

民机地面最小操纵速度试飞 分析及技术

Analysis of Flight Test Technique on Ground Minimum Control Speed for Civil Aircraft

范祝斌 / Fan Zhubin

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

按照 CCAR-25-R4《运输类飞机适航标准》要求,结合 FAA 咨询通告 AC25-7C《运输类飞机试飞指南》,总结其它机型的试飞经验,通过理论分析民机地面最小操纵速度(V_{MCG})试飞原理及影响因素,探讨了民机 V_{MCG} 试飞的试飞方法及风险规避方法,可为民机的 V_{MCG} 试飞提供参考。

关键词:地面最小操纵速度;临界发动机;试飞; V_{MCG}

[Abstract] According to the CCAR-25-R4 “Airworthiness Standards of Transport Category Airplanes” and FAA advisory AC25-7C “Flight Test Guide”, drawing on the flight test experiences of other planes, this paper analyses the flight test principle and impact factors of ground minimum control speed (V_{MCG}) in theory, and discusses the flight test technique and the risk alleviated method of V_{MCG} . It can provide guidance for the V_{MCG} flight test of the civil airplane.

[Key words] Ground Minimum Control Speed; Critical Engine; Civil Airplane; Flight Test; V_{MCG}

0 引言

我国大型民用客机的试飞将按照中国民用航空规章 25 部 (CCAR-25-R4) 的要求进行合格审定试飞。按 CCAR-25 部要求,地面最小操纵速度 (V_{MCG}) 限制临界发动机失效速度 (V_{EF}) 的大小 ($V_{EF} \geq V_{MCG}$), 而飞机起飞决断速度 (V_1) 等于 V_{EF} 再加上驾驶员反应时间下的速度增量, 因此 V_{MCG} 直接限制了起飞速度 V_1 , 适航要求必须用飞行试验验证 V_{MCG} 的大小。

由于有很多因素会影响 V_{MCG} 的大小, 因此需要全面考虑, 以保证 V_{MCG} 的准确性; 同时 V_{MCG} 试飞对试飞员的驾驶技术也有较高的要求。在试飞过程中, 若飞机速度太大将可能导致前轮离地甚至起飞, 若飞机的速度太小则容易导致方向舵航向纠偏能力不足, 飞机冲出跑道^[1]。因此合理的试飞方法及风险规避措施在保证获得准确 V_{MCG} 的同时能保障试飞安全。

1 适航条款要求及分析

1.1 适航条款^[2]

CCAR-25-R4 对 V_{MCG} 做出了如下要求:

25.149 (e) V_{MCG} , 地面最小操纵速度是起飞滑跑期间的校正空速, 在该速度, 当临界发动机突然停车时, 能仅使用操纵力限制在 667N (68kg; 150lb) 的方向舵操纵 (不使用前轮转向) 和使用机翼保持水平的横向操纵来保持对飞机的操纵, 使得采用正常驾驶技巧就能安全地继续起飞。在确定 V_{MCG} 时, 假定全发工作时飞机加速的航迹沿着跑道中心线, 从临界发动机停车点到航向完全恢复至平行于该中心线的一点的航迹上任何点偏离该中心线的横向距离不得大于 9m (30ft)。 V_{MCG} 必须按下列条件制定:

(1) 飞机处于每一种起飞形态, 或者按申请人的选择, 处于最临界的起飞形态;

(2) 工作发动机处于最大可用起飞功率 (推力)

状态;

- (3) 重心在最不利的位置;
- (4) 飞机按起飞状态配平;
- (5) 起飞重量范围内的最不利重量。

1.2 条款分析

1.2.1 驾驶员工作负荷评定

与其它科目飞行品质评定方法一致, V_{MCG} 试飞同样要求对驾驶员工作负荷做出评定, 包括操纵力与驾驶技巧。对于采用航向助力操纵系统的飞机, 操纵力一般不会超过适航所要求的 667N (68kg; 150lb) 而成为 V_{MCG} 的限制因素。条款要求“采用正常驾驶技巧就能安全地继续起飞”, 这表明在确定 V_{MCG} 速度后, 还需要在此速度演示飞机临界发动机失效后能安全地继续起飞, 并对此演示过程中试飞员的驾驶技术进行评定, 飞行员必须能够不需要特殊的驾驶技术完成继续起飞。

1.2.2 飞机构型要求

除非申请者需要 V_{MCG} 建立在每个起飞构型下, 否则 V_{MCG} 通常由最小的起飞襟翼构型确定。海平面最大起飞可用推力、后重心及最大起飞重量都是地面最小操纵速度试飞最临界的状态。

1.2.3 确定 V_{MCG}

假定飞机以全发工作沿着跑道中心线加速, 在 V_{MCG} 时临界发动机突然失效, 在飞行员意识到临界发动机失速后, 立即采用“仅使用”“方向舵”操纵及使机翼保持水平的横向操纵来纠正飞机的偏航, 飞机航向完全恢复至平行于跑道中心线时距离跑道中心的距离不得大于 9m (30ft)。飞机的运行轨迹如图 1 所示。

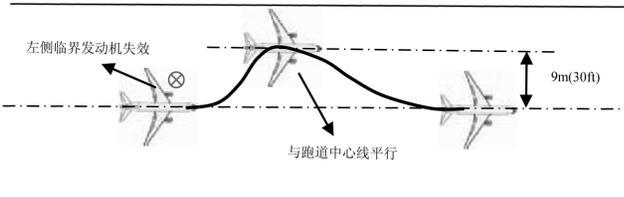


图 1 V_{MCG} 试飞飞机的运行轨迹示意图

条款要求“仅使用”“方向舵”操纵及使机翼保持水平的横向操纵来进行 V_{MCG} 试飞。这表明在试飞过程中不能使用除方向舵以外的任何可以辅助改变航向的操纵, 包括前轮转弯和差动刹车的使用; 同时飞机副翼操纵只能用于维持飞机机翼水平, 而不能显著改变左右主轮的载荷而有利于航向纠正, 若多功能扰流板与副翼有联动, 多功能扰流板左右容差的设置不能有利于飞机的航向纠正。

2 试验理论及影响因素分析

以下将通过理论分析各适航要求的因素及其它影响因素。图 2 显示了飞机临界发动机失效后在地面滑跑时所受到的主要航向力及力矩。其中 F_r 为方向舵 (rudder) 受到的气动力, F_{mg} 为主轮 (main gear) 受到的摩擦力, F_e 为发动机 (engine) 的推力, F_{ng} 为飞机前轮 (nose gear) 受到的侧向力, M_{zss} 为侧滑 (sideslip) 产生的偏航力矩, M_{zsw} 为侧风 (crosswind) 产生的偏航力矩。

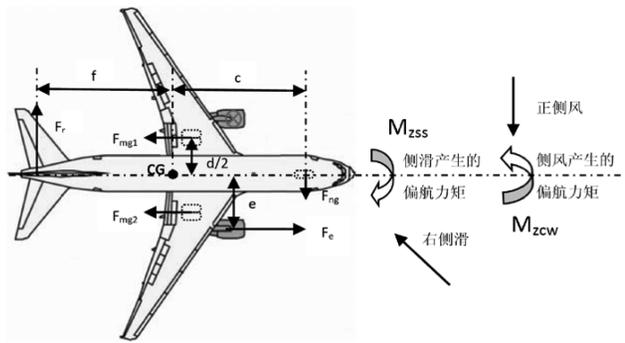


图 2 飞机受到的航向力及力矩

2.1 静态分析

假定飞机沿跑道中心线加速准备起飞, 临界发动机突然失效, 驾驶员采取适当的操纵纠正飞机回到跑道中心线方向上, 过程中某一瞬间, 飞机的航向力矩之和 (机头向右为正) 如下式:

$$\sum M_z = F_r \times f - F_e \times e + (F_{mg2} - F_{mg1}) \times \frac{d}{2} + F_{ng} \times c + M_{zss} - M_{zsw} \quad (1)$$

若 $\sum M_z > 0$, 飞机向右偏航, 为恢复力矩;

若 $\sum M_z = 0$, 飞机保持航向不改变;

若 $\sum M_z < 0$, 飞机产生向左偏航, 为不稳定力矩。

2.1.1 方向舵效率

式(1)中“ $F_r \times f$ ”为驾驶员通过方向舵产生的纠偏力矩, 是影响飞机地面最小操纵速度的关键因素。“ f ”为方向舵气动力作用中心距重心的距离, 方向舵产生的纠偏力矩随“ f ”的增大而增大, 为了得到最临界的试飞结果, 适航要求 V_{MCG} 试飞必须在“重心在最不利的位置”, 对于常规布局大型客机来说, 后重心为“最不利位置”。“ F_r ”为方向舵产生的气动力, 表达式为:

$$F_r = 1/2 \rho_0 v_e^2 S \times C_{Lor} \times \delta r \quad (2)$$

ρ_0 为海平面标准大气密度, 是常数; S 是垂尾参考面积, C_{Lor} 为飞机垂尾侧力随方向舵偏度变化的斜率, 都是由飞机垂尾设计参数决定, 试飞时为常

值; δr 为方向舵偏度,在试飞过程中试飞员为了尽快纠正飞机偏航姿态,常常使用满舵纠偏飞机,为了得到更为临界的状态,通常将方向舵容差设置到下限;由于“ F_r ”随着当量空速(v_e)减小而减小,在试飞中为了保证安全,通常采用由大速度到小速度的逼近方式进行。

2.1.2 发动机

式(1)中“ $F_e \times e$ ”为临界发动机失效后,工作发动机产生的偏航力矩,是 V_{MCC} 试飞时飞行员纠偏过程中需要克服的主要力矩。为了得到临界的状态,即最大的偏航力矩,试飞时要求工作发动机设置为最大起飞推力,临界发动机失效;由于飞机的推力随高度的增加而减小,因此, V_{MCC} 试飞通常在接近标准大气海平面条件的环境进行该试验,减少推力向标准大气海平面换算产生的误差,以获得海平面推力下的 V_{MCC} ,或者申请人需要确定不同高度下的 V_{MCC} ,选择在不同高度进行试验。

2.1.3 起落架

式(1)中 $(F_{ng2} - F_{mg1}) \times \frac{d}{2} + F_{ng} \times c$ 是由起落架产生的偏航力矩。飞行可以通过差动刹车控制主轮摩擦力的差值“ $F_{ng2} - F_{mg1}$ ”,以及使用前轮转弯机构控制前轮侧向力“ F_{ng} ”的大小而提供飞机的纠偏力矩,由于适航条款要求不使用前轮转弯机构和差动刹车,因此试飞中前轮转弯手柄需设置为脱开状态。由于前轮转弯处于脱开状态,试验所得的 V_{MCC} 可适用于干跑道及湿跑道,但不适用于冰污染跑道^[2]。

2.1.4 飞机航向稳定性

式(1)中“ M_{zss} ”为临界发动机失效后,飞机航向偏转后,由于飞机的侧滑而产生的回复力矩,具有航向静稳定性的飞机,“ M_{zss} ”具有修正飞机航向偏离的作用, M_{zss} 与飞机的气动构型、速度及侧滑角的大小有关。

2.1.5 侧风影响

式(1)中“ M_{zsw} ”为正侧风(crosswind)对飞机偏航力矩的影响,通常来说,具有航向稳定性的飞机会产生迎着正侧风方向的力矩,如果正侧风在临界发动机一侧,将会加剧飞机的偏航,因此试飞时对机场的风速及风向有一定的要求,一般风速不超过5节,正侧风不超过2节。在试飞时,保守的做法是选择临界发动机一侧迎风进行试验,也可以采用在反航向重复试验通过数据处理来消除侧风的影响。

2.2 动态分析

确定 V_{MCC} 试飞是一个动态过程,动态影响因素主要有以下两个方面。

2.2.1 发动机失效方式

临界发动机失效时的推力下降快慢将直接影响飞机初期偏航的速率变化,推力下降越快,偏航速率变化越快,飞机跑道偏移距离越大, V_{MCC} 越大,反之亦然。对于当代使用涡扇发动机的民机,通常使用切断燃油的方式模拟实际运行中最临界的临界发动机推力下降情况。

2.2.2 驾驶员操纵反应

临界发动机失效后飞行员的反应时间对 V_{MCC} 的大小影响十分明显,飞行员反应越快,得到的跑道偏移距离越小, V_{MCC} 越小,反之亦然。按AC25-7C的建议,飞行员可以通过两种方法判断临界发动机失效:一是飞行员通过驾驶舱内部显示感受到飞行的航向保持特性发生明显的改变;二是飞行员通过外界环境参考发现飞机航向发生明显的变化^[3]。为了保持试飞安全,民机试飞通常要求驾驶员通过外界环境来判断飞机临界发动机失效。一般来说飞机的航向变化约 3° 或者偏航速率达到约 $3^\circ/s$,飞行员才能意识到临界发动机失效。另外,飞机的视觉告警及音响告警等也会影响飞行员的反应时间,通常来说,飞行员反应时间在1s~3s之间^[4]。在实际试飞中要求试飞员不能通过预判来操作飞机。

3 试飞内容及风险分析

3.1 确定临界发动机

在进行 V_{MCC} 试飞前,必须首先确定飞机的临界发动机。对于使用涡扇发动机的民机来说,飞机在地面与空中对确定飞机的临界发动机没有什么影响,通常采用在空中试飞确定飞机的临界发动机,以降低试飞风险。

确定临界发动机时,操纵飞机一发最大起飞推力,一发慢车,保持机翼水平,航向稳定,飞机减速到方向舵全偏或者失速告警,交换左右发动机重复该试验,把方向舵全偏时速度较大或者失速告警时方向舵偏度较大的那台慢车发动机定义为临界发动机^[3]。

3.2 确定地面最小操纵速度

3.2.1 试飞准备

在试飞实施前,飞机需要调整到试验状态,包括重量、重心、方向舵容差设置、相关测试改装的准

备。对机场风速及风向进行观测,以选择以何种方法来消除风的影响。同时由于该科目是高风险科目,飞机有冲出跑道等危险,相关应急抢救设备必须随时待命,如消防车、医疗车等。

3.2.2 试飞程序

将飞机调整到正常起飞形态,机头对准跑道中心线,使用刹车保持飞机在起飞线上,油门杆调至最大起飞推力状态,等发动机状态稳定后,松开刹车,保证飞机对准跑道中心加速,若飞机有抬前轮的趋势,可以使用一定的推杆力保证飞机三点滑跑。前轮转弯在方向舵具有航向操纵能力的速度时脱开并保持在中立位置。副驾驶在试验速度上通过切断燃油(涡扇发动机)等方式关断临界发动机。正驾驶通过外面环境感觉到飞机航向出现明显变化确认临界发动机失效,迅速使用方向舵使飞机恢复到跑道中心线方向。驾驶员通过减小油门及使用刹车使飞机减速到安全速度,滑行到安全位置。试验采用减速逼近的方法。

3.2.3 数据分析

每次试飞完成后,需要对试飞数据进行分析以确定试飞结果的有效性。图3为某飞机某架次试飞的数据,由图可知,临界发动机停车后1s左右,偏航速率约为 $2.5^\circ/\text{s}$,飞行员使用满舵操纵纠正飞机的偏航,在飞机达到最大偏移后,采取改出措施,所有操纵都是合理的。另外前轮转弯手轮的状态、起落

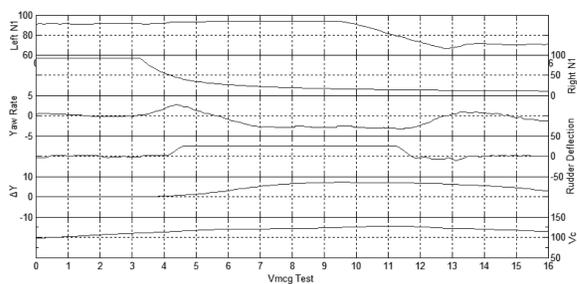


图3 某飞机地面最小操纵速度试飞数据

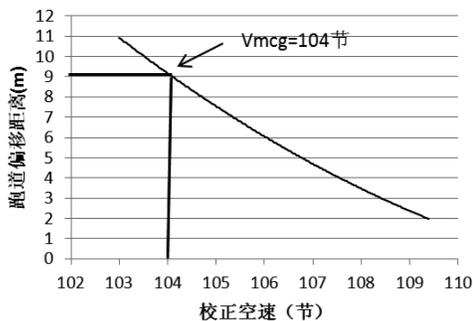


图4 地面最小操纵速度数据处理示意图

架刹车状态、副翼状态等都需要认真确认,以保证试飞员在试飞过程中采用了正确的试飞方法。

将所有有效的试验点的临界发动机关断速度及飞机偏移跑道的距离使用图解法及插值法得到偏移距离为9m的点对应的速度为该飞机的地面最小操纵速度,如图4所示。

3.3 演示继续起飞

在确定 V_{MCG} 后,必须证明飞机临界发动机在 V_{MCG} 速度失效具有继续起飞能力,同时驾驶员不需特殊的技巧就能完成继续起飞。

3.4 风险分析

V_{MCG} 试飞是在最大不对称推力下的地面试验科目,试飞风险较高,因此必须做好充分的准备及试飞演练。在试飞前,尽量选择较宽的跑道,如选择E级(宽175ft~213ft)或者F级(宽213ft~262ft)的跑道,避免出现特殊状况飞机冲出跑道。工程师需要对方向舵操纵效率、临界发动机失效后飞机的响应进行仔细研究,找出试验中可能存在的潜在风险。试飞员需要在模拟机上进行充分演练,掌握飞机的操纵技巧。试飞时采用推力下降从慢到快,速度从高到低的逼近方式进行;同时地面保障做好应急准备,以便在飞机出现险情后能迅速展开工作。每次试飞完成都要对发动机状态及刹车状态进行详细检查,并做好下一次试飞的预期评估。

4 结论

V_{MCG} 是飞机决定起飞性能的重要速度,通过试飞得到准确的 V_{MCG} 也是适航的要求。本文分析了 V_{MCG} 试飞的影响因素并介绍了 V_{MCG} 的试飞方法及风险规避方法,可为我国大型客机的 V_{MCG} 试飞提供参考。

参考文献:

- [1] 杨翠霞、程伟豪,等. 民机地面最小操纵速度试飞技术研究[J]. 飞行力学,2007,25(3):75-78.
- [2] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空条例第25部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局,2001.
- [3] AC25-7C,运输类飞机合格审定飞行试验指南[S].
- [4] U. S. Naval Test Pilot School. Fixed wing stability and control [M]. 1997.