

舰载飞机起降装置动力学试验研究进展



胡锐,刘小川,白春玉,杨正权,陈熠

中国飞机强度研究所 结构冲击动力学航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065

摘要:舰载飞机起降阶段通常被认为是事故率最高的阶段,其特殊的起降环境导致舰载机起飞和拦阻着舰的过程相较于陆基飞机更加复杂,所涉及的动力学问题一直是国内外相关研究人员的研究热点。从舰载机起落架和拦阻钩等起降装置着手,重点对舰载机起落架动力学试验、拦阻钩动力学试验以及全机落震试验进行了综述,详细地论述了舰载飞机起降过程涉及到的关键动力学试验问题及其研究现状。最后,对舰载飞机起降装置动力学试验研究的发展进行了总结和展望。

关键词:起降装置;起落架;拦阻钩;舰载飞机;动力学试验

中图分类号:V226

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.01.002

舰载飞机(简称舰载机)起降装置是飞机重要的承力部件,在其安全起降的过程中担负着极其重要的使命,已经成为关系飞机起降性能及驾驶员生命安全的重要装置。根据动力学试验研究所针对的对象,舰载飞机起降装置动力学试验研究包括起落架动力学试验研究、拦阻钩动力学试验研究以及全机落震试验研究。

舰载机受到航母甲板长度的限制,需要在短距离内起飞、拦阻着陆,相较于陆基飞机,其起飞、着陆环境均发生了变化,起降装置的设计及试验验证都有了新的要求。《军用飞机结构强度规范地面试验》(GJB 67.9A—2008)^[1]明确规定舰载机需进行起落架突伸试验、起落架落震试验、全机落震试验及起落架摆振试验等内容,并明确了试验要求及项目内容,涉及舰载机弹射、拦阻过程的相关试验要求未有直接表述。在《军用飞机结构强度规范地面载荷》(GJB 67.4A—2008)^[2]及《飞机拦阻钩装置》(HB 6648—1992)中,明确提出了舰载机起飞及着舰过程中所受到的牵制、释放、弹射载荷及拦阻钩撞击载荷、弹跳高度、拦阻载荷的确定方法及要求,可见验证舰载机起降装置在弹射拦阻过程中的性能考核也非常必要。

本文从舰载机相关规范要求出发,依据舰载机研制、验证需求,明确相关试验规划,梳理国内外舰载机起落装置的

动力学试验研究工作进展,以期完善舰载机起降装置动力学试验验证体系。

1 起落架动力学试验

1.1 起落架落震试验

飞机起落架落震试验是在地面试验设施上进行模拟飞机着陆撞击地面的一种动力学试验,是飞机起落架设计验证的关键环节^[3]。GJB 67.9A—2008明确要求需进行起落架落震试验以验证起落架缓冲系统在满足吸收能量的同时其撞击载荷、结构和充填参数与设计要求的符合性。舰载机由于其独特的降落环境,使其在进行起落架落震试验时具有较大的下沉速度,并需要考虑起落架直接降落在拦阻索上的情况。

美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心在汉普顿建造的飞机落震试验台是带活动地面、活动驾车的落震试验台,该设施主要由推进、滑动车架、制动三大系统组成。这种试验装置能够准确模拟飞机着陆时起落架真实的运动过程和受力状况,是较为理想的飞机着陆地面试验装置^[4]。

国内的起落架落震试验主要是在立柱式试验台上以自由落体的形式进行^[5],根据是否提供升力分为仿升法及减缩质量法^[6],以落体系统模拟飞机分配在起落架上的当量

收稿日期: 2021-08-18; 退修日期: 2021-09-25; 录用日期: 2021-11-08

引用格式: Hu Rui, Liu Xiaochuan, Bai Chunyu, et al. Research progress on dynamic test of carrier aircraft take-off and landing device[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(01): 11-19. 胡锐, 刘小川, 白春玉, 等. 舰载飞机起降装置动力学试验研究进展[J]. 航空科学技术, 2022, 33(01): 11-19.

质量,以机轮带转设备预先反向转动飞机起落架机轮模拟起落架航向运动速度,通过测量撞击载荷及缓冲器压缩量等参数来判断起落架缓冲器受力工作情况,进而优化起落架性能^[7]。齐丕骞等^[8]对起落架落震试验中的仿升力进行了模拟,基于能量等效的原则提出了一种仿升力均值的概念,有效控制了振荡仿升力的精度,并在国内首次成功实施了带空气作动筒仿升的起落架落震试验。杨建波等^[9]对起落架落震试验中缓冲系统投放功量进行了研究,建立了起落架二质量模型,改进了投放功量的计算方法,提出了一种试验中适用的监测、修正下沉速度的试验方法,提高了测试精度。

起落架落震试验经过多年的研究发展,已形成相关的标准规范,舰载机起落架落震试验可直接沿用。现阶段的落震试验研究多针对落震试验中的测量参数或起落架系统的性能参数等方面进行研究分析,以提高落震试验测试精度,使试验更准确地反映真实的起落架性能。

1.2 起落架摆振试验

起落架摆振是以机轮摆动为主的一种自激振动,随着摆振角度的变大,前起落架支柱会产生剧烈晃动,影响飞行安全^[10]。GJB 67.9A—2008 提出飞机起落架需进行摆振试验,以验证起落架在地面滑行的摆振稳定性,为设计更改提供依据,保证飞机滑行安全^[1]。

针对摆振进行的试验包括轮胎特性试验和结构特性试验,这些试验在试验车架上或飞轮试验台上进行,以研究起落架摆振特性。滑跑车架轨道试验是把起落架固定在专门的试验车架上,试验车架在专门的跑道上进行滑跑摆振试验。美国兰利研究中心以滑跑车架轨道设备对航天飞机的前起落架的摆振特性进行测试研究,详细论述了摆振测试装置的特点,传感器的安装以及测试的关键参数,包括道面条件、车架速度、前起落架垂直载荷和支柱压力、轮胎充气压力以及转向系统特性^[11]。

国内的摆振试验通常在飞轮试验台上进行,起落架被具有能模拟机体弹性的试验夹具固定,以旋转的大飞轮模拟飞机跑道,在起落架预压缩的情况下,以激励装置对起落架进行瞬时扰动,考核起落架的摆振稳定性。国内从事摆振试验研究的主要有中国飞机强度研究所,其建成使用的摆振试验台是验证飞机起落架摆振稳定性的专用设备,完成了多项型号起落架摆振性能的研究及验证工作^[12-13]。刘胜利等^[14]依托中国飞机强度研究所的摆振试验台研究了机体连接处局部刚度对轻型飞机起落架摆振稳定性的影响,建立了考虑起落架与机体连接处局部刚度影响的起落架摆

振分析模型,并设计了可模拟局部刚度的试验装置进行了试验验证。研究表明,起落架与机体连接处局部刚度对起落架摆振稳定性影响显著,连接处局部刚度越小,系统所需临界阻尼越大,系统摆振频率越小,系统越不稳定,反之亦然。

验证起落架摆振性能的试验方法已趋于成熟,但由于摆振现象本身的复杂性以及起落架系统非线性的特点,在试验环境下起落架摆振预测的不准确性依然存在。摆振试验需通过更准确的边界模拟研究起落架系统的摆振性能,以提出有效的减摆措施。

1.3 舰载机起落架离舰突伸试验

舰载机在起飞、着舰复飞或连续起飞等过程中,机轮越过甲板边缘时,起落架缓冲支柱的突然伸出撞击,可能造成起落架支柱局部结构的严重损伤。GJB 67.9A—2008 提出为防止起落架的这种损伤,应进行离舰突伸试验验证^[1]。

美国等西方国家在舰载机起飞动力学及试验研究上较为成熟,但公开文献资料非常少。国内主要有中国飞机强度研究所相关人员从事离舰突伸试验的研究,并已成功建成国内首套可完成舰载机起落架离舰突伸的试验台。试验在立柱式试验台进行,起落架通过伺服作动器压至承载平台上,承载平台通过气压控制实现突然释放向下运动,模拟机轮越过甲板边缘时甲板突然消失的状态,使起落架下部质量自由伸出。通过数字采集系统记录全部过程中的机轮突伸位移、速度、加速度,以及起落架铰点载荷等关键参数。试验表明,承载平台在起落架离舰突伸时,能快于下部质量伸出,满足 GJB 67.9A—2008 中关于甲板支对起落架的反力是瞬间消失的要求,其典型数据曲线如图 1 和图 2 所示。

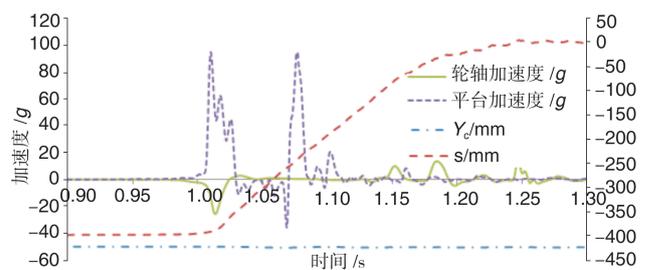


图 1 离舰突伸试验典型参数记录曲线

Fig.1 Typical parameter record curve of free sudden extension test

国内关于舰载机起落架离舰突伸试验的研究尚处于起步阶段,目前仅有中国飞机强度研究所进行了试验方法的相关研究,对于影响起落架离舰突伸性能的因素尚未进行

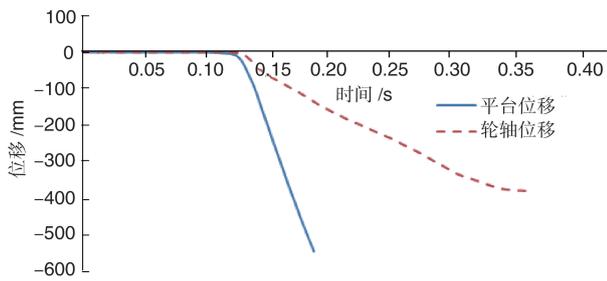


图2 承载平台及轮轴位移随时间的变化

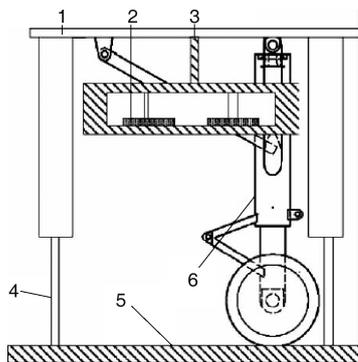
Fig.2 Displacement of the load-bearing platform and the wheel axle changes with time

深入的研究。

1.4 舰载机起落架弹射突伸试验

舰载机在弹射起飞时,由于弹射器的拖拽及发动机的推力作用,会在短时间内迅速获得较大的滑跑速度^[15]。在弹射行程结束时,前起落架弹射杆与弹射器分离,储存在缓冲器内的能量被释放,前起落架突伸,使飞机头部迅速抬起增大起飞迎角以获得附加升力,起落架在垂向及航向都会产生较大的振动响应,此突伸动态响应过程可能对起落架造成损伤,影响飞行安全。而且起落架突伸性能直接影响舰载机短距离起飞性能^[16-17]。

魏小辉等^[18]提出了基于当量质量的前起落架突伸动力学试验方法,如图3所示,并设计了试验方案,建立了前起落架突伸动力学试验分析模型,进行了突伸动力学分析。依据全机突伸动力学分析结果,对基于当量质量的前起落架突伸动力学试验中相关参数的选取进行了研究。



注:1—试验台;2—附加质量;3—吊箱;4—锁紧机构;5—支撑平台;6—起落架

图3 当量质量突伸试验台

Fig.3 Sudden extension test device of equivalent mass

张明等^[19]发明了一种舰载机前起落架突伸试验装置及试验方法。该装置主要由舰载机质量惯量模拟机构和前起

落架加载机构组成,该试验方法可实现舰载机俯仰惯量以及前起落架停机载荷的真实模拟,并且可通过调整飞机质量惯量模拟机构的重心高度,以等效舰载机气动力对前起落架突伸性能的影响,同时可在试验过程中模拟飞机的俯仰运动。

豆清波等^[20]设计了一种适用弹射起飞舰载机起落架突伸性能测试试验方案,搭建了试验系统,并对某型飞机前起落架突伸性能进行了试验验证,对起落架突伸过程进行了分析。结果表明,对于双气腔油气式起落架,起落架突伸性能提升往往会导致起落架缓冲系统效率降低和最大着舰载荷增大。

以上关于突伸试验的研究均只考虑了起落架受垂直载荷压缩后,能量释放时的起落架突伸性能,未能真实模拟弹射突伸时起落架的受力情况,对于起落架突伸后的航向动态响应无法考核。中国飞机强度研究所已建成的国内首套专用突伸试验台,其弹射突伸试验在立柱式试验台内进行,利用仿升筒模拟弹射过程中飞机产生的升力,吊篮及配重模拟前起落架当量质量,在弹射杆下压状态时对弹射杆水平加载,模拟真实弹射突伸时的加载,缓冲支柱压缩至试验要求值时,瞬间释放加载系统,起落架系统突伸,触发测试系统,测试起落架系统的动力学响应。典型数据曲线如图4所示,试验结果表明弹射杆可瞬间释放。

关于舰载机起落架弹射突伸试验的方法已有多种,根据所提出的试验方法也能够对起落架突伸性能进行一定的研究。但关于验证起落架弹射突伸性能的试验方法尚未形成统一的标准规范,仍需要大量的试验研究,以确立可真实模拟弹射突伸边界约束的试验方案。

2 拦阻钩动力学试验

舰载机着舰时,不允许平飞减速和飘落,而是通过着舰制动拦阻索强制使飞机减速制动^[21]。由于航母不规则的海上运动使得飞机的着舰环境复杂且多变,舰载机拦阻钩动力学试验研究,对于舰载机拦阻钩和起落架设计具有重要的指导意义,由于拦阻冲击问题的复杂性,相关试验研究将真实的拦阻过程分解为拦阻钩碰撞弹跳、拦阻钩挂索冲击、挂索后拦停冲击三个步骤进行。

舰载机着舰时,拦阻钩很有可能在飞机未接地之前撞击甲板,由于飞机下沉速度较大,拦阻钩将会产生很大的反弹角速度,若不及时阻止这种上转趋势,最终将导致钩上转过高不能使钩上索,甚至会上转碰到机身^[22]。拦阻钩碰撞弹跳过程如图5所示。

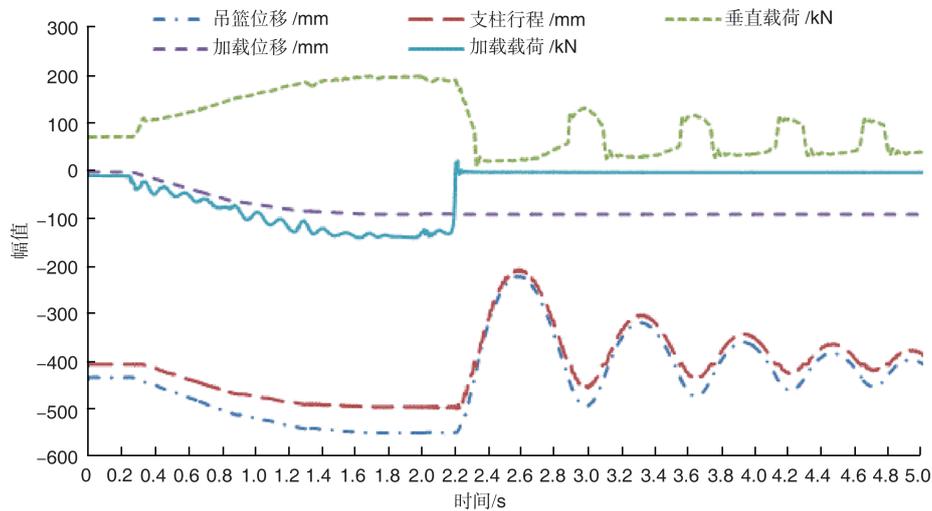
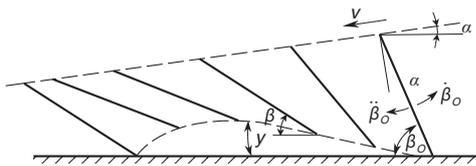


图4 弹射突伸试验典型参数记录曲线

Fig.4 Typical parameter record curve of ejection sudden extension test

印度在LCA舰载机研制项目中,建设了采用飞轮模拟水平速度冲击、自由下落模拟下沉速度的拦阻钩头冲击磨损试验台,试验台由俄罗斯恰普雷金航空研究院(SIBNIA)设计。



v —飞行速度; α —拦阻钩与速度夹角; β —拦阻钩与水平面夹角;
 y —拦阻钩弹跳高度

图5 拦阻钩碰撞弹跳过程

Fig.5 Arresting hook collision and bounce process

我国学者在拦阻钩碰撞弹跳的理论建模及影响因素分析等方面进行了广泛研究,但涉及拦阻钩碰撞弹跳试验较少。豆清波等^[23]开展了舰载机拦阻钩缓冲器动力学特性研究,提出了舰载机拦阻钩缓冲器动态力学特性及拦阻钩系统冲击性能试验方法,进行了拦阻钩系统垂向冲击试验,揭示了拦阻钩缓冲器阻力随行程的变化规律,其研究表明,缓冲器气腔的初始充填压力将影响拦阻钩挂索性能。

李成伟等^[24]发明了一种拦阻钩落舰模拟试验装置,试验在立柱式台架上进行,通过控制落体系统的高度实现不同的冲击速度,通过控制多面体滚轮的转速模拟拦阻钩冲击跑道时水平方向上的运动,以此测量飞机拦阻钩冲击模拟跑道时的力学性能参数。聂宏等^[25]、彭一明等^[26]发明了一种模拟拦阻钩撞击甲板的试验装置及试验方法,通过控

制拦阻钩系统的高度实现不同的下沉速度控制,其水平速度通过旋转的圆盘提供,在拦阻钩与圆盘碰撞后由缓冲器对落体系统进行减速缓冲,以实现与真实着舰时起落架的缓冲效果。以上研究关于拦阻钩碰撞弹跳试验提出了两种不同的航向速度模拟方法,以旋转的多面体滚轮模拟拦阻钩撞舰水平速度时,由于撞击点及滚轮旋转速度的不同会影响拦阻钩的撞击角度,而以旋转的圆盘进行模拟航向速度时,其自身的刚度较差,将直接影响拦阻钩撞击后的弹跳性能。

拦阻钩在撞击舰面反弹后,与略高出航母甲板表面悬空横放的拦阻索啮合,成功上索之后,还要承受巨大的纵向载荷。国外对拦阻钩载荷问题已有几十年的试验研究历史,美军标MIL-STD-2066^[27]在大量试验数据的基础上给出了不同拦阻系统中不同质量、速度的舰载机的拦阻钩载荷的变化规律,这也成为此后理论和试验研究的主要参考。

国内从事拦阻钩冲击载荷试验研究主要是南京航空航天大学。彭一明等^[28]发明了一种拦阻钩挂索冲击载荷测试装置及试验方法,该试验装置包括拦阻钩落钩系统和挂索系统,以拦阻钩落钩系统模拟下沉速度,以高速旋转的挂索系统模拟航向速度,在实验室环境下模拟拦阻钩挂索时的状态,测量挂索时的冲击载荷。张奇^[29]设计了拦阻钩挂索冲击试验方法和试验装置,并进行了试验模拟舰载机着舰时拦阻钩啮合拦阻索发生碰撞时的真实状态,测量了拦阻钩动态载荷响应数据,并对航向速度及下沉速度对钩臂应力的影响做了对比研究。以上研究所采用的试验方法仅模拟了挂索时拦阻钩与拦阻索的相对速度关系,未能考虑

撞时物体的惯量特性。

从上述研究可以看出,舰载机拦阻钩动力学试验研究多为试验方法研究,其简化的加载方式也仅对拦阻钩主要特性进行了探索性的研究,并未能真实模拟拦阻钩拦阻过程的速度及质量特性,还未能形成统一的试验验证标准对拦阻钩性能进行有效的分析、验证,而涉及拦阻钩挂索后拦停冲击的试验研究尚未开展。

3 舰载机全机落震试验

舰载机着舰的下沉速度通常为陆基飞机下沉速度的两倍,为了全面评估并验证舰载机着舰过程中机体所承受的动态载荷和响应,在舰载机研制过程中,一般通过全机落震试验,以验证起落架、机体结构和机载设备耐受大能量落震冲击的能力。GJB 67.9A—2008 中对此也提出明确要求^[1]。

美军标明确规定舰载机需在实验室进行全机落震试验,并在诸多型号(如A-7、F-8、S-3A、F-35等)舰载机研制过程中进行了全机落震试验^[30-31]。2009年,美国研制舰载型F-35C时在VOUGHT飞机公司进行了全机落震试验考核(试验图如图6所示),试验中模拟飞机降落状态1g升力状态的升力模拟装置,发动机、电子设备和系统件用模拟惯性特性的假件替代,水模拟燃油,同时控制重心,所有落震试验均按设计着舰质量进行。以压溃装置支撑后机身,通过协调控制提升/释放点及压溃装置(见图7),模拟飞机自由飞行钩住工况^[32-33]。进行全机落震的试验机为全状态飞机,可对飞机操作性能、油箱密封性能及机载设备抗冲击性能等进行考核。

姚奎奎等^[34-35]根据固定翼舰载机研制特点,结合美军标相关要求,提出全机落震试验是舰载机设计和研究的关键技术之一。舰载机应通过在实验室实施全尺寸飞机落震试验,考核飞机在各边界着舰条件下的强度,验证起落架和机身各部件应承受巨大冲击载荷而不产生结构失效的能力,以此验证机体结构的完整性。基于对飞机设计和试验规范的分析研究,给出了全机落震试验的分析方法和工程解决措施。

豆清波等^[36-37]依托中国飞机强度研究所全机落震试验场,完成了国内首次舰载机全机落震试验。提出了舰载机全机落震试验的试验方法,并对试验过程中机翼升力模拟、试验件下沉速度控制、试验件航向速度模拟,以及机体动态载荷测试等试验过程中的关键技术问题提出了解决方案,并通过试验对技术方案进行了验证。最后,通过全机落震试验系统验证了试验方法的可行性及有效性,为舰载机着舰动态载荷及响应的测试提供了可行的试验方法,并为舰



图6 F-35C全机落震试验图

Fig.6 Full-scale drop test of the F-35C



图7 全机落震试验压溃装置图

Fig.7 Bear trap mechanism of full-scale drop test

载机研制提供可靠的试验数据。中国飞机强度研究所相关技术人员在进行全机落震自由飞行钩住工况时,提出以前后两点提升飞机,通过爆炸螺栓触发装置控制前吊点1号爆炸螺栓和后吊点2号爆炸螺栓前后间隔断开,模拟自由飞行钩住工况的试验方案,如图8所示,前、主起落架下沉

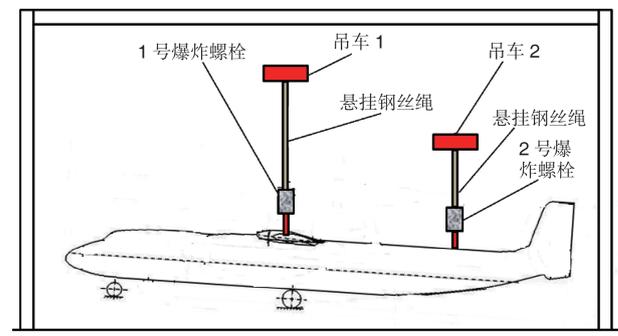


图8 自由飞行钩住示意图

Fig.8 Sketch map of free flight engagement

速度最大误差为6.17%,起落架下沉速度数据见表1。

国内关于全机落震的试验方案延续了美国的试验方案,对试验机的状态进行了裁剪,未进行飞机操作性能、油箱密封性能及机载设备抗冲击性能的考核,试验均采用了集中式的升力模拟装置模拟飞机真实着舰所受升力,但集中式升力模拟会对作用点产生瞬间的冲击载荷,与飞机真实着舰过程所受分布载荷有所不同,将对着舰过程中机翼的响应影响较大。

表1 起落架下沉速度

Table 1 Sink speed of landing gear

序号	前起落架			右主起落架		
	目标速度/ (m/s)	实测速度/ (m/s)	误差/%	目标速度/ (m/s)	实测速度/ (m/s)	误差/%
1	6.0	6.18	3.00	3.0	3.05	1.67
2	6.0	6.37	6.17	3.0	3.01	0.33
3	6.0	5.96	-0.67	3.0	3.00	0.00
4	6.0	6.35	5.83	3.0	3.13	4.33

4 结论与展望

起落架落震及摆振试验经过多年的研究发展,已形成相关的标准规范,而涉及舰载机弹射起飞、拦阻着舰过程的试验技术,国内尚处于探索研究阶段,对于弹射及拦阻着舰的试验模拟及性能研究无法为舰载机起降装置设计提供精确的理论指导,仍需大量的飞行实测数据作为试验研究的基础,优化试验方案。

国内关于舰载机弹射及拦阻着舰的相关理论研究已涉及舰载机起降全过程^[38-42],而相关的试验研究却仍有多个方面未曾涉及,且关于舰载机弹射及拦阻的过程也是进行分步化模拟实施。随着相关试验研究的继续深入,舰载机起降装置动力学试验可以进行以下几个方面的研究:

(1)前起落架牵制杆释放试验研究。舰载机弹射起飞牵制、释放瞬间,前起落架航向振动和缓冲器以及弹射器动态响应的耦合问题对起落架寿命产生一定的影响。

(2)拦阻钩挂索后拦停冲击试验研究。拦阻钩成功上索之后,需要承受巨大的纵向载荷,为了避免结构损坏,需要研究拦阻过程中拦阻钩所承载荷情况。

(3)飞机偏航着陆/着舰试验研究。飞机在有偏航角的情况下,着陆/着舰时起落架会受到较大的侧向载荷作用,其地面载荷的变化以及其与缓冲器行程之间的关系需深入研究。

(4)舰载机弹射冲击试验研究。舰载机弹射过程为牵

制杆张紧、牵制杆拉断/释放、弹射器拖拽以及弹射杆释放等过程,在形成弹射过程中每个阶段试验的成熟验证方案后,可考虑完整模拟弹射冲击过程以考核前起落架及其部件的性能。

(5)舰载机拦阻冲击试验研究。舰载机拦阻过程为拦阻钩碰撞弹跳、拦阻钩挂索冲击以及挂索后拦停冲击等过程,在形成拦阻冲击过程中每个阶段试验的成熟验证方案后,可考虑完整模拟拦阻冲击过程以考核拦阻钩及其部件的性能。

AST

参考文献

- [1] GJB 67.9A—2008 军用飞机结构强度规范 第9部分:地面试验[S]. 总装备部军标出版发行部,2008.
GJB 67.9A—2008 Military airplane structural strength specification part 9: ground tests[S]. General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2008. (in Chinese)
- [2] GJB 67.4A—2008 军用飞机结构强度规范 第9部分:地面载荷[S]. 总装备部军标出版发行部,2008.
GJB 67.9A—2008 Military airplane structural strength specification part 9: ground loads[S]. General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2008. (in Chinese)
- [3] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都:四川科学技术出版社,1989.
Science and Technology Committee of Aeronautics and Astronautics. Introduction to design for airplane landing gear [M]. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989. (in Chinese)
- [4] Mcgehee J R, Dreher R C. Experimental investigation of active loads control for aircraft landing gear[R]. NASA Technical Paper 2042, 1982.
- [5] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册 14: 起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Committee of Aircraft Design Manual Book. Aircraft design manual book 14: Taking-off and landing devices design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [6] 杜金柱, 孟凡星, 卢学峰. 基于能量法的起落架落震试验评定准则[J]. 航空学报, 2018, 39(4): 144-152.
Du Jinzhu, Meng Fanxing, Lu Xuefeng. Criteria for evaluation of landing gear drop test based on energy method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 144-152. (in

- Chinese)
- [7] 齐丕骞,牟让科.起落架缓冲性能分析、试验、设计一体化技术[J].航空学报,1998,19(3):70-76.
Qi Piqian, Mu Rangke. Integration of shock absorber performance analysis, test and design of aircraft landing gears [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(3):70-76. (in Chinese)
- [8] 齐丕骞,史惟琦.起落架落震试验中的仿升动力模拟[J].机械科学与技术,2002(S1):36-37.
Qi Piqian, Shi Weiqi. Wing lift simulation in landing-gear drop test[J]. Mechanical Science and Technology, 2002(S1): 36-37. (in Chinese)
- [9] 杨建波,任佳.起落架落震试验中缓冲系统投放功量修正方法研究[J].应用力学学报,2017,34(2):143-148.
Yang Jianbo, Ren Jia. Study on correction method for released energy of buffer system in the landing gear drop test[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2017, 34(2): 143-148. (in Chinese)
- [10] 诸德培.摆振理论及防摆措施[M].北京:国防工业出版社,1984.
Zhu Depei. Theory of shimmy and measure of anti-swing[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984. (in Chinese)
- [11] Yager T J. Aircraft nose gear shimmy studies[C]// Proceedings of the Aerospace Atlantic Conference, 1993.
- [12] 陈熠,崔荣耀,巨荣博.考虑机体动力特性的前起落架摆振分析[J].西北工业大学学报,2018,36(2):388-395.
Chen Yi, Cui Rongyao, Ju Rongbo. Simulation of nose landing gear shimmy with flexible airframe considered[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(2): 388-395. (in Chinese)
- [13] 刘冲冲,刘胜利,崔荣耀.考虑机体局部刚度影响的前起落架摆振分析[J].机械科学与技术,2017,36(5):811-815.
Liu Chongchong, Liu Shengli, Cui Rongyao. Nose landing gear shimmy analysis considering fuselage local stiffness[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017, 36(5): 811-815. (in Chinese)
- [14] 刘胜利,刘小川,崔荣耀,等.机体连接处局部刚度对轻型飞机起落架摆振稳定性的影响研究[J].振动工程学报,2017,30(2):249-254.
Liu Shengli, Liu Xiaochuan, Cui Rongyao, et al. The influence of the fuselage joint local stiffness on landing gear shimmy stabilization of the light aircraft[J]. Journal of Vibration Engineering, 2017, 30(2):249-254. (in Chinese)
- [15] 胡淑玲,林国锋.前起落架突伸对舰载机起飞特性的影响[J].飞行力学,1994,12(1):28-34.
Hu Shuling, Lin Guofeng. The effects of nose landing gear jump on the carrier aircraft catapult take-off flightpath[J]. Flight Dynamics, 1994, 12(1):28-34. (in Chinese)
- [16] 聂宏,房兴波,魏小辉.舰载机弹射起飞动力学研究进展[J].南京航空航天大学学报,2013,45(6):727-738.
Nie Hong, Fang Xingbo, Wei Xiaohui. Overview of carrier-based aircraft catapult launch dynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(6): 727-738. (in Chinese)
- [17] 郑本武.前起落架突伸对舰载飞机弹射起飞航迹的影响[J].南京航空航天大学学报,1994,26(1):27-33.
Zheng Benwu. The influence of the nose gear fast-extension on the catapult trajectory for carrier-based airplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(1): 27-33. (in Chinese)
- [18] 魏小辉,刘成龙,聂宏,等.舰载机前起落架突伸动力学分析及试验方法研究[J].航空学报,2013,34(6):1-7.
Wei Xiaohui, Liu Chenglong, Nie Hong, et al. Study on dynamics and test method of carrier-based aircraft nose landing gear sudden extension[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6):1-7. (in Chinese)
- [19] 张明,房兴波,聂宏.一种舰载机前起落架突伸试验装置及试验方法:中国,106932187[P].2017-07-07.
Zhang Ming, Fang Xingbo, Nie Hong. A sudden extension test device and test method for front landing gear of carried-based aircraft: China, 106932187[P]. 2017-07-07. (in Chinese)
- [20] 豆清波,陈熠.舰载机前起落架突伸性能试验研究[J].振动工程学报,2018,31(1):106-113.
Dou Qingbo, Chen Yi. Experimental study on the sudden-extension performance of carrier-based aircraft landing gear[J]. Journal of Vibration Engineering, 2018, 31(1): 106-113. (in Chinese)
- [21] Nie H, Peng Y M, Wei X H, et al. Overview of carrier-based aircraft arrested deck-landing dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1):11-2.

- [22] 柳刚. 舰载飞机着舰拦阻钩碰撞及拦阻动力学研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
Liu Gang. Investigation on arresting dynamics for carrier-based aircraft with consideration of arresting hook bounce[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [23] 豆清波, 杨正权. 拦阻钩缓冲器动力学性能试验研究与分析[J]. 机械科学与技术, 2019, 38(8):165-170.
Dou Qingbo, Yang Zhengquan. Experimental research and analysis on dynamics characteristics of arresting hook buffer[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2019, 38(8):165-170. (in Chinese)
- [24] 李成伟, 房家鸣. 一种拦阻钩落舰模拟试验装置: 中国, 105300679[P]. 2018-04-03.
Li Chengwei, Fang Jiaming. A simulation test device for arresting hook landing on ship: China, 105300679[P]. 2018-04-03. (in Chinese)
- [25] 聂宏, 彭一明. 模拟拦阻钩撞击甲板的试验装置及试验方法: 中国, 105181287[P]. 2018-04-03.
Ni Hong, Peng Yiming. Test device and test method for simulating the impact of arresting hook on deck: China, 105181287[P]. 2018-04-03. (in Chinese)
- [26] 彭一明, 聂宏. 舰载飞机着舰时拦阻钩碰撞反弹动力学分析[J]. 航空学报, 2017, 38(11):221233.
Peng Yiming, Nie Hong. Dynamics analysis of arresting hook bounce after touchdown and impacting with deck[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 221233. (in Chinese)
- [27] Naval Air Engineering Center. MIL-STD-2066 Military standard: catapulting and arresting gear forcing functions for aircraft structural design[S]. Department of the Navy Air Systems Command, 1981.
- [28] 彭一明, 魏小辉. 拦阻钩挂索冲击载荷测试试验装置及试验方法: 中国, 110243564[P]. 2019-09-07.
Peng Yiming, Wei Xiaohui. Impact load test device and test method of arresting hook hanging cable: China, 110243564[P]. 2019-09-07. (in Chinese)
- [29] 张奇. 拦阻钩挂索冲击动力学及试验方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
Zhang Qi. Research on impact dynamics and test method of arresting hook[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [30] MIL-A-8863C. Airplane strength and rigidity, ground loads for navy acquired airplanes[S]. Naval Air Systems Command, 1993.
- [31] MIL-A-8867C. Airplane strength and rigidity, ground test[S]. Naval Air Systems Command, 1987.
- [32] Chichester R H. Full-Scale Drop Testing of the F-35C Lightning II[C]// Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Conference, 2010.
- [33] Norwood D S, Chichester R H. Full scale aircraft drop test program for the F-35C carrier variant[C]// 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2015.
- [34] 姚念奎, 周栋. 固定翼舰载机的全机落震试验[J]. 飞机设计, 2014, 34(4):33-38.
Yao Niankui, Zhou Dong. Full-scale drop test of fixed-wing carrier-based aircraft[J]. Aircraft Design, 2014, 34(4):33-38. (in Chinese)
- [35] 姚念奎, 隋福成, 王成波. 舰载机的自由飞行钩住情况[J]. 飞机设计, 2011, 31(6):10-15.
Yao Niankui, Sui Fucheng, Wang Chengbo. Free flight engagement condition of carrier-based aircraft[J]. Aircraft Design, 2011, 31(6):10-15. (in Chinese)
- [36] 豆清波, 杨智春, 刘小川, 等. 舰载机全机落震试验方法[J]. 航空学报, 2017, 38(3):220421.
Dou Qingbo, Yang Zhichun, Liu Xiaochuan, et al. Test method for full scale drop of carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3):220421. (in Chinese)
- [37] 豆清波, 刘小川. 舰载机全机落震试验机翼升力模拟方法研究[J]. 振动与冲击, 2018, 37(2):51-56.
Dou Qingbo, Liu Xiaochuan. Wing lift simulation method during full scale carrier-based aircraft drop tests[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(2):51-56. (in Chinese)
- [38] 金长江, 洪冠新. 舰载机弹射起飞及拦阻着舰动力学问题[J]. 航空学报, 1990, 11(12):534-542.
Jin Changjiang, Hong Guanxing. Dynamic problems of carrier aircraft catapult launching and arrest landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(12): 534-542. (in Chinese)

- [39] 王萌辉,赵波.舰载飞机起降动力学研究[J].飞机设计,1997(1):21-33.
Wang Menghui, Zhao Bo. Investigation for the take-off and landing dynamic behavior of carrier-based aircraft[J]. Aircraft Design, 1997(1):21-33.(in Chinese)
- [40] 柳刚,聂宏.飞机拦阻钩碰撞动力学和拦阻钩纵向阻尼器性能[J].航空学报,2009,30(11):2093-2099.
Liu Gang, Nie Hong. Dynamics of bounce of aircraft arresting hook impacting with deck and performance of arresting hook longitudinal damper[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(11): 2093-2099.(in Chinese)
- [41] 高泽迥.飞机拦阻钩振动运动学和拦索动力学研究[J].航空学报,1990,11(12):543-548.
Gao Zejiang. A discussion of bounce kinematics of aircraft arresting hook and cable dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(12): 543-548.(in Chinese)
- [42] 于浩,聂宏,魏小辉.舰载机弹射起飞前起落架牵制载荷突卸动力学分析[J].航空学报,2011,32(8):1435-1444.
Yu Hao, Nie Hong, Wei Xiaohui. Analysis on the dynamic characteristics of carrier-based aircraft nose landing gear with sudden holdback load discharge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1435-1444.(in Chinese)

Research Progress on Dynamic Test of Carrier Aircraft Take-off and Landing Device

Hu Rui, Liu Xiaochuan, Bai Chunyu, Yang Zhengquan, Chen Yi

Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structure Impact Dynamics, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

Abstract: The take-off and landing stage of carrier-based aircraft is generally considered to be the stage with the highest accident rate. Its special take-off and landing environment leads to more complex than land-based aircraft, and the dynamic issues involved have always been the research hotspots of domestic and foreign researchers. This paper starts with landing gear and arresting hooks of carrier aircraft, then summarizes dynamic test of landing gear, dynamic test of arresting hook and full-scale aircraft drop tests, discusses in more detail the key dynamic test problems involved in the take-off and landing progress of carrier aircraft and their research status. Finally, the development of dynamic test research of carrier aircraft take-off and landing device is summarized and prospected.

Key Words: take-off and landing device; landing gear; arresting hook; carrier aircraft; dynamic test