

现代民用飞机颤振试飞适航验证的关键技术*

The Key Technologies in Flight Flutter Test Airworthiness Inspection for Modern Civil Aircraft

杨飞¹ 梁技¹ 章俊杰¹ 李凯¹ 朱广荣¹ 杨智春²

1 中国商飞上海飞机设计研究院 2 西北工业大学

摘要: 根据现代民用飞机颤振试飞的特点,总结了民用飞机颤振试飞适航经验。从颤振试飞准备、颤振试飞技术、颤振试飞监控、颤振试飞风险控制、颤振试飞进度和成本控制、颤振试飞项目管理提出了民机颤振试飞中应关注的关键技术和重要问题。

关键词: 民用飞机; 气动弹性; 气动伺服弹性; 颤振; 飞行试验; 适航验证

Keywords: civil aircraft; aeroelasticity; aeroservoelasticity; flutter; flight test; airworthiness inspection

0 引言

随着现代民用飞机巡航速度越来越快^[1],其对应的颤振包线愈发接近声速边界。例如,波音公司所设计民机的颤振边界从波音737飞机的0.89马赫增大到波音767飞机的0.91马赫、目前最新的波音787飞机已经增大到0.98马赫。此外,现代飞机飞控系统具有的高增益特点更容易引起飞机的气动伺服弹性不稳定性^[2]。一旦发生颤振,飞机在极短的时间内就会从稳定状态发展到不稳定状态,进入不稳定状态后,作用在结构上极大的动载荷和应力便会在几秒甚至更短的时间内破坏飞机结构,造成灾难性后果^[3]。

颤振试飞科目是在《运输类飞机适航标准》25.629/23.629条款要求下,在大速度情况下验证飞机气动弹性稳定性(颤振试飞)和气动伺服弹性稳定性(ASE试飞)的一级危险试飞科

目,与“失速尾旋”和“空中停车”合称为“三大I类风险”试飞科目。颤振试飞时采用准确有效的方法判别气动弹性稳定性边界,谨慎、逐步地进行包线扩展,保证试飞安全、顺利进行,最终满足适航符合性要求。颤振试飞是适航审定中的跨专业、跨部门、跨单位的综合试飞科目,需要考虑试验准备、试飞安全、监控、数据处理、适航审查等方面情况。此外,在颤振试飞监控中需要通过准确可靠的模态参数识别方法获得飞机结构模态的频率和阻尼^[4-6]。典型颤振试飞边界和阻尼要求如图1所示^[7]。

按照现代民用飞机的适航准则,颤振试飞也是取得型号检查核准书(TIA)前唯一的一个验证试飞科目。因此,民用飞机颤振试飞是否能够通过局方适航审查,能否顺利完成,直接影响进入TIA的节点,间接影响取得

适航型号合格证和飞机交付航空公司的时间节点。本文全面梳理总结颤振试飞各项技术和管理工作的,给出了颤振试飞适航审查经验,从试飞准备、技术、安全、项目进度、项目成本和项目风险等方面探讨颤振试飞中的关键技术和重要问题。

1 颤振试飞适航经验

大型运输类飞机的型号合格审定过程较长、技术复杂,试飞是适航验证中的最后阶段。颤振试飞的高危险性加重了飞行试验的复杂性和艰巨性。适航审查增加了民用飞机颤振试飞的难度,而民用飞机颤振试飞适航经验有助于提高颤振试飞水平。

1.1 适航审定基础

民用飞机颤振试飞与军机颤振试飞最大的区别在于适航工作。运输类民用飞机的适航审定基础是CCAR25部,民用飞机颤振试飞根据CCAR25.629(e)进行设计和实施。

* 基金项目:国家自然科学基金(11072198)和高等学校学科引智计划(B07050)资助。

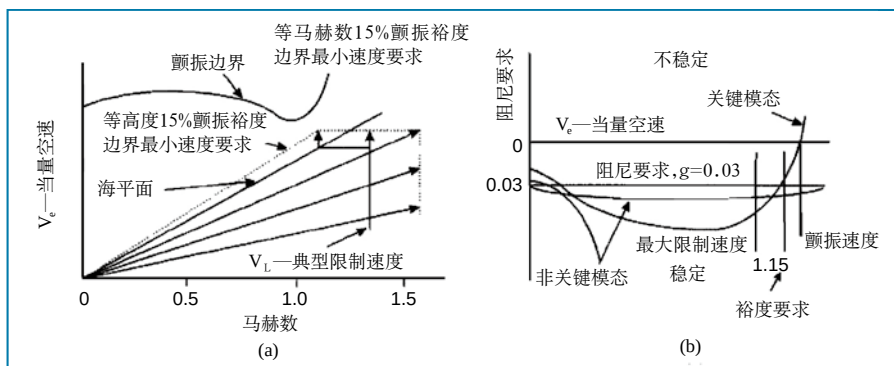


图1 颤振包线和阻尼要求

从概念设计阶段就必需进行大量的颤振计算分析,以便掌握飞机结构质量、惯量、翼面刚度、连接刚度、作动器刚度、作动器位置、燃油重量及分布、商载和货载、高度、马赫数等参数对部件颤振特性和全机颤振特性的具体影响规律。如果需要还必需进行低速和高速颤振模型风洞试验,以及全机地面共振试验,以保证准确获得飞机的固有振动特性和颤振模态耦合特性,准确掌握飞机的颤振特性(临界速度、临界频率、阻尼趋势、颤振耦合模态、颤振机理),为颤振试飞适航工作开展奠定扎实的基础。

1.2 适航审查内容

颤振试飞适航涉及气动、结构、重量、强度、控制等多个专业,它作为在飞行包线内最终验证飞机分析预测提供依据。在颤振试飞的不同阶段,适航审定当局(局方)需要根据适航审查计划制定针对性的颤振试飞审查内容,申请人根据局方颤振试飞审查计划和型号设计计划完成颤振试飞相关工作。适航工作的最终目的是保证安全的前提下,完成相关报告的适航审批工作。颤振试飞的适航工作紧紧围绕试飞大纲和构型评估报告开展适航工作。

颤振试飞大纲是颤振试飞进行和完成的唯一依据,主要包括试飞依据、

试飞内容、测试方法、试飞结果判据。颤振试飞构型依据符合性要求和颤振试飞大纲,是颤振试飞飞机状态的总要求。颤振试飞构型,需要对颤振试飞飞机的硬件和软件进行评估。硬件主要包括代料单、超差单、试飞改装;软件主要包括对航电和飞控软件的版本要求。颤振试飞构型评估报告需要与颤振试飞大纲保持一致。构型保障包括构型有效性、全机称重、舵面频率检查、颤振试飞地面试验、软件评估、改装评估。测试改装包括加装拖锥、安装振动加速度传感器、安装激励系统、安装测试系统、安装摄像设备。完成上述工作后,通过制造符合性检查保证试飞飞机构型。

2 颤振试飞适航取证中的关键技术和重要问题

颤振试飞的高水平技术要求和紧迫的进度节点要求决定了颤振试飞中有诸多关键技术和重要问题。

2.1 颤振试飞准备

一个安全的颤振试飞需要准确预测气动弹性不稳定性,它包括通过颤振变参分析、颤振模型风洞试验、全机地面共振试验等方法掌握飞机的模态特性和颤振特性。

颤振试飞试验机构型是针对飞机交付设计构型而确定的验证试飞状态。

在颤振试飞前,需要通过全机称重验证确定飞机的重量状态,明确飞机的颤振边界、颤振关键模态的频率和阻尼、颤振临界马赫数、颤振临界油载和商载分布、以及对于飞机设计包线的颤振包线裕度。对气动伺服弹性试飞,需要掌握飞机的偏航、滚转、俯仰回路的控制律,明确飞机的航电系统和飞控系统构型状态。对颤振试飞测试改装,需要明确各个关键部位都安装了振动加速度传感器,以保证可以测试机翼、平尾、垂尾的垂向弯曲、水平弯曲和扭转模态,发动机的俯仰、偏航和滚转模态、小翼的弯曲模态和扭转模态、襟翼和缝翼的弯曲模态和扭转模态、副翼、升降舵和方向舵的旋转模态。在颤振试飞中,需要根据大纲要求,明确飞机颤振试飞各个试验点的空机重量和燃油重量。

2.2 颤振试飞技术

颤振试飞在大气中大速度飞行时存在气流扰动的影响,测试数据存在较大的噪声,因此其模态参数难以获得。通常需要通过合理的激励技术获得飞机结构模态频率和阻尼。若激励能量不足,得不到准确的模态数据结果;若激励能量太大,有可能损坏飞机结构,影响飞行安全。通过大气紊流和飞行员脉冲激励、舵面扫频激励、激振器激励得到飞机关键模态数据^[9],各种激励技术特性如表1所示^[10]。在扫频激励时,可进行对称或反对称正弦扫频或恒频扫频激励;副翼可以激励出反对称模态、升降舵可以激励出对称模态、方向舵可以激励全机反对称模态。扫频方式中,线性扫频在0~10Hz范围效率较高,对数扫频在10~40Hz范围效率较高;恒频激励通常针对颤振关键模态进行扫频,激励时间通常在3~5秒。对大型运输机,操纵面脉冲激励可以激励出5Hz以下的低频模态,由于颤振主要是低阶模态间

的耦合,因此操纵面激励可以满足颤振试飞的激励需要。

颤振试飞扩展包线时,试验点顺序可以根据等高度方法或等马赫数方法进行。通常依据从大高度到小高度、从小动压到大动压的原则安排颤振试验点,并且根据颤振试飞测试结果,参考分析结果综合判断颤振安全性,制定试飞计划。在掌握准确、可信的模式数据的前提下,对比分析结果,采用阻尼法或Z-W (Zimmerman and Weissenburger) 方法获得颤振边界和颤振裕度。颤振试飞时对每个试验点条图仪上各个通道的加速度传感器数据和应变传感器数据进行分析 and 确认,保证颤振试飞安全。

2.3 颤振试飞监控

由于颤振试飞是高风险科目,因此在颤振试飞过程中需要利用地面遥测设备进行实时监控。安装在试验机上的振动加速度传感器和应变传感器用于测试飞机的结构振动响应。这些数据通过遥测设备传输到监控大厅,通过条图仪和软件进行分析。在监控大厅需要跟踪信号运动的趋势,关注模式信号异常情况;对扫频激励、恒

频激励和操纵面脉冲激励,需要监控模式信号衰减率。

颤振试飞中实时频谱分析用于监控重要模式的能量变化,特别是进行下一个更大速度飞行加速情况。通常对颤振耦合的关键模式,如机翼弯曲模式和扭转模式,需要监控其频率重合趋势。

颤振试飞中通过专用软件得到重要模式的频率和阻尼。绘制速度与频率、速度与阻尼变化趋势图,参考理论分析结果,确定颤振裕度。此外,还需要了解飞行员对飞机的操纵和振动评述,以及通过结构检查全面了解飞机的飞行特性,确保飞行安全。

2.4 颤振试飞风险控制

颤振试飞的风险是多方面的,包括舵面超重、操纵面铰链轴间隙、空速校准等均可能增大颤振试飞风险。例如,1989年2月16日,由波音707改装的E6飞机在进行颤振试飞时发生垂尾颤振,垂尾结构与方向舵控制系统耦合,引起在垂尾上侧三分之一位置方向舵上的调整片脱落;同年9月28日再次进行颤振试飞,垂尾上侧三分之一以及方向舵一半位置调整片全部丢失。

1) 舵面超重

由于结构制造等原因,可能发生舵面重量超差问题。在颤振试飞前,需要详细评估舵面超差对颤振特性的影响。在颤振试飞前可以进行舵面频率检查试验,明确舵面频率变化情况,降低舵面超重对颤振试飞的安全隐患。

2) 舵面间隙

副翼、方向舵、升降舵等舵面由于制造超差、磨损等因素可导致间隙扩大。在颤振试飞中,需要监控和分析舵面铰链力矩和铰链应变随颤振速度的变化情况,特别需要防止试飞中可能发生极限环振动(LCO)现象。

3) 空速校准

颤振试飞是第一个扩展飞行包线(从VMO/MMO至VD/MD)的试飞科目,通常放在高速试飞和空速校准试飞之前,要求必须通过自身测量系统获得准确的飞行参数,保证试飞安全。与国外民用飞机的颤振试飞改装一样,应该通过加装拖锥获得飞机的速度、高度、马赫数等飞行参数;而不是沿用差分GPS方法,这样既可以保证颤振试飞的数据有效性,又可以保证飞行安全,加快试飞进度,满足

表1 各种激励技术对比

方法	脉冲激励		扫频激励				随机激励
项目	操纵面激励	小火箭激励	操纵面激励	惯性激励	气动振荡小翼激励	开缝圆筒固定小翼激励	大气紊流激励
激励原理	驾驶员脉冲驾驶杆(盘)使操纵面突发运动进行激励	固体燃料爆炸,产生冲击力对结构进行激励	将信号加入到飞控系统,使操纵面振动激励	利用不平衡质量块的惯性力对飞机结构施加激励	将信号加入到伺服机构,使小翼振荡,改变空气动力进行激励	将信号加入伺服机构驱动圆筒旋转,改变小翼面上的空气动力进行激励	利用气流扰动对飞机结构进行激励
优点	可激励小于10Hz的频率,不需要额外激励装置;瞬态响应信号容易分析稳定性;脉冲短,一个试验点可进行多次	简单种类轻、不影响飞机模式特性;瞬态响应信号容易分析稳定性;脉冲短,一个试验点可进行多次;高频特性好	不影响飞机的颤振速度;可重复使用,激励频带较宽;易于同相或反相激励	不影响气动外形;易于同相或反相激励;可重复使用,激励频带较宽	频率/幅值可控;易于同相或反相激励;对模式可提供足够的激励	能量要求低;与飞机交接口少;激励频带较宽;激励位置可以变更;保留了操纵面(小翼)激励的优点	不需要在机上增加任何硬件设备
缺点	信号可重复性差;激励频率受人体生理限制;激励位置不可变;能量有限	难于控制同相或反相激励点火;不能重复使用;小火箭种类较多;能量有限	频带响应受操纵面助力器限制,高频模式效果差;激励位置不可变	低频能量有限,高频能量容易太大;附加质量可能对模式有一定影响	附加了质量,对翼尖、安定面尖部的气流产生扰动;需要大的能量来使系统工作	附加了质量,对翼尖、安定面尖部的气流产生扰动	能量较低且不可控;高频效果差;信噪比非常低
目前状况		20世纪60年代后美国不再使用		20世纪50年代后惯性激励不再广泛使用			当激励关键模式时,紊流激励应该小心使用

适航要求,完成适航审查工作。

4) 应急处置预案

为了保证颤振试飞安全,需要编制《颤振试飞应急情况处置方法》,对飞机的振动水平进行了量化,便于地面人员的监控。

5) 颤振试飞报告

颤振试飞报告是提交适航当局审查的最重要文件,必须严格按照国际颤振试飞报告要求编写。从内容、版式、数据、表述各方面都要达到国际统一标准的要求。颤振试飞报告需要表明大纲要求,准确给出各个颤振试飞点的关键模态参数,给出每个试验点的飞行情况。结论中需要明确飞机的稳定性和满足条款的符合情况。

2.5 颤振试飞进度和成本控制

颤振试飞成本的关键参数是飞行架次和进度。而飞行架次与颤振试飞试验点相关,颤振试飞试验点越少,颤振试飞架次越少,俯冲试验点越少,成本越少;构型状态越少,飞行架次越少,成本越少。

影响颤振试飞进度的主要因素包括试飞点高度、试飞飞机构型和试飞内容三大部分。

1) 颤振试飞高度遵循全包线覆盖原则,并且至少包括巡航高度,右边界上每段包线对应一个高度。颤振试飞高度越多,试验点就越多,颤振试飞周期越长,成本越高。

2) 颤振试飞飞机构型主要是空机、飞机燃油和商载分布。如果颤振计算和风洞颤振试验能够充分表明飞机燃油和商载分布对飞机颤振特性无影响,则在颤振试飞中可以不考虑燃油和商载的影响;反之,在颤振试飞中必须考虑轻燃油重量和重燃油重量构型对颤振特性的影响。如果考虑燃油重量和商载的影响,颤振试飞架次

将会大量增加,颤振试飞周期将大幅拖长,直接影响颤振试飞进度。

3) 颤振试飞内容,通常颤振试飞只需要验证飞机在正常平飞或俯冲状态的结构模态阻尼有一定余量,没有迅速减小,并不考虑诸如B-1类超临界翼型飞机的“激波诱导颤振”收敛转弯(Wind-Up-Turn)试飞内容问题。如果考虑收敛转弯试飞内容,将增加颤振试飞的风险,增加颤振试飞周期和成本。

2.6 颤振试飞项目管理

颤振试飞涉及单位多、人员广、专业多,技术要求高、试飞节点紧、进度要求严。顺利、快速推进颤振试飞,必须科学合理地进行颤振试飞项目管理,充分调度参试各方的工作积极性,必要时可以成立颤振试飞小组以推进各项工作。颤振试飞小组成员至少包括颤振试飞型号副总师、颤振试飞主管工程师、颤振专业工程师(数据处理分析)和试飞工程师。颤振试飞小组必须有处理实际问题的权限,具有要求相关专业支持完成相关工作的权限,以及具有要求相关部门做好各项保障的权限,避免推诿或扯皮,延误解决问题的时机。

3 结论

通过对现代民用飞机颤振试飞适航取证进行的全面分析,可以得出以下结论:扎实全面的颤振设计是颤振试飞成功的根本保证,认真细致的颤振试飞技术准备是颤振试飞顺利进行的保障,快速有效的沟通是保证适航审查的重要环节,颤振试飞中做好应急预案是颤振试飞的安全保证。

AST

参考文献

[1] Michael W K. Aircraft flight

flutter testing at the NASA AMES—Dryden flight research facility[R]. NASA. A88—38702.

[2] Martin I B, Richard C L, David F V. Overview of recent flight flutter testing research at NASA Dryden[R]. NASA Technical Memorandum 4792. 1997—4.

[3] Michael W K. A history overview of flight flutter testing[R]. NASA Technical Memorandum 4720. 1995—10.

[4] Price S J, Lee B H. Development and analysis of flight flutter prediction methods[J]. AIAA—92—2101—CP, 1992, 188—200.

[5] Batill S M, Carey D M, Kehoe M W. Digital time series analysis for flutter test data[J]. AIAA—92—2103—CP, 1992, 215—223.

[6] 唐炜, 史忠科. 飞机颤振试飞试验信号的广义时频滤波[J]. 振动与冲击, 2007, 26(11): 50—53.

[7] Altan K. Flight flutter testing and aeroelastic stability of aircraft[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2007, 79(5): 494—506.

[8] 郭宏利. Y7—200A飞机颤振适航性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.

[9] 霍幸莉, 周友明, 李勤红. 固定小翼系统激励力特性颤振试飞验证[C]. 第十一届全国空气弹性学术交流会, 2009: 13—16.

[10] 刘颖, 阎鹏涛. 一种适用于大型飞机试飞的激励技术[C]. 第十一届全国空气弹性学术交流会, 2009: 59—63.

作者简介

杨飞, 硕士, 工程师, 主要从事飞行器气动弹性研究工作。