

舰载机起落架弹射冲击试验研究

胡锐^{1,2}, 陈熠^{1,2}, 周瑞鹏^{1,2}

¹中国飞机强度研究所飞机结构冲击动力学技术研究室, 陕西 西安

²结构冲击动力学航空科技重点实验室, 陕西 西安

收稿日期: 2023年2月25日; 录用日期: 2023年3月23日; 发布日期: 2023年3月31日

摘要

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, 先后经历牵制杆释放、弹射滑跑以及弹射突伸等弹射冲击过程, 弹射过程使得起落架在垂向及航向产生较大的振动响应, 对飞机的操纵性及起落架的结构都会造成较大的影响。为研究起落架在弹射过程的动态响应特性, 本文提出了一种舰载机起落架弹射冲击试验方案, 在逆航向加载牵制载荷、在航向加载弹射牵引载荷以模拟真实的弹射冲击过程, 在垂直方向通过仿升系统提供仿升载荷模拟真实飞机所受升力, 最终完成舰载机起落架弹射冲击试验系统的搭建与调试, 对起落架弹射冲击过程的动态响应进行研究与分析。

关键词

舰载机, 起落架, 弹射冲击, 牵制释放, 弹射突伸

Research on the Catapulting Impact of Carrier-Based Aircraft Landing Gear

Rui Hu^{1,2}, Yi Chen^{1,2}, Ruipeng Zhou^{1,2}

¹Aircraft Strength Research Institute, Aircraft Structure Impact Dynamics Technology Laboratory, Xi'an Shaanxi

²Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structure Impact Dynamics, Xi'an Shaanxi

Received: Feb. 25th, 2023; accepted: Mar. 23rd, 2023; published: Mar. 31st, 2023

Abstract

When the carrier-based aircraft is catapulted, due to the drag of the catapult and the thrust of the engine, the nose landing gear will go through the release of pin rod, catapulting run, and catapulting sudden-extension. The catapulting impact makes the landing gear have great vibration response in vertical and heading directions, which will have a great influence on the maneuverability of flight and the structure of landing gear. In order to study the dynamic response characteris-

文章引用: 胡锐, 陈熠, 周瑞鹏. 舰载机起落架弹射冲击试验研究[J]. 国际航空航天科学, 2023, 11(1): 23-30.

DOI: 10.12677/jast.2023.111004

tics of landing gear during catapulting, a catapulting impact test scheme of landing gear is presented. In this paper, the pinning load is loaded in the reverse direction, and the catapulting load is loaded in the heading direction to simulate the catapulting impact process. In the vertical direction, the simulated lift is provided to simulate the lift of the real aircraft. Finally the construction and debugging of the landing gear catapulting impact test system is completed, and the dynamic response of the landing gear catapulting impact process is studied and analyzed.

Keywords

Carrier-Based Aircraft, Landing Gear, Catapulting Impact, Release of Holdback Load, Catapulting Sudden-Extension

Copyright © 2023 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

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, 其间先后经历牵制杆释放、弹射滑跑以及弹射突伸等弹射冲击动态响应过程。当飞机进入弹射起飞位置达到预弹射状态后, 弹射器启动加载迫使牵制杆释放, 并牵引前起落架弹射杆使飞机滑跑, 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, 进而顺利起飞。在弹射过程中起落架先后经历牵制载荷及弹射载荷的突然卸载, 使得起落架在垂向及航向产生较大的振动响应, 极有可能对起落架结构造成损伤, 影响飞行安全[1][2]。

当今世界范围内, 舰载机相关技术属美国发展较为成熟, 其研制了谱系较为全面的舰载机, 对于舰载机弹射冲击问题已进行深入的研究, 舰载机起落架弹射冲击试验设施、试验方法、试验流程等已形成较为成熟的标准和体系[3]。我国的舰载机研究起步较晚, 起落架弹射冲击试验技术研究方面与国外相比而言较为落后, 就弹射冲击问题开展的研究工作主要有魏小辉等[4]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, 提出了基于当量质量的前起落架突伸动力学试验方法。朱齐丹等[5]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及弹射末端由于弹射杆载荷突卸而引起的起落架动力学响应问题, 并分析了该现象的动力学成因及各种参数对前起落架弹射突伸性能的影响。胡锐等[6]等设计了一种可模拟航向加载的舰载机弹射突伸试验方案, 并以某起落架为对象开展了弹射突伸试验, 针对试验数据分析了起落架充填参数等因素对起落架弹射突伸性能的影响。

针对舰载机起落架弹射冲击问题已有多位学者进行了相关理论研究, 但涉及弹射冲击试验的研究却鲜有论述。本文提出了一种舰载机起落架弹射冲击试验方案, 在逆航向加载牵制载荷、在航向加载弹射牵引载荷以模拟真实的弹射冲击过程, 在垂直方向通过仿升系统提供仿升载荷模拟真实飞机所受升力, 以某起落架为研究对象开展了舰载机起落架弹射冲击试验, 并对弹射过程中的冲击响应参数进行测量及分析, 为舰载机起落架的设计提供参考。

2. 理论假设

舰载机起落架弹射冲击过程动力学模型的基本简化假设如下[4]:

- 1) 弹射过程中, 仅考虑飞机在其纵向对称面内的平面运动。
 - 2) 将飞机分成弹性支撑质量和非弹性支撑质量, 弹性支撑质量包括机身、机翼、缓冲器外筒等; 非弹性支撑质量包括缓冲器活塞杆、刹车装置、机轮、弹射杆等。
 - 3) 将飞机机身作为刚体系统处理, 不考虑机身柔性对计算的影响。
 - 4) 牵制张紧至牵制释放阶段飞机在弹射载荷作用下沿航向缓慢运动, 起落架支柱在航向无明显变形。
- 基于以上假设, 本文提出的舰载机起落架弹射冲击试验仅以前起落架作为试验对象, 通过模拟前起落架的当量质量模拟其在整机弹射冲击时垂向的惯量特性。

3. 试验方案

3.1. 试验设备

舰载机起落架弹射冲击试验设备主要由试验台架、仿升系统、提升/释放系统、吊篮及配重、三向测力平台、弹射载荷加载/释放系统以及牵制张紧系统组成, 各项试验设备的布局如图 1 所示。

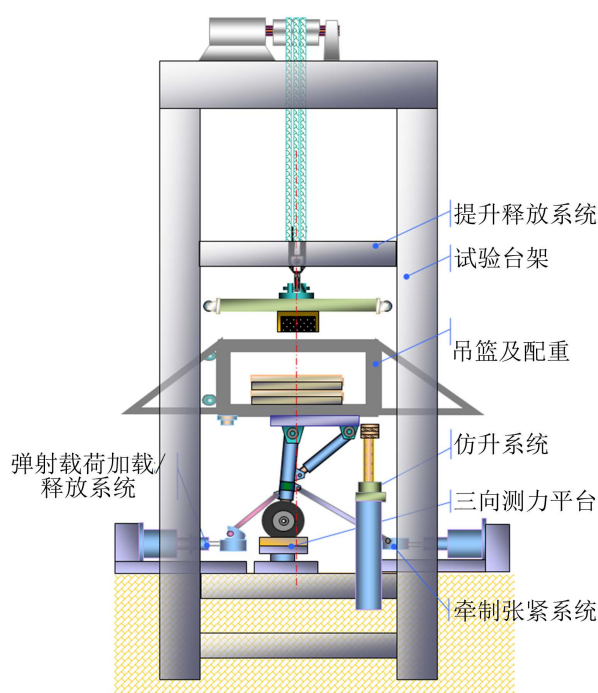


Figure 1. Test equipment and schematic diagram of catapulting impact
图 1. 弹射冲击试验设备及原理图

3.2. 试验方法

弹射冲击试验在专用的试验台架内进行, 吊篮、配重及起落架组成当量质量系统, 以弹射载荷加载/释放系统模拟弹射器对弹射杆加载, 牵制张紧系统模拟弹射过程中牵制杆的被动加载。试验过程中, 弹射杆与牵制杆协调加载, 满足水平方向的力平衡关系, 使在加载过程中机轮几乎没有航向位移。当牵制杆载荷达到断离载荷时, 牵制杆释放, 弹射加载系统继续保持加载至起落架系统动态响应趋于稳定, 同时仿升筒开始施加所需仿升力, 当弹射载荷按要求载荷形式加载完成后, 加载/释放机构自动进行释放动作, 此时弹射杆上载荷卸载, 弹射杆向上快速旋转回收, 储存在起落架缓冲器里的能量释放, 起落架向上突伸, 起落架弹射冲击试验模拟过程结束。

4. 试验关键技术

4.1. 弹射载荷加载/释放系统

舰载机起落架弹射冲击试验由逆航向的牵制张紧系统及航向的弹射加载/释放系统同时加载,其工作原理如图 2 所示,其中牵制张紧系统连接牵制杆接头后控制加载作动筒张紧。弹射载荷加载/释放系统主要由弹射加载作动筒、弹射杆锁紧/释放装置(脱锁机构)和固定安装座等部件组成。在弹射杆下压的状态,脱锁机构保持锁紧,弹射加载作动筒沿航向向前运动,完成对起落架弹射杆加载,在达到预定支柱压缩量后,脱锁机构脱锁使得弹射杆释放。

舰载机在弹射起飞末端完成弹射杆与弹射器的瞬间分离,依据现有的飞行数据,其分离时间在毫秒级,因此,弹射载荷加载/释放系统需满足脱锁机构可瞬间释放弹射杆的要求。弹射载荷加载/释放系统中的脱锁机构利用电磁吸盘,通过直流电源来控制动力传动的分离和吸合,锁钩为可旋转的凸轮机构,通电吸合,脱锁机构保持锁紧,在加载结束后,断电分离,脱钩旋转瞬间释放弹射杆[7]。图 3 为弹射杆释放瞬间弹射载荷随时间变化历程曲线,数据显示弹射载荷由加载要求值变化为 0 所需时间(脱锁时间)小于 20 ms,可满足试验要求。

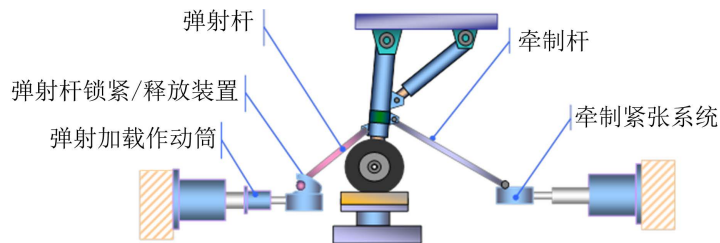


Figure 2. Schematic diagram of loading and releasing mechanism for catapulting load
图 2. 弹射载荷加载/释放机构示意图

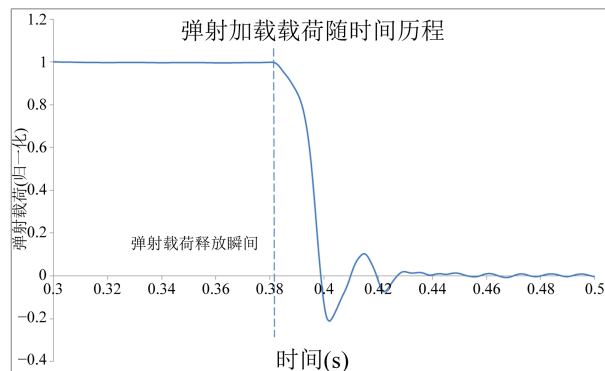


Figure 3. Catapulting load record curve versus time
图 3. 弹射加载载荷随时间变化曲线

4.2. 仿升力模拟系统

仿升系统[8]主要由仿升筒、活塞杆以及主管组成,主管连通仿升筒及储气罐,如图 4 所示。将 4 个仿升作动筒分别安装在吊篮主承力梁四角,试验时根据需要选择使用仿升筒,一般选择对角布置。由于储气罐内的气体远远多于仿升筒内的气体,可近似认为在活塞杆运动范围内管道内及储气罐的压力不变,从而在活塞压缩或者伸出过程中提供恒定的作用力。

在弹射冲击试验中,牵制杆脱离后仿升模拟系统开始施加升力。当弹射杆突然释放引起起落架向上

突伸时，由于吊篮向上运动的趋势仿升力会有所下降，若需保持仿升力的持续作用，则活塞杆向上伸出的加速度应不小于吊篮向上运动的加速度[6]。弹射突伸时仿升力作用曲线如图5所示，在弹射杆释放瞬间，仿升力略微下降，其相对于理论提供仿升力的最大偏差约为10%，可满足试验要求。

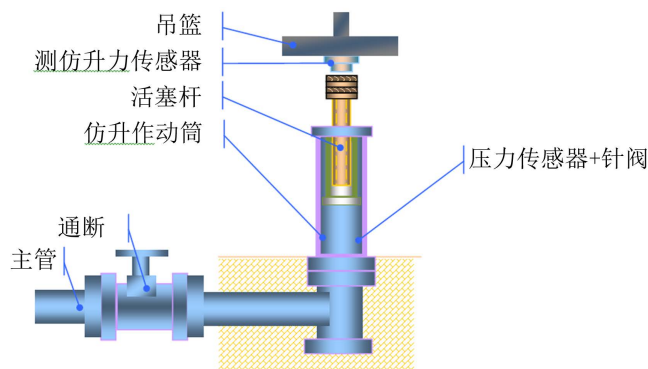


Figure 4. Lift simulation system schematics
图4. 仿升力模拟系统原理图

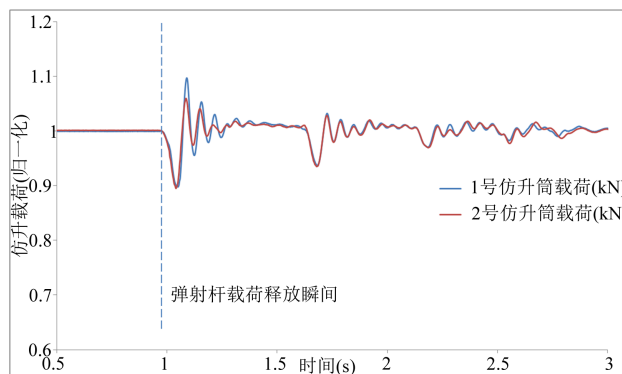


Figure 5. Simulated lift record curve versus time
图5. 仿升力随时间变化曲线

5. 试验结果及分析

5.1. 弹射冲击试验结果分析

本文以某起落架为试验研究对象开展起落架弹射冲击试验，起落架相关载荷、加速度及位移等主要响应参数随时间的变化曲线如图6所示(图中所有数据均进行归一化处理)。试验结果显示在牵制杆释放瞬间，起落架安装部位载荷及地面载荷均发生剧烈震荡，在牵制杆释放及弹射杆释放时，机轮轴加速度及上部质量加速度均出现较大响应，其中牵制释放瞬间起落架上部质量最大垂向加速度为弹射突伸瞬间该值的2.47倍，牵制释放瞬间起落架机轮轴处的最大垂向加速度为弹射突伸瞬间该值的0.438倍。

在弹射冲击过程中出现以上现象的主要原因是起落架在协调加载至牵制杆释放时，牵制载荷突然卸载，而弹射加载/释放装置对弹射杆的约束依然存在，起落架航向及垂向的运动空间受到限制，使得其小范围内震荡，产生载荷及过载的剧烈变化；当弹射载荷继续施加一段时间后，起落架各响应参数趋于稳定，弹射加载/释放系统释放弹射杆，起落架缓冲器内储存的能量推动起落架上部质量向上运动，机轮受到支柱的压缩也随着上部质量的向上运动而消失，并开始反弹，使得上部质量及机轮轴部位的加速度出现较大响应。

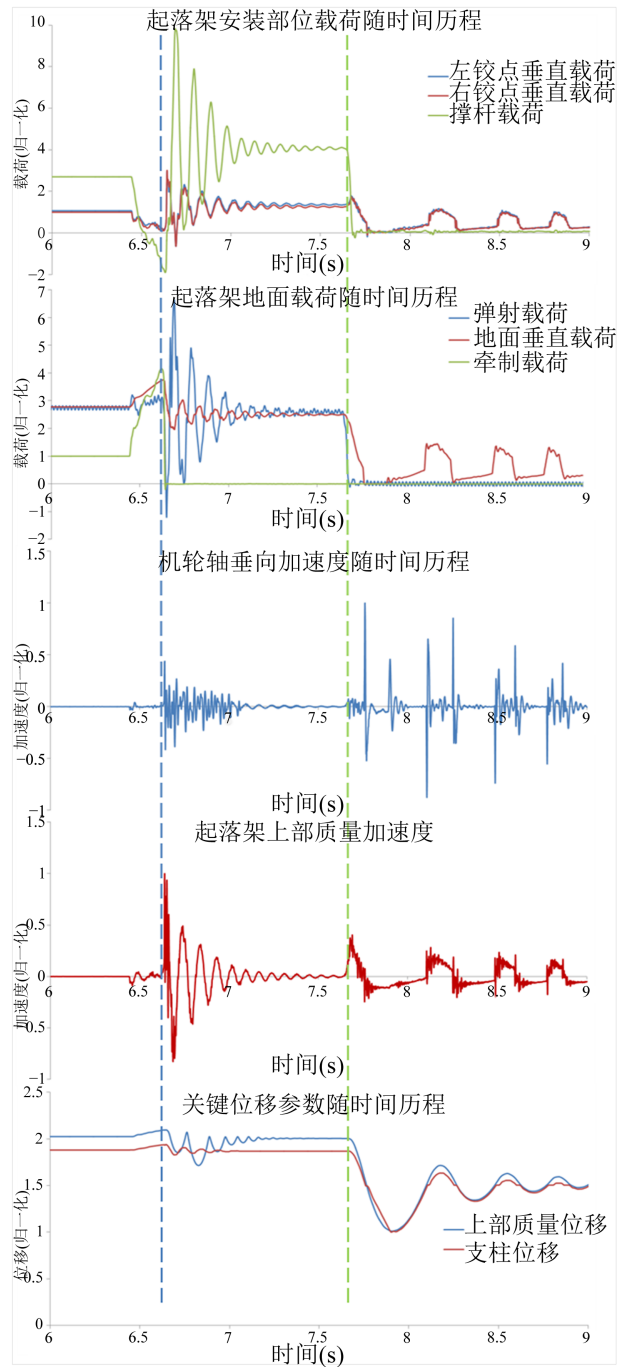


Figure 6. Typical response parameter of catapulting impact record curve versus time
 图 6. 典型弹射冲击响应参数随时间变化曲线

5.2. 仿升力对弹射突伸性能的影响

文献[6]研究了起落架充填参数对起落架突伸性能的影响, 再此基础上, 本文继续对仿升力对起落架弹射突伸性能的影响进行研究。在给定起落架弹射突伸当量质量、充填参数及支柱压缩量的情况下, 调整不同的升力系数(模拟升力与突伸当量重量之比), 获得起落架机轮轴最大垂向加速度、上部质量最大垂向加速度及最大突伸速度等关键突伸性能参数如表 1 所示, 各参数最大值随升力系数的变化曲线如图 7

所示。试验结果显示起落架上部质量最大垂向加速度及最大突伸速度随仿升力的增加而增加，机轮轴垂向最大加速度则随仿升力增加而减小，其主要原因是仿升力在起落架弹射突伸过程持续作用，所占起落架系统的突伸功量比例随着仿升力的增加而逐渐增加，对起落架弹射突伸性能影响明显(图表中所有数据均进行归一化处理)。

Table 1. Test data at different simulated lift

表 1. 不同仿升力下的弹射突伸响应参数

序号	升力系数	机轮轴最大垂向加速度	上部质量最大垂向加速度	最大突伸速度
1	0.0	1.00	1.00	1.00
2	0.2	0.96	1.09	1.03
3	0.4	0.95	1.15	1.07
4	0.6	0.92	1.17	1.14
5	0.8	0.88	1.26	1.22

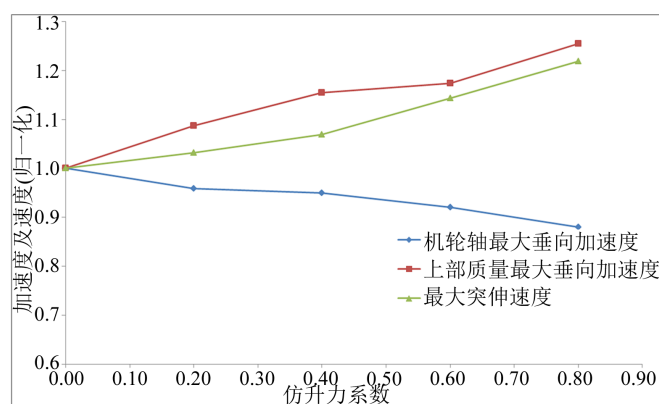


Figure 7. Typical performance parameter of catapulting sudden-extension record curve versus simulated lift

图 7. 典型突伸性能参数随升力系数变化

6. 结论

对于舰载机起落架而言，弹射起飞过程所引起的弹射冲击响应影响飞机的起飞性能以及结构安全，有必要对起落架的弹射冲击响应进行试验研究，本文提出的弹射冲击试验方法可近似模拟舰载机起落架弹射冲击过程，并对该过程的动态响应参数进行了测量及分析，基于本文的研究可以得出以下结论：

1) 本文提出了一种台架式舰载机起落架弹射冲击试验方法，并进行了相关试验研究，试验结果表明，文中所述试验方法可行，取得的测试数据可靠，可满足舰载机起落架弹射冲击试验要求，为舰载机起落架弹射冲击响应测试提供了重要的试验方法和测量手段；

2) 试验结果表明弹射起飞过程中，牵制释放及弹射突伸瞬间，起落架均会产生较大的振动响应，且牵制释放瞬间起落架安装部位载荷及上部质量加速度峰值比弹射突伸瞬间所引起的峰值更为明显，弹射起飞开始阶段所引起的冲击响应对起落架结构的影响不容忽视；

在弹射突伸过程中，起落架上部质量最大垂向加速度及最大突伸速度随仿升力的增加而增加，机轮轴垂向最大加速度则随仿升力增加而减小，仿升力对起落架的弹射突伸性能影响显著，应关注弹射末端与飞机升力相关的因素对起落架突伸性能的影响。

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]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008.
- [2] 聂宏. 房兴波. 魏小辉, 等. 舰载飞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.
- [3] Naval Air Engineering Center, Systems Engineering and Standardization Department (1991) MIL-L-22589D Launching System Nose Gear Type Aircraft.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 胡锐. 陈熠. 舰载机起落架弹射突伸试验及分析[C]//中国航空学会. 第五届航空科学技术大会论文集, 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021: 542-547.
- [7] 仇映辉. 试验装置中的快速加载与释放装置[P]. 中国专利, 111157231. 2020-05-15.
- [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, 21(S1): 36-37.