

民用飞机失速速度适航审定试飞研究

唐 鹤 张大伟
(中国商飞民用飞机试飞中心 上海 200232)

摘 要: 鉴于失速速度试飞在民用飞机适航审定试飞中的重要性, 该文对民用飞机失速速度适航审定试飞进行讨论。重点结合某型号民机的试飞数据, 对数据处理方法进行讨论。失速速度是适航审定的重点试飞科目, 也是I类风险试飞科目。该文的工作可能对后续型号失速试飞提供有用的参考

关键词: 失速速度 适航审定试飞 民用飞机

中图分类号: V3

文献标识码: A

文章编号: 1674-098X (2013) 01 (a) -0030-02

失速试飞的进行主要出于两种目的, 失速速度的确定和失速特性的分析。本为主要针对失速速度试飞。失速速度是民用飞机适航审定的重要试飞科目。许多适航条款是以失速速度作为基准的。例如要求纵向静稳定性试飞需在 $1.3 V_{SR}$ 到 V_{MO} 之间进行, 起飞、着陆性能需要选择 $1.13 V_{SR}$ 和 $1.23 V_{SR}$ 作为参考速度。正是由于这些原因, 咨询通告对于失速速度试飞有着非常详细具体的试飞动作和数据处理要求。确保失速速度试飞结果的一致性、可重复性和准确性。

该文针对失速速度适航审定试飞的研究结合某型民用飞机试飞进行相关分析, 该型飞机采用尾吊式涡扇发动机、T 型尾翼。为了减少巡航阻力、降低油耗, 采用了较大后掠角的超临界下单机翼以及一体化设计的翼梢小翼飞机。该飞机装有失速保护系统 (Stall Protection System), 包含抖杆及推杆装置。

1 试飞数据分析

1.1 推力影响确定

失速速度通常在慢车推力下开展试验, 但是条款要求评估零推力会不会对失速速度造成大于 0.5 kt 的影响。如果会, 则必须将失速速度建立在零推力上。根据试验数据利用外推法 (失速速度-推力曲线) 确定零推力下失速速度与慢车推力下失速速度相差 0.4 kt , 推力影响可以忽略。

1.2 确定失速点 CL_{MAX} 和 N_{ZW}

根据公式

$$C_L = \frac{N_{ZW}W}{\frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S} \quad (1)$$

式 (1) 中 W 为试验时飞机重量, ρ_0 为标准大气密度, V_e 为当量空速, S 为参考机翼面积。由上式和对应该 N_{ZW} 分别得到试验时的 C_L 和 N_{ZW} 的时间历程曲线。如图1所示, 可以得到失速点的明显特征, 过载时间历程曲线的“断点”和升力系数时间历程曲线的“峰值”, 而升力系数的第一个峰值即为 CL_{MAX} 。

1.3 修正 CL_{MAX} 从试验重心到最前重心

$$CL_{MAX} = CL_{MAX}(\text{test C.G position}) [1 + (MAC/l_t)(CG_{std} - CG_{test})] - \Delta C_{LT} \quad (2)$$

式 (2) 中 MAC 为平均气动弦长, l_t 为有效机尾长度 (从 25% 机翼 MAC 点到 25% 平尾 MAC 点的距离), CG_{std} 和 CG_{test} 分别为标准重心和试验点重心。 ΔC_{LT} 是指由于推力不同导致的升力系数变化值 (对于慢车和零位推力对失速速度影响小于 0.5 kt 的飞机, 可忽略)。

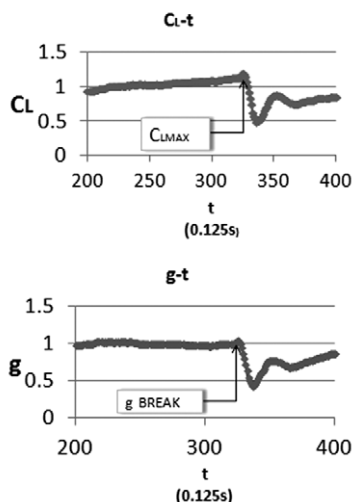


图1 CL_{MAX} 和 N_{ZW} 时间历程曲线

1.4 确定减速率对 CL_{MAX} 的影响

减速率是由失速速度和 110% 失速速度连线的斜率确定。根据不同减速率时的 CL_{MAX} 绘图如图2所示, 确定减速率为 1 kt/s 的点为最后的 CL_{MAX} 。

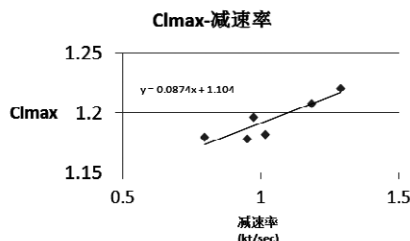


图2 减速率对 CL_{MAX} 影响

1.5 确定不同重量下的 CL_{MAX}

对于不同重量下的失速试验, 得到重量-最大升力系数 CL_{MAX} 关系图如图3所示。

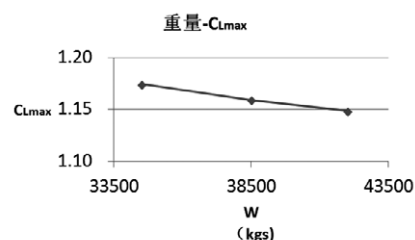


图3 重量-最大升力系数 CL_{MAX}

1.6 计算得到 V_{SR}

$$V_{SR} \geq \frac{V_{CL_{MAX}}}{\sqrt{N_{ZW}}} \quad (3)$$

式 (3) 中

$$V_{CL_{MAX}} = \sqrt{\frac{2N_{ZW}W}{\rho_0 C_{L_{MAX}} S}} + \Delta V_C$$

如果存在在推力影响, ΔV_C 为推力影响修正。对于带推杆器的飞机, $C_{L_{MAX}}$ 不得小于推杆器工作点的升力系数。

2 问题讨论

2.1 减速率的影响

传统试飞方法强调要把减速率均匀分布在 $0.5 \sim 1.5 \text{ kt/s}$ 之间, 以便获得一致性较好的减速率- CL_{MAX} 曲线图。但是减速率和 CL_{MAX} 理论上并没有线性关系, CL_{MAX} 对于减速率并不敏感。本次试飞时采用将减速率密集分布在 1 kt/s 左右的方法, 如图2所示。虽然曲线一致性不如传统方法所得试验结果, 但是由于试验减速率围绕在 1 kt/s 左右, 所得试验误差更小。

2.2 带推杆器飞机失速点法向过载特性

如图1所示, 对于由于失速特性不好而采用推杆器的飞机, 由于实际推杆点并没有逼近气动失速区, 并不存在如传统飞机失速时约为 0.9 左右的 N_{ZW} 。这也验证了适航条款中, 为了不降低飞机起降时关于 $V_2 (\geq 1.13 V_{SR})$ 和 $V_{REF} (\geq 1.23 V_{SR})$ 所留的安全裕度, 要求基准失速速度 V_{SR} 超过该装置动作时的速度应不小于 2 节或者 2% (取大者) 的合理性。

2.3 重量对 CL_{MAX} 的影响

如图3所示的试验结果显示最大升力 (下转32页)

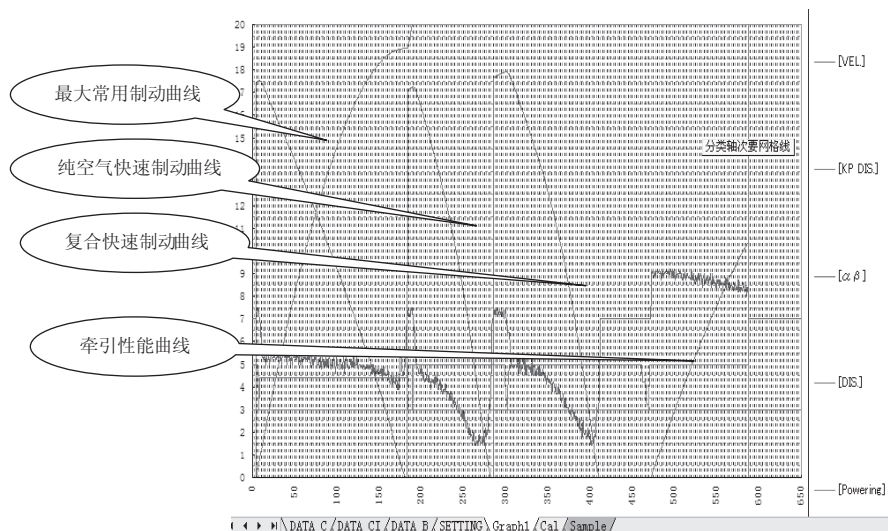


图2 郑西高铁牵引、制动试验数据曲线

满足铁道部要求标准范围内,在动车组加速和制动情况下,乘客的舒适性并没有太大影响。

5 结语

在高速动车组去除牵引电机以及动车组的制动控制装置对动车组的牵引制

动性能造成的影响外,还有一个重要的技术关键是高速轮轨设计,其中一个很关键的技术难题就是保证轮轨界面之间具有较强的黏着效果,这样才可以保证高速动车组可以按照既有设计保证列车的牵引性能(加速运动)和制动性能(减速运动),影响轮轨关系的因素很多,在兼顾最佳轮

轨黏着系数变化规律的同时,考虑如何降低轮轨接触振动、保持轮轨的表面清洁以及轮对自身轴重等诸多因素,对今后的动车组研究至关重要。

针对这些影响动车组牵引制动性能的因素,加强对轮轨滚动接触疲劳和磨损度等轮轨材料性能方面的改进、轮轨的几何参数和型面的最佳匹配优化以及伤损机理的研究等方面的研究,可以让我国的高速动车组技术日趋的成熟,不断的进步。

参考文献

- [1] 胡毓达,翁史烈,秦士元.一个求解非线性规划的方法及其应用[J].高等学校计算数学学报,1979(2).
- [2] 贾炳义,段后楠,周双强,等.CPG500型长轨条铺轨机组牵引驱动系统设计研究[J].安徽建筑,2006(2).
- [3] 杨立勤,李一平.某铁路跨线栈桥门型支架的检测鉴定[C]//第20届全国结构工程学术会议论文集(第II册),2011.
- [4] 钱仲侯.高速铁路高论[M].3版.中国铁路出版社,2009.

(上接29页)

触电阻,消除负极的接触退化。

空穴的迁移率小是造成接触退化的原因, n^+ -GaN可有效富集空穴,从而解决该问题。

导通电阻下降两个数量级而导通电流增加两个数量级。

参考文献

- [1] 袁建强,刘宏伟,刘金锋,等.50 kV半绝缘GaAs光导开关[J].强激光与粒子束,2009(21):783-786.
- [2] 常少辉,刘学超,黄维,等.正对电极结构型碳化硅光导开关的制备与性能研究[J].无机材料学报,2012(27):

1058-1062.

- [3] 阮驰,赵卫,陈国夫,等.GaAs与InP半导体光导开关特性实验研究[J].光子学报,2007(36):405-411.
- [4] 严成峰,施尔畏,陈之战,等.超快大功率SiC光导开关的研究[J].无机材料学报,2008(23):425-428.

(上接30页)

系数 CL_{MAX} 并没有随着重量 W 的增加而增大,反而呈现下降的趋势。这说明 CL_{MAX} 与重量并没有绝对关系,主要取决于翼形在不同燃油载荷下的形变情况。

3 结语

民机的失速速度是保证飞机安全运行的重要基准速度,必须通过飞行试验来演示和验证。失速试飞属于I类风险试飞科目,咨询通告对于失速速度试飞提出非常详细具体的试飞动作和数据处理要求,同时这些要求也随着飞机的设计特点不尽相同。必

须在飞行试验前期就予以缜密准备。

参考文献

- [1] 中国民用航空规章第25部.运输类飞机适航标准,CCAR-25-R4,2011.
- [2] Federal Aviation Regulation, Part 25 - Airworthiness Standards:Transport Category Airplanes.
- [3] Flight Test Guide for Certification of Transport

Category Airplanes, AC25-7B, March 29th, 2011.

- [4] Reynolds Pete, Ten Years of Stall Testing, AIAA, 1990, AIAA1990-1268.
- [5] Magill John, Dynamic Stall Control Using a Model Based observer, AIAA, 2001, AIAA2001-0251.
- [6] Fixed-Wing Performance Flight Testing, National Test Pilot School.