

Y12F飞机环境噪声试飞技术研究

何德育*

哈尔滨飞机工业集团, 黑龙江 哈尔滨 150066

摘 要:以Y12F飞机通过适航审定试飞的实例, 详细阐述噪声认证试飞技术与机理, 剖析试飞方法, 总结试飞经验, 优化飞行切入法, 进一步提高试飞技术, 满足适航取证试飞的要求, 成功取得适航许可。

关键词: Y12F; 环境噪声认证; CCAR-36; 飞行切入法; 试飞技术

中图分类号: V217+.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2016) 04-0054-06

随着科技进步, 环境保护问题认识的越来越受到人们的重视, 国际民航组织(ICAO)和各国政府对环境噪声的控制也变得越来越规范。ICAO制定了飞机噪声审定建议标准《国际民航公约》附件。我国也制定了《中国民用航空规章》, 其中第36部: 航空器型号和适航合格审定噪声规定附件G作出了对螺旋桨小飞机和螺旋桨通勤类飞机在1988年11月17日或其后合格审定试验的起飞噪声要求。

Y12F飞机是双发涡轮螺旋桨支线通用飞机, 该飞机严格遵守了《中国民用航空规章》(CCAR)第23部: 通用飞机设计、生产、制造和试飞、试验、验证, 是一种全新的双发涡轮螺旋桨多用途通用飞机。Y12F飞机基本参数如表1所示。此前, 有关单位曾对Y12F飞机的环境噪声是否满足CCAR-36附件

G的相关规定而进行了噪声认证试飞。环境噪声认证试飞是试验的一个关键环节, 而试飞技术的好坏又是影响噪声试验成功与否的重要因素。因此, 对其研究是非常必要的。

1 噪声测量的基本原理及测试方法

噪声测量一般是在跑道中心线的延长线上距起飞滑跑点2500m处, 飞机必须在垂直于测量点方向 $\pm 10^\circ$ 和在基准高度 $\pm 20\%$ 范围之内飞越测试点。飞行试验程序应以批准的最大起飞重量开始, 每飞行一小时后, 必须重新把重量调整到最大。每次飞行试验必须以最佳爬升率的指示空速 $V_y = \pm 9 \text{ km/h}$ 进行。如果要测量飞机的噪声, 必须测量飞机的航迹。按适航的相关规定及图1~图3的方法, 则要测量飞机飞过测试点的航迹及其飞机的高度。本文通过光学照相的方法, 测量飞机的航迹及飞机的高度, 即在噪声测量点用可升降的支架水平支起一个带网格的矩形框, 用以详细观察记录飞机飞过测量点的真实的航迹, 同时进行相机取景拍摄照片, 以相机镜头为原点使矩形框的边缘正好位于垂直于测量点方向 $\pm 10^\circ$ 以内。当飞机飞越测量点上空时, 进行拍摄, 根据底片上飞机在网格上的位置, 判断飞机是否偏离基准航迹以及偏离基准航迹的角度。测量底片上飞机的尺寸, 根据飞机的实际尺寸和相机的焦距, 计算出飞机的飞行高度。

高度计算公式:

$$H = \frac{L \cdot f}{l} \quad (1)$$

式中: H 为飞机飞跃测量点上空的高度, f 为相机焦距, L 为飞

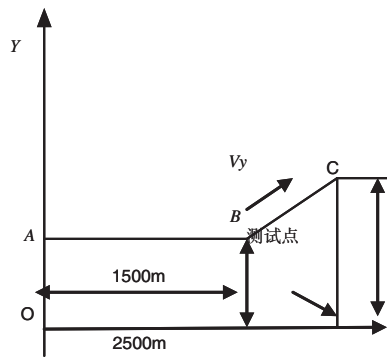
表1 Y12F飞机基本参数
Table 1 Y12F basic parameter

最大起飞重量	8400kg	最大商载	3000kg
最大燃油重量	2500kg	最大平飞速度	482km/h
快速巡航速度	430km/h	远航速度	375km/h
双发升限	7000m	单发升限	4000m
起飞滑跑距离	575m	着陆滑跑距离	630m
航程(客型: 45min+370km 备份油; 货型: 45min备份油)	满载 航程 950km	满客航程	1540km
		满油航程(货)	1930km
		满油航程(客)	2300km
机身长度	16470mm	客舱尺寸	7300mm × 1900mm × 1850mm
翼展	19888mm	前行李舱	640mm × 1100mm
停机高度	6035mm	后行李舱	890mm × 1980mm

收稿日期: 2015-12-30; 录用日期: 2015-01-11

*通讯作者. Tel.: 15804664476 E-mail: yu73happyrain@163.com

引用格式: HE Deyu. Research on aircraft Y12F flight test technology in environment noise certification[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(4): 54-59. 何德育. Y12F飞机环境噪声试飞技术研究[J]. 航空科学技术, 2016, 26(4): 54-59.



注：AB 段保持 122m 高度平飞，
发动机平飞相应功率；
BC 段保持 V_y 爬升直至通过
测量点，发动机爬升相应功率，
螺旋桨测试区全速。

图1 飞机航迹测试示意

Fig. 1 Flight path test sketch map

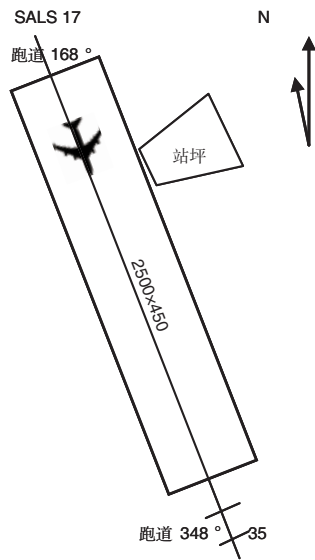


图2 飞机测试机场示意图

Fig.2 Aircraft test airport sketch map

机翼展长度， l 为相片飞机翼展，对于金属网格：

$$f = \frac{h1 \cdot l1}{L1} \quad (2)$$

式中： f 为相机焦距， $h1$ 为相机镜头到网框的高度， $l1$ 为照片上的网框宽度。 $L1$ 为网框边长，其中：

$$\omega = 2\arctan(L1/(2h1)) \quad (3)$$

2 试验条件

基于上述原理，在进行噪声验证试飞的具体实施过程中，除测试设备，试飞环境，试飞条件、飞机状态满足一定要

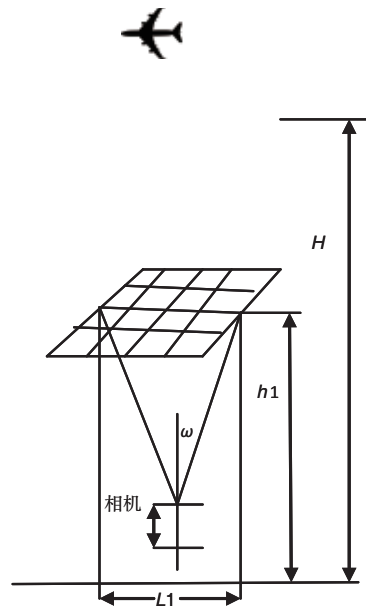


图3 飞机航迹测试装置示意图

Fig3 Aircraft flight path test device

求外，试飞技术的高低也是影响试飞安全、试飞质量、试飞效率、噪声试飞验证合格与否的关键因素。

2.1 测试设备

测试设备满足测试要求的合格设备。

2.2 试飞场地

机场区域必须是比较平坦的地形，没有吸声特性过大的茂密高大的杂草或灌木与树林。在测量点的上方，轴线垂直于地面，半锥角为 75° 的锥型空域内，不得有严重影响声场的障碍物。

2.3 试验环境

试验环境条件如下：

- (1) 没有降雨；
- (2) 环境大气温度在 $2\sim 35^\circ\text{C}$ 之间；
- (3) 相对湿度在 $20\%\sim 95\%$ 之间(含)；
- (4) 风速不超过 19km/h (30s内平均数)；
- (5) 在要求的测量点记录时，没有使飞机噪声引起明显改变的温度逆增或异常风；

(6) 气象测量必须在测声点地面以上 $1.2\sim 10\text{m}$ 之间进行，若测量点在机场气象测量站 1.83km 以内，可以用来自该气象站的数据。

2.4 飞机状态

飞机各系统功能正常，通信良好。飞机构型为最大起飞重量，配重装载 860kg 、燃油 2050kg 、空机重 5190kg ，测试设备和试飞人员重 300kg 。

3 实际试飞方法及应用

试飞员要驾驶飞机准确飞越测试点,即准确飞越测试点支起的矩形方框。当飞机飞越它时,飞机的高度应该在400m左右。本文试验机场跑道宽45m,矩形方框位于跑道尽头的中心线上,且宽度不足1m,如何飞出精准航迹,能否将400m高度时飞机投影点准确投影到测试的矩形框中心位置,成为起飞噪声测试飞行技术的难点:

(1) 克服因素多

飞行高度400m,试飞员驾驶时要克服飞行诸多客观因素,如气象风、高度、速度、飞机爬升率、空中稳流、飞机波动、飞机姿态保持等。

(2) 测试目标小

飞机飞行速度超过220km/h,从人机工程角度说,人眼在高速运动中看静止的物体会变小,试飞员在400m高空看地面45m宽跑道和田间的垄沟类似,而摆在测试点的不足1m的矩形框只是模糊的点。

(3) 飞机速度快

飞机在空中以65m/s的速度行进时,飞行员要保证飞机的投影点留在边距不足1m的矩形框内。

中国民用航空规章36部附件G规定,起飞基准飞行航迹必须按下例2个假设阶段进行。

第1阶段

(1) 从松刹车点到跑道上方15m高度点必须用起飞功率。

(2) 由申请人选定的恒定的起飞形态必须在本阶段保持不变。

(3) 在松刹车时飞机的最大起飞重量,必须是所请求作噪声合格审定的最大重量。

(4) 第一阶段长度必须与在水平的铺筑跑道上起飞的适航批准值相适应。

第2阶段

(1) 第2阶段的开始相对于第1阶段的结束。

(2) 飞机必须是在起落架的收起的爬升形态,襟翼必须是在第2阶段自始至终调定于相应正常爬升位置。

(3) 对可变桨距螺旋桨必须使用最大连续功率和转速。

跑道全长2500m,飞机需要从O点到C点完成驻车开大车、起飞、襟翼构型变化、起落架收起、爬升、平飞、再爬升的动作,期间试飞要求保证航向、航迹、飞行梯度、飞行高度。所有动作完成时间只有30~40s左右,这不仅需要飞行员具有高超和娴熟驾驶技术和飞机高品质的操控系统,更需要科学严谨的试飞方法予以保证。本文利用2种方法来实现飞机准确

飞过测试的矩形框的任务。

4 试飞方法分析

4.1 方法1

在跑道O点驻车停留刹车,加发动机功率至起飞功率,然后起飞,完成实验科目,如图4、图5所示。

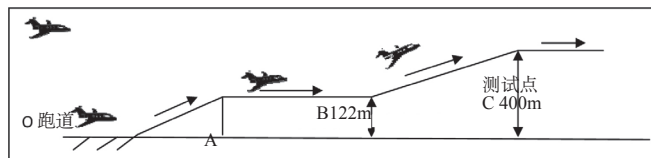


图4 方法1飞机航迹剖面示意图

Fig.4 Aircraft flight path cross-section sketch map in method 1

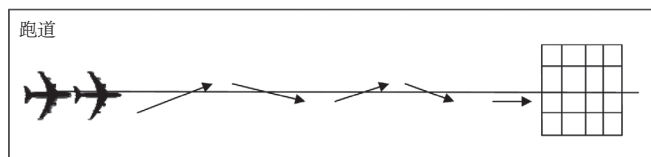


图5 方法1飞机航迹示意图

Fig.5 Aircraft flight path sketch map in method 1

优点是从试飞航迹上满足实验理论图解。

缺点是试飞难度大,驾驶员需克服的不利因素多,来自飞机固有不利用因素多,机场低空气象条件不稳定,飞行员负荷大,飞机起落多,实际飞行结果合格率低。

具体实施需要以下几个阶段。

4.1.1 地面

飞机驻车开大车在跑道端头起飞,飞机开大车前应将飞机航向固定,将飞机纵轴对正跑道中心线,即飞行员把飞机的前轮摆正在跑道中心白线上,测试设备也放在跑道另一端中心线。跑道表面要光滑平坦坚实,摩擦系数小,摩擦力小,飞机增速快。飞机襟翼构型置于起飞状态,飞机置于全功率状态后松刹车滑跑起飞。放下襟翼,增加升力系数,减小离地速度,缩短起飞滑跑距离。试验机场的气压高度和气温选择在秋季,空气密度大的试飞日试飞,发动机拉力大,飞机起飞距离短。机场跑道的坡度要选择顺坡,也是减小起飞距离。

4.1.2 起飞

飞机以停机迎角三轮滑跑,待加速到 V_r 抬前轮。此后,飞机迎角增至离地迎角,当加速到离地速度时,两主轮离开地面起飞,起飞后建立正上升时,及时收起落架,减小飞机上升阻力。进一步控制飞机 V_r 爬升速度爬升,同时及时通过观察罗盘修正飞机航向,机场的风也是干扰飞机航迹的因素,利用航向法和侧滑法综合修正航迹。飞机起飞爬升时螺旋桨

的进动性,同样也是干扰飞机航迹的因素,需加以修正。

4.1.3 爬升转平飞

飞机上升到122m时,及时收襟翼。减小功率,转为平飞,发动机功率变平飞相应功率。飞机在突然减功率时同样要修正螺旋桨进动性的影响,即螺旋桨形成的气流经过飞机机体产生的滑流。滑流会对飞机航向产生干扰,使飞机发生偏航的现象。

4.1.4 测试区

Y12F飞机速度大,飞机过测试点时转爬升,发动机功率为全功率。完成全部测试区域时间只有30~40s左右。驾驶员在2500m跑道上不仅要保持飞行姿态、速度、高度、升降率、航向及修正偏流,还要让飞机的投影点准确投影到测试点的矩形框中心,因此飞机的状态保持、转换难以在如此短的时间内完成。驾驶员工作负荷大,不能高质量的完成实验。

4.2 方法2

飞机飞行切入法。即飞机起飞后,经空域盘旋调整状态,以122m高度直接准确进入测试区域完成实验科目,如图6、图7所示。

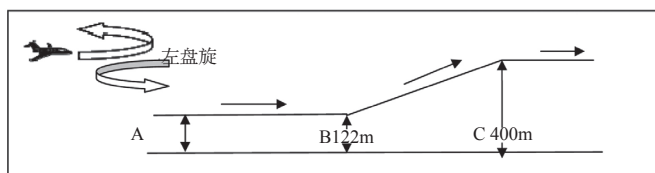


图6 方法2飞机航迹剖面示意图

Fig.6 Aircraft flight path cross-section sketch map in method 2

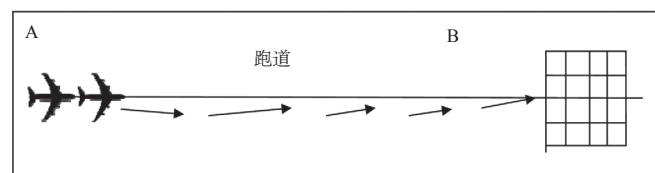


图7 方法2飞机航迹示意图

Fig.7 Aircraft flight path sketch map in method 2

优点: 试飞难度小,驾驶员需克服的不利因素少,机场上方122m处气象条件总体趋势稳定,飞行员负荷小,飞机起落少,实际飞行结果合格率高。

缺点: 飞行技巧要求高,未实施全航迹实验理论图解。

本文噪声认证试飞,采用第2种方法,即飞行切入法。这一方法的使用得到美国适航审定机构的认可。

具体实施需要以下几个阶段:

4.2.1 地面

飞机驻车开大车在跑道端头起飞,飞机开大车前应将飞机航向固定,即将飞机纵轴对正跑道中心线,跑道另一端

测试设备也放在跑道中心线。飞机襟翼构型置于起飞状态,飞机功率置于全功率而后松刹车滑跑起飞。放下襟翼,可以增加升力系数,减小离地速度,因而能缩短起飞滑跑距离。

4.2.2 起飞

飞机以停机迎角三轮滑跑,待加速到 V_r ,抬前轮,此后飞机迎角增至离地迎角,当加速到离地速度时,两主轮离开地面起飞。起飞后当飞机正上升时,要及时收起落架,减小飞机上升阻力。进一步控制飞机 V_y 爬升速度爬升,同时及时观察罗盘修正飞机航向。飞机起飞后,到122m高度改平飞。

4.2.3 空域调整

飞机飞入本场空域进行调整试飞,即驾驶员调整飞机在122m高度,发动机输出该高度平飞相应功率,在这一功率下,飞机的飞行速度要配平以较小的速度平飞。对于Y12F飞机,建议以222km/h左右的速度平飞。小速度平飞的目的就是保证飞机飞过测试区时,具有抗气流干扰能力,保证飞机稳定状态。速度的稳定需要调整飞机的配平调整片,使飞机在纵向干扰力上接近0,使飞机的俯仰状态保持稳定。试验中,飞机起飞后向左盘旋在高度122m处平飞,再次通过跑道,飞机在向左转弯时飞机的坡度应该小于 10° ,飞机小角度盘旋飞机的稳定性阻尼大,飞机状态不易改变。飞机在空域调整飞行,必须做到稳定住平飞相应功率,稳定飞机的平飞速度,稳定飞机的飞行姿态。飞机在进入跑道测试区时,要通过航向修正法和侧滑法修正航向,保证 168° 航向。这就是三定一修法。

4.2.4 测试区

飞机在飞过测试区时要克服三方面问题。

(1) 飞机要保持122m高度平飞,飞机高度保持,升降速度表指示0且保持速度不变,速度范围波动控制在 $\pm 2.8\text{km/h}$ 内。飞行中要及时检查航行诸元素。

(2) 飞机在飞过测试区时,要克服气象条件的干扰。122m高度的跑道上会有小的乱流及 40° 侧风,所以要及时通过配平调整片和驾驶杆来进一步控制飞机,保持住空速、高度、发动机平飞功率,及时通过机组人员合理分工观察并修正航迹,通过航向法,侧滑法修正偏流,再结合目视跑道中心线校正飞机的航迹。

(3) 飞机在飞过测试区时,要保证飞机飞过照相测试点前,按规定飞机应加功率爬升。螺旋桨飞机突然加减速功率会使飞机姿态改变,无法保持原有姿态而改变航迹,无法准确通过测量点。实际的试飞中飞行员要处理的因素太多,时间短,飞机控制难度大,试飞结果不理想。

5 试飞方法的优化

第2种飞行切入法较第1种方法有其优势,飞机在飞进测试区前,有充裕的时间调整飞机的配平状态。即保持功率、速度、高度、航向,修正飞机的偏流,克服机场低空的乱流,颠簸等诸多因素。但是从驾驶员控制好飞机的姿态到退出测试区,需要50多秒的时间,显然给驾驶员增加了工作负荷。因此,对飞行切入法进行了优化改进。

(1) 优化分配注意力,合理控制飞行要素

如图7所示。驾驶员驾驶飞机飞过测试区时,优先保持高度、速度、功率,其次兼顾航向。这样就减少了驾驶员的工作负荷。即通过统筹、科学、合理的分配飞行员工作注意力,先侧重飞机状态的保持,当飞机状态稳定时再侧重航向修正。把航向偏差化整为零,分段解决减少偏差量。

(2) 建立正确的航向偏差修正,实施三定一修法

飞机在径直飞向测试区或目标时,飞机要克服测试区域的气象风的影响,飞机会有一定的偏航现象。飞机无论有左偏航或右偏航,都要遵循由大到小从一侧修正偏航,禁忌忽大忽小,忽左忽右忙乱修偏航,造成飞机状态改变。从图7中看A-B段航向可以保持到B点小夹角,或者有小偏差。以图7中为例,偏差的方向与气象风有关。这种修正要遵循由大到小,化整为零,分段减小偏差量。待到B点前8s时,通过航向法和偏流法准确修正航向,结合三定一修法,定住平飞相应功率,定住飞机的平飞速度,定住飞机的飞行姿态。使飞机的航迹准确通过测试点。这样,驾驶员保持飞行诸元素的时间只有12s左右,即刻完成测试任务,飞行负荷减少80%,飞行质量得到极大提高。

(3) 严格控制发动机功率加收的柔和程度

飞机通过测试区爬升时加功率要柔和,并且有提前时间裕度。同时做好飞机调整片配平准备工作,防止飞机姿态变化,为飞机下一步修正航向创造有利条件。

6 试飞结果

6.1 数据处理

起飞噪声总的修正公式如下:

$$\text{LAMAX REF} = \text{LAMAX TEXT} + \Delta(M) + \Delta(1) + \Delta(2) + \Delta(3) \quad (4)$$

式中: LAMAX REF 为经修正后的最大基准噪声级, LAMAX TEXT 为试验飞行的最大噪声级, $\Delta(M)$ 为气象修正量, $\Delta(1)$ 为飞行高度修正量, $\Delta(2)$ 为桨叶尖马赫数修正量, $\Delta(3)$ 为发动机功率修正量。

测试每一飞行起落的原始噪声级 $\text{dB}(A)$ 及其气象修正量,飞行高度修正增量,桨叶尖马赫数修正增量。经修正后 N

个飞行起落的噪声级,求出其算术平均值,即为此次起飞噪声的总声级:

$$\overline{L_A} = \frac{\sum_{i=1}^N L_{Ai}}{N}$$

标准偏差为:

$$S = \left[\frac{\sum_{i=1}^N (L_{Ai} - \overline{L_A})^2}{N-1} \right]^{1/2} \quad (5)$$

式中,90%置信度的置信区间为 $d = \pm tS / \sqrt{N}$, t 为研究的90%置信区间的 T 分布和 V 自由度。

6.2 结果

按照CCAR-36附件噪声试验的要求,经过严谨的科研试飞,采用飞行切入法并进行优化,通过飞行航迹照片(见图8),飞行参数和可靠的测试数据表明这一方法切实可行,从图8中可以看出,飞机两次均准确无误飞过测试区。在飞行安全,飞行质量和飞行效率上得到极大的提高,得出的最终结果达到验证标准。

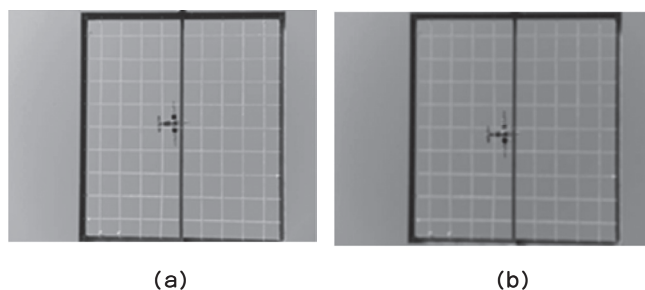


图8 飞机航迹照片
Fig.8 Photo of aircraft track

7 结束语

通常情况下,适航验证的噪声试飞试验方法大体是固定的,试飞过程中使用的飞行切入方法,得到了美国适航审定部门的认可。在此基础上,本次试验为精确通过测试点,优化飞行切入法,采用统筹优化注意力分配,化整为零,分段修正航向偏差量,三定一修保持飞机姿态等法,是试飞中的一次有益的尝试,为噪声试验试飞更加安全,经济、准确可靠提供了一定的实践经验。

AST

参考文献

- [1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章:第36部 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S].1988.

Civil Aviation Administration of China. CCAR-36 Regulations for the noise of aircraft type and airworthiness certification [S]. 1988.

[2] 阎明.Y12F噪声试飞报告[R]. 2014

YAN Ming. Y12F environment noise flight test report[R]. 2014.

作者简介

何德育(1973—) 男,学士,工程师。主要研究方向:飞机科研适航定型,批生产试飞。

Tel: 15804664476 E-mail:yu73happyrain@163.com

Research on Aircraft Y12F Flight Test Technology in Environment Noise Certification

HE Deyu*

Harbin Aircraft Industry Group, Harbin 150066, China

Abstract: Taking Y12F's airworthiness certification flight test as an example, introduced and analyzed noise certification flight test technology, mechanism and flight test methods, summed up flight test experience, optimized flight intercept method, improved flight test technology, satisfied flight test requirements and acquired airworthiness certification.

Key Words: Y12F; environment noise certification; CCAR-36; flight intercept methods; flight test technology

Received: 2015-12-30; **Accepted:** 2016-01-11

***Corresponding author. Tel. :** 15804664476 **E-mail:** yu73happyrain@163.com