

民机空中最小操纵速度敏感性和试飞技术研究

Research on Minimum Control Speed Sensitivity and Flight Test Technology in Civil Aircraft

中航通飞华南飞机工业有限公司试飞中心 杜光明

[摘要] 对空中最小操纵速度相关规章要求进行了解读,在进行简单力学分析的基础上,分析了影响空中最小操纵速度的主要因素,对确定空中最小操纵速度的试飞方法、风险分析和安全措施进行了总结和归纳,并完成试验数据处理和结果分析,为其他型号试飞提供重要参考。

关键词: 最小操纵速度 敏感性分析 试飞技术

[ABSTRACT] Through the interpretation of the relevant regulatory of air minimum control speed and on the basis of a simple mechanical analysis and considering of the main factors affect on air minimum control speed, the improvement of the air minimum control speed method, analysis on risk and safety possibility is summarized, the test data analyzing is complete. The data summarized above provide the important reference for other models of aircraft flight test work.

Keywords: Minimum control speed Sensitivity analysis Flight test technology

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.15.126

空中最小操纵速度是确定飞机安全飞行速度限制(如 V_R 、 V_{2min} 等)时要用到的几个基准值之一,它的确定与飞机的操纵性密切相关,因此,飞机的空中最小操纵速度准确与否,直接关系到飞机能否安全飞行。CCAR-25-R4 对民用运输类飞机空中最小操纵速度提出了具体要求,如何正确理解条款规定、把握条款的内涵成为准确确定飞机最小操纵速度的基础。同时,影响空中最小操纵速度的因素较多,本文在对非对称推力状态下飞机受力分析的基础上,抓住影响空中最小操纵速度的主要因素进行分析,并从飞行试验的角度,对空中最小操纵速度确定时的试飞方法、风险分析和安全措施进行详细介绍,并以某型飞机飞行试验结果为例,进行了数据处理和结果分析,为其他型号飞机空中最小操纵速度等非对称推力试飞科目提供重要经验和参考。

1 条款要求和理解

民用航空规章对空中最小操纵速度的要求为 CCAR-25-R4.149 (b)、(c) 和 (d) 条。

§ 25.149 (b) 界定了空中最小操纵速度 V_{MCA} 的含义和目的,反映了飞机在起飞爬升期间出现非对称推力状态时飞行员需要面对的 2 个操纵性问题:(1) 发动机停车后立即恢复对飞机的操纵;(2) 发动机停车状态下保持飞机稳定直线飞行时的操纵。

§ 25.149 (c) 和 (d) 对确定 V_{MCA} 时的条件、验证内容进行了阐述。确定 V_{MCA} 时主要考虑的条件包括发动机工作状态、飞机重心位置、重量、高度、构型等, V_{MCA} 试验时需要验证的内容隐含了对上述 2 个操纵性问题的要求。条款同时对试验时方向舵脚蹬力、姿态变化、飞行员驾驶技能等提出了定量或定性的要求。

AC25-7B 中还指出,确定 V_{MCA} 时应充分考虑燃油不平衡对横向操纵的影响。

2 影响因素分析

在进行 V_{MCA} 试验时,飞机处于非对称推力状态,飞机所受侧力、偏航力矩和滚转力矩的平衡方程可以写作(为简化计算,假设 $C_{n\dot{\alpha}} \approx 0$ 、 $C_{l\dot{\alpha}} \approx 0$ 、 $\sin \phi \approx \phi$ 、 $\cos \phi \approx 1$):

侧力方程

$$C_{y\beta}\beta + C_{y\dot{\alpha}}\dot{\alpha}r + C_L\phi = 0 \quad , \quad (1)$$

偏航力矩方程

$$\frac{F_N}{W}C_L\frac{y_p}{b} + C_{n\beta}\beta + C_{n\dot{\alpha}}\dot{\alpha}r = 0 \quad , \quad (2)$$

滚转力矩方程

$$C_{l\beta}\beta + C_{l\dot{\alpha}}\dot{\alpha}a = 0 \quad , \quad (3)$$

式中: β 为侧滑角($^\circ$); ϕ 为滚转角($^\circ$); $\dot{\alpha}r$ 为方向舵偏度($^\circ$); $\dot{\alpha}a$ 为副翼偏度($^\circ$); $C_{n\dot{\alpha}}$ 为偏航力矩系数对副翼偏度的导数, $1/(\text{度})$; $C_{l\dot{\alpha}}$ 为滚转力矩系数对副翼偏度的导数, $1/(\text{度})$; $C_{n\dot{\alpha}r}$ 为偏航力矩系数对方向舵偏度的导数, $1/(\text{度})$; $C_{l\dot{\alpha}r}$ 为滚转力矩系数对方向舵偏度的导数, $1/(\text{度})$; $C_{y\dot{\alpha}r}$ 为侧力系数对方向舵偏度的导数, $1/(\text{度})$; $C_{y\beta}$ 为侧力系数对侧滑角的导数, $1/(\text{度})$; $C_{l\beta}$ 为滚转力矩系数对侧滑角的导数, $1/(\text{度})$; $C_{n\beta}$ 为偏航力矩系数对侧滑角的导数, $1/(\text{度})$ 。

(1) 飞机重量和滚转角。条款要求,确定空中最小操纵速度时要求滚转角不大于 5° 。通常情况下,在飞行试验中,确定 V_{MCA} 时滚转角通常向工作发动机方向滚转 $3^\circ \sim 5^\circ$ 。之所以将滚转角限定在上述较小范围内,

是因为考虑到飞行员和乘客(如果是民航客机)的感受和飞机在起飞时的几何限制(起飞时滚转角过大可能会使飞机翼尖触地)。

(2) 发动机推力、高度和温度。进行 V_{MCA} 试验时,要求工作发动机推力为最大推力。非对称推力越大,保持直线飞行所需用的方向舵偏度越大或者要求的空速越高^[1]。

如果发动机推力对空气密度(高度)和温度敏感,那么增加试验高度会减小发动机推力。如果发动机在较高的高度失效,相对于发动机失效后方向舵效能的降低,非对称推力会更小,实际的 V_{MCA} 也会降低。

如果外界温度升高,发动机推力会下降^[2],实际的 V_{MCA} 也会降低。如果发动机推力随空气密度、温度变化较多,实际的 V_{MCA} 也会变化较大。这也是制造商在飞行手册中要提供不同高度下 V_{MCA} 随温度变化曲线的原因。

(3) 飞机重心位置。飞机的纵向重心和横向重心都会对 V_{MCA} 产生影响。

纵向重心位置。在 V_{MCA} 试验中,纵向重心通常为后重心,这是最严酷的重心位置。在后重心,从重心到方向舵侧力的力臂最短,此时方向舵操纵效能最低。其他任何重心位置都会增加重心到方向舵侧力的力臂,从而降低方向舵偏度或采用更低的空速来平衡非对称力矩。

横向重心位置。横向重心位置也会也会影响 V_{MCA} 。如果飞机横向重心向停车发动机方向偏离,那么飞机的非对称推力的力臂会增加,从而非对称力矩也会增加,要保持直线飞行,必须增加方向舵或副翼偏度或提高速度,这都会影响 V_{MCA} 。因此, AC25-7B 规定,必须在飞行手册允许的最大燃油不平衡状态下进行试验。

(4) 螺旋桨的状态。对螺旋桨发动机来说,如果发动机失效后螺旋桨未能顺桨,会产生更大的阻力^[3],从而产生更大的非对称力矩,这就需要更大的方向舵偏度或更高的空速来平衡非对称力矩。

(5) 失速速度。有些飞机的 V_{MCA} 会小于失速速度,如图 1 所示,在飞机向工作发动机方向滚转 5° 时,飞机的 V_{MCA} 一直小于失速速度,在这种情况下,可以采用换算的方法得到飞机向工作发动机方向滚转 5° 时的 V_{MCA} 。

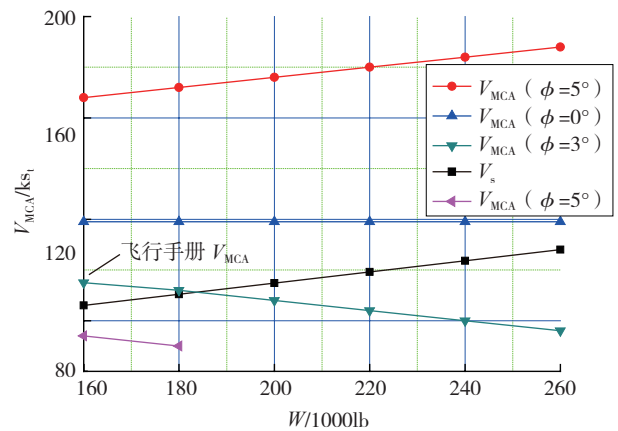
3 试飞方法和安全

3.1 试飞方法

试验状态:飞机重量/重心为小重量/后重心;飞行高度为 1~3km;飞机构型:起飞。

发动机状态:临界发动机停车、其余发动机最大起飞功率或按需。

试验步骤:



注:图中滚转角向工作发动机方向滚转为正。

图1 飞机重量和滚转角对 V_{MCA} 的影响

Fig.1 Aircraft weight and roll angle have all effect on V_{MCA}

(1) 确定临界发动机。在给定速度配平飞机,收一侧发动机到慢车,其他发动机最大起飞功率,保持机翼水平并维持航向缓慢减速直到方向舵满偏,变化左、右侧发动机,重复上述步骤,方向舵满偏时需要较大速度的发动机为临界发动机。

(2) 确定静态 V_{MCA} 。发动机最大起飞功率,在 $1.13V_{SR}$ 配平飞机,临界发动机收到慢车或停车,按照下述操纵方法使飞机直线减速,直到出现下述现象之一:

飞机航向无法保持;方向舵脚蹬力达到 667N (68kg, 150 磅);方向舵或副翼达到满偏;飞机没有不正常的响应(抖振、摆动趋势、机翼自动倾斜、不能保持飞行状态等)。

操纵方法:做直线飞行减速,保持机翼水平,维持此速度 10s 并做记录。检查飞机横向操纵性(向工作的发动机一侧压 20° 坡度)。评定方向舵余量和副翼沿坡度方向的余量。

继续做直线飞行减速,向工作发动机方向滚转 3° ,维持此速度 10s 并做记录。检查飞机横向操纵性(在原有滚转角基础上向工作的发动机一侧压 20° 坡度)。评定方向舵余量和副翼沿坡度方向的余量。

继续做直线飞行减速,向工作发动机方向滚转 5° ,维持此速度 10s 并做记录。检查飞机横向操纵性(在原有坡度基础上向工作的发动机一侧压 20° 坡度)。评定方向舵余量和副翼沿坡度方向的余量。

恢复速度到 $1.13V_{SR}$ (必要时可在更高速度开始试验),向停车发动机方向滚转 $3^\circ \sim 5^\circ$,做直线减速,维持此速度 10s 并做记录。

(3) 动态演示。发动机最大起飞功率,在 $1.13V_{SR}$ 配平飞机,调整空速到稍大于上述确定的静态 V_{MCA} ,临界发动机停车,操纵飞机恢复到初始航向;要求航向变化 $\leq 20^\circ$,方向舵脚蹬力 $\leq 667N$,飞机不得出现任何危

险的姿态,不需要特殊的驾驶技巧、机敏或体力。逐步减小发动机停车时的速度,直到静态 V_{MCA} 或上述其他情况之一出现。

3.2 风险分析和安全措施

(1) 风险分析。按照相关规定,空中最小操纵速度试飞风险等级为 I 级。空中最小操纵速度试验的主要风险为:发动机故障、机械故障、供油不足、长时间在低速大油门下工作;飞机失控;飞机失速或偏离;结构破坏;出现大侧滑状态,垂尾或方向舵破坏;改出时超出飞行包线、超过飞机襟翼/起落架等结构限制。

(2) 主要安全措施。为化解或降低试验风险,在进行试验时采取的主要安全措施为:

加强理论分析,包括风洞试验、理论计算分析结果等内容,要求对可能出现的复杂飞行状态进行全面理论分析并提供可行的解决方案;对机组人员的培训要到位,要完成模拟器演练;严格控制试验条件,保证试验的成功率。

保障条件要充分、到位。机组人员要相对固定,机组之间加强协调和分工;试验空域气象条件要好,空域内最好无高山和高大建筑物,人烟稀少;机务和场务工作按照 I 类风险科目要求;加强对飞机的检查;座舱内加装座舱显示器。

循序渐进进行试验。加强试验前准备和演练,试验前完成操纵系统地面试验、发动机停车和起动检查;机组完成应急离机地面演练;空中最小操纵速度试验前应完成失速检查、大侧滑情况下飞机工作情况检查、发动机空中停车和空中起动检查、非对称推力状态下飞机的操纵性和稳定性检查,可以用发动机小油门状态模拟发动机停车来提高试验安全系数。

试验时逐步增加蹬舵量,缓慢减速,密切观察飞机反应,遇到非正常情况立即改出;完成数据分析和飞机检查,并形成可继续飞行的结论后,方可继续进行试验。

4 数据处理和结果分析

图 1 所示为 B707 飞机 V_{MCA} 随重量和滚转角变化数据^[4],这些数据基于飞机气动导数数据计算得到,在 1 发停车、其余发动机最大起飞功率、起飞构型、1g 直线飞行条件下计算得到的。从图中可以看出:

(1) 飞机向工作发动机方向滚转 5° 时,计算得到的 V_{MCA} 低于相应状态的失速速度;

(2) 飞机向工作发动机方向滚转时, V_{MCA} 随重量增加而减小;

(3) 在机翼水平情况下, V_{MCA} 不随重量变化而变化,机翼水平状态下的 V_{MCA} 远大于向工作发动机方向滚转

情况下的 V_{MCA} ;

(4) 在同样重量下,随飞机向工作发动机方向滚转角度增加, V_{MCA} 逐渐减小;

(5) 如果飞机向停车发动机方向滚转, V_{MCA} 将会大幅增加,且 V_{MCA} 随重量增加而增大。

5 结束语

在充分理解空中最小操纵速度相关规章条款和分析非对称推力状态下飞机受力的基础上,着重研究了影响空中最小操纵速度的主要因素,对飞行试验中的试飞方法、风险分析和安全措施进行了总结和归纳,为其他型号飞机进行空中最小操纵速度等非对称推力试验科目提供经验和参考。

参考文献

- [1] Anderson J D, 空气动力学基础. 北京:航空工业出版社,2010.
- [2] 刘永泉. 航空动力技术发展展望. 航空科学技术, 2011(4):1-3.
- [3] 郑连兴,任仁良. 涡轮发动机飞机结构与系统(AV)上册. 北京:兵器工业出版社,2006.
- [4] Harry Horlings. Airplane control after engine failure. AvioConsult,2005.

(责编 叶枫)

(上接第 125 页)

studies of conventional & unconventional wings with winglets. AIAA, 2006-3460.

[21] MATTOS S De, et al. Considerations about winglet design. AIAA, 2003-3502.

[22] 党铁红. 民用飞机翼梢小翼的设计研究. 民用飞机设计与研究, 2003, 4:13-16.

[23] Krzysztof K. Wing-winglet design methodology for low speed applications. AIAA 2003-215, 2003.

[24] 汤坚玉,刘忠,陈丹军. 波音新一代民机战略分析. 国际航空, 2012, 9:40-42.

[25] Catalano F M, Ceron-Munoz H D. Experimental analysis of the aerodynamic characteristics of adaptive multi-winglets. 43rd AIAA, Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno: AIAA, 2005.

[26] Gatto A, Mattioni F, Friswell M I. Experimental investigation of bistable winglets to enhance wing lift takeoff capability. Journal of Aircraft, 2009, 46(2):647-655

[27] Ursache N M, Melin T, Isikveren A T, et al. Morphing winglets for aircraft multi-phase improvement. 7th AIAA Avia-tion Technology, Integration and Operation Conference, Bel-fast: AIAA, 2007.

[28] Boller C, Kuo C M. Demonstration of adaptive structure performance on modular micro air vehicle. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structure Dy-namics, and Materials Conference, Orlando: AIAA, 2010.

[29] Allen J B. Articulating winglets, USA, A, US005988563, 1999.

[30] Fitzgibbon T F. Wing fold actuator system for aircraft. USA, A, US5310138, 1994.

(责编 台系)