

民用飞机仪表进近试飞方法

The Flight Test Method Of ILS Approach For Civil Aircraft

范东方 张强 / 中航工业试飞院

摘要: 目前, ILS进近是国内很多机场唯一的精密进近方式, 其试飞方法研究才刚起步。本文在介绍ILS进近飞行系统的组成、分类及进近飞行过程的基础上, 对飞行试验条件进行归纳和说明, 分别从截获方式、截获方向和跟踪精度考察三方面讨论了试飞方案, 并依据AC25-7A和AC25.1329-1B相关规定, 给出了故障模拟试飞中故障的分类和一般试飞方法, 同时结合实际试飞曲线对最小使用高度(MUH)进行了讨论。

Abstract: At present, the ILS approach is the only precision way of most domestic airport, and its flight test method research has just started. Based on the introduction of compose, classification and flight process of ILS approach, this paper discusses the flight test conditions from flight condition, aircraft configuration and guide system. According to AC25-7A and AC25.1329-1B, present the method of automatic approach fault simulation coupling ILS is presented, and the flight test method of getting the minimum use height (MUH) is discussed.

关键词: ILS; 自动进近; 故障模拟; MUH; 试飞方法

Keywords: ILS; automatic approach; fault simulation; MUH; flight test method

0 引言

按照引导设备的不同, 自动进近可分为仪表进近(ILS)、微波进近(MLS)和GNSS进近等。由于ILS引导系统技术成熟, 系统安装维护相对简单, 采购和运行成本较低, 所以ILS进近是世界大多数机场采用的主要进近方式, 特别在我国, ILS进近是很多机场唯一的精密进近方式。因此, 为了满足民用飞机发展的需求, 研究ILS进近试飞方法具有重要意义。

目前, 航空发达国家已经拥有非常成熟的ILS自动进近试飞方法和程序, 如美国的柯林斯公司, 当前运行的大部分民用飞机自动进近飞行系统都由其设计和试飞定型。本文将依据标准AC1329-1B、AC120-29A和AC25-7中有关规定,

并结合ARJ21-700飞机自动进近试飞经验, 讨论民用飞机ILS进近的试飞方法。

1 ILS进近

1.1 分类和组成

ILS根据决断高度(DH)和跑道能见度(RVR)的不同^[1], 可以分为I类、II类和III类(分类标准见表1)。目前大部分飞机采用I类和II类进近。

ILS进近的引导系统由三部分组成: 第一部分是航向信标(LOC)台, 安装在跑道终点以外的跑道中心延长线

上, 距跑道终点约1700~3400ft, 用以提供航向引导信号; 第二部分是下滑信标(GS)台, 安装在跑道入口处的侧面, 距跑道入口大约1000ft, 用以提供一个与跑道夹角为3°的下滑引导信号; 第三部分是指点信标, 为飞机提供相对跑道入口的距离信息, 按照安装位置与跑道的距离不同, 可分为远指标点、中指标点和近指标点(见图1)。远指标点、中指标点和近指标点至跑道入口的距离分别为21000~39000ft、3500±500ft和250~1500ft。

表1 自动进场分类

进场等级	I	II	III
RVR/ft	2800	1500	700~0
DH/ft	200	200~100	0

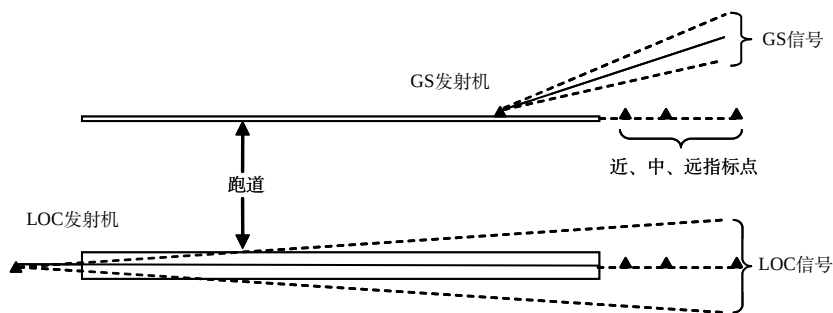


图1 ILS引导系统

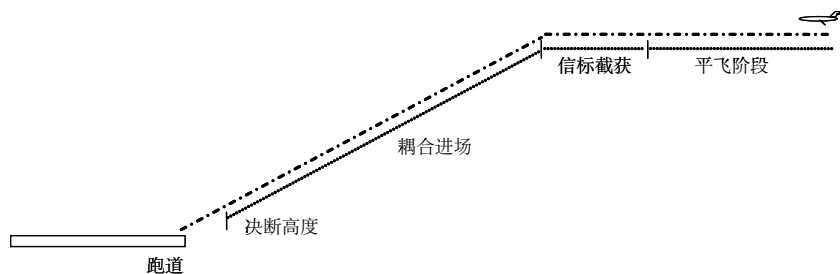


图2 ILS进近飞行剖面图

表2 自动进近试飞试验条件

飞行环境		飞机构型		引导系统
机场	长跑道	重量	大/小	至少三套ILS引导设备， 每套使用率不超过50%， 其中一套应具有较高信号噪声
		重心	前/后	
	短跑道	自动油门	有/无	
		偏航阻尼器	开/关	
风向	顺风10kn	发动机	双发	
	侧风15kn		单发	
	逆风25kn		燃油不平衡	

1.2 ILS进近飞行过程

ILS进近飞行过程主要由三部分构成，即截获、跟踪和着陆/复飞。首先飞行员在一定高度(1000~1500ft)人工或自动控制飞机截获LOC和GS，并进行跟踪，进近至DH，在DH飞行员决定着陆或复飞。图2是典型的ILS进近试飞过程剖面图。

2 ILS进近试飞方法及故障模拟

2.1 试验条件

为了全面考察自动进近飞行系统的安全性、舒适性和适应性，AC120-29A和AC25-7A标准对自动进近试飞的试验条件给出了详细要求^{[2][3]}，其中主要涉及飞行环境、飞机构型和引导系统状态。飞行环境是对机场和风向的要求，飞机构型是对发动机、重量、重心和自动油门等的状态要求，引导系统状态是对试飞用ILS地面引导设备的使用要求。表2是结合实际试飞归纳的试验条件。

2.2 ILS进近试飞

正常自动进近试飞主要考察系统对引导信标的截获和跟踪性能，按照试飞阶段不同可分为截获方式、截获方

向、截获角度和跟踪精度。

利用自动驾驶仪截获LOC通常有两种方式，一种是使用航向选择功能截获，这种方法需要飞行员通过预设飞行航向；另一种方法是利用横向导航功能截获，该方法则需通过设置航路点来使飞机截获LOC。无论哪一种截获方式，都需要从LOC航道左右两侧分别进行截获，一般要求两侧截获试验次数应各占50%。对于截获角度，要求飞机必须能在0°~90°范围内截获并跟踪LOC，而且，

无论以多大角度截获，其超调量都不应超出设计要求。截获LOC后，继续进行GS截获，该试飞过程要求系统能分别从GS下方和上方实现截获。对跟踪精度的验证需在信标截获后的稳定跟踪阶段进行，可以选择在1000ft~DH段验证飞机对LOC的跟踪精度，在700ft~DH验证对GS的跟踪精度。当系统控制飞机下滑至80%DH时，该次自动进近试飞动作就结束了。在DH，如果飞行员可以确定飞机能安全着陆，则此次进近试飞就算有效。以上为正常ILS进近的基本步骤，在做背航道ILS进近试飞时不需要进行GS截获，而需采用其他方式控制飞机下降，如垂直速度选择模式。

图3和图4为ARJ21-700飞机进近试飞曲线。图3中飞机在航道左侧截获LOC信标，从下滑道下方截获GS信标；图4中飞机在航道左侧截获LOC信标，从下滑道上方截获GS信标。

如图所示，飞机先在1400ft高度平飞截获LOC，跟踪飞行一段时间后截获GS，然后跟踪GS下滑至160ft时飞行员断开AP并控制飞机复飞。由试飞曲线看出，该自动进近飞行系统可以使飞机平滑地截获LOC和GS，超调量小于30uA(75uA达标)，飞机在截获过程中

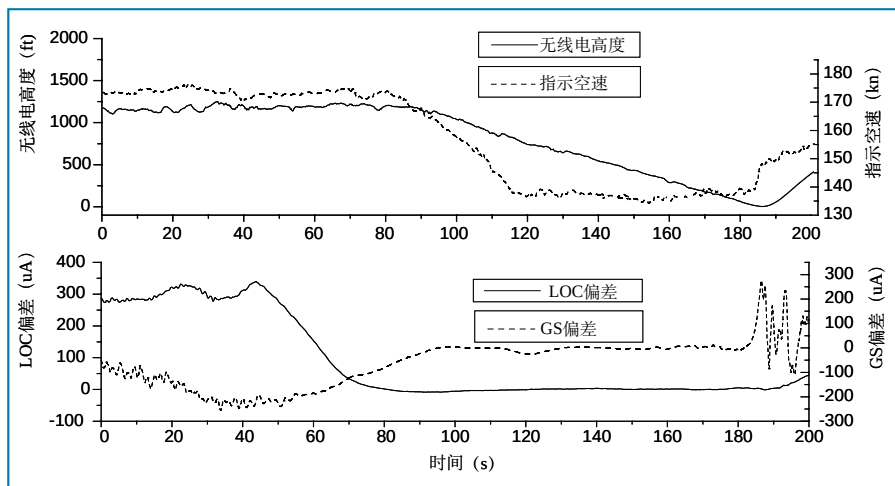


图3 自动进近试飞曲线1

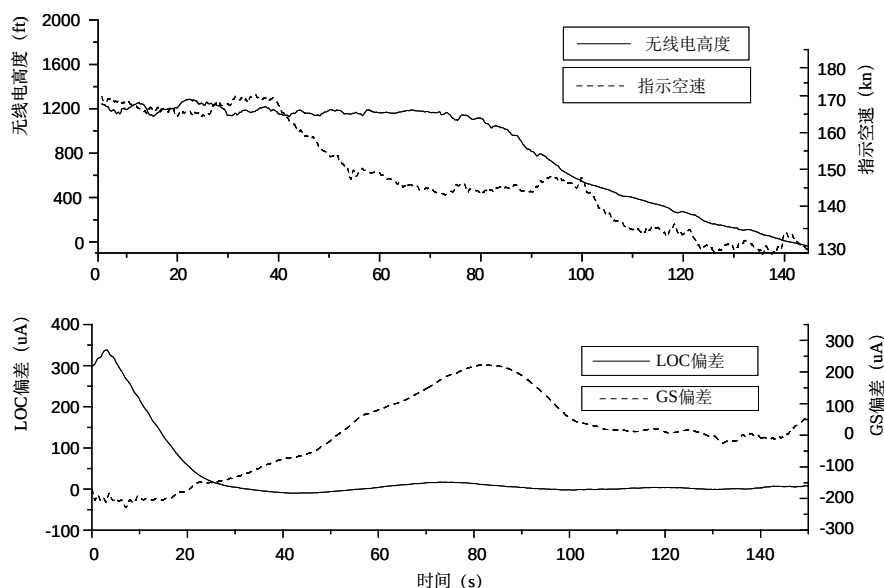


图4 自动进近试飞曲线2

没有出现剧烈的状态波动。在截获信标后,系统对LOC和GS的跟踪精度也较高,跟踪偏差小于25uA(50uA达标)。

2.3 进近过程中的故障模拟

自动进近试飞必须确保系统在投入使用后不仅能正常使用,还要在出现意外情况时不影响飞行安全。AC25-7A.181b(5)(ii)(D)要求:“对AC25-7A.181b(7)(vi)中描述的失效模式/条件,如果与ILS进近相关,则应该进行试飞。”AC25-7A.181b(7)(vi)中给出的失效情形主要有俯仰、滚转轴输出故障和单发失效。俯仰和滚转轴输出故障一般通过执行机构(升降舵和方向舵)的饱和和阶跃运动来模拟,单发失效则可以通过临界发动机慢车或切断燃油来模拟。

图5给出了ILS进近的故障模拟剖面。如图所示,飞机在跟踪下滑道进近阶段,选择一个安全高度(700~1000ft),由试飞工程师引入俯仰/滚转故障,飞行员在意识到故障发生1秒后断开自动飞行系统并控制飞机复飞,复飞到安全高度后该次故障模拟试飞就完成了。引入故障前,要先确认飞机正好处于引导

下滑道上。为了达到模拟突发故障的效果,要求主驾驶员将视线集中在驾驶舱内,由副驾驶观察窗外参照物以保证飞行安全。在模拟单发失效故障时,可以先尝试单发慢车,确认驾驶仪能安全控制飞机继续进近后,再尝试临界发动机切断燃油。需要指出的是,模拟单发失效是为了验证单发工作状态下系统控制飞机继续进近的能力,所以不需要驾驶员断开自动飞行系统。

AC25.1329-1B.8(b)中明确提出:“应在飞机飞行手册中提供进近过程最小使用高度(MUH)。”所谓最小使用高度,

AC25.1329-1B中的定义是:“当系统故障时,飞机在该处的高度损失不会导致飞机最低处低于规定的某个高度。”^[4]一般规定过跑道入口上方15ft处与跑道平面夹角的正切值达到1:29的斜面为进近障碍上界面(见图5)。如图5所示,在系统发生故障后,飞行员在控制飞机复飞的过程中会产生高度损失,当试验高度足够低时机轮运动轨迹最低点将与障碍上界面相切,参照AC25.1329-1B的定义可知,此时对应的故障恢复点场高(相对跑道平面的高度)即为MUH。实际试飞时很难通过飞行直接得到MUH,通常利用故障模拟时获得的高度损失来间接求取,常用的方法有代数计算法和几何绘图法^[5]。

在求解最终MUH结果时,一般会进行多次试验以得到足够多的高度损失样本,最后选取其最小值解算MUH。图6是一次MUH试验的试飞曲线。如图所示,本次试验两次引入了俯仰向下的故障,得到两个高度损失值,分别为39ft和45ft,选取其最小值得到该次试验的MUH为39ft。

3 结束语

在验证相关试飞项目时,应该结合实际系统的设计使用要求(如自动油门的使用和各种包线限制),制定出安全合理的试飞方案,以兼顾试飞效率和完成质量。在试飞过程中,要通过试飞数

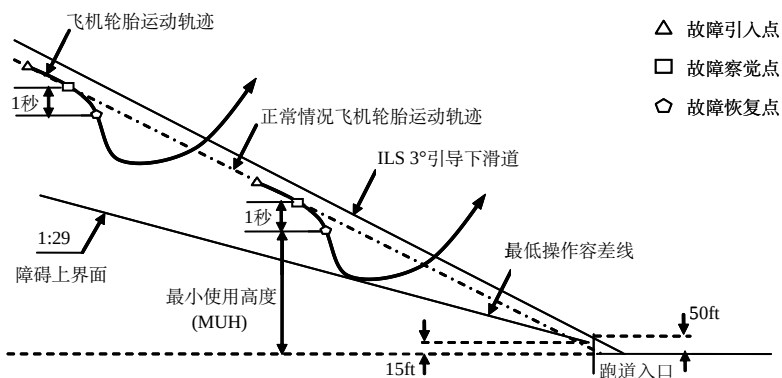


图5 进场过程故障模拟侧剖面图

先进直升机旋翼传动与抗坠毁技术*

Advanced Helicopter Rotor Transmission and Crashworthiness Technologies

陈克姣 熊峻江 / 北京航空航天大学交通科学与工程学院

摘要: 简要概述了先进直升机旋翼传动以及抗坠毁的基本原理和关键技术; 通过实例说明了这些先进技术的应用; 最后展望了3种技术的发展趋势。

Abstract: This paper fundamental principles and key technologies for rotor transmission and crashworthiness of advanced helicopter, Then reviews the application examples of advanced technologies, and finally forecasts, the development trends of 3 key technologies.

关键词: 先进直升机; 旋翼传动; 抗坠毁

Keywords: advanced helicopter; rotor transmission; crashworthiness

0 引言

旋翼(rotor)为直升机和旋翼机等旋翼航空器的主要升力部件,又称升力螺旋桨。直升机旋翼系统各部件是直升机最关键的部件,同时直升机旋翼

也是区别于其他航空飞行器的主要特征,旋翼技术是直升机技术的核心,直升机的发展取决于旋翼技术的发展。目前,比较常见的旋翼技术有单旋翼、双旋翼共轴式、双旋翼纵列式、倾转旋翼、

智能旋翼、可变形旋翼。旋翼系统是直升机的多功能部件,旋翼系统不仅为直升机提供升力,而且还提供前进力和操纵力,同时,还是直升机的主要振源和噪声源,因此,直升机的飞行性能、飞

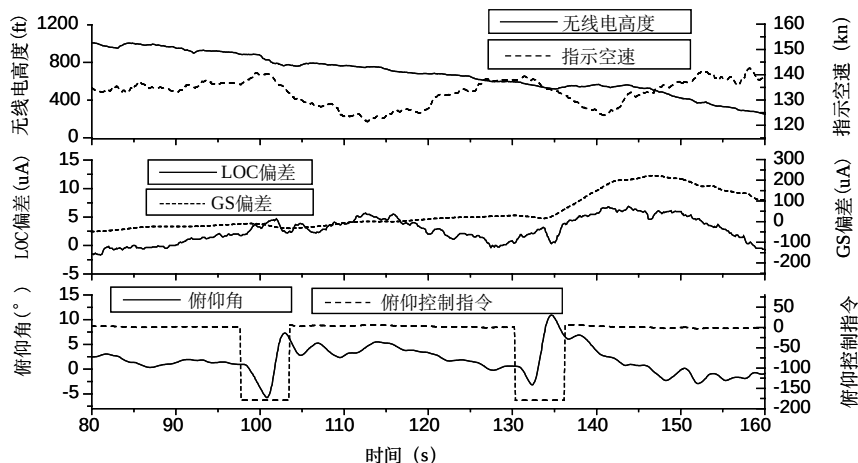


图6 MUH试验试飞曲线

据和飞行员评述对系统性能给出综合客观的评价,既要考虑系统指标判据又要考虑试飞员的使用感受,针对不足应提出可行的改进建议,最终保证自动近飞行系统在使用过程中具有良好的性能和品质。

AST

参考文献

- [1] 申安玉,申学仁,李云保等. 自动飞行控制系统[M].北京:国防工业出版社, 2003:99.
- [2] Federal Aviation Administration.

Flight Test Guide For Certification of Transport Category Airplanes:AC25-7A[S]. 1998.

[3] Federal Aviation Administration. Criteria For Approval of Category I and Category II Weather Minima For Approach:AC120-29A[S]. 2002.

[4] Federal Aviation Administration. Approval of Flight Guidance Systems: AC25.1329-1B[S]. 2006.

[5] Andrew A. Peters. Using DGPS to Determine Autopilot Minimum Use Height [C]. Society of Flight Test Engineers. 2005.

作者简介

范东方, 硕士, 工程师, 从事飞机控制系统试飞工作。