

## 舰载飞机弹射起飞动力学研究进展

聂宏 房兴波 魏小辉 张明

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:**舰载飞机弹射起飞过程载荷大、加速度大、距离短、时间短,且受航母运动、气流扰动等条件影响,存在复杂的强非线性多学科动力学耦合问题。文中对舰载飞机弹射起飞动力学问题及研究现状进行概述,包括弹射拖曳动力学、弹射突伸动力学、机-舰-气流综合效应以及弹射起飞前起落架振动问题,并指出了需要进一步研究的几个关键技术问题。

**关键词:**舰载飞机;弹射起飞;动力学;突伸;结构振动

**中图分类号:**V226 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)06-0727-12

### Overview of Carrier-Based Aircraft Catapult Launch Dynamics

Nie Hong, Fang Xingbo, Wei Xiaohui, Zhang Ming

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** During the catapult launch of the carrier-based aircraft, complex dynamics problems exist because of the large load and short time, as well as the movement of the carrier and the airflow disturbance. The research status of the carrier-based aircraft catapult launch dynamics are reviewed, including nose tow catapult dynamics, rapid extension dynamics, the interaction among aircraft, carrier and the airflow, and the vibration phenomena of nose gear. Finally, the outlook for the future research focus on carrier-based aircraft catapult launch dynamics problems is given.

**Key words:** carrier-based aircraft; catapult launch; dynamics; rapid extension; structural vibration

舰载飞机是以航空母舰为基地的海军飞机,从诞生之日起,舰载飞机就体现出其不可替代的重要作用。作为航母编队主要的作战力量,兼备防空、反舰、袭岸、两栖、反潜和登陆等作战任务。其优良的作战性能和快速机动的反应能力受到各国海军的高度重视,然而相对于陆基飞机,舰载飞机苛刻的使用环境也对飞机的设计提出了更高要求。特殊的起飞方式是舰载飞机设计首先必须考虑的问题。

舰载飞机的弹射起飞程序是:先用升降机把飞机提升到飞行甲板上,按弹射起飞要求,设置副翼偏度和平尾,进行诸如发动机试车、检查并调整所有控制器等多项起飞检查,以防起飞期间发生意外。飞机依靠自身动力滑行到弹射起飞点,挂弹射钩和钳制释放钩,飞行员把发动机油门推到适合起

飞的位置,飞机进入预弹射过程。此过程中,当牵制杆上的载荷逐渐增大到一定的值时,牵制杆上的释放机构释放,飞机在弹射器拉力和发动机推力的作用下弹射加速滑跑,在弹射冲程的末端,弹射杆与弹射拖梭分离,前起落架突伸,飞机迅速建立离舰迎角,并依靠自身动力继续向前飞行。此时弹射拖梭复位,以备下一架飞机弹射使用。飞机启动后,将在 70~90 m 长的飞行甲板上,经历 2~3 s 时间加速到接近 300 km/h 的速度,飞机的纵向加速度峰值可能达到 4g~5g,甚至更大。近年来,舰载飞机电磁弹射技术研究得到了快速发展<sup>[1-2]</sup>,已处于实验验证阶段,但弹射起飞程序以及起落架弹射动力学分析方法与蒸汽弹射没有本质差异,只是电磁弹射周期更短,弹射力更大,飞机的过载峰值

**基金项目:**国家自然科学基金(11372129,51075203)资助项目。

**收稿日期:**2013-08-15;**修订日期:**2013-10-15

**通信作者:**聂宏,男,教授,博士生导师,E-mail:hnie@nuaa.edu.cn。

变大。

相对于滑跃起飞而言,弹射起飞有其不可替代的优越性。首先,弹射起飞时间间隔更短,效率更高,如美国的尼米兹级航空母舰上配置的4部弹射器同时工作时,舰载飞机的起飞间隔时间仅为15 s;其次,弹射起飞对飞机要求较低,不需要对飞机进行更多的增升装置改造,也不需要更换大推力发动机,为飞机的快速改型提供了先天条件;第三,弹射起飞可以起飞更大重量的飞机,增加飞机航程和载弹量,从而直接提高飞机的战场生存和战斗能力。

虽然辽宁号航母实验平台仍采用滑跃起飞方式,但是要完全发挥航母和舰载机的作战性能,采用弹射起飞是必然趋势。舰载飞机弹射过程中载荷瞬间激烈变化,同时航母在海浪的作用下还会产生纵向和横向的摇动以及升沉运动,使得舰载飞机比陆基飞机起飞具有更大的危险性和复杂性,同时带来了一系列特殊的动力学问题,且难以在型号试飞前通过实验验证。研究舰载飞机弹射起飞全过程动力学特性对于舰载飞机起落架和弹射机构的设计具有重要的指导意义。

美国 and 法国等国家在弹射起飞动力学研究上较为成熟,但是,由于对中国的技术封锁,最新的和比较详细的公开文献资料非常少,文中从弹射拖曳动力学、起落架缓冲器突伸动力学、舰载飞机弹射起飞机-舰-气流综合效应以及弹射起飞前起落架振动4个方面对国内外研究现状进行阐述。

## 1 弹射拖曳动力学

早在20世纪60年代,美国针对舰载机弹射过程做了大量的实验研究,但是至今公开的相关文献较少,主要包括:兰利研究中心<sup>[3]</sup>就舰载飞机的起落架轮胎在混凝土道面和防滑航母甲板上起转摩擦因数进行了实验研究,实验中落震当量质量3 000 kg,轮胎充气压力1.8~2.76 MPa,前飞速度140~180 km/h,下沉速度3.7~5.8 m/s。

文献[4]对舰载飞机的前起落架拖曳弹射进行了全尺寸的实验研究,实验中采用TC-7蒸汽弹射器提供弹射力,对E-2A和XAJ-1两种机型进行了地面弹射实验,给出了弹射过程中弹射杆和前起落架载荷曲线(图1)。由图1可以得出在弹射过程中弹射杆载荷具有一定的波动,在牵制杆释放时波动表现得较为明显,随着弹射过程的进行,载荷波动明显减弱。

对XAJ-1型飞机进行了偏中心定位弹射实验,实验中舰载机主轮从0逐步增加到0.75 m。

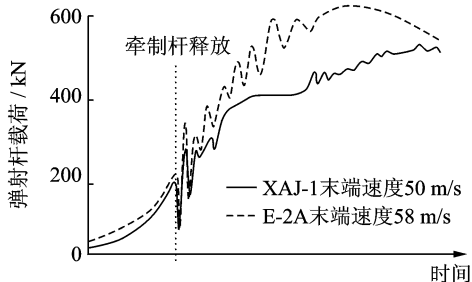


图1 弹射杆载荷曲线

在最大偏心距弹射实验中,XAJ-1型飞机的弹射杆与轨道垂面的夹角为 $18^\circ$ ,E-2A飞机的弹射杆与轨道垂面的最大夹角为 $8^\circ$ 。图2给出了E-2A飞机的主起落架连线的中点在甲板平面上投影的轨迹。从图2中可以看出,在偏中心定位弹射过程中,由于不对称载荷的作用主起落架中点会迅速越过弹射中心线,并且最终趋近于弹射中心线。整个弹射过程中,中心点越过中心线一次。

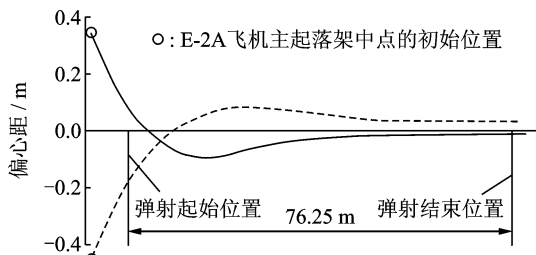


图2 主起落架中点的投影轨迹

美国海军的E-1/C-1飞机由于接近其最大设计弹射起飞寿命(750次弹射),美国海军航空发展中心<sup>[5]</sup>对E-1/C-1飞机机身进行了疲劳实验,确定了机身在经过3 000次弹射起飞后不会出现结构失效。

美国军用规范<sup>[6-9]</sup>详细阐述了舰载飞机前起落架弹射系统、牵制杆的设计、改进、结构、分析、实验以及相应规范和标准。对可重复使用的牵制释放系统进行了说明,并对弹射张紧过程中牵制装置的工作原理及性能进行了规范要求。对陆基和舰基飞机的强度与刚度进行了规范及说明。其中主要包括飞机的起飞、着陆(舰)、地面机动、地面操纵以及各种附加载荷。

文献[10]对5种型号的舰载飞机性能参数进行了研究,研究表明,对于给定的离舰速度,某些参数会有临界区间,在该区间中,弹射参数的微小变化将有可能导致舰载飞机离舰后航迹下沉量的巨大变化,文献[10]主要是针对这些参数,研究其对

弹射起飞的各种影响和限制。

文献[11]在其研究中对低推重比飞机滑跃起飞过程中所受的冲击载荷进行了分析,并就设计改装海军 S-3A 飞机以适应轻型航母的工作进行了阐述。

文献[12]对联合攻击机的斜板滑跃起飞进行了仿真分析,研究表明使用斜板滑跃起飞并没有影响飞机的起飞性能,并且可以通过调整斜板跑道曲线来保证起落架载荷不超过许用载荷,但斜甲板各个连接点对起落架的冲击载荷可能会引起起落架乃至全机的共振,可以通过修改斜板曲面来解决这个问题。

中国对舰载飞机的研究起步较晚,但从 20 世纪 90 年代开始至今,中国众多学者也已对该领域进行一系列的研究,并获得了一定成果,但大多局限于理论研究,缺乏实验验证。

杨磊松<sup>[13]</sup>以 ADAMS 软件为分析工具,建立了舰载机弹射起飞的虚拟样机模型(图 3),并进行了动力学分析,分析了舰载机的质心位置、迎角和起落架空气弹簧力等参数的动态响应,讨论了舰载机的起飞质量、发动机推力和初始迎角对离舰下沉量的影响,结果表明减小起飞质量、增大发动机推力或适量增加初始迎角有利于改善弹射起飞的离舰航迹,提高弹射起飞性能。



图 3 舰载飞机弹射起飞虚拟样机模型

王俊彦等<sup>[14]</sup>将舰载飞机弹射起飞过程分成舰面拖曳滑跑和离舰升空两个阶段。建立了飞机对称面内舰载飞机弹射起飞的三自由度动力学模型,该模型考虑了飞机对称面内的气动载荷、起落架载荷等。文中采用密闭空间内理想气体的绝热膨胀过程模拟蒸汽弹射器气缸内的热力学过程,通过热力学第一定律计算弹射器气缸压力。上述动力学模型没有考虑舰载飞机轮胎力以及牵制杆等。于浩等<sup>[15-17]</sup>在其基础上考虑了起落架轮胎力、牵制杆以及弹射杆与起落架的连接方式,建立了六自由度舰载飞机弹射起飞动力学模型,在考虑航母横摇和纵摇的条件下,针对舰载飞机偏中心定位弹射过程进行了仿真分析。结论表明:偏中心定位对弹射起

飞过程中飞机姿态的影响主要体现在偏航运动和滚转运动两方面,其运动幅度随初始偏心距离的增大而增大。随着时间的变化,滚转运动衰减较慢,而偏航运动有明显的衰减趋势。并且飞机的偏航、滚转运动导致弹射杆承受额外弯矩和扭矩,其中滚转运动对弹射杆所受侧向弯矩和扭矩影响最大。

2010 年,隋成国<sup>[18]</sup>基于固定界面模态综合法建立了前起落架系统柔性体模型,通过刚柔耦合动力学仿真发现,在与牵制杆分离后,由于弹射杆载荷在飞机重心的下方,使得主起落架上有较大的支持力来保持飞机俯仰平衡,并且长的发射杆和柔性前起落架使有效侧向刚度系数降低,分离时的动态响应情况与分离载荷的大小和衰减速度有关。

以上研究中,所建动力学模型进行了工程简化,主要采用多刚体动力学方法,研究集中于飞机对称面内的三自由度动力学特性,侧重于飞机整体姿态和载荷响应的仿真研究。

## 2 弹射突伸动力学

由于航母的甲板长度较陆基飞机的机场跑道短得多,即使借助弹射器额外提供的牵引力,其离舰速度仍比同一量级的陆基飞机的离地速度要小,且为避免弹射过程中空气阻力过大,舰载机常采用停机迎角弹射,再加上离开甲板的瞬间地面效应的丧失,会引起航迹下沉,下沉量达到一定的值,舰载飞机将不能安全起飞。目前,国外普遍在弹射冲程末端弹射力消失瞬间,使前起落架在增压空气推动下突伸,以建立足够的离舰迎角。突伸速度越快,迎角增大越快,下沉量越小。同时,在突伸过程中,前起落架和机身还要承受因突伸引起的附加载荷。因此,研究起落架突伸系统动力学对于满足安全准则和载荷限制的起落架突伸系统设计具有重要的意义。

国外对突伸的研究较为成熟,文献[19]阐述了一种可以使飞机短距起降的起落架装置,该装置利用爆炸气体压缩油液来驱动前起落架缓存器伸长,但是该突伸装置需加装一定量的爆炸物和复杂控制系统,而且爆炸产生的能量不容易控制,爆炸后产生的粉尘也容易污染起落架工作环境。文献[20]阐述了一种带有突伸油腔的起落架缓冲器,即当缓冲器压缩时,油液大部分流入突伸油腔中,小部分流向高压气室;当缓冲器伸长时,突伸油腔中油液回流入油腔的速度小,高压气室外的油液回流到油腔的速度大,此种缓冲器虽然保证了突伸前缓冲器具有一定的压缩量,但由于突伸时,突伸油腔油液的回流速度小,减缓了缓冲器活塞杆伸长速

度,使飞机在短时间内不能建立足够的迎角,且结构较为复杂。

文献[21]对前起落架具有突伸功能的短距离起降飞机的起飞性能进行了实验研究,在实验中使用了具有小后掠角以及翼上面吹风装置的短距起降飞机。该飞机在改装之前前起落架采用的是带有高压气腔的变油孔油气缓冲器,为了缩短飞机的起飞距离,在其前起落架缓冲器的顶端添加了突伸用的活塞(图4),油气缓冲器的油针也从缓冲器顶端移到突伸活塞下端面上。缓冲器的顶端开有突伸充气孔,当控制系统执行突伸指令时,高压气体通过充气孔进入缓冲器顶部,推动突伸活塞向下运动,从而使缓冲器伸长,达到突伸的效果。

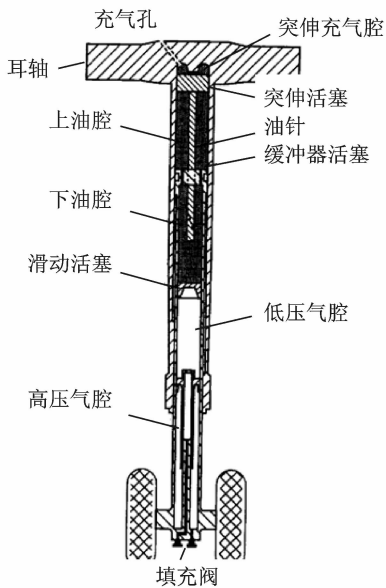


图4 带有突伸机构的前起落架缓冲器

图5给出了落震实验和突伸模拟实验的缓冲器功量图。其中落震实验下沉速度 $3.66\text{ m/s}$ ,落震当量质量 $3\ 000\text{ kg}$ ,前起落架突伸机构模拟实验中气动载荷为飞机 $110\text{ m/s}$ 速度滑跑时的气动力模拟。从图中动态弹射曲线可以得出,突升开始时,前起落架载荷迅速增大,缓冲器快速伸长至最大伸长状态。

实验结果(图6)表明:前起落架经过改装,加装高压充气及控制系统后就可以使飞机提前抬迎角起飞,从而缩短起飞距离,并且在突伸过程中前起落架载荷的峰值不超过前起落架设计载荷。

由于发达国家对中国的技术封锁,此领域的研究还不够深入。国内于“八五”期间开始进入预研起步阶段,虽然相对起步较晚,但也取得了一定的研究成果,为日后的进一步研究奠定了一定的理论

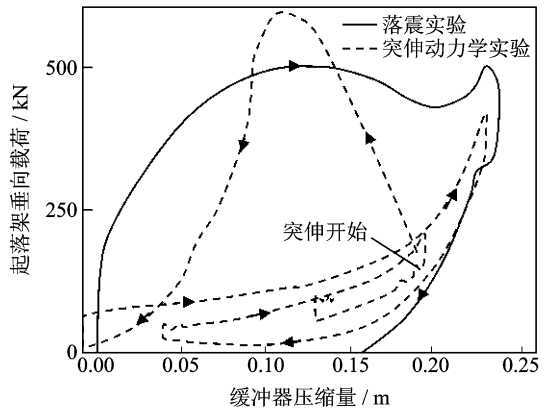


图5 缓冲器功量图

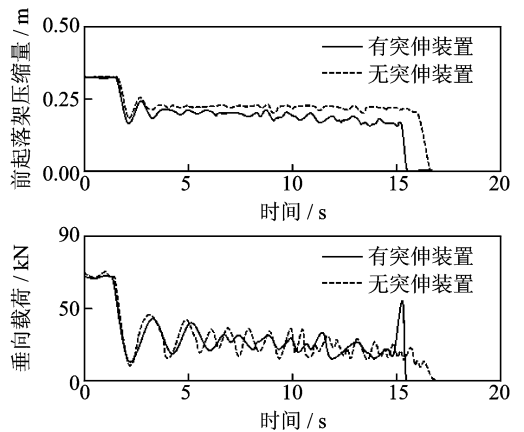


图6 起飞过程中前起落架典型参数曲线

和经验基础。

文献[22,23]给出了前起落架的4种突伸模式,并数值分析了突伸对起飞特性的影响。分别就弹射起飞过程中由于地效丧失导致的舰载飞机离舰下沉、前起落架突伸运动导致的飞机姿态变化以及突伸运动导致的前起落架附加载荷问题进行了深入的研究,结论表明,增大离舰速度和离舰迎角可以克服离舰下沉量过大的问题;突伸过程只需给飞机以适当的俯仰角速度,并且适当延长突伸时间就可以降低迎角的过度反应;适当延长突伸时间,降低离舰迎角可以有效地降低前起落架由于突伸而产生的过大附加载荷。

文献[24~26]对影响舰载飞机起飞特性的各种因素进行了分析研究,讨论了前起落架突伸对离舰航迹和起落架载荷的影响,指出在通过突伸保证飞机离舰迎角的基础上,应对弹射起飞参数进行优化设计,从而改善离舰航迹提高起飞的安全性。同时又对突伸对舰载飞机起飞航迹的影响进行了研究,其在文中建立了考虑柔性起落架在内的弹射起飞动力学模型,并就前起落架冲压突伸后突伸力随

行程减小而降低以及突伸力保持恒定的两种突伸模式分别进行分析计算,结果表明两种突伸方式都可以减小离舰下沉量,并很好地改善了起飞性能。随后又采用共轭方向法对舰载飞机弹射起飞参数进行了优化研究。优化结果表明,单独依靠前起落架的突伸会导致过大的前起落架载荷,只有把前起落架的突伸和升降舵的操纵相配合,才可以获得满意的弹射起飞航迹。

文献[27]建立了舰载飞机的动力学方程,计算了舰载飞机离舰后的航迹下沉量,并对众多影响因素进行了系统分析,指出,通过航迹下沉量计算出飞机的最小离舰速度,并且通过提高离舰速度、迎角,减轻起飞质量等方法可以有效减小离舰下沉量。

文献[28]建立了一个两自由度的质量-弹簧-阻尼器的弹射起飞突伸动力学模型,研究了舰载飞机前起落架的突伸运动,计算了前起落架突伸运动位移及速度,该模型的计算结果同实验数据的对比验证了它的适用性。其分析结果对舰载机突伸机构的设计具有参考价值。

文献[29,30]建立了以突伸时间为优化目标的前起落架突伸性能优化模型,得到突伸位移和速度曲线。经过研究证明:变油孔缓冲器可以使前起落架突伸性能得到优化。然后以配置变油孔缓冲器为研究对象,考察了起落架充填参数对舰载飞机突伸性能的影响,并完整地分析了起落架突伸性能对各个参数变化的敏感性。

文献[31]以某型舰载飞机为例,创建了一个包括机身、前起落架缓冲支柱、主起落架缓冲支柱、前起落架机轮和主起落架机轮5大系统的全机装配模型。最后,对已建立好的飞机模型进行仿真,定量讨论了不同弹射力、甲板出口角和起飞质量对弹射起飞性能和起落架强度的影响。分析表明:斜甲板的使用使得通过弹射起飞的舰载飞机有了更好的起飞性能,更容易达到安全起飞要求,为舰载飞机斜板弹射综合起飞方式提供理论基础和仿真分析数据。

文献[32]基于多体系统动力学理论,建立模拟舰载机前起落架突伸的四自由度多体动力学模型,推导出系统的动力学微分方程。利用该模型,用数值方法仿真舰载机前起落架的突伸运动,得出突伸过程中舰载机的质心位置、俯仰角和前起落架空气弹簧力等参数的动态响应特性。仿真结果可为舰载机及其起落架设计提供参考。

文献[33]针对舰载机的前轮拖曳弹射起飞方式,结合前起落架突伸技术对缓冲器构型进行了研

究,确定了缓冲器的组合突伸模式。基于常规型双腔油气式缓冲器提出了改进的缓冲器构型,并通过适当减小缓冲器的反弹阻尼来缩短突伸时间。魏小辉等<sup>[34]</sup>为了了解舰载机前起落架突伸实验与实际突伸过程的当量关系,以某舰载机为研究对象,建立了全机弹射起飞动力学模型,进行了全机弹射起飞动力学分析,得到了前起落架突伸过程中的动态响应。提出了基于当量质量的前起落架突伸动力学实验方法,设计了实验方案,建立了前起落架突伸动力学实验分析模型,进行了突伸动力学分析。

在研究如何改善前起落架缓冲性能来获得突伸效果的同时,通过优化航母甲板跑道曲面从而使舰载机获得与突伸相似的增升效果的研究也逐渐起步。文献[35]提出将弹射起飞和滑跃甲板结合起来的斜板/弹射综合起飞方式。针对这种起飞方式的特点进行了分析,并通过数值仿真,说明了这种起飞方式预期的性能收益以及存在的关键问题。文献[36]在航母甲板上引入斜坡跑道,使舰载机弹射冲程结束后,前轮单独进入斜坡跑道,从而使飞机抬头。分析结果表明,斜坡跑道的引入可以明显降低舰载机离舰后航迹的下沉量,降低舰载机的离舰速度,增加起飞重量。

现有研究中所建立的缓冲器突伸动力学模型均基于静态阻尼经验公式,无法准确描述缓冲器高速伸展条件下,油液在缓冲器腔内的流动特性,也缺少高压充气过程中缓冲器刚度特性的研究。现有研究以飞机的离舰下沉量为主要安全准则,未综合考虑飞机起飞迎角和角速度的因素以及突伸对前起落架附加载荷影响。此外,在改进缓冲器的设计从而提高其突伸性能的同时,其基本的着舰缓冲性能不能有较大的降低,需综合考虑两者的共同要求。

### 3 机-舰-气流综合效应

舰载飞机离舰上升阶段处于地效作用丧失、舰首上升气流及航母运动等恶劣条件下,严重影响舰载飞机飞行动力学特性。

文献[37]就A-6A飞机与H-8液压弹射器的适配性进行了实验研究。在8次弹射实验中并未发现飞机的任何缺陷,实验同时还指出考虑到甲板风的因素,A-6A的最大弹射起飞质量不应超过40 000 lb(18.14 t)。

文献[38]对地效船作为航母的可行性进行了分析,并将其与现役航母进行了对比,得出地效船作为搭载舰载飞机的新型航母所具有的众多优势。

对于气流在舰载飞行器起降过程中的影响,研

究者们首先对于舰船甲板和舰上建筑对于舰面气流的影响进行了建模和分析,其中文献[39]指出舰船的上层建筑是诱发舰船舰面空气湍流的主要因素,在定常同等实验工况条件下,建立了5种上层建筑以及变化纵向布置位置的数值三维模型,并分别进行数值模拟计算。文献[40,41]指出舰船空气流场对舰载机起降的安全性有明显的影响,从缩比模型的采用及流场模型实验时相关的相似准数影响等方面进行了探索研究,并针对模型实验时不同雷诺数的影响进行了数值模拟计算,对不同工况条件下舰船空气流场的数值计算结果进行了对比和分析。文献[42]指出舰船气流场特性的评估取决于对相应舰载机的起降气流条件限制。通过对美国LHA型舰缩比模型的数值建模,结合两种舰载机起降的气流场限制条件对计算结果进行对比分析。在相同定常来流工况下,分别以 $\pm 15^\circ$ 风向角对该型舰数值模型的两个起降点进行模拟取值,结合直升机和固定翼短距/垂直起落飞机的起降特性和气流限制条件,尝试提出一种评估舰船气流场特性的直观方法,并得出不同甲板气流区域受上层建筑影响的有关结论。

文献[43]对舰载飞机的弹射起飞和拦阻着舰动力学问题进行了研究,建立了弹射起飞的动力学模型,分析了舰载飞机弹射过程中的姿态及离舰航迹等,编制了计算机仿真程序并对F-4飞机的弹射过程进行计算,其结果与美国F-4飞机实验数据符合较好,从而验证了其模型的可靠性。

文献[44]就地面效应对舰载飞机起飞特性的影响进行了研究,文中指出丧失地效是舰载飞机离舰下沉的主要原因,是舰载飞机设计及使用过程中必须考虑的问题。文献[45]就侧风起飞时飞行员应注意的操纵事项进行了理论分析建模。文献[46]在其论文中着重讨论了舰载无人机的起飞动力学,文中利用频谱分析方法得出舰船运动规律,并将其与风场及舰尾气流一并计入模型中,研究结论指出发射架与舰船纵轴平行时,纵摇对无人机起飞影响最大。

航空母舰在航行过程中受风浪的作用,舰体会产生偏航、俯仰、横滚、上下沉浮等形式的甲板运动,严重影响飞机的起飞安全。甲板运动已被美国广泛研究,这些运动可以合理假设为平稳、窄频带的随机过程,文献[47]指出可以用不同正弦波组合简化地描述这种运动。在海上航行的航空母舰作为一个六自由度的运动平台,具有纵摇、横摇、首摇、升沉、横移以及纵移6个方向的运动<sup>[48]</sup>,而对

舰载飞机弹射起飞影响最大的包括纵摇、横摇和升沉3个方向的运动。

文献[49,50]研究了航母的纵摇、横摇和升沉运动对弹射起飞特性的影响。通过计算,文章指出舰面纵摇运动可以导致飞机离舰后下沉量增加,是各种舰面运动中最危险的一种因素;沉浮和横摇运动对离舰后飞机的下沉量影响较小,但横摇运动使起落架载荷产生剧烈振荡影响正常起飞,所以在飞机的设计和使用过程中都必须考虑舰面的运动影响。

文献[51]根据舰载飞机弹射起飞上升段的纵向动力学方程和迎角自动控制的平尾偏度调节规律,计算了A-6飞机迎角、俯仰角、飞机质心垂向位置随时间的变化。结果表明,舰载机离舰航迹下沉量随自动增稳系统的传统系数 $K_b$ 增大而增加, $K_a$ 的增大而减小。依据自动增稳系统对A-6飞机的动态反应特性、航迹下沉量和爬升率的影响,选择了合适的传递系数值。以容许的最大下沉量作为约束,讨论了A-6飞机的迎角指令大小,提出了平尾偏度调节规律的一种设计方法。

文献[52,53]在考虑油液减振柔性起落架前提下的舰载飞机弹射起飞动力学模型,并以该模型为基础对美国A-6飞机进行了理论计算,证明该模型的正确性,同时又根据弹射起飞上升段纵向动力学方程和迎角自动控制的升降舵偏转控制规律计算了该飞机的起飞特性,确定了传递系数的取值范围,提出了舵面偏置角度的一种控制方法。文献[54]阐述了编制舰载飞机飞行品质规范的必要性,同时还提出了编制该规范应遵循的基本原则及主要依据,强调了故障概率、等效系统及模拟技术在飞行品质规范中的应用。

文献[55]对舰载飞机的起降动力学进行了比较系统深入的研究,指出舰载飞机应具有比陆基飞机更加优良的起飞性能,离舰下沉量应进行严格控制,同时要适当选择起飞参数,使得飞机离舰后具有足够的剩余推力以供爬升。

文献[56]对舰载飞机斜板滑跃起飞的动力学特性进行了深入研究,建立了包括航母运动及起落架变形在内的完整的舰载飞机滑跃起飞动力学方程,分析讨论了纵摇、垂荡、起落架变形、发动机推力及斜板曲面形状等因素对起飞过程的影响。

文献[57]从航母纵摇对弹射起飞限制的角度探讨了舰面运动特性并确定了保证安全起飞的纵摇范围,作者指出纵摇对弹射起飞影响最大,必须确定可以安全弹射起飞的航母纵摇范围,同时横摇对飞机离舰横向航迹影响较大,也需要加以关注。

文献[58]研究了航母配置对联合攻击机设计的影响问题。

文献[59]建立一种可以模拟舰面运动的六自由度运动平台的数学模型,推导了液压作动筒行程与平台六自由度运动位移间的关系,并对平台的多自由度组合运动进行了仿真计算,为设计舰面模拟平台提供了理论基础。通过对舰载飞机弹射起飞动力学综合建模分析,研究者可获得满足安全起飞准则的舰机适配参数。

文献[60]对弹射起飞参数进行了优化研究,指出通过对舰载飞机弹射起飞参数进行优化,可以得到起飞参数的最优组合,进而可以改善起飞航迹,提高起飞安全,计算结果表明仅依靠前起落架突伸运动来增大离舰迎角会导致前起落架承受较大的附加载荷,将起落架突伸与操纵升降舵相结合可以有效地改善这一现象。

文献[61,62]建立了基于多主体的舰载飞机弹射起飞模型,并将其用于弹射过程的动力学分析。并且将舰船、飞机、起落架等视作具有独立质量的多运动实体,基于张量理论建立了弹射起飞过程的全量多体动力学仿真模型。通过张量模型在不同坐标系的投影方程,分析、描述了多运动体之间的耦联关系。并考虑舰船运动、诱导风场等对舰载机的作用,通过某舰载机弹射起飞的仿真结果曲线,描述了舰载飞机弹射起飞过程的特殊动力学行为。

文献[63]建立了舰载飞机起飞时机辅助决策系统模型,从而避免了依靠个人经验判断航母扰动并决策起飞时机的误差,文中主要利用人工神经网络预测能力及起飞状态进行建模分析,研究结果表明该系统能够提供有效的辅助决策信息。

文献[64]对平静海面条件下舰载飞机弹射起飞的机舰参数适配性进行了研究,文中分析了各种参数对起飞安全的影响,并得到了满足安全准则的参数适配值集合,研究结果表明,增加弹射能量、提高起落架突伸能力以及增大升降舵预置角都能抑制离舰下沉量,同时,在适配值集合内,前起落架突伸能力随弹射能量以及升降舵预置角的增大而减小。

文献[65~67]建立了舰船的三维模型,并且对舰船周围空间划分了非结构网格,采用 DES 算法计算了流场,并且通过实验进行验证。

文献[68]通过构建甲板运动模型、甲板风模型和地面效应模型,描述了弹射起飞过程中复杂的外部环境,并视之为附加项加入到常规飞机方程中,建立了舰载飞机弹射起飞模型。计算结果(表1)表明:风速越大,舰载机起飞后的航迹下沉量越小,爬

升率越大,说明甲板风与舰首气流对舰载机弹射起飞具有有利影响。

表1 不同环境下舰载机起飞性能对比

浪级	最大下		爬升率/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	最大下		爬升率/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
	风速/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	沉量/m		离舰相 位角/( $^{\circ}$ )	沉量/m	
0	0	0.63	2.69	0	0.61	2.87
3	21	0.05	6.67	90	0	3.31
5	40.7	0	8.40	180	0.64	2.67
6	48.1	0	11.28	270	1.42	2.22

文献[69]构建了弹射起飞过程中的上升段相关数学模型,包括某型舰载机的纵向模型、前起落架突伸结构和阵风模型。设计了舰载机起飞离舰后上升段的飞行姿态控制律。在仿真中将加速滑跑阶段的各种因素转化成初始条件,分析了阵风干扰对上升段飞机飞行特性的影响。仿真结果表明:设计的姿态控制律可以改善舰载机在离舰上升段的姿态,抵抗气流干扰等因素的影响,提高弹射起飞的安全性。

文献[70]提出对舰载飞机弹射起飞上升段的飞机迎角进行自动控制来调整飞机姿态,以保证起飞安全性,扩大参数选择范围,将陆基飞机的姿态保持系统应用到舰载飞机上,并根据自动控制理论知识,设计迎角自动控制器,应用 MATLAB 仿真软件进行系统分析和仿真。结果表明:对上升段的迎角进行自动控制可以有效控制飞机姿态,降低下沉量和提高爬升率,满足安全起飞准则的同时也扩大了飞机起飞前预置参数的选择范围,有一定的理论和实际应用价值。

文献[71]对弹射起飞,特别选取了不利的初始飞行状态,进行了控制律效果的仿真实验,并通过对线性化模型中加入阵风扰动,检验了所设计控制律的抗干扰能力。

文献[72]建立了舰载机静平衡状态下的六自由度数学模型,考虑了航母运动和甲板风以及海面气流扰动对飞机的影响。利用这一模型仿真计算了在不同情况下舰载机的静平衡状态,并分析了不同情况下舰载机的运动规律。计算结果与实际情况吻合,为舰载飞机弹射起飞六自由度动力学分析奠定了基础。

文献[73]根据舰载飞机弹射起飞的特点,考虑了舰船、舰载机及起落架之间的相互作用和甲板运动、海面大气扰流以及舰艏气流扰动对舰载机的影响,基于多体动力学理论描述了舰船-飞机-起落架多体系统的耦联关系,建立了舰载飞机弹射起飞六自由度动力学模型。



从上述研究可以看出,缺乏一种高效的考虑航母运动、气流干扰及飞机弹射起飞运动特性的动力学综合分析模型,无法精确仿真和分析飞机弹射全过程的飞行动力学特性。

#### 4 弹射起飞前起落架振动

舰载飞机在预弹射状态时,发动机的推力会通过前起落架传递给牵制杆,使得前起落架下端受到向后的牵制载荷,产生向后的变形。当弹射器启动后,牵制杆分离,前起落架受到向前的弹射载荷。瞬间的载荷转换会使得前起落架前后振动和上下振动,虽然弹射系统的减震能力能够使前起落架的前后振动迅速衰减,但是前起落架的振动会引起承力杆和前起落架支柱的接头松动,从而给前起落架带来严重的疲劳问题。

近年来国内对舰载飞机弹射起飞中前起落架振动的问题研究已经起步,文献[74,75]将飞机的前起落架简化成不计质量的梁,前起落架轮轴简化成弹性质量,二者组成弹簧质量系统,建立了舰载飞机弹射起飞动力学模型,分析了前起落架的受力情况,研究结果(表2)表明,牵制载荷沿下扭力臂轴向的载荷分量所造成的缓冲器活塞杆的向后弯曲是导致牵制载荷突卸后前起落架振动的主要原因。牵制载荷突卸后起落架的前后振动导致起落架与机身铰接处的载荷快速大幅的振荡对机体结构以及机载设备的寿命和使用安全都会产生不利影响。牵制杆的长度直接影响牵制载荷沿下扭力臂轴向的载荷分量,降低该载荷分量可以有效地解决前起落架由于牵制载荷突卸所带来的振动问题。

文献[76]建立了一种考虑前起落架载荷突卸的弹射起飞动力学模型。研究了在弹射开始时由于牵制载荷突卸而引起的前起落架沿着垂直方向的快速振动现象,并分析了该现象的动力学成因;研究了在弹射末端由于弹射杆载荷突卸而引起的前起落架的快速突伸规律,分析了各种参数对前起落架突伸的影响。结果表明,在牵制载荷突卸时,飞机起落架负载和支柱行程都出现较大波动,这对起落架的强度和结构都提出了较高的要求。为了减小弹射过程中起落架受力的波动峰值,应当适当增加弹射杆和牵制杆的长度以及牵制杆的最大破坏力值,起落架支柱摩擦因数和起落架缓冲系数也应当取一个合适的值。

以上研究中,起落架结构被简化为刚体,没有考虑起落架本身的变形对弹射过程的影响,目前对牵制载荷释放瞬间起落架动力学特性的分析尚处于初步探讨研究阶段。

表2 不同牵制杆长度下振动峰值对比

项目	牵制杆长度/m			理想牵制杆长度下计算结果	
	0.7	1.0	1.5		
轮轴处 振动速度/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	震荡过程 中最大值	234.2	732.7	1 930.5	120.8
	震荡过程 中最小值	-347	-534.7	-1 512.6	-106.1
	最大振幅	290.6	633.7	1 721.55	113.45
	震荡过程 中最大值	0.205	2.969	9.561	-0.377
轮轴处 振动 位移/m	震荡过程 中最小值	-2.502	-3.905	-8.427	-1.713
	最大振幅	1.353 5	3.437	8.994	0.668
	震荡过程 中最大值	198.72	209.29	314.01	153.6
	震荡过程 中最小值	116.75	96.22	26.6	130.68
A点水平 方向载荷/ kN	最大振幅	40.985	56.535	143.705	11.46
	震荡过程 中最大值	197.82	252.5	337.48	198.7
	震荡过程 中最小值	166.6	173.1	154.45	185.3
	最大振幅	15.61	39.7	91.515	6.7
A点竖直 方向载荷/ kN	震荡过程 中最大值	502.3	512.1	605.7	463.1
	震荡过程 中最小值	429.9	412.5	305.1	441.9
	最大振幅	36.2	49.8	150.3	10.6
	震荡过程 中最大值	502.3	512.1	605.7	463.1
斜撑杆 轴向载荷/ kN	震荡过程 中最小值	429.9	412.5	305.1	441.9
	最大振幅	36.2	49.8	150.3	10.6
	震荡过程 中最大值	502.3	512.1	605.7	463.1
	震荡过程 中最小值	429.9	412.5	305.1	441.9
最大振幅	36.2	49.8	150.3	10.6	

#### 5 弹射起飞动力学研究发展趋势

由于国外对中国技术封锁,最新的和比较详细的公开文献资料非常少,中国国内研究者在欧美公开文献的基础上,从理论上对舰载飞机弹射起飞动力学进行了一些探索性研究,但所建立的动力学分析模型过于简化,无法为舰载飞机起落架和弹射机构设计、弹射起飞舰机参数适配提供精确的理论指导。从弹射起飞的研究现状得出以下几方面值得深入研究:

(1) 偏中心定位弹射对舰载飞机离舰后飞行姿态以及安全爬升带来不利影响的定量分析;

(2) 综合考虑飞机起飞迎角和角速度的因素以及突伸对前起落架附加载荷影响,在满足舰载飞机着舰缓冲的前提下设计高效的突伸方法;

(3) 建立考虑航母运动、气流干扰及飞机弹射起飞运动特性的动力学综合分析模型,精确仿真和分析飞机弹射全过程的飞行动力学特性;

(4) 弹射起飞牵制杆释放瞬间,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



起落架寿命的影响需要深入研究。并且电磁弹射器与蒸汽弹射器的动态性能有一定差异,因此电磁弹射器的引入对前起落架振动问题产生的影响仍需进一步研究。

### 参考文献:

- [1] Patterson D, Monti A, Brice C, et al. Design and simulation of an electromagnetic aircraft launch system[C]// Industry Applications Conference, 2002. 37th IAS Annual Meeting. Conference Record of the. Pittsburgh, PA, USA:IEEE, 2002: 1950-1957.
- [2] Bushway R. Electromagnetic aircraft launch system development considerations[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2001,37(1):52-54.
- [3] Horne W. Experimental investigation of spin-up friction coefficients on concrete and nonskid carrier-deck surfaces[R]. NASA-TN-D-214. Washington USA: National Aeronautics and Space Administration, 1960.
- [4] Small D B. Full scale tests of nose tow catapulting[C] // 1st AIAA Annual Meeting. Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1964.
- [5] Berman Louis. Program plan for investigation of model E-1/C-1 airplane catapult and hold-back operations capacity[R]. NADC-74058-30. Washington D C:Naval Air Development Center,1974.
- [6] Specification Military. MIL-A-8863C(AS) Airplane strength and rigidity ground loads for navy acquired airplanes[S]. Lakehurst NJ: Naval Air Engineering Center, 1987.
- [7] Specification Military. MIL-L-22589D(AS) Launching system, nose gear type, aircraft[S]. Lakehurst NJ: Naval Air Engineering Center, 1979.
- [8] Specification Military. MIL-B-85110(AS) Bar, repeatable release holdback, aircraft launching, general design requirements for[S]. Lakehurst NJ: Naval Air Engineering Center, 1997.
- [9] Specification Military. MIL-T-23426D Tension bar/release element, aircraft launching[S]. Lakehurst NJ: Naval Air Engineering Center, 1986.
- [10] Lucas C B. Catapult criteria for a carrier-based aircraft[R]. AD702814. [S. l.]: LTV Aerospace Corp Dallas Tex Vought Aeronautics Div,1968.
- [11] Englebry C. Impact of ramp launch technology on a navy support aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(12):1003-1004.
- [12] Imhof G, Schork B. Using simulation to optimize ski jump ramp profiles for STOVL aircraft [R]. AIAA2000-4285. Maryland:Naval Air Warfare Center Aircraft Div, 1999.
- [13] 杨磊松. 舰载机弹射起飞动力学仿真分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.  
Yang Leisong. Dynamic simulation analysis of catapult launching of carrier-based aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [14] 王俊彦, 吴文海, 高丽, 等. 舰载机弹射起飞建模与控制[J]. 飞机设计, 2010,30(2):10-13.  
Wang Junyan, Wu Wenhai, Gao Li, et al. Modeling and control of carrier-based airplane during catapult launch[J]. Aircraft Design, 2010,30(2):10-13.
- [15] 于浩, 聂宏. 舰载机偏中心定位弹射起飞弹射杆载荷分析[J]. 航空学报, 2010,31(10):1953-1959.  
Yu Hao, Nie Hong. Launch bar load analysis of carrier-based aircraft during off-center catapult launch [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10):1953-1959.
- [16] 于浩, 聂宏. 舰载机偏中心定位弹射起飞动力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2010,42(5):537-542.  
Yu hao, Nie Hong. Dynamics analysis of carrier-based aircraft with off-center catapult launch [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010,42(5):537-542.
- [17] 于浩, 聂宏. 偏中心定位对弹射过程中飞机姿态的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011,37(1):10-14.  
Yu Hao, Nie Hong. Effects of off-center location on aircraft attitude during catapult launch[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011,37(1):10-14.
- [18] 隋成国. 舰载机弹射起飞动力学虚拟试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.  
Sui Chengguo. Research on dynamics during catapult takeoff of carrier-based aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [19] Charles K, Marietta G. Jump strut landing gear apparatus and system [P]. United States Patent: 4687158, 1987-08-18.
- [20] Delhaye M, Derrien M. Rapid extension shock absorber, in particular for carrier-based [P]. United States Patent:4,886,248, 1989-12-12.
- [21] Eppel J, Martin J, Hardy G. Flight investigation of the use of a nose gear jump strut to reduce takeoff ground roll distance of stol aircraft[R]. NASA TM-108819. California: National Aeronautics and Space Administration,1994.
- [22] 林国锋, 何植岱. 舰载飞机弹射起飞过程中的几个问题[J]. 飞行力学, 1991(3):31-39.  
Lin Guofeng, He Zhidai. Several problems during

- the ejection take-off process of sea based aircraft[J]. Flight Dynamics, 1991(3):31-39.
- [23] 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 gearjump on the carrier aircraft catapult take-off flight path[J]. Flight Dynamics, 1994,12(1):28-34.
- [24] 郑本武. 舰载飞机弹射起飞性能和影响因素分析[J]. 飞行力学, 1992,10(3):27-33.  
Zheng Benwu. The catapulting performance of the carrier based airplane and the paramter study[J]. Flight Dynamics, 1992,10(3):27-33.
- [25] 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 thecatapult trajectory for carrier-based airplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994,26(1):27-33.
- [26] 郑本武. 舰载飞机弹射起飞参数的优化研究[J]. 飞行力学, 1995,13(5):23-28.  
Zheng Benwu. The study of the parameter optimization of catapult take-off for a cakrier-ba8ed aikplane [J]. Flight Dynamics, 1995,13(5):23-28.
- [27] 严重中. 舰载飞机下沉量计算及影响因素分析[J]. 飞行力学, 1993,11(3):42-49.  
Yan Chongzhong. The calculation of sink and analysis of influence factors for a carrier based airplane [J]. Flight Dynamics, 1993,11(3):42-49.
- [28] 黄再兴, 樊蔚勋, 高泽迥. 舰载机前起落架突伸的动力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1995,27(4):466-473.  
Huang Zaixin, Fan Weixun, Gao Zejong. Dynamical analysis of nose gear fast-extension of carrier based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995,27(4):466-473.
- [29] 沈强, 黄再兴. 舰载机前起落架突伸性能优化[J]. 计算机辅助工程, 2009,18(3):31-36.  
Shen Qiang, Huang Zaixing. Optimization on fast-extension performance of nose landing gear of carrier-based aircraft [J]. Computer Aided Engineering, 2009,18(3):31-36.
- [30] 沈强, 黄再兴. 舰载机起落架突伸性能参数敏感性分析[J]. 航空学报, 2010,31(3):532-537.  
Shen Qiang, Huang Zaixing. Sensitivity analysis of fast-extension performance of carrier based aircraft landing gear to varying parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010,31(3):532-537.
- [31] 李伟. 舰载飞机弹射起飞动态性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
Li Yi. Dynamic performance of the carrier-based aircraft catapult take-off[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009.
- [32] 杨磊松, 陈建平, 虞伟建. 舰载机前起落架突伸的动力学响应分析[J]. 计算机辅助工程, 2010,19(4):55-57.  
Yang Leisong, Chen Jianping, Yu Weijian. Dynamics response analysis on nose landing gear fast-extension of carrier-based aircraft [J]. Computer Aided Engineering, 2010,19(4):55-57.
- [33] 王彤, 许锋, 聂宏. 基于前起落架突伸技术的新型缓冲器仿真设计分析[J]. 中国机械工程, 2012,23(3):330-334, 338.  
Wang Tong, Xu Feng, Nie Hong. Simulation and analysis of a new type buffer's design based on nose landing gear extension technology[J]. China Mechanical Engineering, 2012,23(3):330-334, 338.
- [34] 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.
- [35] 孙友师, 屈香菊. 舰载机斜板/弹射综合起飞的性能收益与关键问题[J]. 飞机设计, 2008,28(5):15-18.  
Sun Youshi, Qu Xiangju. Performance increase and key problems of the carrier-based aircraft ramp/catapult synthesized take-off[J]. Aircraft Design, 2008,28(5):15-18.
- [36] 房兴波, 聂宏, 于浩. 舰载机前轮滑跃起飞技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2011,43(4):453-457.  
Fang Xingbo, Nie Hong, Yu Hao. Carriered-aircraft taking-off with nose landing gear on ski-jump ramp profile[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011,43(4):453-457.
- [37] Ramsey J, Dixon W. Carrier suitability tests of the model a-6a aircraft[R]. ADA382399. Maryland: Naval Air Test Center Technical Report,1967.
- [38] Germeraad D. Aircraft carrier-surface effect ship[J]. Journal of Aircraft, 1983,20(12):1037-1042.
- [39] 洪伟宏, 姜治芳, 王涛. 上层建筑形式及布局对舰船空气流场的影响[J]. 中国舰船研究, 2009,4(2):53-58, 68.  
Hong Weihon, Jiang Zhifang, Wang Tao. Influence on air-wake with different layout of ship superstructure[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2009,4(2):53-58, 68.
- [40] 陆超, 姜治芳, 王涛. 利用缩比模型 cfd 数值模拟计算舰船舰面空气流场相似准数的影响探讨[J]. 中国舰船研究, 2008,3(6):45-48.  
Lu Chao, Jiang Zhifang, Wang Tao. Discussion on

- comparability of scaled models for CFD numerical simulation for ship airwake[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2008,3(6):45-48.
- [41] 陆超,姜治芳,王涛. 不同工况条件对舰船舰面空气流场的影响[J]. 舰船科学技术, 2009,31(9):38-42.  
Lu Chao, Jiang Zhifang, Wang Tao. Influences of different airflow situations for ship airwake[J]. Ship Science and Technology, 2009,31(9):38-42.
- [42] 陆超,姜治芳,王涛. 基于舰载机起降限制的舰船气流场特性评估方法初探[J]. 中国舰船研究, 2010,5(1):39-42.  
Lu Chao, Jiang Zhifang, Wang Tao. Simplified evaluation of ship airwake characteristics for takeoff/landing of shipborne aircraft[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2010,5(1):39-42.
- [43] 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):B534-B542.  
Jin Changjiang, Hong Guanxing. Dynamic problems of carrier-aircraft catapult launching and arrest landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990,11(12):B534-B542.
- [44] 张乃平,林国锋,何植岱. 地面效应对舰载机起飞特性的影响[J]. 空气动力学学报, 1992,10(4):451-457.  
Zhang Naiping, Lin Guofeng, He Zhidai. Ground effect on the take-off characteristics of sea-based aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1992,10(4):451-457.
- [45] 张立彬. 侧风起飞中几个问题的探讨[J]. 飞行力学, 1999,17(1):71-76.  
Zhang Libin. The discussion on the problems of taking off in cross wind[J]. Flight Dynamics, 1999,17(1):71-76.
- [46] 任刚,周洲,肖小建,等. 舰载无人机起飞动力学研究与仿真[J]. 计算机仿真, 2007,24(7):20-23, 137.  
Ren Gang, Zhou Zhou, Xiao Xiaojian, et al. Research and simulation of unmanned aerial vehicle onboard take-off dynamics[J]. Computer Simulation, 2007,24(7):20-23, 137.
- [47] Durand T, Teper G. An analysis of terminal flight path control in carrier landing[R]. STI-TR-137-1. Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1964.
- [48] 刘应中,缪国平. 船舶在波浪上的运动理论[M]. 上海:上海交通大学出版社, 1987.
- [49] 王大海,苏彬. 舰面运动对弹射起飞特性的影响[J]. 飞行力学, 1994,12(1):57-63.  
Wang Dahai, Su Bin. The deck motion effects on the catapult-assisted take-off characteristics of the carrier based airplane[J]. Flight Dynamics, 1994,12(1):57-63.
- [50] 苏彬,王大海. 舰面纵摇对弹射起飞性能的影响[J]. 飞行力学, 1993,11(3):61-66.  
Su Bin, Wang Dahai. The effects of deck's longitudinal shaking on launching performance[J]. Flight Dynamics, 1993,11(3):61-66.
- [51] 严重中,冯家波. 舰载飞机弹射起飞上升段的自动控制飞行[J]. 南京航空航天大学学报, 1995,27(4):431-438.  
Yan Chongzhong, Feng Jiabo. Automatic control flight for a carrier-based airplane in climb phase during catapult launch[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995,27(4):431-438.
- [52] 严重中,刘航. 舰载飞机弹射滑跑起飞特性计算[J]. 飞行力学, 1996,14(3):50-55.  
Yan Chongzhong, Liu Hang. Launch characteristics calculation of catapult run for a carrier-based aircraft[J]. Flight Dynamics, 1996,14(3):50-55.
- [53] 严重中,冯家波. 舰载飞机弹射起飞自动控制上升的飞行特性[J]. 飞行力学, 1996,14(1):41-47.  
Yan Chongzhong, Feng Jiabo. Flight characteristics research for a carrier-based airplane in autopilot climb during catapult launch[J]. Flight Dynamics, 1996,14(1):41-47.
- [54] 董庚寿,张俊,周佳. 舰载飞机飞行品质规范编制的原则,依据和设想[J]. 飞行力学, 1993,11(4):1-6.  
Dong Gengshou, Zhang Jun, Zhou Jia. The principle basis and idea of compiling the carrier aircraft flying qualities specification[J]. Flight Dynamics, 1993,11(4):1-6.
- [55] 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 Menhui, Zhao Bo. Investigation for the take-off and landing dynamic behavior of carrier-based aircraft[J]. Aircraft Design, 1997(1):21-33.
- [56] 金长江,车军. 斜坡滑跳起飞动力学特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1997,23(3):92-97.  
Jin Changjiang, Che Jun. Study of ramp ski jump take off dynamic characteristics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997,23(3):92-97.
- [57] 贾忠湖,高永,韩维. 航母纵摇对舰载机弹射起飞的限制研究[J]. 飞行力学, 2002,20(2):19-21, 26.  
Jia Zhonghu, Gao Yong, Han Wei. Research on the limitation of vertical toss to the warship-based aircrafts catapult-assisted take-off[J]. Flight Dynamics, 2002,20(2):19-21, 26.
- [58] Ryberg E. The influence of ship configuration on the design of the joint strike fighter[R]. ADA399988. Arlington: Joint Strike Fighter Program Office, 2002.
- [59] 胡国才,侯志强,应朝龙. 六自由度舰面模拟平台的数学建模与仿真[J]. 海军航空工程学院学报, 2006,21(3):307-310, 324.  
Hu Guocai, Hou Zhiqiang, Ying Chaolong. Mathe-

- mathematical model and simulations of a 6-DOF Shipboard deck simulated platform[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2006,21(3):307-310, 324.
- [60] 郑本武. 舰载飞机弹射起飞参数的优化研究[J]. 飞行力学, 1995,13(4):23-28.  
Zheng Benwu. The study of the parameter optimization of catapult take-off for a carrier-based airplane [J]. Flight Dynamics, 1995,13(4):23-28.
- [61] Wang Weijun, Qu Xiangju, Guo Linliang. Multi-agent based hierarchy simulation models of carrier-based aircraft catapult launch[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008(21):223-231.
- [62] 王维军, 屈香菊, 郭林亮. 舰载弹射起飞多体动力学仿真张量模型[J]. 系统仿真学报, 2009,21(24):7915-7919.  
Wang Weijun, Qu Xiangju, Guo Linliang. Multibody simulation models in tensor form for carrier-based aircraft catapult launch[J]. Journal of System Simulation, 2009,21(24):7915-7919.
- [63] 王延刚, 屈香菊. 舰载机起飞时机辅助决策系统建模[J]. 航空学报, 2009,30(11):2066-2071.  
Wang Yangang, Qu Xiangju. Modeling decision-making aiding system for carrier launching at proper times[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009,30(11):2066-2071.
- [64] 刘星宇, 许东松, 王立新. 舰载飞机弹射起飞的机舰参数适配特性[J]. 航空学报, 2010,31(1):102-108.  
Liu Xingyu, Xu Dongsong, Wang Lixin. Match characteristics of aircraft-carrier parameters during catapult takeoff of carrier-based aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010,31(1):102-108.
- [65] Forrest J, Owen I. An investigation of ship airwakes using detached-eddy simulation [J]. Computers & Fluids, 2010, 39(4):656-673.
- [66] Reddy K, Toffoletto R, Jones K. Numerical simulation of ship airwake[J]. Computers & Fluids, 2000, 29(4):451-465.
- [67] Yesilel H, Edis F. Ship airwake analysis by CFD methods[J]. AIP Conference Proceedings, 2007,936(1):674-677.
- [68] 郭元江, 李会杰, 申功璋, 等. 复杂环境下舰载机弹射起飞环境因素建模分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011,37(7):877-881.  
Guo Yuanjiang, Li Huijie, Shen Gongzhang, et al. Modeling and analysis of the environmental factors of carrier-based aircraft catapult launch in complex environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011,37(7):877-881.
- [69] 朱熠, 江驹, 甄子洋, 等. 舰载机弹射起飞上升段控制律研究[J]. 电光与控制, 2012,19(2):13-16.  
Zhu Yi, Jiang Ju, Zhen Ziyang, et al. Control law for climbing stage of carrier-based aircraft in catapult-assisted take-off[J]. Electronics Optics & Control, 2012,19(2):13-16.
- [70] 程世超. 舰载机弹射起飞参数优化及自动控制飞行的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.  
Cheng Shichao. Research on parameter optimization and automatic flight of aircraft carrier catapult take-off [D]. Harbin; Harbin Engineering University, 2012.
- [71] 朱熠. 舰载机起飞控制与仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
Zhu Yi. Research on control and simulation of launch technology for carrier-based aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [72] 白双刚, 胡孟权, 段进坦. 舰载机弹射起飞六自由度静平衡分析[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012,13(3):21-24, 44.  
Bai Shuanggang, Hu Menquan, Duan Jintan. Static balance analysis of carrier-based aircraft catapult launch with six degrees of freedom[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Edition, 2012,13(3):21-24, 44.
- [73] 胡孟权, 白双刚, 陈怡然. 舰载机弹射起飞六自由度动力学建模与仿真[J]. 飞行力学, 2013, 31(2):97-100.  
Hu Mengquan, Bai Shuanggang, Chen Yiran. Modeling and simulation for carrier-based aircraft catapult launch with six degrees of freedom [J]. Flight Dynamics, 2013,31(2):97-100.
- [74] 于浩, 聂宏, 魏小辉. 舰载机弹射起飞前起落架牵引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.
- [75] 于浩. 舰载飞机弹射起飞动力学若干关键问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.  
Yu Hao. Investigation on several key problems for carrier-based aircraft catapult launch dynamics [D]. Nanjing; Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [76] 朱齐丹, 李新飞, 喻勇涛. 考虑载荷突卸的舰载机弹射起飞动力学分析[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2012, 33(9):1150-1157.  
Zhu Qidan, Li Xinfei, Yu Yongtao. Analysis of dynamic characteristics of catapult launch for a carrier-based aircraft with sudden load discharge [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2012, 33(9):1150-1157.