

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.04.047

电传飞机迎角限制器试飞验证方法研究

方自力*, 韩意新, 袁广田

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 电传飞机迎角限制器是大迎角飞行控制律的重要组成部分, 迎角限制器功能可以有效地保证飞机的飞行安全。GJB3814—1999 中对于迎角限制器的验证提出了明确的要求, 在试飞中必须针对迎角限制器开展飞行验证。根据某型飞机的气动特性、控制律设计原理, 开展了飞行仿真试验验证, 提出了合理的试飞方法, 制定了合理的测试方案和试飞方案。在试飞过程中循序渐进地开展试飞, 有效地规避了意外进入失速尾旋等试飞风险, 保证了试飞安全, 全面验证了某型飞机的迎角限制器功能的可靠性和有效性, 为电传飞机迎角限制器试飞提供了技术支持。

关键词: 迎角限制器; 飞行仿真; 大迎角特性; 试飞验证

中图分类号: V249.122

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2017) 04-0047-04

现代高性能电传飞机具有无忧虑操纵的思想设计先进的飞行控制律, 为了保证在飞行过程中飞机不超出其迎角和过载限制, 控制律中设计了迎角限制器模块。根据 GJB3814-99 中对于试飞内容的规定“在最小可维持的速度和最大水平飞行速度之间的整个速度范围内, 从 1g 减速到最大 g 减速, 纵向机动到限制器迎角, 以及用收敛转弯和推 - 拉杆到限制器迎角。在出现偏离后立即开始改出。”^[1] 为了完成以上考核内容, 必须制定合理的试飞方案, 既要保证试飞动作能够检查迎角限制器功能, 又要保证飞机不出现预期之外的偏离。本文根据 GJB3814-99 的要求, 结合某型飞机迎角限制器控制律设计特点和气动特性, 开展试飞方法研究, 很好地验证了迎角限制器的功能。

1 理论分析

某型飞机为常规气动布局飞机, 迎角限制器为 26° , 纵向操纵舵面为全动平尾, 横向操纵舵面为副翼, 航向操纵舵面为方向舵。由于迎角限制器主要是依靠控制律驱动操纵舵面来产生力矩改变飞机姿态, 从而达到迎角不超过 26° 的目的。因此, 在试飞前, 首先需要考察飞机的气动特性, 如图 1~图 3 所示, 可以看出:

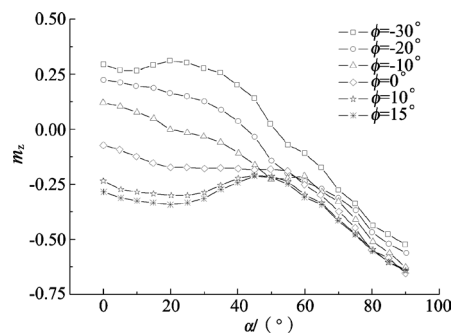


图 1 平尾效率

Fig.1 Horizontal tail efficiency

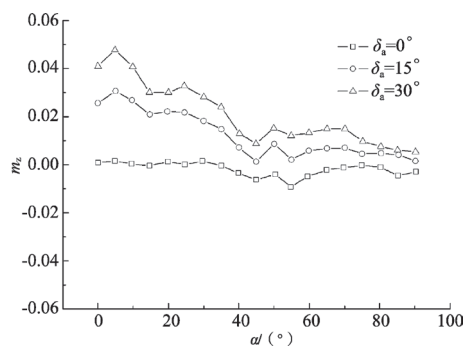


图 2 副翼效率

Fig.2 Aileron efficiency

收稿日期: 2016-12-09; 退修日期: 2017-01-10; 录用日期: 2017-01-20

* 通讯作者. Tel.: 15129880040 E-mail: fangzilicom@sina.com

引用格式: FANG Zili, HAN Yixin, YUAN Guangtian. Flight test demonstration method research on AOA limiter of FBW aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (04): 47-50. 方自力, 韩意新, 袁广田. 电传飞机迎角限制器试飞验证方法研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (04): 47-50.

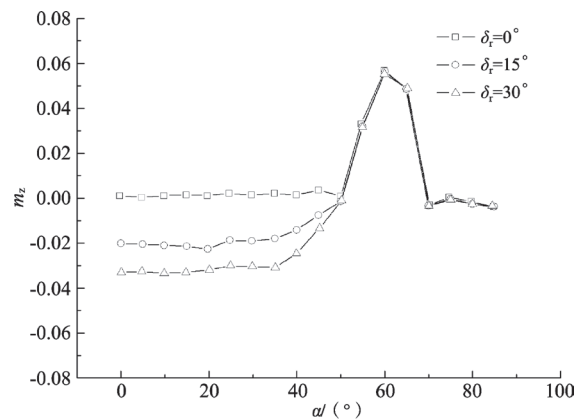


图3 方向舵效率
Fig.3 Rudder efficiency

- (1) $\alpha = 35^\circ$, 达到最大升力系数;
- (2) $\alpha < 50^\circ$, 平尾均有效;
- (3) $\alpha > 35^\circ$, 后方向舵效率开始下降;
- (4) $\alpha > 35^\circ$, 后副翼可能出现反向。

根据该型飞机风洞试验数据可以看出,在迎角限制范围内 ($\alpha < 26^\circ$),飞机的气动舵面均有较高的效率,但是随着迎角的增加,各个舵面的效率逐渐降低。

迎角限制器在大于 15° 时开始工作,此时纵向杆指令迎角,拉满杆对应的迎角为 26° 。当迎角超过 25° 后,迎角反馈之路会叠加一个正的指令给平尾,强制飞机低头。横航向控制律中,主要随着迎角增大,对横航向操纵权限进行了限制^[2]。迎角 25° 时,横向操纵权限为 40%,航向操纵权限为 50%。

2 飞行仿真

根据该型飞机的气动特点和控制律特点,在地面模拟器上开展飞行仿真试验,进行典型的大迎角试飞动作演练,完成了包括平飞减速、爬升减速、收敛转弯、急剧拉杆等试飞动作,结果如表 1 所示。根据飞行仿真试验结果可以看出,使用平飞减速、收敛转弯和急剧拉杆均未超出迎角限制,飞机飞行速度在使用包线范围内,舵面效率能够保证飞机姿态迅速回到正常使用迎角范围内;爬升减速法可以使飞机速度降低到最小平飞表速以下,飞机舵面效率降低,随着俯仰角的增加,飞机的迎角会突破 26° ,且在改出过程中飞机的高度损失较大。

以上模拟器试飞的结果在后续实际试飞中起着重要的数据支撑作用。在实际试飞中,应适当增加试飞高度,爬升减速应从 30° 仰角开始进行试飞,并且与模拟器数据对比,

决策下一个爬升减速使用的仰角,逐步增加最大试飞迎角,直到迎角限制边界。

表 1 飞行仿真结果
Table 1 Flight simulation result

气压高度 /km	指示空速 / (km/h)	试飞动作	$\alpha_{max}/ (^\circ)$	$V_{min}/ (km/h)$
10	320	平飞减速	25.8	185
10	0.6	收敛转弯	24.9	—
10	260	急剧拉杆	25.5	—
10	320	30° 爬升减速	25.6	162
10	320	40° 爬升减速	26.4	141
10	320	45° 爬升减速	27.7	118

3 飞行试验

3.1 试飞原则

为了保证试飞安全,试飞方案的设计遵循以下原则:

- (1) 试飞高度由高到低;
- (2) 先进行平飞中的迎角增加直到限制迎角试飞,后进行机动试飞中的迎角增加直到限制迎角试飞;
- (3) 在速度小于最小平飞表速时,允许飞机迎角超过 26° ,但是一旦超过,立即采取措施改出;
- (4) 试飞过程中一旦发现横航向非指令性偏航和滚转,立即推杆减小迎角改出^[3,4]。

3.2 平飞减速迎角限制检查

由于平飞减速过程中可以通过控制减速率来保证飞机的迎角线性增加,在迎角增加过程中,飞机的气动力近似为准定常,可以及时改出。因此,应当首先进行平飞减速试飞,验证飞机平飞减速至拉杆到底过程中飞机的迎角、速度、舵面偏度之间的对应关系。试飞结果如图 4 所示,飞机在指示空速 320km/h 配平飞机,配平迎角为 10° ,平飞减速过程中保持减速率为 2.3m/s,迎角超过 15° 后开始需要拉杆保持平飞,迎角线性增加,直到拉杆到底,飞机最小指示空速为 184km/h,最大迎角为 25.6° ,且难以保持,推杆后迎角迅速恢复到 15° 以内,飞机的三向角速率均没有出现明显的振荡趋势。

对比试飞数据和模拟器仿真结果,试飞结果与理论值和仿真结果较为吻合,且在接近迎角限制器边界时,飞机姿态没有明显的偏离趋势,因此,可以开展进一步的试飞,完成国军标中关于“纵向机动到限制器迎角,以及用收敛转弯和推—拉杆到限制器迎角”的规定内容。

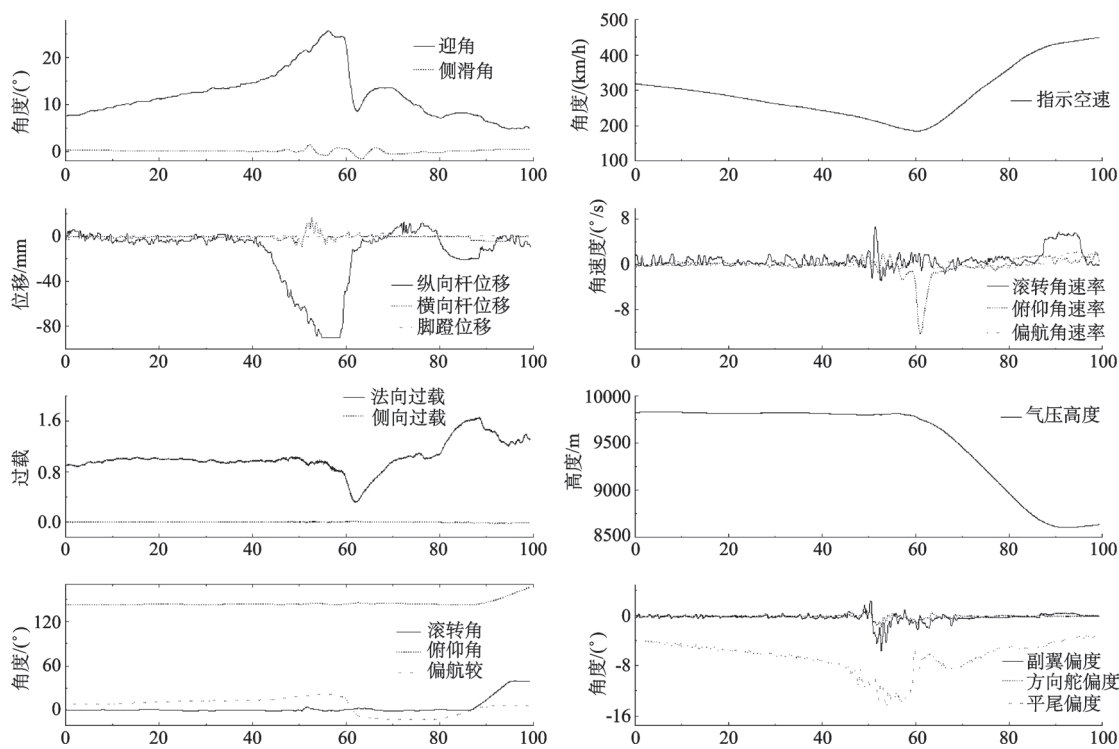


图4 $\theta=45^\circ$ 爬升减速试飞结果时间历程

Fig.4 $\theta=45^\circ$ climb deceleration flight test time history

3.3 机动飞行中迎角限制检查

由于迎角限制主要依靠气动舵面进行控制,因此,首先要检查空速在正常使用范围内飞机的迎角限制控制律的功能。收敛转弯和急剧拉杆机动可以有效检查迎角限制控制律的工作情况。试飞结果如表2所示,在所选状态点,迎角均未超过 26° ,且与仿真计算结果相当,迎角限制器控制律工作符合设计。

表2 机动试飞结果

Table 2 Maneuver flight test result

气压高度 /km	指示空速 / (km/h)	试飞动作	$\alpha_{\max}/(^{\circ})$	$n_{\max}$
10	380	收敛转弯	25.4	3.7
10	240	急剧拉杆	25.8	1.8

3.4 低速改出时的迎角限制器检查

GJB3814-99 中明确规定了要对高俯仰姿态低速改出时的迎角限制功能进行检查,其目的主要是检查低速情况下,气动舵面效率降低时,迎角限制器对于姿态改出的作用。使用爬升减速法可以检查高俯仰姿态低速改出中迎角限制器的工作情况,这种试飞方法极可能造成飞机的迎角超出迎角限制,因此,需要通过逐渐增大仰角的方法控制最大迎角,并且实时与地面模拟器仿真结果对比决策是否进行下一步试

飞动作。

按照以上原则,按顺序完成了仰角 30° 、 40° 、 45° 爬升减速试飞动作,结果如表3所示。飞机的试飞迎角最大值比仿真结果大 0.5° 左右。随着空速的降低,飞机的舵面效率降低,即使操纵面满偏仍旧不能将迎角限制在 26° 以内,但是在超过迎角限制后,飞机没有出现非指令性的俯仰、滚转、偏航振荡,且能够迅速改出使迎角回到正常范围内,如图4所示。

表3 爬升减速试飞结果

Table 3 Climbing decelerate flight test result

气压高度 /km	指示空速 / (km/h)	试飞动作	$\alpha_{\max}/(^{\circ})$	$n_{\max}$
10	320	30° 爬升减速	26.2	159
10	320	40° 爬升减速	26.8	138
10	320	45° 爬升减速	28.2	123

4 结论

本文根据国军标对于带迎角限制飞机的试飞验证机动的要求,通过理论分析、模拟器仿真和试飞方案设计,建立了合理的试飞方法,安全有效地对迎角限制器进行了功能试飞检查,验证了迎角限制器控制律设计的功能满足使用要求和国军标的相关要求。

参考文献

- [1] LI Shuyou, CHEN Qishun. GJB 3814-1999: Stall/Post-stall/Spin flight test demonstration requirements for military aircraft[S]. Aviation Industry of China, 1999.
- [2] WANG Ting, WANG Bo, LI Deshang. Research for NA/AOA limiter law design[J]. Flight Dynamics, 2014, 32 (2): 110-113.
- [3] Heller M, Niewoehner R J, Lawson K P. F/A-18E/F super hornet high-angle-of-attack control law development and testing[J]. Journal of Aircraft, 2015, 38 (5): 841-847.
- [4] Sitz D M, Nelson D C, Carpenter M R. Keep eagle F-15E high angle-of-attack flight test program[J]. Journal of Aircraft, 2015,

34 (3): 265-270.

作者简介

方自力 (1987—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机飞行品质和大迎角特性试飞。

Tel: 15129880040

E-mail: fangzilicom@sina.com

韩意新 (1987—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机飞行品质和大迎角特性试飞。

袁广田 (1987—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机飞行品质和大迎角特性试飞。

Flight Test Demonstration Method Research on AOA Limiter of FBW Aircraft

FANG Zili*, HAN Yixin, YUAN Guangtian

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Angle Of Attack (AOA) limiter is an important part of high AOA flight control law of Fly-By-Wire (FBW) aircraft. A well-designed AOA limiter can assure flight security effectively. The requirements about AOA limiter in GJB 3814-1999 is very clear and it must be demonstrated by flight test. Based on aerodynamics and flight control law design of certain aircraft, flight simulation was developed and flight test method was proposed. Measurement method and flight scheme were developed. Flight test was carried out step by step to avoid accidental stall/spin risk. The reliability and effectiveness of AOA limiter of certain FBW aircraft were validated by flight test. The flight test method can provide technique support for AOA limiter demonstration of FBW aircraft.

Key Words: AOA limiter; flight simulation; high angle of attack; flight demonstration

Received: 2016-12-09; Revised: 2017-01-10; Accepted: 2017-01-20

*Corresponding author. Tel. : 15129880040 E-mail: fangzilicom@sina.com