

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.06.015

## 舰载机弹射起飞结构动态响应分析方法与应用

杨莹<sup>1</sup>, 唐克兵<sup>1</sup>, 方雄<sup>1</sup>, 姚小虎<sup>2</sup>

(1. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都, 610092; 2. 华南理工大学土木与交通学院, 广州, 510641)

**摘要:** 舰载机在弹射起飞过程中, 载荷大、加速度大、距离短、时间短, 且受大气扰动、航母运动的影响, 存在复杂的强非线性多学科动力学耦合问题。文中建立了舰载飞机-弹射系统简耦多体动力学模型, 考虑在舰面摇晃载荷、侧风载荷作用下, 利用 ADAMS 动力学仿真软件对舰载机弹射起飞进行刚柔耦合多体动力学仿真分析, 获得弹射起飞过程中飞机机体过载传递路径和应变分布。通过仿真分析与相关文献中试验数据进行对比表明, 这种仿真方法能够高效模拟强非线性复杂载荷耦合下的舰载机弹射起飞过程, 为舰载机弹射起飞全过程研究及机身结构设计提供参考。

**关键词:** 舰载机; 弹射起飞; 刚柔耦合多体动力学; 动态响应

**中图分类号:** V212      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2020)06-0957-06

## Dynamic Response Analysis Method and Application of Shipboard Aircraft Take-Off Structure

YANG Ying<sup>1</sup>, TANG Keping<sup>1</sup>, FANG Xiong<sup>1</sup>, YAO Xiaohu<sup>2</sup>

(1. AVIC Chengdu Aircraft Industrial (GROUP) Co. Ltd., Chengdu, 610092, China; 2. School of Civil Engineering and Transportation, South China University of Technology, Guangzhou, 510641, China)

**Abstract:** In the process of ejection take-off, shipboard aircraft are subject to large load, large acceleration, short distance and short time, as well as the influence of atmospheric disturbance and shipboard movement. There is a complex strong nonlinear multidisciplinary dynamics coupled problem. A simple multi-body dynamic model of shipboard aircraft-ejection system is established. Under the action of ship surface shaking load and cross wind load, ADAMS is used to conduct rigid-flexible coupled multi-body dynamic simulation analysis of shipboard airframe ejection take-off, and the overload transfer path and strain distribution of airframe during ejection take-off are obtained. Through the comparison between the simulation analysis and the experimental data in the related literature, it is shown that this simulation method can effectively simulate the ejection take-off process of shipboard aircraft under the strong nonlinear and complex load coupling, providing reference for the whole process research of shipboard aircraft ejection take-off and the design of fuselage structure.

**Key words:** shipboard aircraft; ejection take-off; rigid-flexible coupled multi-body dynamics; dynamic response

**基金项目:** 国家自然科学基金(11372113, 11472110, 11672110)资助项目。

**收稿日期:** 2019-06-23; **修订日期:** 2019-11-10

**通信作者:** 杨莹, 女, 高级工程师, E-mail: yangying3744@sina.com。

**引用格式:** 杨莹, 唐克兵, 方雄, 等. 舰载机弹射起飞结构动态响应分析方法与应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(6): 957-962. YANG Ying, TANG Keping, FANG Xiong, et al. Dynamic response analysis method and application of shipboard aircraft take-off structure[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(6): 957-962.

舰载机起降技术是影响舰载机性能的关键问题,也是影响航母战斗力的重要因素。因此,舰载机能否迅速、可靠、安全地起飞是保证航母战斗力的最主要技术条件之一<sup>[1-2]</sup>。舰载机的弹射起飞过程为:飞机依靠自身动力行进到弹射位置后,将弹射杆与弹射往复车相连,用牵制杆将飞机固定在甲板上。飞机牵制杆上设置有张力销(定力螺栓),随着弹射力持续增加,张力销被剪断,飞机在往复车带动下加速滑跑,当舰载飞机滑跑到弹射冲程末端,弹射杆与往复车脱离,飞机达到起飞速度<sup>[3]</sup>。因此,对舰载机弹射起飞进行安全可靠分析是当前相关研究的热点。

国外在20世纪就对弹射起飞技术进行了研究,相比于国内起步早得多。尤其以美国为代表的西方国家对舰载机弹射起飞技术的研究已经非常成熟,建立了一套规范的试验方法和规范。Lawrence<sup>[4]</sup>详细介绍了舰载机的起飞和着落过程。Lucas<sup>[5]</sup>选取5种有代表性的舰载机,对它们弹射起飞试验数据进行研究,提出了建立舰载机弹射起飞准则的方法。Ramsey等<sup>[6]</sup>对飞机与航母适航性进行了试验研究。Joseph等<sup>[7]</sup>研究了前起落架突伸技术对缩短短距离起降飞机地面滑跑距离的影响。

目前,国内对舰载机弹射起飞技术研究分为理论研究 and 试验研究。在理论研究领域,主要采用多刚体动力学方法,研究集中在弹射拖曳动力学、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,侧重于飞机的整体姿态(如舰迹)和载荷响应,而未考虑机体结构的动响应载荷(如过载峰值、应力集中部位的应力)是对飞机进行强度分析的关键,也是保证弹射飞机机体结构安全的主要因素。如金长江等<sup>[8]</sup>建立了舰载机弹射滑跑起飞的质心动力学微分方程。黄再兴等<sup>[9]</sup>建立了一个两自由度的质量-弹簧-阻尼器力学模型用来模拟舰载机前起落架的突伸运动。贾忠湖等<sup>[10]</sup>建立了舰载机弹射起飞数学模型,分析了舰面纵摇对弹射起飞的影响。郭元江等<sup>[11]</sup>对舰载机弹射起飞过程中的复杂环境影响进行分析,研究了地效、甲板运动、甲板风与舰艏气流等因素对弹射起飞的影响。在试验研究领域,何敏等<sup>[12]</sup>以舰载机的前机身结构及前起落架为研究对象,利用张力销断裂瞬间对结构的冲击响应模拟弹射起飞时牵引杆断裂瞬间对机身结构的冲击响应。

本文基于ADAMS动力学仿真软件,采用刚柔耦合多体动力学仿真分析方法,建立由舰载飞机柔性体模型、起落架缓冲模型、牵引杆、钳制杆模型等组成的舰载飞机-弹射系统简耦多体动力学模型,并综合考虑舰面运动特性因素、发动机推力、侧

风的影响,得到弹射起飞过程中飞机姿态和机身的过载、应力、应变规律,并通过仿真舰载机前机身结构地面弹射模拟试验工况的计算结果与其试验数据进行对比,过载变化趋势一致,分析结果表明本文采用的刚柔耦合仿真分析方法具有工程实践指导意义,可以为飞机机身结构提供优化参考和对飞机上舰试飞前的安全可靠性能进行评估。

## 1 舰载机-弹射系统简耦多体动力学模型

本文考虑起落架缓冲系统的柔性,根据舰载机及其起落架的运动特点,将弹射滑跑起飞过程中的舰载机系统简化为一个5自由度的多体系统动力学模型,如图1所示。

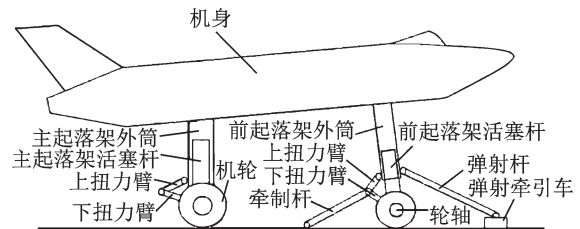


图1 舰载机及其弹射装置示意图

Fig.1 Sketch of shipboard aircraft and ejection device

基于ADAMS联合CATIA、Patran、Nastran和HyperMesh,建立飞机柔性体模型、起落架缓冲系统、牵引杆和钳制杆刚柔耦合多体动力学模型进行舰载机弹射起飞仿真分析,其创建流程见图2。

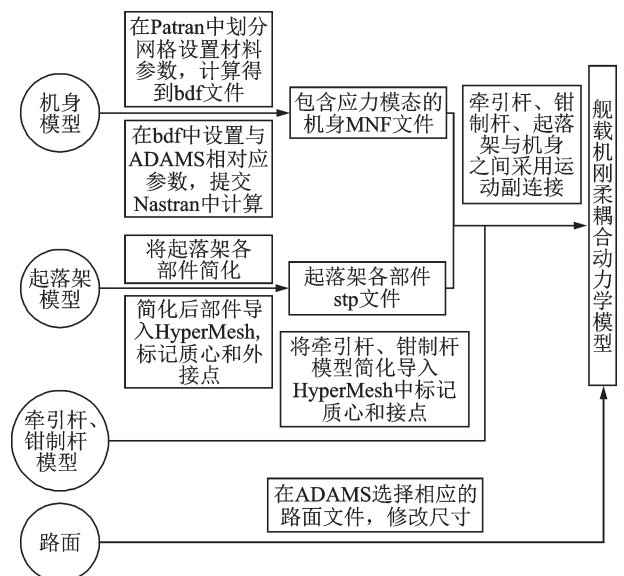


图2 刚柔耦合多体动力学模型建模的基本流程

Fig.2 Basic flow of rigid-flexible coupled multi-body dynamics model modeling

### 1.1 起落架缓冲模型

本文所研究起落架的结构形式为支柱套筒式

起落架。起落架作为刚性体处理,不考虑起落架上复杂的电线、油管等部件,在 CATIA 和 HyperMesh 里作合理的简化,并在各部件的重心处和连接处创建 Marker 点,以便在 ADAMS 里定义重心位置和相应的滑移运动副和转动运动副。

简化后的主起落架部件有:内筒、外筒、上扭力臂和下扭力臂。简化后的前起落架模型部件有:内筒、外筒、上扭力臂、下扭力臂、牵引杆、钳制杆、收放作动筒。

考虑起落架缓冲系统的柔性,根据舰载机及起落架的运动特点,将弹射滑跑起飞过程中的舰载机系统简化为一个 5 自由度的多系统动力学模型见图 3。对于油气式起落架,将空气腔和油腔的缓冲力分别等效为空气弹簧力、油液阻尼力。

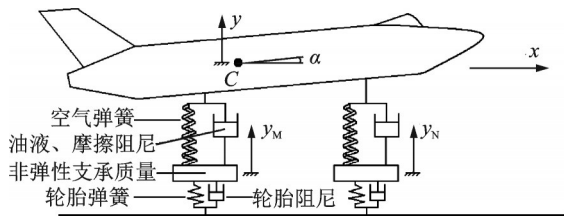


图 3 舰载机弹射起飞动力学模型

Fig.3 Dynamic model of shipboard aircraft ejection take-off

(1) 空气弹簧力。气腔压缩是一个瞬态过程,与外界没有热交换,属于绝热压缩,根据热力学方程推导得到空气弹簧力的表达式为

$$F_a = (p - p_{AMB}) A_{Air} = \left[ p_{Air0} \left( \frac{V_{Air0}}{V_{Air0} - A_{Air} S} \right)^\gamma - p_{AMB} \right] A_{Air} \quad (1)$$

式中: $p_{Air0}$  为空气腔初始压强, $p_{AMB}$  为大气压强, $V_{Air0}$  为空气腔初始体积, $A_{Air}$  为活塞杆外截面面积, $\gamma$  为空气多变指数, $S$  为活塞行程。

(2) 油液阻尼力。根据流体力学经典局部压力损失理论,可得油液阻尼力表达式为

$$F_h = \begin{cases} \frac{\rho A_{FLO}^3 \dot{s}}{2C_d^2 A_{orio}^2} |\dot{s}| + \frac{\rho A_s^2 (A_s - A_{orisc}^3) \dot{s}}{2C_d^2 A_{orisc}^2} |\dot{s}| & \dot{s} < 0 \\ \frac{\rho A_{FLO}^3 \dot{s}}{2C_d^2 A_{orio}^2} |\dot{s}| + \frac{\rho A_s^2 (A_s - A_{orisc}^3) \dot{s}}{2C_d^2 A_{orisc}^2} |\dot{s}| & \dot{s} \geq 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\rho$  为液压油密度, $\dot{s}$  为缓冲支柱的速度, $A_{FLO}$  为活塞杆内部截面面积, $A_{orio}$  为油孔截面积, $A_{orisc}$  为正行程回油腔油孔的截面积, $A_{orisc}$  为负行程回油腔油孔的截面积, $A_s$  为油液流入回油腔腔体的截面积, $C_d$  为油液缩流系数。

在 ADAMS 中,利用式(1)、(2)结合相应参数

构造纵向缓冲器的空气弹簧力和油液阻尼力。

### 1.2 机身柔性体模型

在 ADAMS 里创建柔性体需要输入全机的模态中性文件,利用有限元软件 Nastran 计算全机模型的固有频率和对应的模态,将模型变形视为由模态线性叠加得到,模型模态如图 4 所示。飞机模型属于轻型大展弦比、小后掠舰载机,图 4 中所用的机身柔性模型是根据 GVT 试验数据修改后,能够真实反映飞机刚度特性的有限元模型。因为飞机模态很多,不能进行一一列举,只选取具有代表性的模态:机翼主要是弯曲刚度和扭转刚度,故模态分析关注机翼垂直一弯、垂直二弯和机翼一扭;尾翼尺寸较小,主要是弯曲刚度,故模态分析关注尾翼垂直一弯;机身主要是弯曲刚度,故模态分析关注机身一弯、机身一扭出现较后;舵面旋转模态对本文分析结果没有影响,故不列出。

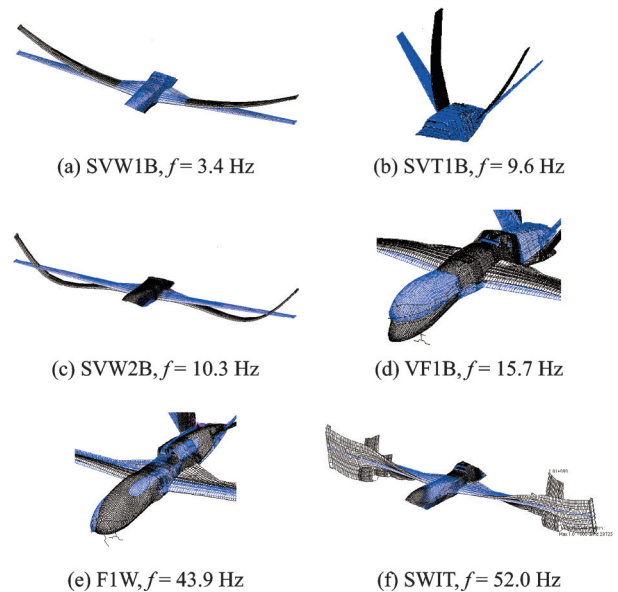


图 4 模型部分模态

Fig.4 Selected modes of model

在构件离散成有限元模型时,要对每个单元和节点编号,以便节点位移按照编号组成一个矢量,这一矢量由多个最基本而相互垂直的同维矢量通过线性组合构成,这里最基本的矢量是构件的模态,模态对应的频率是共振频率,模态实际上是各个节点位移的一种比例关系。单元内部各节点的位移,利用单元的材料属性,可以在模态空间中通过模态线性叠加得到,进而可以计算出构件的应力和应变。

### 1.3 刚柔耦合动力学模型

起落架是作为刚性体处理,机身是柔性体,两者之间的连接采用固定约束。起落架的安装位置决定了前、主起落架的受力分布,同时也直接影响



着飞机弹射过程中的运动姿态。装配好的刚柔耦合动力学模型见图5。

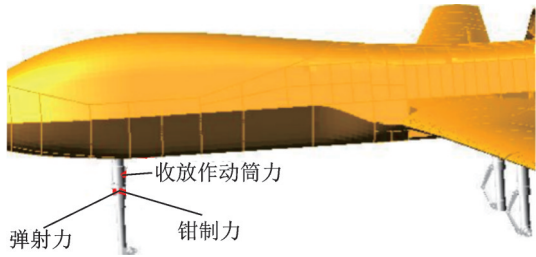


图5 刚柔耦合动力学模型

Fig.5 Rigid-flexible coupled dynamics model

### 2 载荷施加设置

根据舰载机模型,基于 ADAMS 对舰载机弹射起飞过程进行刚柔耦合多体动力学仿真分析,弹射起飞仿真时间为 3 s。

舰面摇晃载荷:航母最大摇角一般不超过 4°,摇晃周期大约为 4 s。因此,摇晃运动方程可表示为

$$\theta_c = 4\sin\left(\frac{2\pi}{4}t + \epsilon_c\right) \quad (3)$$

侧风载荷:风速为 15 m/s,风压为 0.25 kN/m<sup>2</sup>,得出风载荷大约为 2 650 N。

为研究舰载机弹射起飞过程机身动态响应的影响规律,输入参数有钳制力、发动机推力、弹射力、牵引杆角度和钳制杆角度,其中弹射力、发动机推力和钳制力时程曲线分别见图6—8。

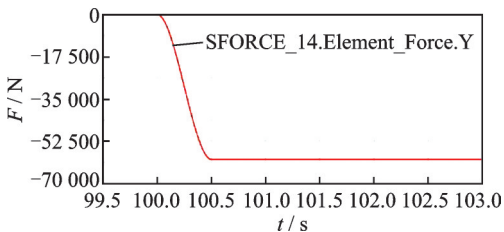


图6 弹射力加载时程曲线

Fig.6 Ejection force loading-time history curve

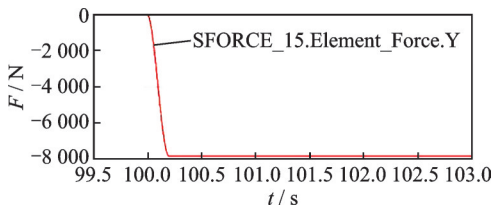


图7 发动机推力加载时程曲线

Fig.7 Engine thrust force loading-time history curve

### 3 仿真计算结果

舰载机弹射起飞仿真过程中,在钳制杆断开,弹射起飞时,飞机机身质心处加速度、速度和航向

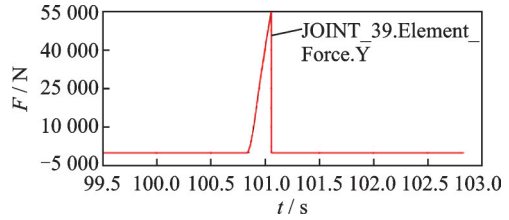


图8 钳制力时程曲线

Fig.8 Rein force loading-time history curve

位移时程曲线分别见图9—11。

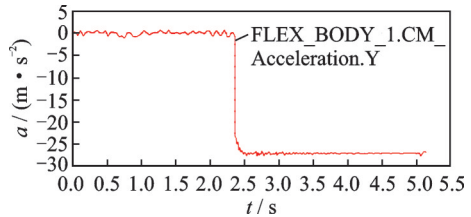


图9 飞机质心航向加速度时程曲线

Fig.9 Center of aircraft mass heading acceleration-time history curve

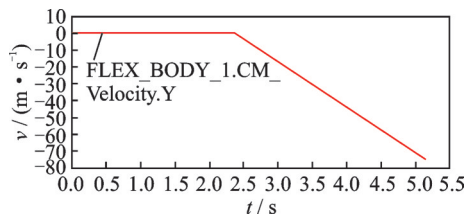


图10 飞机质心航向速度时程曲线

Fig.10 Center of aircraft mass heading speed-time history curve

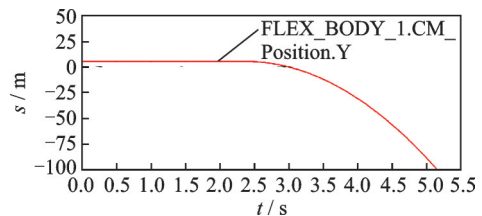


图11 飞机质心航向位移时程曲线

Fig.11 Center of aircraft mass heading displacement-time history curve

在 ADAMS 里设置机身与路面的平衡阶段的时间为 2 s,设置该平衡阶段的原因是让机身整个结构在起落架的空气弹簧力和油液阻尼力的作用下达到静平衡;弹射力由 0 增至最大所需时间为 0.5 s,发动机推力由 0 增至最大所需时间为 0.2 s。此工况下,钳制杆设置的断开力为 55 000 N。

为研究舰载机在弹射起飞过程中机身过载、应力和应变分布规律,在机身加强框与主梁连接上下侧、收放作动筒连接框上,设备舱处选点,并编号。机身上采样点的分布如图 12 所示。图 13 为采样点 9 处的时程曲线,从图 13 中可以看出,加速度峰

值随着钳制杆断开力的增加而增加。部分设备点的过载较大,需要对局部细节进行强度校核。此外加强框与主梁上侧的连接点过载也相对较大。从图 14 中可以看出,舰面纵摇对机身航向过载的影响很小,纵摇使得机身过载增大的范围在  $0\sim 0.3g$ 。最大航向过载可达到  $17g$ 。从图 15 中可以看出,在侧风的影响下,机身的横向过载有小幅度的增加,增大的范围在  $0\sim 0.5g$ 。因而,舰面摇晃对飞机航向过载的影响是很小的,并且,由于弹射过程中,弹射杆的约束限制了飞机结构航向的运动,因而进一步减弱了摇晃和侧风对机身航向过载的影响。

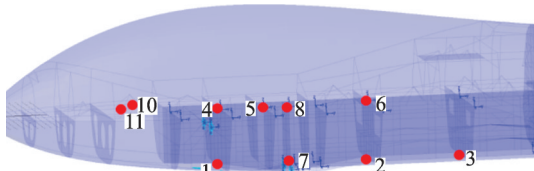


图 12 机身上采样点

Fig.12 Sampling points of fuselage

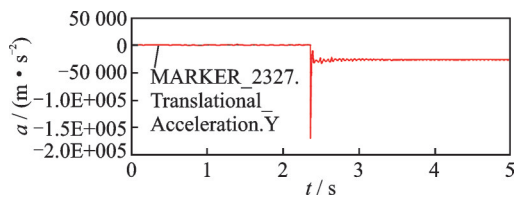


图 13 采样点 9 处加速度峰值

Fig.13 Peak values of acceleration of sampling point 9

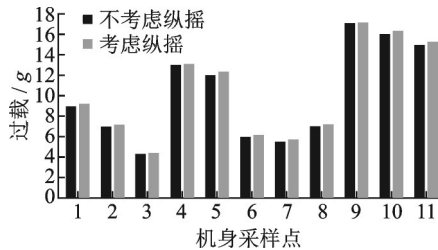


图 14 舰面纵摇对弹射过载的影响

Fig.14 Effect of ship pitch on ejection overload

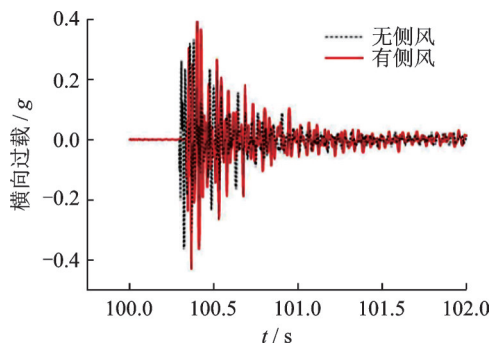


图 15 采样点 3 横向过载对比

Fig.15 Comparison of horizontal overloads at sampling point 3

选取与加强杆连接框处的节点应力值(图 16),从图中可以看出该处应力较高,且 3 节点的时程变

化曲线趋势一致,出现应力峰值的时间点一致。

从图 17 可以看出,应力最大可达 150 MPa,该位置也最靠近机身与收放作动筒的连接点;而离收放作动筒越远,机身上的应力也越小。

将舰载机弹射冲击试验数据<sup>[12]</sup>与仿真数据进行对比,在弹射冲击试验时,在试验件上下传力路径布置加速度传感器,见图 18。试验值与仿真数据对比结果分别如图 19、20 所示。

从图 19、20 中可以看出,过载的峰值会沿试验件

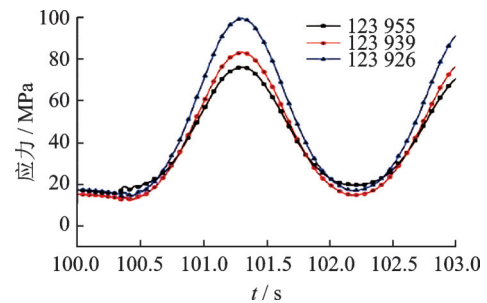


图 16 与加强杆连接框上选点的应力时程曲线

Fig.16 Stress-time history curves of the sampling point on the connection frame with the stiffener

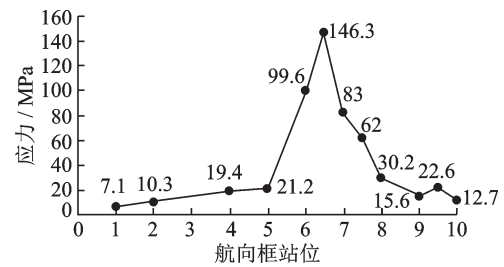


图 17 沿加强框分布方向的应力分布图

Fig.17 Diagram of stress along the direction of the reinforcing frame

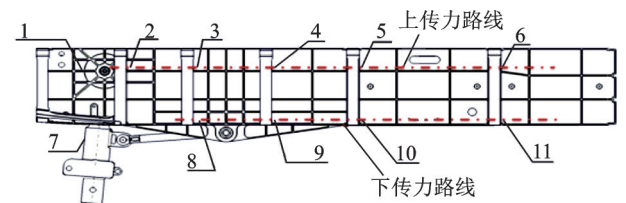


图 18 加速度传感器位置示意图

Fig.18 Sketch of acceleration sensor position

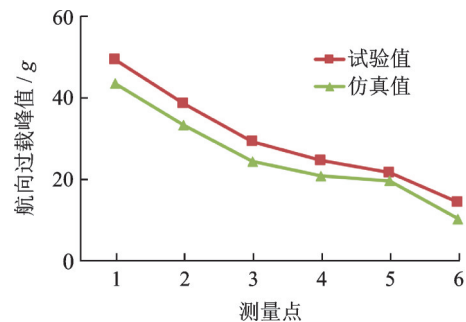


图 19 1~6 测量点过载峰值试验与仿真结果对比

Fig.19 Comparison of test and simulation results of overload peak values at sampling points 1-6

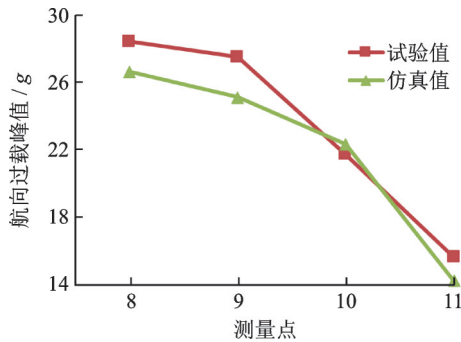


图20 8~11过载峰值试验与仿真结果对比

Fig.20 Comparison of test and simulation results of overload peak values at sampling points 8—11

从前向后逐渐衰减。从试验结果看,峰值从49.3g到14.3g,衰减了71%;从仿真结果看,峰值从43.4g到10.2g,衰减了76%,试验测量点的过载峰值和仿真结果吻合得较好。另外仿真的数据中,航向过载沿试验段衰减的速率要比现场试验衰减的速率快,其原因有:

(1) 仿真环境是一个理想的环境,结构的阻尼比真实情况下的阻尼大,由于阻尼的影响导致过载快速衰减;

(2) 真实环境下,弹射力加载产生的波在试验件上不断反射、叠加,而仿真环境下这种反射、叠加效果相对来说要弱很多。

因此,仿真比试验航向过载衰减速率要快。

## 4 结 论

通过舰载机弹射起飞机身动态响应仿真分析,可以得出以下结论:

(1) 弹射起飞动态响应仿真分析结果表明:过载沿传力路径从前机身往后机身衰减,最大应力可达到150 MPa,且离弹射杆施力点越近,其应力越大;舰面摇晃和侧风对飞机航向过载的影响很小,最大不超过0.4g。

(2) 仿真结果与试验数据趋势一致,且仿真计算的横向过载沿传力路径衰减的速率比试验测得的过载衰减的速率快。通过试验验证仿真计算方法合理,为舰载机的结构设计提供支撑。

### 参考文献:

- [1] 曲东才,周胜明.舰载机起飞技术研究[J].航空科学技术,2004(4):25-29.  
QU Dongcai, ZHOU Shengming. Study of technologies of shipboard plane taking off[J]. Aeronautical Science & Technology, 2004(4): 25-29.
- [2] 海军装备部飞机办公室.国外舰载机技术发展[M].

北京:航空工业出版社,2008.

- [3] 曲东才.航母舰载机是如何起飞的?[J].现代兵器,1998(11):30-32.  
QU Dongcai. How is the carrier aircraft taking off?[J]. Modern Weaponry, 1998(11): 30-32.
- [4] LAWRENCE. The launching and landing of carrier aircraft: AD21495[R]. Kansas:[s.n.], 1953.
- [5] LUCAS C B. Catapult criteria for a carrier-based airplane: AD702814[R]. [S.l.]: [s.n.], 1968.
- [6] RAMSEY J E, DIXON W R. Carrier suitability tests of the model A-6A aircraft[R]. [S.l.]: Naval Air Test-center, 1967.
- [7] JOSEPH C E, MARTIN G J L. Flight investigation of the use of a nose gear jumpstrut to reduce takeoff ground roll distance of STOL aircraft[R]. [S.l.]: AMES Research Center, 1994.
- [8] 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 Guanxin. Dynamic problems of carrier aircraft catapult launching and arrest landing[J]. Journal of Aeronautics, 1990, 11 (12) : 534-542.
- [9] 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 Zaixing, FAN Weixun, GAO Zejiang. Dynamics response analysis on nose landing gear fast-extension of carrier-based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 27 (4): 466-473.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 何敏,朱小龙,刘晓明,等.舰载飞机前机身结构地面弹射冲击响应研究[J].航空学报,2018,39(5):221711.  
HE Min, ZHU Xiaolong, LIU Xiaoming, et al. Impact response of ground ejection of front fuselage structure of carrier-based aircraft [J]. Acta Aeronautics et Astronautics Sinica, 2018, 39(5): 221711.