

颤振飞行试验激励技术发展的回顾和展望

俱利锋, 寇宝智

(中国飞行试验研究院飞机所, 西安 710089)

摘要: 首先对颤振发生机理、颤振飞行试验实施过程及颤振激励的重要性进行了简单介绍, 然后对颤振激励方法的发展历程进行了回顾, 对不同颤振激励技术的特点进行了详细分析, 并提出了激励技术的选择原则和方法, 得出不同激励方法的最佳适用对象。最后, 结合新型飞机技术发展需求, 对颤振激励技术的发展趋势进行了展望。不同的颤振激励技术服务、支持了不同型号飞机的飞行试验工作, 随着各种超高速、轻型化、智能化飞机的出现, 对各种新型颤振激励技术的需求会层出不穷, 文中的工作对不同特点试验飞机颤振激励技术的选用给出有益的建议和参考。

关键词: 颤振; 飞行试验; 激励; 飞机

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.024

中图分类号: V216

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0134-08

Review and Prospect to the Development of Different Excitation Methods in Flutter Flight Test

JU Li-feng, KOU Bao-zhi

(Aircraft Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: It introduced the mechanism of flutter, the process of flutter flight test and the importance of flutter excitation briefly at first. Then it reviewed and analyzed the development history and characteristics of different excitation methods, and put forward the selection principles and ways of different flutter excitation methods. Based on this, the best suitable objects of those excitation methods were obtained. At last, it prospected the development trend of different excitation methods in combination with the development needs of new type aircrafts. Different flutter excitation techniques serve and support the flight test of different types of aircraft. With the appearance of various super-high-speed, light-weight and intelligent aircrafts, the demand for various new flutter excitation techniques will emerge one after another. The work can give some useful suggestion and references for the selection of flutter excitation techniques for aircraft with different characteristics.

KEY WORDS: flutter; flight test; excitation; aircraft

颤振是一种由气动力、弹性力和惯性力相互作用而产生的动不稳定性现象, 它的出现将会产生灾难性后果^[1-2]。为了控制和避免颤振, 人们从理论分析、地面试验和飞行试验等各个方面从事颤振研究^[3-4]。

颤振飞行试验是其中一个重要的环节, 它是新机或有重大改型的飞机都必须进行的试飞科目, 以最终确定飞机的颤振特性和颤振余量。在每一个颤振飞行试验状态点, 有三个重要的环节^[1,5-6]: 对飞机以某种方式

收稿日期: 2020-07-03; 修订日期: 2020-07-06

Received: 2020-07-03; Revised: 2020-07-06

作者简介: 俱利锋 (1973—), 女, 硕士, 研究员, 主要研究方向为颤振/ASE 飞行试验。

Biography: JU Li-feng (1973—), Female, Master, Researcher, Research focus: flight test of flutter and aeroservoelasticity.

进行激振, 并测量结构振动响应; 使用系统识别法对数据进行处理, 并进行模态参数辨识; 对是否继续进行下一个飞行试验状态点的试验动作作出判断。

颤振试飞时, 有效的激励是后续所有工作的基础。由于气动噪声的存在, 相比地面试验, 在空中通过充分的能量来激励飞机, 通常是比较困难的, 因此被试飞机一般应安装颤振激励系统, 用以激励出各种颤振危险状态的关键结构模态。颤振激励系统是飞行颤振试验的一个重要组成部分, 没有足够的激励, 接近气动弹性不稳定状态的试验就难以进行, 只有提供足够能激励起感兴趣结构模态的激励^[7], 才能保证通过响应数据得到准确的结构模态频率和阻尼, 从而准确判断颤振裕量。如在 B-58 飞机的颤振试验中, 发现只有结构激励水平是紊流情况下的 3~4 倍时, 才能提供可接受的激励能量^[8]。

1 颤振激励技术的发展历程

在飞行试验初期, 没进行过正式的颤振飞行试验。飞机只是简单地飞到最大速度来验证它的气动弹性稳定性。第一次正式的飞行颤振试验是由德国的 Voh Schlippe 在 1935 年进行的^[5], 其试验方法是在共振频率处激励飞机, 并逐渐增加速度, 绘制振荡幅度随空气速度变化的函数曲线, 以振幅的突然增加标志着阻尼的减小 (如图 1 所示), 颤振的发生。这种方法成功应用于德国许多型号飞机的飞行试验, 一直使用到 1938 年 JU90 飞机发生颤振失事。

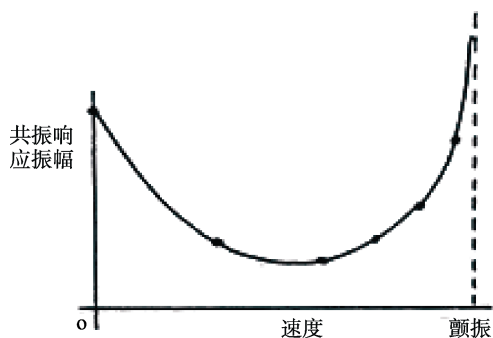


图 1 Von Schlippe 颤振试验方法
Fig.1 Von Schlippe's flutter flight test method

美国^[2]在 20 世纪 40 年代开始采用这种技术进行了 XPBM-1 和 AT-8 飞机的飞行试验。通过试验发现, 响应的振幅是空速的函数, 在飞行试验中减小步长可以减少发生颤振的风险。20 世纪 50 年代后期, 研究了惯性激励器、抖杆、小火箭和振荡翼激励技术。这一时期, 试验中把响应信号遥测发射到地面进行显示和处理, 试验专家认识到足够的激励对获得较高信噪比的响应十分重要。上述方法中的小火箭激励方法, 国内从 20 世纪 70 年代开始在多型飞机上都得到了成功应用。

20 世纪 50—70 年代, 飞行颤振试验主要通过扫频激励确定结构模态频率点, 然后进行恒频激励, 利用图表法确定对数衰减结构阻尼。该方法与 GVT 试验寻找结构模态频率的方法类似。20 世纪 70 年代以后, 随着电传飞控技术的发展, 操纵面扫频激励技术开始出现^[5]。对电传飞机, 使用飞行控制系统作为激励手段的优点在于不需要在飞机翼面结构上安装附加的硬件设备。这个方法国外在 F-15、F-16 和 F-18 等多个型号的飞机上有成功应用。国内从 1999 年开始在多型飞机上成功应用过该激励技术。

20 世纪 80 年代以后^[9], 随着大型运输类飞机的蓬勃发展, 适用于这类飞机的颤振激励技术得到了深入发展。20 世纪 80 年代末, 美国研制成功了固定小翼激励技术, 该技术在波音系列飞机、SAAB340 和 SAAB2000 民用运输机、利尔喷气 36 号样机、巴西的 ERJ-145 民用飞机上都获得应用, F-16XL 也采用了该技术。国内从 2007 年开始研究该激励技术, 并在某型飞机上进行了验证试飞。2000 年以后^[10-11], 随着各种新材料、新功能飞机的出现, 基于压电作动器的颤振激励技术开始在研究性飞行试验中得以应用。美国 NASA 2003 年在 F-15B 飞机的一个研究性项目上使用过该激励技术。目前, 该激励技术在颤振抑制等工作中得到了进一步研究。

目前, 国内外颤振飞行试验技术取得了巨大的发展, 但是颤振飞行试验研究的主要方向仍然集中在结构的激励技术、响应的测试技术和数据的分析技术三大领域。

2 不同颤振激励技术特点分析

颤振激励方法分为“自然”激励和“人工”激励两种类型^[11-14]: 自然激励意味着响应是在大气紊流激励下得到的; 人工激励则需要借助某种特定激励装置进行激励。人工激励主要有以下几种: 借助空气动力的激励方法 (操纵面激励、振荡小翼激励和固定小翼激励等)、借助惯性力的激励方法 (质量棒激励、不平衡转子激励和电磁激励等)、借助火药喷发反作用力的激励方法 (小火箭激励)、借助压电作用力的激励方法 (压电激励)。

2.1 借助空气动力的激励方法

这种激励方法可以产生瞬态的、简谐的或随机的振动, 并且一般安装在主要的升力面上。这种激励方式最大的优点是能够实现对称激励或反对称激励, 这样有助于分离模态。

2.1.1 操纵面激励

操纵面激励有两种方式: 一种是飞行员控制操纵面产生突然的运动, 直接产生脉冲激励; 另一种方式

是通过电信号驱动操纵面,通常是用专门的模拟或数字信号发生器产生激励信号,输入到飞行控制系统(FCS)实施激励^[9]。这种激励方法不仅可以实施脉冲激励,也可以实施扫频激励。

操纵面激励不需要安装专门的激励装置,不会带来附加质量,所以这种激励方法很方便。同时操纵面和作动器本身就是飞机结构系统的一部分,操纵面的应用不会改变颤振速度^[8]。此外该方法省去了完成安装激励系统所需要的繁重结构加工及设备改装工作。

操纵面激励方法存在以下局限性^[9]:由于操纵面位置的限制,不一定能激起所有的重要模态;激励方式受操纵面操纵规律限制;激励频率受操纵系统及舵面传动的频率通带限制;操纵面激励与飞机的系统交联比较密切,在使用中要考虑激励系统与飞机系统之间的故障隔离。

2.1.2 气动小翼激励

气动小翼激励装置包括振荡小翼和固定小翼两种。旋转气动小翼激励装置是安装在升力面外表面上,借助特殊的传动使之进入绕转轴的转角振动状态,通过振动小翼与气流的相互作用而产生激励力。气动小翼如图2所示^[9]。

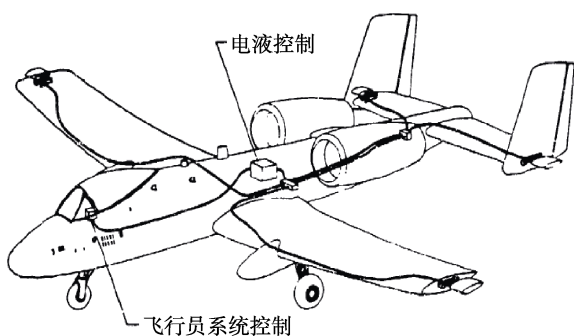


图2 小翼激励器
Fig.2 Vane excitation system

还有一种固定气动小翼装置^[5],其后部边缘有一个开槽的旋转圆柱,如图3所示。圆柱分为两部分,以便通过关闭内圆柱槽的开合产生不同激励力,圆柱是通过直流伺服电机驱动旋转的^[6]。

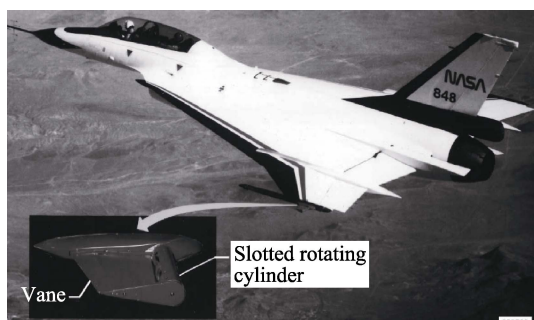


图3 固定气动小翼
Fig.3 Vane with slotted rotating cylinder excitation system

气动小翼已经使用过很多次,如T-46、A-10等一些客机的试验就使用这种激励方法。这种小翼会生成周期性变化的气动力。这个系统最大的优点是易于激励低频模态,激励高频模态时仅仅受限于小翼驱动器的频率。该方法的缺点是该系统连接在飞机表面,所以它会改变飞机表面的质量分布。同时由于该系统的存在,进行操作时会对安装部位的气流产生一定的扰动^[2]。

2.2 借助惯性力的激励方法

惯性激励的激励力是通过以一定规律转动的质量块的反作用力产生的。常用的有质量棒激励方法和不平衡转子惯性激励方法。

2.2.1 质量棒激励方法

B-1飞机就在机翼上使用过一种“棒”激励^[5,9](如图4所示)技术。这个棒是由一个位于连接在尖部结构转动臂尾部的质量块组成。支点质量块的振动生成一种周期性激励力,可通过改变质量块在转动臂上位置来改变激励力。这种技术的缺点是:如果杆位于控制面外部,会存在气流扰动;激励更低频率时需要大一点的质量块,整个系统的质量可能变得不好控制。

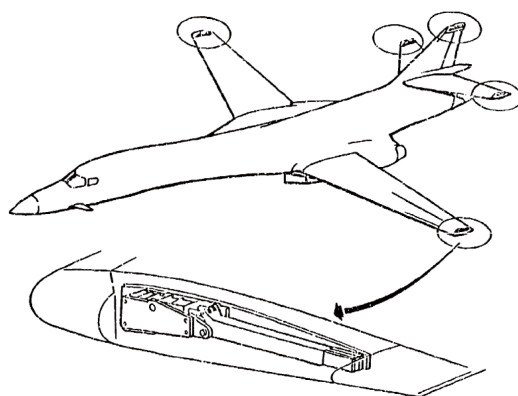


图4 质量棒颤振激励系统
Fig.4 Mass bar excitation system

2.2.2 不平衡转子激励方法

不平衡转子激励器通常是通过一个不平衡质量块^[13-14],相对于所研究结构刚性联结的轴旋转。改变不平衡转子质量块的材料、旋转速度和旋转半径就能改变输出的力值。带有不平衡转子的惯性激励系统如图5所示。

该激励系统能对飞机施加扫频、随机激励,通过规定对称安装部位激励器旋转相位的偏差能实现对称或反对称激励。该方法产生的激励幅值、频率可控,激励信号可重复产生、使用,适应于长时间飞行的飞机。该系统相对独立,与飞机系统交联接口较少,降低了全机系统的故障发生率;该激励设备在机上改装简便。

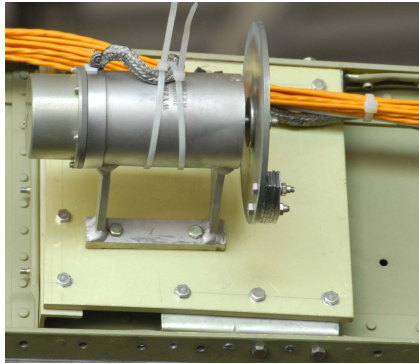


图 5 惯性激励系统
Fig.5 Inertial excitation system

该方法的不足在于激励力幅度难于确定，对低频受制约，对高频又容易太大；频率的精确控制很难；存在附加质量的影响。

2.2.3 电磁激励方法

电磁激励是把永磁材料用软弹簧安装到结构上，轻线圈牢固地固定在结构上，并且限制在磁场范围内，如图 6 所示^[9]。供给线圈电流以使线圈上产生力，缠绕的质量块被驱动在电磁力作用范围内运动，这个力等于永磁材料上相反方向的力。

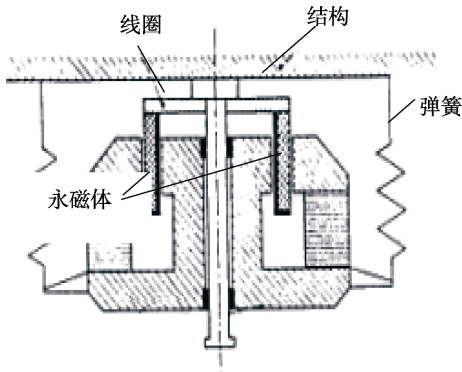


图 6 电磁激励器
Fig.6 Electromagnetic exciter

该激励方法产生的激励力与线圈中的电流成正比，使用成套的电动激励器能够产生成簇的激励信号。该方法方案简单，但实施相当复杂。这种激励系统外形尺寸很大，能量耗费也非常大。该方法成功应用于欧洲协和式飞机和 Transall 飞机颤振试飞。

这种方法最大的缺点是当飞机受到低频扰动激励时，永磁材料会产生响应，有用的行程可能被占用，这样会导致激励装置失效。

2.3 小火箭激励方法

小火箭是一种特别小的填充火药装置，可以安装在主要结构或操纵面上，通过电点火产生脉冲激励。典型的小火箭如图 7 所示，小火箭非常轻，可以直接安装，激发只需要很小的电流。它只需要自给性能源，

不需要复杂的能量传输通道。一般在小型飞机上装置复杂的系统比较困难，小火箭激励方式比较适用小型飞机。



图 7 激励小火箭
Fig.7 Bonkers excitation system

小火箭脉冲持续时间很短，能够有效激励高频模态。微小的爆炸就会生成剧烈的脉冲激励，这种脉冲的形式与理想的矩形输入很近似。通过同步发射若干枚专门组合的小火箭，既能改变脉冲量的大小，又能改变脉冲施加方式。

该方法的不足是：很难同相或反相激励点火；不能重复使用；小火箭本身和导线导致的气流扰动；对同一频率范围的信号，相对于其他激励方式，小火箭规格种类较多，费用偏高。

小火箭激励在欧洲和国内得到广泛的应用，如在空中客车、英、法合作研制的美洲虎超音速攻击机和英国、德国、意大利三国合作研制的超音速狂风战斗机的研制过程中就得到成功应用。

2.4 压电激励方法

压电作动器（如图 8 所示，简称 MFC）是近年来发展较快的一种新型精密作动器^[15-19]，体积小、推力大、精度高、频响快，已在精密仪器、自动控制、航空航天和精密定位等领域得到应用。NASA^[14] 2003 年在试飞中曾使用过该激励技术。

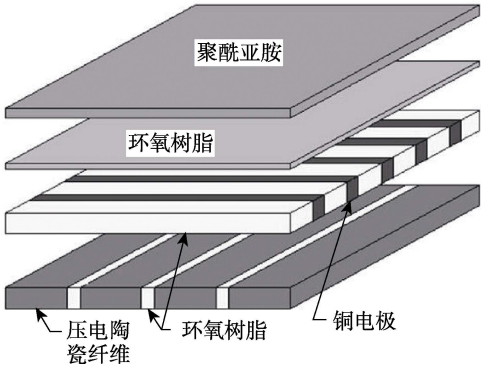


图 8 MFC 结构
Fig.8 MFC structure diagram

MFC 将压电纤维附着于聚酰亚胺的基底上，压电纤维变形由基底传递到 MFC 所粘贴的结构表面，

其与被附着结构通过应变耦合就可以施加作用力于被附着结构,从而以收缩或扩张的形式对被附着结构进行激励。MFC不会对结构气动外形造成明显影响,不会对结构刚度造成影响,工作状态不受飞行状态限制。通过对MFC位置的优化设计,可实现对不同结构模态的有效激励。MFC工作频率范围宽,激励信号可选,激励频率范围可调。MFC激励的缺点在于其产生的激励力数值大小有限,适用范围较窄。

2.5 大气紊流激励

大气紊流也能用做颤振试飞的激励源^[8]。即使没有觉察到,对空中飞行的飞机来说,总是存在着来自于空气的一些能量。通常,低空情况这种激励的幅值更大一些。

虽然从费用的角度考虑,这种方法是很吸引人的,但这种技术必须谨慎地加以应用。大气紊流在低频范围内能量比较集中,较高频率处能量则呈指数下降,因此该方法的激振能量集中在低频,难以激起高频模态。大多数情况下,响应信噪比不高。如果想要测量输入的激振力,需要专门的装置。同时,为了得到具有足够置信度的信息,往往需要采集足够长的结构响应信号,且该方法所要求的数据处理方法也较复杂。

2.6 各激励技术的对比分析

各激励技术在不同频段的激励效果、对气动外形

的影响、能否重复使用、对结构特性的影响、是否需要研制专用设备、与飞控系统交联情况、国内外使用情况等方面各有不同。表1对不同激励技术在这些方面进行了对比。表2则对不同激励技术生成激励力的特点、优缺点等特点进行了对比。

3 各激励技术的选择

3.1 选择原则

不同的颤振激励方法,生成的激励力各具特点。在特定频段、感兴趣模态的固有频率、激励力的幅值和能量范围,一些方法比其他方法更适用。充分的经验也有助于选择合适的方法进行颤振激励。

从表1和表2可以看出,每种方法均各有所长,也各有不足。实际使用时,要仔细分析,飞行试验时选择激励方式需要综合考虑如下因素^[5-6,9]:试验对象激励能量、激励频带的需求;飞行试验任务总的周期、试验点数,每架次可安排的试验点数量;试验飞机结构特点,同时还要兼顾考虑机械、液压或电器等是否容易安装;对试验飞机的空气动力学特性的影响;可能需要的激励信号类型(脉冲的、扫频的或随机的);成本。

在综合考虑以上因素影响的同时,最优先考虑的一条是激励装置不要影响试验飞机的气动弹性特性。

表1 不同激励技术应用特点对比

Tab.1 Comparison of application characteristics of different excitation technologies

激励技术	小火箭 脉冲激励	驾驶员脉 冲激励	操纵面 激励	惯性激励	大气紊 流激励	小翼激励	压电激励
需研制设备	控制器、同步装置、小火箭	/	控制盒、电子部件箱、控制开关	控制盒、电子部件箱、驱动控制器、伺服电机、不平衡转子组件	/	控制盒、电子部件箱、驱动控制器、伺服电机、小翼	控制盒、电子部件箱、放大器、压电作动器
不影响气动外形	×	√	√	√	√	×	√
不影响结构特性	×	√	√	×	√	×	√
需要大的能源供给	×	×	×	×	×	×	√
与飞控系统交联	×	×	√	×	×	×	×
激励位置容易改变	√	×	×	√	—	√	×
研制专用设备	√	×	√	√	×	√	√
加装控制设备	√	×	√	√	×	√	√
动作时间要求长	×	×	√	√	√	√	√
可重复使用	×	√	√	√	√	√	√
同相和反相激励	×	√	√	√	×	√	√
低频激励效果好	×	√	√	×	√	√	×
高频激励效果好	√	×	×	√	×	√	√
国外开始使用时间	1940	1950	1950	1935	1950	1989	2003
国内使用情况	型号	型号	型号	型号	型号	预研	预研

表 2 不同激励方法各个特性的对比
Tab.2 Comparison of the characteristics of different excitation methods

激励类型	大气紊流	控制面激励		小火箭激励	惯性激励
		抖杆	操纵面扫频		
需要加装的设备	无	无	有	有	有
附加质量	无		无	中等	较多
对气动外形影响	无		无	较小	无
提供能量的形式	紊流和飞机速度		液压或电子	火药	电子
典型的激励方式	随机	脉冲	扫频	扫频	脉冲
激励能否测量	不能	不能	可以	可以	困难
主要的缺点	依赖天气、幅值较小、信噪比低、数据处理要求高	激励受限制、数据分析困难	与飞控系统交联、受舵机频带限制、受操纵面操纵规律限制	体积太大太重、低频效果欠佳	一个起落中携带的数量有限、响应对燃烧时间灵敏
主要的优点	没有花费	没有花费	便宜、电传飞机上重点使用、激励频率范围可调	与飞机各系统不交联、高频激励效果好，频率可调不受飞行状态限制	与飞机各系统不交联、可以在很多位置安装
使用过的飞机	YF-16、X-29A、F-111、F-16XL	F-101、F-4、DC-10、A-7A、Boeing-747	X-31、YF-22、F-16、F-15、Su-27、F-4、F-18	B-58、F-102、F-14、F-111、X-29、B-1A	F-101、F-4

激励类型	气动小翼		压电激励
	振荡小翼	固定小翼	
需要加装的设备	有	有	有
对气动外形影响	较大	较大	近似无
提供能量的形式	液压或电子	电子	电子
典型的激励方式	扫频	扫频	扫频
激励能否测量	可以	可以	可以
主要的缺点	费用高、需要较大功率设备来操纵、对安装位置气动外形有影响	费用高、在飞行过程中幅值没有变化、对安装位置气动外形有影响	安装位置不能改变、受环境温度影响较大、力值偏小
主要的优点	与飞机各系统不交联、激励频率范围可调、低频激励效果好	与飞机各系统不交联、激励频率范围可调	不影响气动外形和结构刚度、不受飞行状态限制、激励频率范围可调
使用过的飞机	YB-52、Boeing-747、Boeing-757	F-16XL、SAAB340、SAAB2000、ERJ-145	F-15

3.2 激励技术的选择方法

由于飞机颤振试飞大都是新机或改型飞机的高风险试飞科目,采用多种激励技术进行飞机颤振试飞最明显的优点就是能够按照各种激励技术的特点,扬长避短,增强试飞结果合理性、有效性和可靠性,从而降低试飞风险。文献资料表明,国外在飞机颤振试飞中并没有刻意要求一种型号飞机颤振试飞只使用一种激励技术,大多情况下,都是根据具体飞机结构模态特点选用两种或两种以上激励技术,特别是选用经济、实用的激励技术。目前,国内在颤振飞行试验中,也已较少采用单一颤振激励方法的方案,往往同时组合使用几种不同的激励方法来取长补短,综合应用。国内近些年所完成的型号颤振试飞激励技术使用

情况统计如图 9 所示。

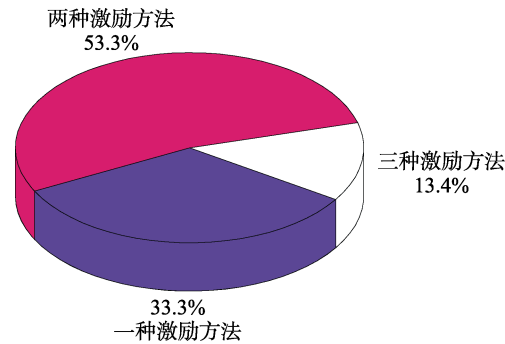


图 9 国内近年激励技术使用情况统计
Fig.9 Statistical chart of excitation technology used in China in recent years

4 激励技术的发展趋势展望

随着多种新型复合材料技术、无人机技术、倾转旋翼机技术等的研究,飞机逐渐向超高速、长航时、轻薄、翼身融合等方向发展。对应的飞机试验技术研究也迫在眉睫,对上述试验飞机,传统的激励技术就不太适用。为满足上述新型飞机颤振试飞的需要,新的激励技术最好具有如下特点:能够实现远距离遥控激励;能够实现对轻薄材料的颤振激励;能够实现对旋转翼面的颤振激励;能够实现对飞翼结构的颤振激励;能够在激励的同时实时/准实时实现激励效果的在线显示;能够在激励的同时实时/准实时按照激励效果的优劣随时调整信号;能够在颤振激励的同时实现对可能发生的颤振的实时/准实时抑制;能够实现超高/低温情况的颤振激励;能够实现对液态工作环境下结构的颤振激励。

5 结语

颤振激励技术是颤振飞行试验的三大技术之一,该技术选择的成功与否与颤振飞行试验的成败与否息息相关。

从第一次有记载的颤振激励技术开始,颤振激励技术从固定盘激励、小火箭激励、小翼激励、扫频激励、紊流激励等逐渐向智能化、高效化发展。不同的颤振激励技术服务、支持了不同型号飞机的飞行试验工作。随着各种超高速、轻型化、智能化飞机的出现,对各种新型颤振激励技术的需求会层出不穷。

文中对颤振飞行试验发展进程中不同颤振激励方法进行了回顾,对颤振激励技术的发展趋势进行了展望。希望文中的工作可对不同特点试验飞机颤振激励技术的选用提供有益的参考和帮助。

参考文献:

- [1] COOPER J E. Towards Faster and Safer Flight Flutter Testing[R]. RTO AVT Symposium, 2002.
- [2] KEHOE M W. A Historical Preview of Flight Flutter Testing[C]// AGARD Conf Proc 566 Advanced Aerose-voelastic Testing and Data Analysis. Rotterdam, 1995.
- [3] 曾惠华, 刘钟坤. 大展弦比机翼几何非线性颤振风洞试验研究[J]. 装备环境工程, 2019, 16(1): 68-72.
ZENG Hui-hua, LIU Zhong-kun. Geometrical Nonlinear Flutter Research of a High-aspect-ratio Wing through Wind Tunnel Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(1): 68-72.
- [4] 陈立勇, 魏榕祥, 项小平, 等. 机翼带外挂高阶高频颤振特性研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(9): 16-20.
CHEN Li-yong, WEI Rong-xiang, XIANG Xiao-ping, et al. High-order & High-frequency Flutter Characteristic of Wing Carrying Plug-in Weapons[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(9): 16-20.
- [5] MICHAEL W K. A Historical Overview of Flight Flutter Testing[R]. Washington D C: NASA Technical Memorandum, 1995.
- [6] MARTIN J B. Overview of Recent Flight Flutter Testing Research at NASA Dryden[R]. Washington D C: NASA Technical Memorandum, 1997.
- [7] ZIMMERMAN N H, WEISSENBURGER J T. Prediction of Flutter Onset Speed Based on Flight Flutter Testing at Sub-critical Speeds[J]. Journal of Aircraft, 1964, 1(4): 190-198.
- [8] MAHAFFEY P T. Flight Flutter Testing the B-58 Airplane[R]. NASA SP-385, 1958.
- [9] CAPTAIN W J N. Structures Flight Test Handbook[R]. AFFTC-TIH-90-001, 1990.
- [10] RICK L. Flight-tset Evaluation of Flutter Prediction Methods[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 964-971.
- [11] 俱利锋, 刘立坤, 屈霖云. 基于压电作动器的颤振激励技术研究[J]. 强度与环境, 2018, 45(6): 27-33.
JU Li-feng, LIU Li-kun, QU Ji-yun. Research of Flutter Excitation Based on Macro Fiber Composite[J]. Structure & Environment Engineering, 2018, 45(6): 27-33.
- [12] JU Li-feng. Structure Excitation Based on Macro Fiber Composite—The New Developing Direction for Flutter Excitation[C]// 12th China-Russia Conference “Fundamental Problems of Aircraft Flight Physics, Strength and Aeroacoustics”. 2012
- [13] 俱利锋, 孙勇军, 刘颖, 等. 带不平衡转子惯性激励系统验证试飞研究[C]// 中国航空结构动力学专业组第十六届学术交流会论文集. 江苏: 中国振动工程学会, 2008.
JU Li-feng, SUN Yong-jun, LIU Ying, et al. The Verification Flight Test Research on IES[J]. Proceedings of the 16th Symposium of China Aeronautical Structural Dynamics. Jiangsu: China Society of Vibration Engineering, 2008.
- [14] 俱利锋. 带不平衡转子惯性激励系统颤振激励技术试验研究[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(9): 1477-1481.
JU Li-feng. Testing Flutter Excitation with Inertial Excitation System[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(9): 1477-1481.
- [15] MOSES R W. Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators—Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet-Affected Tails Program[C]// Smart Structures and Materials 1997: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. SPIE Proceedings, 1997

- [16] 杨智春, 王巍. 一种新型压电作动器及在结构振动主动控制中的应用[J]. 机械强度, 2008, 30(5): 735-738.
YANG Zhi-chun, WANG Wei. Development and Application of A New Piezoelectric Actuator for Structural Vibration Control[J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(5): 735-738.
- [17] VORACEK D, REAVES M, HORTA L, et al. Ground and Flight Test Structural Excitation Using Piezoelectric Actuators[C]// Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences Home. Colorado, 2002.
- [18] 胡芳, 张志谊, 华宏星. 振动控制中压电作动器非线性的补偿方法研究[J]. 振动与冲击, 2010, 29(11): 55-60.
HU Fang, ZHANG Zhi-yi, HUA Hong-xing. A Compensation Method for Nonlinearity of Piezoelectric Actuators in Vibration Control[J]. Journal of Vibration And Shock, 2010, 29(11): 55-60.
- [19] 王海容, 赵则祥, 蒋庄德. 压电作动器在微力微位移位置中的应用[J]. 压电与声光, 2002, 24(2): 101-103.
WANG Hai-rong, ZHAO Ze-xiang, JIANG Zhuang-de. Application of piezoelectric actuator in micro force and micro displacement position[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2002, 24(2): 101-103.