

# 民用运输类飞机最大可用速率抬前轮试飞技术研究

刘静\*, 郗超

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:** 最大可用速率抬前轮试飞是验证抬前轮速度与起飞安全速度的重要依据,也是难度较大、风险较高的试验项目。以起飞动力学分析为基点,得出最大可用速率抬前轮试飞可能达到的最大迎角,并结合相应的适航审定条款,分析了影响该科目试飞的主要因素,给出了最大可用速率抬前轮试飞技术分析和数据处理方法。

**关键词:** 起飞性能; 最大可用速率; 抬前轮速度; 适航审定; 试飞

中图分类号: V217.33 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2015) 05-0044-04

最大可用速率抬前轮试飞是指,在给定的状态下,当飞机达到抬前轮速度 $V_r$ 时飞行员操纵飞机以实际可行的最大抬头速率起飞。按照《中国民用航空规章》(第25部)规定,申请人选择的飞机抬前轮速度 $V_r$ 必须足够安全,即在审定的推重比范围内,使用可能的最大可用抬头速率抬前轮起飞条件下,飞机的离地速度 $V_{Lof}$ 都必须距离最小离地速度存在足够的速度裕度,即不小于全发工作 $V_{MU}$ 的110%,且不小于单发停车确定的 $V_{MU}$ 的105%。因此,最大可用速率抬前轮试飞是获取与最小离地速度比较的起飞离地速度的关键科目,试飞难度大,风险高,对试飞安全保障提出很高的技术要求。本文将理论分析与实际试飞相结合,开展了民用运输机最大可用速率抬前轮试飞的研究,得到理想试飞结果,给出了该技术试飞的数据分析方法并对影响因素进行分析。

## 1 飞机起飞的动力学分析

由于最大可用速率抬前轮试飞需获得起飞离地速度,因此需对飞机在起飞离地点进行受力分析。飞机在起飞离地瞬间,法向平衡方程为:

$$W = L + T \sin(\alpha + \varphi) \quad (1)$$

式中: $W$ 为飞机重量, $L$ 为飞机升力, $T$ 为发动机推力, $\alpha$ 为飞

机起飞离地时的迎角。

离地过程中飞机升力可以表示为:

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{Lo}^2 S C_L \quad (2)$$

式中: $C_L$ 为离地时的升力系数, $\rho$ 为空气密度, $V_{Lo}$ 为起飞离地速度。

对于现代飞机,由于临界迎角很大,起飞离地过程时的迎角 $\alpha$ 小于临界迎角,离地时刻的升力系数可以表示如下:

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (3)$$

式中: $C_{L\alpha}$ 为地效范围内的升力线斜率, $\alpha_0$ 为地效范围内飞机的零升迎角。

将式(1)、式(2)、式(3)联立可以得出飞机离地时刻的速度为:

$$V_{Lo} = \sqrt{\frac{2[W - T \sin(\alpha + \varphi)]}{\rho S C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0)}} \quad (4)$$

假设飞机最小离地速度时起飞离地迎角为 $\alpha_{MU}$ ,最大可用速率抬前轮起飞时飞机离地迎角为 $\alpha_{LORT}$ 。在相同推重比条件下,可以得出:

$$\frac{V_{LORT}}{V_{MU}} = \sqrt{\frac{\alpha_{MU} - \alpha_0}{\alpha_{LORT} - \alpha_0}} \quad (5)$$

收稿日期: 2014-12-31; 录用日期: 2015-01-13

\*通讯作者. Tel.: 15029228562 E-mail: liujing12140519@163.com

引用格式: LIU Jing, XI Chao. Flight test technology of maximum practicable rotation rate for civil transport category airplanes [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(05): 44-47. 刘静, 郗超. 民用运输类飞机最大可用速率抬前轮试飞技术研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(05): 44-47.

式中:  $V_{LORT}$  为最大可用速率抬前轮试飞得到的起飞离地速度,  $V_{MU}$  为最小离地速度,  $\alpha_{MU}$  为最小离地速度时飞机的离地迎角。

由于最大可用速率抬前轮试飞得到的起飞离地速度需与最小离地速度  $V_{MU}$  做比较, 即: 不小于全发工作  $V_{MU}$  的 110%, 且不小于单发停车确定的  $V_{MU}$  的 105%。因此, 为了满足条款要求, 相同推重比条件, 双发起飞时应有:

$$\frac{V_{LORT}}{V_{MU}} = \sqrt{\frac{\alpha_{MU} - \alpha_0}{\alpha_{LORT} - \alpha_0}} \geq 1.1, \text{ 简化可得: } \alpha_{LORT} \leq 0.83\alpha + 1.70\alpha_0,$$

单发起飞时可以相应得出:  $\alpha_{LORT} \leq 0.91\alpha_{MU} + 0.09\alpha_0$ 。

## 2 试飞技术分析 with 成功判据

### 2.1 试飞技术分析

最大可用速率抬前轮试飞的目的是将相应条件下的离地速度与相同条件下的最小离地速度进行比较, 证明与条款的符合性。之前分析得出的最大可用速率抬前轮的离地迎角与最小离地速度的离地迎角关系式并非试飞的目的, 而是本科目与条款符合的前提条件。对相关条款研读发现, 最大可用速率的定义为飞机在飞行手册给定的抬前轮速度点, 以实际可行的最大抬头率操纵飞机起飞得到的飞机抬头率。实际可行的抬头率可以理解为, 试飞员实际操纵飞机起飞时能够接受的最大抬头速率, 在一定的程度上对最大抬头率的判断主要以试飞员的评价为主。由于试飞员对抬头率的判断主要依靠自身的飞行经验, 而不是试飞结果与条款的符合性。因此, 试飞结果与条款的符合性很可能并不理想。如果试飞过程中发现起飞离地时的迎角稍不满足理论分析得到的关系式, 应从工程角度在保证安全的基础上分析得到的离地速度与最小离地速度的关系, 如果不能满足条款要求立即终止试验, 着手调整抬前轮速度等。

此外, 对最大可用抬头率试飞限制的另一隐性的因素为起飞安全速度  $V_2$ 。根据相关条款要求, 飞机一发失效时, 在正常抬前轮速度  $V_R$  操纵飞机抬头, 离地 10.7m 时, 必须达到起飞安全速度  $V_2$ 。当飞行员以最大可用抬头率操纵飞机起飞时, 飞机的迎角会随俯仰姿态的增大而迅速增大, 相应的阻力也会迅速增大。相对于正常起飞, 飞机在最大可用速率抬前轮试飞时离地后增速会减慢, 很可能导致飞机在爬升到离地 10.7m 时无法达到起飞安全速度  $V_2$ , 单发起飞的情况更为明显。因此, 在制定试飞方案时, 应充分考虑飞机在最大可用速率抬头起飞离地后的增速性能。如果发现飞机在起飞离地后增速无法满足要求, 应及时调整抬前轮速度  $V_R$  或在合理的范围内限制飞行员操纵飞机的抬头

速率。

### 2.2 试飞实施方案

最大可用速率抬前轮试飞前应制定详细的试飞方案, 保证试飞安全且高效地进行。制定试飞实施方案可以从以下几个方面进行考虑。

#### (1) 最小离地速度试飞结果分析

最小离地速度的试飞一般在最大可用速率试飞之前进行。因此, 最大可用速率试飞前可以得到各推重条件下的最小离地速度和离地时刻的迎角, 并以此为基础分析最大可用速率抬前轮试飞时的迎角限制。此外, 需分析当以最小离地速度离地后, 大迎角条件下的飞机增速特性为最大可用速率抬前轮试飞奠定基础。

#### (2) 起飞性能试飞结果析

如果最大可用速率抬前轮试飞前已经进行了起飞性能试飞, 应详细分析起飞性能数据, 得到全包线范围内的起飞离地速度, 并与相应的最小离地速度比较, 预估出相应推重比条件下的最大可用速率抬前轮试飞的离地速度范围。同时, 应统计正常起飞性能试飞中飞机离地 10.7m 处的速度 (尤其是单发小推重比试验点), 并与相应的  $V_2$  做比较, 得出飞机正常起飞离地后的增速特性。

#### (3) 了解飞机的几何特性与气动特性

从设计资料入手, 了解飞机尾部触地时的姿态角, 如有必要应在飞机尾部加装触地尾橇防止飞机离地时尾部擦地。阅读设计的风洞试验报告, 了解飞机地效条件下的自然失速迎角, 作为本科目试飞的安全基础之一。

#### (4) 了解飞机的失速保护功能

对于装有抖杆器和推杆器的飞机, 如果最大可用速率抬前轮达到的迎角可能低于失速告警迎角, 可考虑保留两侧抖杆器功能, 但可以断开推杆器功能。对于装有迎角限制器的飞机, 则需考虑相应构型下的迎角限制器工作点, 判断是否对本科目试验起到限制作用。

#### (5) 选取试验点

一般来讲, 只进行较大重量与较小重量条件下的单双发试验就可以得到局方的认可。在进行试验前, 估算出选取试验点的推重比, 并应以起飞性能试飞与最小离地速度试飞为基础, 逐步增大拉杆量, 最终达到最大可用抬头率。如果试验机有可供参考的模拟器, 则应在试验前进行模拟器试飞, 从模拟器试验数据中获取相应的抬头速率与拉杆速率、拉杆量之间的关系, 以减少过渡架次加快试验进程。

### 2.3 成功判据

《民用航空适航规章》(第 25 部) 要求最大可用速率抬前

轮试飞抬前轮后所获得的离地速度 $V_{Lo}$ 不小于双发工作 $V_{MU}$ 的110%,且不小于按单发停车推重比确定的 $V_{MU}$ 的105%;通过对《Advisory Circular》(25-7C)研读发现,一般飞机起飞离地后飞机出现失速告警和抖振审查方都是不接受的。在起飞离地过程中如果尾橇轻微触地,认为是可以接受的。

### 3 试飞数据分析

#### 3.1 试飞数据有效性判读

根据可接受判据的要求,首先要对试验过程中是否有失速告警进行判读,选取没有失速告警的试飞结果作进一步分析。

(1) 能否准确地确定离地点直接关系到对飞机起飞离地速度的判读。根据以往的经验,轮速、机轮轴法向加速度、起落架减震支柱位移和轮载信号均可以作为起飞离地点的判断。但是通过比较分析发现,对于不同推重比而言,几者判断的起飞离地点有较大区别。当推重比较大时,由于减震支柱在飞机离地后仍然需要时间伸展,所以,起落架减震支柱最后时间才达到全部伸展状态。但是,当推重比较小时,减震支柱全部伸展后,飞机并没有离地,轮速还在增加,机轮轴法向过载显示飞机没有离地。因此,本科目将轮速和起落架机轮轴载荷作为确定离地点的依据参数,而起落架减震支柱位移和轮载信号不能用于进行飞机离地判定和选择。

(2) 将GPS高度差换算成气压高度变化量:

$$H_p = H_{PT0} + \Delta H_{GPS} \frac{T_{std}}{T_{amb}} \quad (6)$$

式中: $H_p$ 为气压高度差(m), $\Delta H_{GPS}$ 为差分GPS高度差(m), $T_{std}$ 为标准大气温度(K), $T_{amb}$ 为试验时的大气温度(K)。利用公式(7)将气压高度换算成静压:

$$P_s = 101.325 \left( 1 - \frac{0.3048 H_p}{44330.769} \right)^{5.25588} \quad (7)$$

式中: $P_s$ 为静压(psi)。

(3) 根据初始记录的静压/场高和气压高度变化量,计算滑跑过程中的真实静压,并结合飞机的总压,计算校准空速,计算公式如下(8)<sup>[4]</sup>:

$$V_c = \sqrt{\frac{2r}{r-1} \frac{P_0}{\rho_0} \left[ \left( \frac{P_T - P_s}{P_0} + 1 \right)^{\frac{r-1}{r}} - 1 \right]} \quad (8)$$

式中: $P_0$ 为标准条件下海平面大气压力(psi), $\rho_0$ 为标准条件下海平面大气密度 $\text{kg/m}^3$ , $P_T$ 为总压(psi), $\gamma$ 无量纲气体绝热常数1.4。

#### 3.2 最大可用速率抬前轮试飞结果

按照既定的试飞方案,某运输类飞机完整地进行了最大可用速率抬前轮试飞,得到了理想的试飞结果。该机型的最大起飞重量为43500kg,最小飞行重量为27000kg,飞机起飞形态下的零升迎角 $\alpha_0$ 为 $-3.2^\circ$ 。本次试验选择的试验重量约为43100kg和34500kg,分别对应小推重比和大推重比。现将该机最小离地速度(扩展结果)和本次试飞结果进行比照分析,略去次要或相同因素,如表1所示。

表1 最小离地速度和最大可用速率抬前轮结果对比

Tab.1 The comparison between the minimum lift-off speed and the maximum practicable rate rotation

编号	W/kg	T/W	$V_{MU}/$ (km/h)	$\alpha_{MU}/$ /( $^\circ$ )	$V_{LORT}/$ (km/h)	$\alpha_{LORT}/$ /( $^\circ$ )	$q_{MAX}/$ /( $^2/s$ )	$V_{LORT}/$ $V_{MU}$	备注
1	43100	0.271	241.9	14.54	283.9	3.28	9.6	1.17	双发
2		0.145	247.8	13.38	272.1	2.96	7.3	1.10	单发
3	34500	0.353	205.8	9.72	245.2	3.78	10.9	1.19	双发
4		0.183	212.8	14.20	243.7	2.94	6.6	1.15	单发

根据理论分析, $\alpha_{MU}$ 和 $\alpha_{LORT}$ 之间应该满足一定的关系,实际试飞结果表明直到抬头角速率达到试飞员可接受的最大值时 $\alpha_{MU}$ 和 $\alpha_{LORT}$ 之间满足理论分析。另据 $V_{LORT}/V_{MU}$ 结果可知,最大可用速率抬前轮试飞结果满足适航条款要求。

#### 3.3 最大可用速率抬前轮试飞的影响因素分析

##### (1) 拉杆速率的影响

本科目试飞时一般遵循循序渐进,逐步达到最大抬头率的状态。试飞中很可能出现拉杆量不同得到的抬头速率近似的情况。此类情况主要是飞行员拉杆速率不同所致。一般来讲,试验过程要求试飞员在操纵过渡架次的飞机起飞时以较为一致的拉杆速率逐步增加拉杆量来逼近最大抬头率。

##### (2) 离地滚转的影响

最大可用速率抬前轮试飞需要使用机轮速度或机轮轴法向加速度判断飞机的离地点,全部机轮均离地的时刻判断为飞机的最终离地点。但是,飞行试验结果表明,在飞机离地瞬间,即使存在很小的滚转角也可能导致左右机轮的离地时刻存在较为明显的差异,从而使最小离地速度存在明显的变化。因此,试验过程中不能忽视飞机离地后滚转,对于离地后有明显滚转的架次可以尝试补飞。

##### (3) 侧风的影响

侧风会影响飞机左右机翼的升力,飞机在地面滑跑阶段左右机翼升力的微小差别不易被察觉,但当飞机建立离地姿态后,左右机翼升力的差别会引起飞机滚转。离地时微小的滚转对起飞安全影响一般可以忽略,但对根据左右机轮判断的飞机离地点会造成明显差异。因此,最大可用速率

抬前轮试飞过程中,需要严格控制风速,一般情况下,风速均要求控制在3m/s以内。

#### (4) 跑道平整度的影响

最大可用速率抬前轮试飞时,最好选择比较平整的跑道,当离地点处的跑道存在较为严重的跑道凹坑或其他导致机轮速度异常响应的情况时,会显著影响飞机离地点的判断,从而可能影响对飞机起飞离地速度的判断。

## 4 结论

本文以最大可用速率抬前轮试飞动力学分析为基础,并考虑该科目试飞的特殊性,分析了试飞需考虑的因素,给出了试飞数据分析方法,最后给出了本文试验机最小离地速度和最大可用速率抬前轮结果对比数据同时对影响最大可用速率抬前轮试飞的因素进行总结和分析。本文可以作为最大可用速率抬前轮试飞基础,同时可供过度抬前轮、过早过度抬前轮等科目的试飞参考。

**AST**

## 参考文献

- [1] 黄太平. 飞机性能工程[M]. 北京:科学出版社, 2005.  
HUANG Taiping. The flight performance engineering[M]. Beijing: Science Press,2005. (in Chinese)

- [2] CCAR-25. 运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空总局,2001.  
CCAR25. Transport category aircraft airworthiness standards[S]. General Administration of Civil Aviation of China,2001. (in Chinese)
- [3] 赵越让. 运输类飞机合格审定飞行试验指南[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2003:10-12.  
ZHAO Yuerang. Transport category aircraft certification flight test guide[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2003:10-12. (in Chinese)
- [4] 匡江红,王秉良,吕鸿雁. 飞机飞行力学[M]. 北京:清华大学出版社,2012.  
KUANG Jianghong, WANG Bingliang, LV Hongyan. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005. (in Chinese)

## 作者简介

刘静(1984—)女,硕士,工程师。主要研究方向:运输类飞机适航取证试飞。

Tel:15029228562

E-mail:liujing12140519@163.com

郝超(1988—)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:运输类飞机性能试飞。

# Flight Test Technology of Maximum Practicable Rotation Rate for Civil Transport Category Airplanes

LIU Jing\*, XI Chao

*Aircraft Flight Test Technology Institute, Xi'an 710089, China*

**Abstract:** Maximum practicable rotation rate flight test is the base of verifying rotation speed and takeoff safety speed, and it is very hard to be conducted, and it is also a risky subject. Based on the takeoff dynamic theory, the potential maximum angle in the flight test for the maximum practicable rotation was gotten meanwhile, combined with the airworthiness provisions, the factors that can affect the test were analyzed, and the data processing method of flight test for the maximum practicable rotation was provided.

**Key Words:** takeoff performance; maximum practicable; rotation speed; airworthiness authorized; flight test

Received: 2014-12-31; Accepted: 2015-01-13

\*Corresponding author. Tel. : 15029228562 E-mail: liujing12140519@163.com