飞时俯仰姿态阶跃引起的飞行轨迹角响应进行计算分析。计算中使用飞行轨迹重构法来计算垂向速度^[2],如式(3)所示;然后采用式(2)计算飞行轨迹角。

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi - w \cos \phi \cos \theta \quad (3)$$

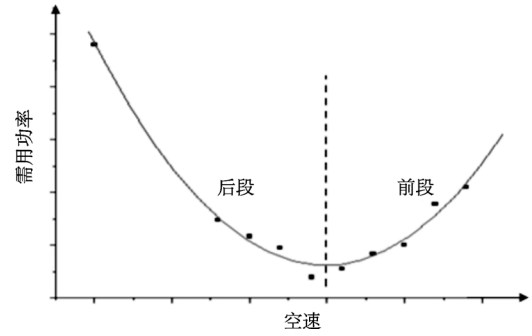


图1 需用功率曲线前、后段的划分

Fig.1 The frontside and backside of the power required curve

式中: u, v, w 分别为体轴系的3个速度分量; ϕ, θ 为滚转角和俯仰角。计算结果如图2所示,图2给出了该型机在大于久航速度的前飞条件下,飞行轨迹角随俯仰姿态阶跃变化的响应。由图2可知,俯仰角低头阶跃后,飞行速度逐渐增大($\Delta V_{ss} > 0$),而飞行轨迹角 γ 的稳态值小于阶跃之前的稳态值($\Delta\gamma_{ss} < 0$),因此,可得 $\Delta\gamma_{ss}/\Delta V_{ss} < 0$,即大于久航速度的需用功率曲线部分为规范定义的前段,这一试飞的结果与上述理论分析结果相吻合,证明了上述分析结果的正确性。

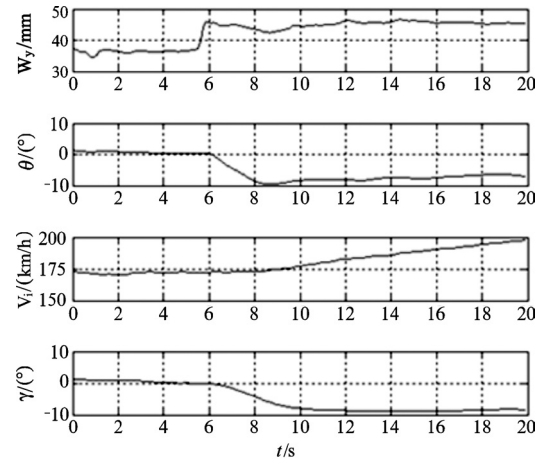


图2 大于久航速度时俯仰角阶跃引起的响应

Fig.2 Response of pitch attitude step input-velocity bigger than maximum endurance speed

1.2.2 分段评定的原因

在 ADS-33C-PRF 及 ADS-33D-PRF 中,飞行轨迹控制部分的要求仅是“在一个阶跃总距输入后至少5s内,垂向速度响应具有合格的一阶外形^[3,4]。”在飞行试验中,这一条款存在两个重大缺陷:一是没有涉及纵向周期变距操纵方式,而在前飞中单独采用周期变距改变俯仰姿态角来控制飞行轨迹的情况非常普遍;二是在前飞中,完成纯粹的总距

输入而没有小幅姿态角的改变几乎是不可能的,而即使是小幅的姿态角变化也可能产生很大的垂向速度响应(尤其是大速度时),因此,不能忽略轴间耦合对垂向速度产生的影响。

德国宇航研究院(DLR)在运用无增稳的BO105直升机对ADS-33C-PRF进行的试飞评估中即遇到了上述问题^[2]:BO105直升机在以148.16km/h的速度前飞试验中,其他操纵轴保持固持、总距阶跃输入引起的垂向速度响应并不具有合格的一阶外形,如图3所示。而总距阶跃输入的同时利用纵向周期变距修正俯仰姿态偏移后,得到了近似的一阶外形,如图4所示,并且当修正俯仰姿态的操纵量更大时,垂向速度响应的外形更接近于一阶外形(如图4中实线所示)。

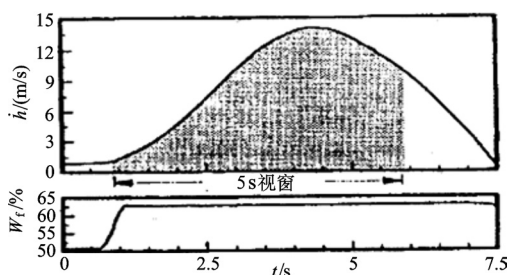


图3 BO105 前飞总距阶跃时的垂向速度响应(其他操纵轴固持)
Fig.3 Vertical rate response to collective step-BO105 in forward flight (other axes held fixed)

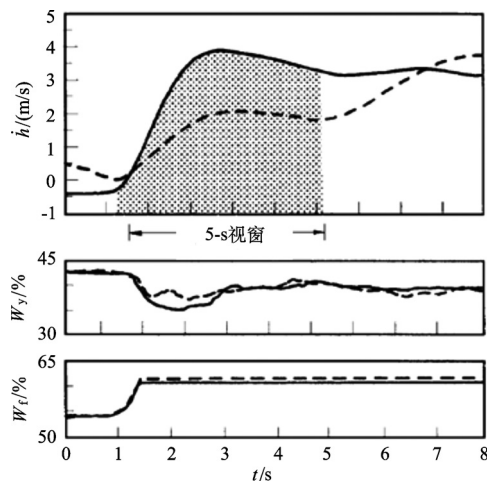


图4 BO105 前飞总距阶跃时的垂向速度响应(纵向周期杆修正俯仰姿态角偏移)
Fig.4 Vertical rate response to collective step-BO105 in forward flight (applying cyclic to minimize pitch excursions)

之所以出现这样的问题是由于BO105直升机由总距阶跃输入引起的俯仰耦合非常强烈。而对于接近中立稳定的直升机来讲,总距阶跃输入在短周期内不会引起俯仰轴的剧烈变化,可认为垂直轴和俯仰轴是解耦的,因此,得到

的垂向速度响应具有典型的一阶外形。AH-64A直升机在以240.76km/h速度前飞时的放距阶跃试验说明了这一点,其所得响应结果和一阶响应模型给出的结果非常相近^[5],如图5所示。

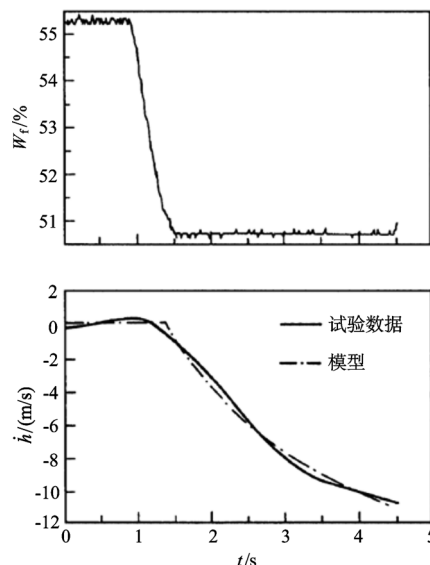


图5 AH-64A 直升机总距阶跃输入的垂向速度响应
Fig.5 Vertical rate response to collective step for AH-64A helicopter

可见,旧版规范中关于飞行轨迹控制的要求,对于接近中立稳定的直升机(即总距阶跃输入在短周期内不会引起较大的俯仰角偏差)而言尚可实现,而对于垂直轴和俯仰轴强烈耦合的直升机,垂向速度响应的外形很难接近于一阶外形,且试验内容不符合实际需求。

因此,在ADS-33E-PRF中增加了周期变距(俯仰姿态变化)这一飞行轨迹控制方式,进而将飞行轨迹控制的评定分成前、后两段并采用不同的标准分别进行,这样的评定方法也符合如下事实:当以后段速度前飞时,空速较小,前飞速度对垂向速度的贡献量 $u \sin \theta$ 较小(如式(3)所示),为实现飞行轨迹控制需要较大的俯仰角变化;而总距控制相对直接,效率较高。因此,飞行轨迹控制要求把总距作为主要操纵。当速度处于需用功率曲线的前段时,速度较大,前飞速度对垂向速度的贡献量 $u \sin \theta$ 较大,俯仰角轻微的变化即可达到控制轨迹的目的;而采用总距操纵除了引起垂向速度响应外,还会引发俯仰姿态角的附加变化,导致轨迹控制难度增大。而当改变俯仰姿态角不能实现飞行轨迹控制要求时,仍可使用总距操纵来完成。

因此,ADS-33E-PRF增加了周期变距(俯仰姿态变化)控制方式,分成前、后两段并采用不同的标准分别进行评定

后,就规避了早期版本中的两个缺陷,可在不同的前飞速度以符合实际的操纵方式进行试验,使飞行试验更符合实际需求,试验实施相对便利,规范要求也更容易达到。

2 试飞方法与数据分析

2.1 分段点的确定

采用分段评定后,首先需要确定前、后段的分段点。由前文可知,前、后两段的分段点即久航速度。因此,在进行飞行轨迹控制试验前,需要结合平飞性能试飞确定久航速度。

2.2 飞行轨迹对俯仰姿态的响应(前段)

根据规范的要求,可以采用频率扫描或单正弦波输入的操纵方式进行该部分试验^[6]。但由于标准要求的操纵频率为小于 0.4 rad/s (周期为 15.7s,等级 1) 和小于 0.25rad/s (周期为 25.1s,等级 2),均比较小。若采用频率扫描的试验方式,则必须从一个相当低的频率开始,扫描进行几个周期所需时间是数分钟,因此,扫描输入的幅值必须足够小,以避免出现偏离配平的大姿态变化,这增加了试验实施及得到高质量数据的难度。

更实际的方法是采用单频率的正弦波。既然规范要求频率在 0.40rad/s 以下(等级 1)时垂直速度滞后姿态不大于 45°,则可输入一个固定频率为 0.40rad/s 的正弦波;若该频率输入下滞后角度能满足规范要求,则更低的频率也同样可以满足。在获得单正弦波输入的时间历程曲线后,如图 6 所示,可由曲线直接获得俯仰角响应的周期 P 及其与垂向速度响应的时间差 Δt ,因此,可采用式(4)计算响应滞后的角度。

$$\Delta\varphi(^{\circ}) = (\Delta t / P) \times 360 \quad (4)$$

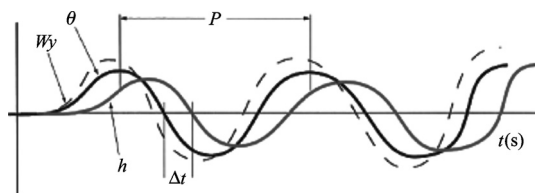


图 6 单正弦波输入响应滞后角度的计算

Fig.6 Computing of response lag angle to single sine wave input

试验应以稳定状态开始,试验中保持总距固定,滚转和航向偏差也应尽可能地小。要获得稳定的响应,可能需要操纵时间持续 3~4 个正弦波周期。据此,对某型直升机在高 1000m 以 220km/h 速度前飞时纵向单频率正弦波输入引起的垂向速度响应进行了计算分析。多次正弦波输入试验所得的垂直速度响应滞后角度统计如表 2 所示,单次试验响应

的时间历程如图 7 所示。

表 2 单正弦波输入后垂速响应的滞后角度

Table 2 Lag angle of vertical rate response to single sine wave input

序号	输入频率 / (rad/s)	P/s	$\Delta t/s$	$\Delta\varphi / (^{\circ})$
1	0.39	15.93	1.57	35.48
2	0.38	16.69	1.38	29.77
3	0.34	18.50	2.12	41.25
4	0.36	17.56	2.00	41.00
5	0.36	17.25	1.81	37.77
6	0.40	15.82	1.25	28.45
7	0.32	19.37	1.69	31.41
8	0.31	20.56	1.81	31.69

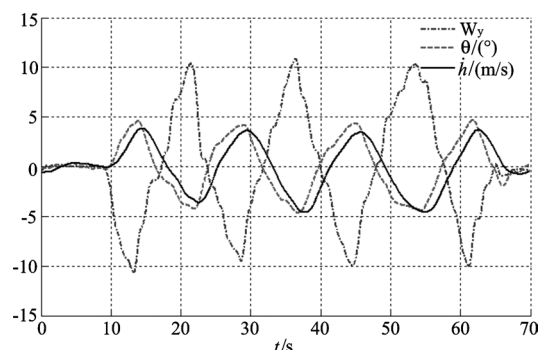


图 7 单正弦波输入后响应的时间历程

Fig.7 Time history of response to single sine wave input

由计算结果可知,滞后角度的最大值为 41.25°。根据 ADS-33E-PRF,该型直升机飞行轨迹对俯仰姿态的响应具有等级 1 的评定等级。

2.3 飞行轨迹对总距操纵的响应(后段)

ADS-33E-PRF 对这一部分的要求与悬停及低速时总距操纵引起的高度响应的要求相近,只对等效一阶垂向速度-总距传递函数的参数做了重新限定,新限定值如表 1 所示。因此,可采用与总距操纵时高度响应相同的试验方法和数据处理方法。合适的操纵输入形式为总距操纵位移阶跃。试验应从稳定状态开始,可进行不同幅值的提距和放距阶跃输入,考虑到安全性,不可使用大幅值的放距阶跃,尤其是在近地面。试验过程中应使俯仰、滚转和航向偏移量最小;总距引起的俯仰耦合的影响随着空速的增加而更加显著,因此,在 5s 的阶跃时段内应保持俯仰姿态偏离配平的变化量处在可以忽略的范围内。

根据总距操纵时高度响应的数据处理方法^[1],对某型直升机在高 1000m 以 110km/h 速度前飞时总距阶跃操纵引

起的垂向速度响应进行了计算分析。计算中垂向速度采用式(3)求出,拟合方法为三变量非线性最小二乘法。最佳拟合得出的等效一阶传递函数的3个参数及鉴定系数如表3所示,拟合得出的垂向速度响应曲线如图8(a)和图8(b)所示。

表3 垂向速度响应的拟合结果
Table 3 Fitting results of vertical rate response

总距操纵	K	T_{heq}/s	T_{leq}/s	R^2	评定等级
提距	2.60	1.34	0.07	0.995	等级1
放距	-1.22	1.29	0.02	0.997	等级1

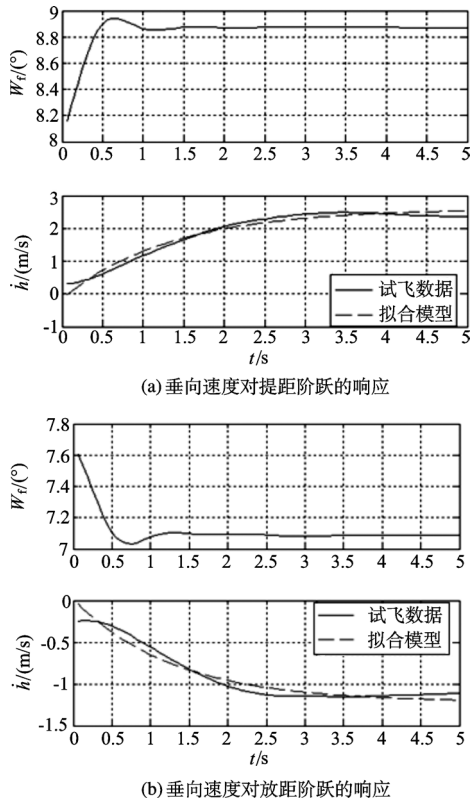


图8 垂向速度对提距阶跃和放距阶跃的响应
Fig.8 Vertical rate response to up-collective step and down-collective step

由上述计算结果可以看出,鉴定系数 R^2 在0.97~1.03的条件范围内时,最优拟合得出的等效一阶传递函数的参数值在飞行轨迹控制等级一的限定范围内,因此,该型直升机飞行轨迹对总距操纵的响应具有等级1的评定等级。图8(a)和图8(b)也同样显示,总距阶跃后的5s视窗内,垂向速度响应与一阶拟合模型的外形非常相似,具有一阶外形。

上述算例证明了所采用的飞行轨迹控制试飞方法和数据处理方法的可行性。

3 结论

本文对ADS-33E-PRF中的飞行轨迹控制条款及评定该条款的试飞方法和数据处理方法进行了分析验证,得出了如下结论:

(1) 需用功率曲线的大速度段(飞行速度大于久航速度)为ADS-33E-PRF所定义的前段;需用功率曲线的小速度段(飞行速度小于久航速度)为后段;两段之间的分段点为久航速度。

(2) ADS-33E-PRF增加周期变距(俯仰姿态变化)这一飞行轨迹控制方式,将飞行轨迹控制评定分成前、后两段并采用不同的标准分别进行,规避了旧版规范中的主要缺陷,使飞行试验更符合实际需求,试验实施相对便利,规范要求也更容易达到。

(3) 飞行轨迹对俯仰姿态的响应(前段)的评定应采用单频率的正弦波输入形式,通过响应的时间历程来计算垂直速度响应滞后角度;飞行轨迹对总距操纵的响应(后段)的评定应采用总距阶跃输入形式,通过三变量非线性最小二乘法计算等效传递函数的参数。

算例证明了本文确定的飞行轨迹控制试飞技术的可行性。本文可为飞行轨迹控制要求的试飞验证及相应闭环机动科目飞行试验的实施提供借鉴和参考。

AST

参考文献

- [1] AMRDEC. ADS-33E-PRF; Aeronautical design standard performance specification-handling qualities requirements for military rotorcraft [S]. AMRDEC, 2000.
- [2] Ockier C J. Flight evaluation of the new handling qualities criteria using the Bo105[C]//American Helicopter Society. 49th Annual Forum of AHS, 1993.
- [3] AVSCOM. ADS-33C; Handling qualities requirements for military rotorcrafts [S]. America; US Army AVSCOM, 1989.
- [4] Anon. ADS-33D; Handling qualities requirements for military rotorcrafts [S]. America; Army Aviation and Troop Command, 1996.
- [5] Padfield G D. Helicopter flight dynamics; the theory and application of flying qualities and simulation modeling [M]. Second Edition. Washington; AIAA, 2007; 425-427.
- [6] Blanken C L, Hoh R H, Mitchell D G, et al. Test guide for ADS-33E-PRF [R]. Washington; RDECOM, 2008.

作者简介

机飞行品质试飞研究。

马庚军 (1989—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升 Tel: 029-86839474 E-mail: mgjun8905@163.com

Research on Flight Test Technology of Helicopter Flight Path Control

MA Gengjun*, ZHANG Honglin

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper introduced the research of flight path control requirement in ADS-33E-PRF and its assessment method through flight test. The frontside and backside of the power required curve defined by the specification were analyzed and validated, then given the reasons of two-subsection assessment, and the flight test method and data processing method were ascertained. These methods were validated through a helicopter flight tests, which got the assessment ratings of the frontside response and the backside response of the flight path control for a helicopter. These results show that the flight test technology confirmed by this paper is feasible, it can be used to assess the flight path control requirement of ADS-33E-PRF effectively.

Key Words: helicopter; flight path control; flight test technology; vertical rate

Received: 2017-01-18; Revised: 2017-02-17; Accepted: 2017-03-01

*Corresponding author. Tel. : 029-86839474 E-mail: mgjun8905@163.com