

舰载飞机弹射动力学仿真与试验验证

张浩成, 支亚非, 李永刚, 徐焱

(成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610000)

摘要: **目的** 获取舰载飞机弹射过程中冲击动载荷在结构上的响应规律, 以及前起落架和与其连接的机体主传力结构的动响应特性。**方法** 基于多体系统动力学理论, 建立描述舰载机弹射过程的刚柔耦合多体系统动力学模型, 对弹射过程进行仿真分析。同时开展地面模拟弹射冲击试验, 通过仿真和试验对照, 重点研究牵制载荷突卸瞬间结构的动态响应规律。**结果** 仿真和试验得到结构传力路径各点的加速度和应力响应数据, 试验测得机体结构加速度峰值达到 255g, 而同位置的应力峰值为 85 MPa, 仿真和试验数据的趋势一致。**结论** 牵制载荷突卸形成的冲击动响应峰值沿着结构传力路径衰减。航向加速度和应力响应峰值随着牵制释放载荷的增加而增加。虽然瞬态加速度峰值达到较高水平, 但是瞬态作用机体结构的应力峰值不高, 不足以造成结构失效。结构设计应重点关注弹射冲击响应峰值和振动疲劳的影响。

关键词: 舰载飞机; 弹射起飞; 刚柔耦合; 冲击动响应; 冲击试验; 结构强度

中图分类号: V214.1; TJ85 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2022)09-0046-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.09.008

Dynamic Simulation and Experimental Verification of Carrier-based Aircraft

ZHANG Hao-cheng, ZHI Ya-fei, LI Yong-gang, XU Yan

(Chengdu Aircraft Industry (Group) CO., Ltd., Chengdu 610000, China)

ABSTRACT: In order to obtain the response law of dynamic load on the structure and the dynamic response characteristics of the front landing gear and the body structure connected with it during the shooting process of carrier-based aircraft, based on the multi-body system dynamics theory, this paper established a rigid-flexible coupling multi-body system dynamics model to describe the ejection process of the carrier-based aircraft fuselage. The ejection process was simulated and analyzed. Combined with the simulation ejection impact experiment, the dynamic response law of the structure at the moment of the traction load unloading was mainly studied. The acceleration and stress response data of each point in the force transmission path of the structure were obtained by simulation and experiment. The peak acceleration of the body structure measured by experiment reached 255g, while the peak stress at the same position was 85 MPa. The trend of simulation and experimental data were consistent. The results showed that the peak value of the impact dynamic response formed by the sudden unloading of the traction load attenuated along the force transmission path of the structure, and the peak value of heading acceleration response increased with the increase of traction release load at the moment of traction rod fracture. Although the peak value of transient acceleration reached a high level, the peak value of structural stress under transient action was not high enough to cause structural failure.

收稿日期: 2022-06-24; 修订日期: 2022-08-09

Received: 2022-06-24; Revised: 2022-08-09

作者简介: 张浩成 (1992—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为飞行器结构强度设计。

Biography: ZHANG Hao-cheng (1992-), Male, Master, Engineer, Research focus: aircraft structural strength design.

引文格式: 张浩成, 支亚非, 李永刚, 等. 舰载飞机弹射动力学仿真与试验验证[J]. 装备环境工程, 2022, 19(9): 046-053.

ZHANG Hao-cheng, ZHI Ya-fei, LI Yong-gang, et al. Dynamic Simulation and Experimental Verification of Carrier-based Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 046-053.

The structural design should focus on the impact of the corresponding peak and vibration fatigue.

KEY WORDS: carrier-based aircraft; catapult launch; rigid-flexible coupling; impact dynamic response; impact experiment; structural strength

与舰载飞机其他起飞方式相比, 弹射起飞因为能显著减少滑跑距离, 满足更大的起飞载荷和更复杂的起飞工况等, 因而受到国内外航空部门的青睐^[1~3]。舰载机在弹射开始时, 弹射器按照一定加载速率持续加载, 当牵制载荷达到峰值时, 定力螺栓被拉断, 飞机在很短时间脱离牵制杆的约束, 进入弹射滑跑阶段^[4~7]。在牵制载荷突卸的瞬间, 前起落架及与其连接的机体结构会产生冲击响应, 给机体结构强度带来不利影响^[8~10]。

关于舰载机起降动力学, 国内外都已有相关研究。美国军用规范^[11~14]对陆基舰载飞机的强度与刚度进行了规范及说明, 包括飞机的起飞、着舰、机动、地面操纵和各种附加载荷。Eppel 等^[15]研究了前起落架突伸对短距起降飞机地面滑跑距离的影响。Imhof 等^[16]研究了不同甲板类型对舰载飞机起落架受力的影响。金长江等^[17]研究了舰载机弹射起飞和拦阻着舰过程中的动力学问题, 针对舰载机弹射起飞离舰姿态、安全离舰速度以及离舰上升航迹等问题进行了详细讨论。林国峰等^[18]研究了舰载机弹射起飞过程中的下沉及起落架突伸等问题。杨磊松^[19]对舰载机弹射起飞进行了动力学仿真分析, 重点关注了舰载机的质心位置、起落架空气弹簧力以及迎角等参数的动态响应。朱其丹等^[20]建立了舰载机弹射起飞动力学模型, 研究了弹射杆载荷突卸对前起落架的影响。于浩等^[21]针对舰载机前起落架的受载进行了研究, 研究结果表明, 牵制载荷突卸后起落架的前后振动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。毛勇建等^[22]针对舰载机机载装备弹射起飞和拦阻着陆冲击试验的工程实现方法开展了相关研究。笔者团队^[23]曾采用刚柔耦合动力学方法针对舰载机拦阻着舰冲击试验开展了仿真分析, 结果表明, 采用刚柔耦合模拟方法来研究舰载机相关动力学问题是可行的。

从已有研究来看, 国内学者大多关注飞机的整体姿态和起落架响应, 而对弹射过程中与起落架连接机体结构动响应的研究鲜有涉及。机体结构动响应不仅影响结构强度, 还会对机载系统设备造成影响, 关乎飞机的使用安全。已有研究大多关注舰载机弹射滑跑到离舰起飞阶段, 针对牵制载荷突卸时结构瞬态响应的研究相对较少, 且大多依赖仿真方法, 结果缺乏相关试验验证。

固体力学的多体系统动力学方法关注由若干个柔性或刚性物体相互连接所组成系统的运力响应规律, 目前已发展得较为成熟。通过商用仿真分析软件建立复杂机械系统运动学和动力学程式化的数学模型, 进行仿真分析, 是求解复杂工程问题的有效手段。

本文基于多体动力学理论, 利用 ADAMS 软件平台, 建立了描述舰载机弹射过程的全机刚柔耦合动力学仿真模型, 对飞机弹射过程进行了仿真分析。同时, 结合弹射冲击试验, 研究了牵制载荷突卸瞬间前起落架和与其连接的机体结构动响应特性。仿真得到了不同牵制释放载荷下机身结构弹射载荷工况, 分析了牵制释放载荷对机身结构冲击响应的影响。通过仿真与试验对比分析, 获得了动载荷在前起落架和与其连接的机体结构上的响应规律。

1 舰载机弹射动力学仿真

1.1 全机刚柔耦合结构模型

在合理反映飞机传力特征和几何特征的前提下, 对起落架和机体结构进行合理简化, 分别建模。起落架结构采用刚性体建模, 前起落架简化成起落架外筒、活塞杆、斜撑杆、弹射连接装置等部件, 主起落架简化成起落架外筒、活塞杆、斜撑杆、轮胎等几个部件, 起落架刚体模型包括各部件真实几何特征与重量重心。机体结构采用柔性体模型, 根据飞机结构承载类型和单元规模限制, 蒙皮、尺寸较大的加强筋等采用 Shell 单元模拟; 对缘条、筋条等可以承受弯载荷且较为细长的部分结构采用 Beam 单元模拟; 设备、成品、油液等采用 Mass 单元模拟。利用 NASTRAN 计算基体结构的动特性, 包括机体结构的自然频率和对应的模态。模态阻尼比根据文献^[24]确定, 频率低于 100 Hz 的模态阻尼比取 0.01, 频率为 100~1 000 Hz 的模态阻尼比取 0.1, 频率大于 1 000 Hz 的模态阻尼比取 1。将柔性体结构导入 ADAMS 软件, 与起落架结构用运动副连接, 建立全机刚柔耦合动力学分析结构模型。本文重点研究前起落架及与其连接部位机身结构动响应特性, 该部位结构几何模型如图 1 所示, 动力学分析结构模型如图 2 所示。

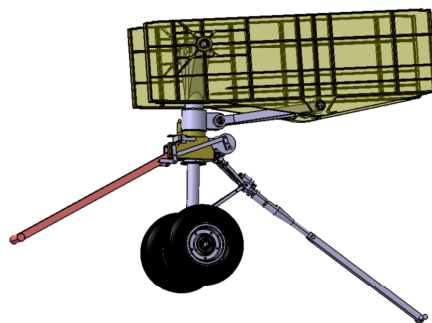


图 1 前起落架及与其连接部位机体结构

Fig.1 Body structure of front landing gear and its connection part

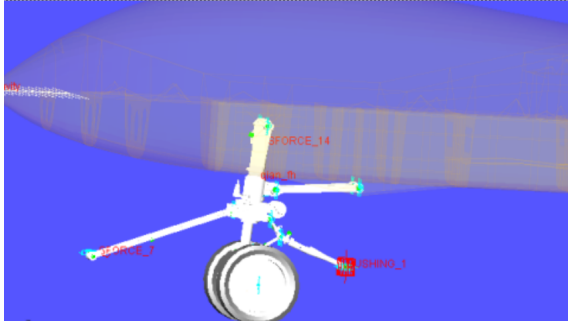


图2 前起落架及其连接部位机体结构动力学分析结构模型

Fig.2 Structural dynamic analysis model of body structure of front landing gear and its connection part

1.2 起落架动力学模型

起落架力学模型如图3所示,忽略轮胎压缩力和起落架内部摩擦力,可以将起落架力学模型简化为缓冲器的空气弹簧力 F_a 和油液阻尼力 F_h 。

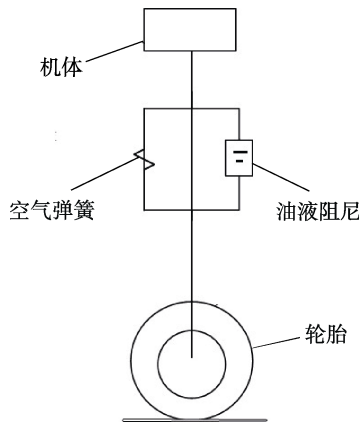


图3 起落架力学模型

Fig.3 Mechanical model of landing gear

根据文献[25],由热力学方程推导得到空气弹簧力表达式:

$$F_a = (P - P_{AMB}) A_{Air} = \left[P_{Airo} \left(\frac{V_{Airo}}{V_{Airo} - A_{Air} S} \right)^\gamma - P_{AMB} \right] A_{Air} \quad (1)$$

式中: P_{Airo} 为空气腔初始压强; P_{AMB} 为大气压强; V_{Airo} 为空气腔初始体积; P_{Air} 为活塞杆外截面面积; γ 为空气多变指数; S 为活塞行程。

可见,起落架空气弹簧力 F_a 是活塞行程 S 的函数,可通过试验获取。文中前起落架和主起落架的空气弹簧力曲线如图4所示。

根据文献[25],对于单腔变油孔式缓冲器和双气腔变油孔式缓冲器,油液阻尼力表达式为:

$$\begin{cases} \frac{\rho A_h^3 \dot{S}^3}{2(C_d^+)^2 A_d^2} + \frac{\rho A_h^3 \dot{S}^3}{2(C_{dl}^+)^2 (A_{dl}^+)^2} & 0 \leq \dot{S} \\ -\frac{\rho A_h^3 \dot{S}^3}{2(C_d^-)^2 A_d^2} - \frac{\rho A_h^3 \dot{S}^3}{2(C_{dl}^-)^2 (A_{dl}^-)^2} & \dot{S} < 0 \end{cases} \quad (2)$$

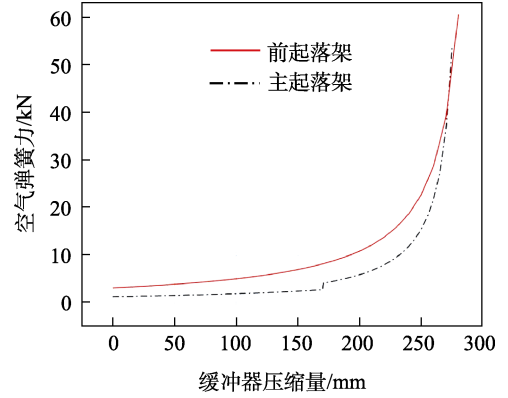


图4 起落架空气弹簧力曲线

Fig.4 Air spring force curve of landing gear

式中: ρ 为油液密度; A_h 为主油腔有效压油面积; A_d 为主油孔有效过流面积; C_d^+ 、 C_d^- 分别为正、反行程时主油孔流量系数; A_{hl} 为回油腔有效压油面积; A_{dl}^+ 、 A_{dl}^- 分别为正、反行程时回油孔有效过流面积; C_{dl}^+ 、 C_{dl}^- 分别为正、反行程时回油孔流量系数。

上述参数由缓冲器具体结构形式、几何特征、油液密度和黏性系数等决定。当给定上述参数时,油液阻尼力仅仅由缓冲器运动速度决定,此时式(2)可简化为:

$$F_h = \begin{cases} K_{ys} \dot{S}^2 & 0 \leq \dot{S} \\ K_{sz} \dot{S}^2 & \dot{S} < 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: K_{ys} 、 K_{sz} 分别表示正反行程载荷压缩系数,这2个参数可以通过试验方法确定。文中 K_{ys} 、 K_{sz} 分别取 2 900、18 000 $N \cdot s^2/m^2$ 。

1.3 全机动力学方程

为了建立飞机质心动力学方程,创建固定于地面的坐标系,坐标原点位于飞机静止时机头锥中心点, x 轴水平指向飞机左翼, y 轴逆航向指向机尾, z 轴垂直于水平面指向上方。在牵制杆断裂前,弹射力逐渐施加,飞机主要受力如图5所示。飞机在弹射力 F_1 、牵制力 F_2 、发动机推力 F_t 、地面对起落架的支持力 F_{N1} 和 F_{N2} 、重力 G 的作用下保持静力平衡。

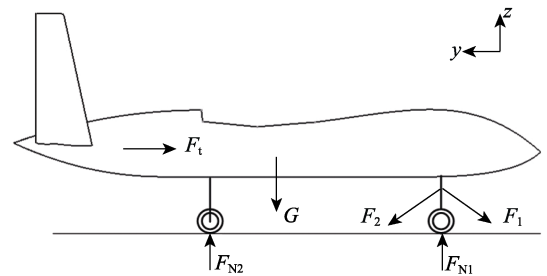


图5 牵制杆断裂前飞机受力分析

Fig.5 Force analysis of aircraft before traction bar fracture

定力螺栓断裂造成的牵制载荷突卸是一个时间极短的瞬态过程,可假设在断裂时间 ΔT 内,牵制载

荷由峰值线性衰减到 0。则在断裂开始后 t ($t \leq \Delta T$) 时间, 牵制载荷尚未减小到 0, 飞机开始进入弹射滑跑阶段。由于本文研究主要关注牵制载荷突卸瞬间结构的动态响应, 因此不考虑弹射滑跑过程中气动, 航母运动和地效作用也不予考虑。在该过程中, 飞机的主要受力为弹射力 F_1 、逐渐减小的牵制力 F_2 、发动机推力 F_t 、地面对起落架支持力 F_{N1} 和 F_{N2} 、地面对轮胎摩擦力 f_1 和 f_2 。过程中飞机质心的动力学方程为:

$$\begin{cases} m\ddot{y} = -F_{1y} - F_t + F_{2y} + f_1 + f_2 \\ m\ddot{z} = -F_{1z} - G - F_{2z} + F_{N1} + F_{N2} \\ I_x \dot{\omega}_x = -F_{N1}l_{N1} + F_{N2}l_{N2} - F_{1l} + (f_1 + f_2)l_f - F_{1l}F_1 + F_{2l}F_2 \end{cases} \quad (4)$$

式中: F_{1y} 、 F_{1z} 分别为弹射力在航向和垂向的分力; F_{2y} 、 F_{2z} 分别为牵制力在航向和垂向的分力; I_x 是飞机过质心绕 x 轴的转动惯量; l_{N1} 为前起落架轴线距质心距离; l_{N2} 为主起落架轴线距质心距离; l_{F1} 为弹射力轴线距质心距离; l_{F2} 为牵制力轴线距质心距离; l_f 为质心与地面垂直距离。

当牵制载荷减小到 0 以后, 飞机在弹射力作用下继续滑跑, 这个过程中飞机受力如图 6 所示。飞机主要受弹射力 F_1 、发动机推力 F_t 、地面对起落架支持力 F_{N1} 和 F_{N2} 以及地面对轮胎摩擦力 f_1 和 f_2 的作用。地面与轮胎间动摩擦系数取 0.1。过程中飞机质心的动力学方程组为:

$$\begin{cases} m\ddot{y} = -F_{1y} - F_t + f_1 + f_2 \\ m\ddot{z} = -F_{1z} - G + F_{N1} + F_{N2} \\ I_x \dot{\omega}_x = -F_{N1}l_{N1} + F_{N2}l_{N2} - F_{1l} + (f_1 + f_2)l_f - F_{1l}F_1 \end{cases} \quad (5)$$

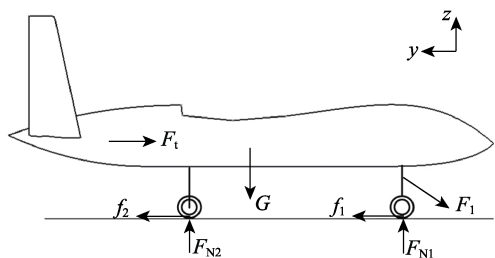


图 6 牵制载荷卸载后弹射滑跑阶段飞机受力分析
Fig.6 Force analysis of aircraft in skating stage after unloading of the traction load

1.4 弹射动力学仿真

对飞机弹射过程进行仿真分析。弹射力以时间控制加载。创建传感器, 用来感知牵制杆拉力的大小, 当牵制杆拉力达到释放载荷时, 牵制杆失效。基于本研究主要关注牵制载荷突卸瞬间结构的动态响应, 仿真分析对弹射载荷达到峰值后的过程做简化处理, 设置弹射载荷达到峰值后保持峰值载荷不变。各分析工况载荷信息见表 1。为得到机体结构在弹射冲击下的航向加速度和应力响应, 在前起落架及与其连接的机体壁板沿着传力路径选取系列测量点, 如图 7 所示。

沿着上传力路径依次选点 O—A—B—C—D—E, 沿着下传力路径依次选点 O—F—G—H—I, 其中, 点 O 位于前起落架外筒。

表 1 弹射动力学仿真分析工况

Tab.1 Simulation analysis condition of ejection dynamics

分析 工况	牵制释放 载荷/kN	弹射载荷 峰值/kN	发动机载荷 峰值/kN
CASE 1	25	60	9.8
CASE 2	30	60	9.8
CASE 3	40	60	9.8
CASE 4	50	60	9.8
CASE 5	57.5	60	9.8

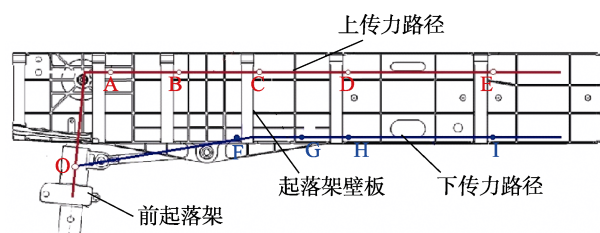


图 7 动响应分析测量点

Fig.7 Measurement points of dynamic response analysis

2 弹射冲击动响应试验

为验证仿真分析结果, 截取该飞机承受弹射载荷主传力部件, 即前起落架外筒与连接前起落架的部分机体结构, 进行弹射冲击动响应试验。因为试验主要关注牵制载荷突卸瞬时结构的动态响应, 该过程是一个瞬态冲击过程, 结构最严重时刻处于冲击峰值点, 这个过程时间较短, 从惯性作用考虑, 可以忽略边界条件的影响。因此, 试验采用固定约束, 试验件后端固定于承力墙上。采用张力销模拟定力螺栓, 通过张力销断裂模拟弹射冲击作用。在弹射杆和牵制杆处同步施加主动载荷, 牵制载荷达到断裂载荷时, 弹射载荷也加载到目标载荷。试验件安装加载情况如图 8 所示。

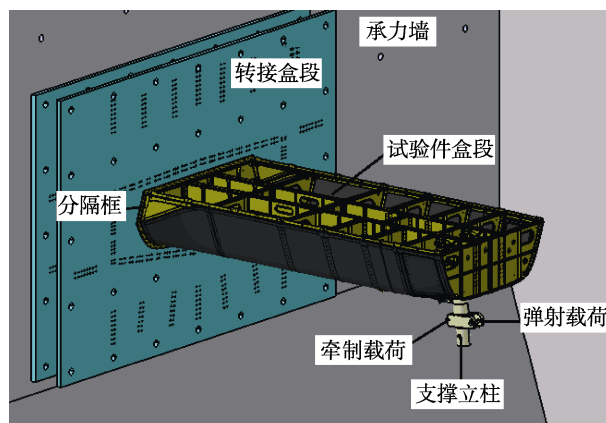


图 8 弹射冲击试验支撑和加载示意图

Fig.8 The supporting and loading schematic diagram of projectile impact test

示。试验弹射载荷峰值为 60 kN, 牵制释放载荷为 57.5 kN, 对应仿真分析工况 CASE5。在试验件上按照图 7 位置安装加速度传感器和电阻式应变片, 用于测量航向加速度和应变数据。测量应变按照 $\sigma=E\cdot\varepsilon$ 转化为应力, 其中弹性模量 $E=71\ 000\ \text{MPa}$ 。

3 结果与讨论

3.1 动响应时程分析

CASE5 工况下, 仿真分析和试验测试 A 点航向加速度时程曲线如图 9 所示。从图 9a 可见, 牵制载荷突卸前, 飞机保持静止, 加速度保持为 0。牵制载荷突卸瞬间, A 点加速度很快到达峰值 (126g), 而

后迅速衰减, 逐渐趋于恒定 (5.6g)。从图 9b 可见, 受瞬态激励作用, A 点航向加速度很快到达峰值 (255g), 并很快衰减到 0。这是由于固定约束的存在, 在约束载荷作用下结构达到静力平衡状态。试验过程中, 加速度时程曲线呈现出非周期性, 符合瞬态冲击的特点, 且与仿真分析结果相比, 试验测试结果受高频激励影响明显。CASE5 工况下, 仿真分析和试验测试 A 点航向应力时程曲线如图 10 所示。由图 10 可见, 虽然 A 点的加速度峰值达到很高水平, 但应力水平并不高, 仿真分析和试验测试应力峰值分别为 54、85 MPa, 远低于材料破坏应力 510 MPa。由于应力时程曲线和载荷曲线相关, 仿真分析结果和试验测试结果体现出不同的变化趋势。

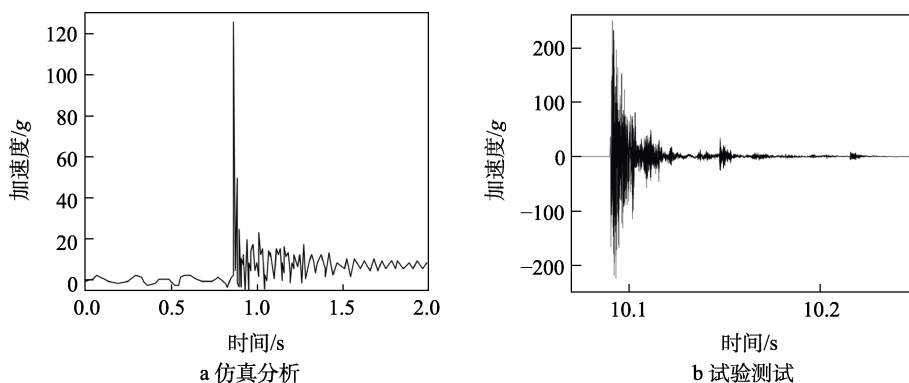


图 9 CASE 5 工况下 A 点航向加速度-时程曲线

Fig.9 Acceleration-time curve at point A under CASE 5 condition during ejection by experiment:
a) simulation; b) experiment

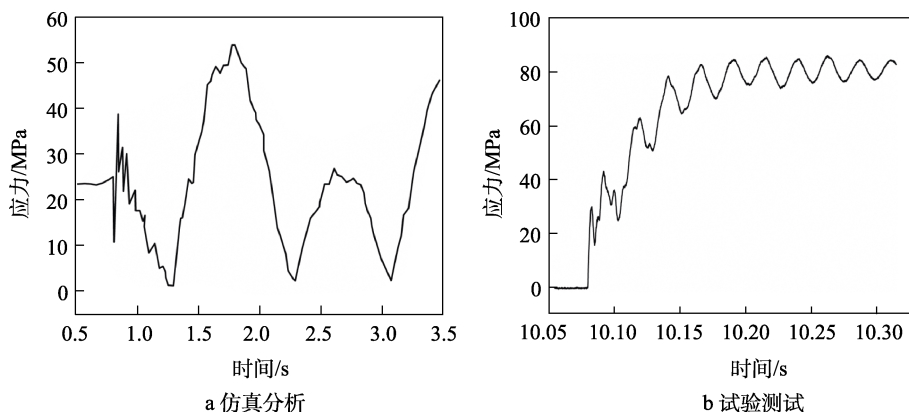


图 10 CASE 5 工况下 A 点航向的应力-时程曲线

Fig.10 Stress-time curve at point A under CASE 5 condition during ejection:
a) simulation; b) experiment

牵制载荷突卸前, 逐渐增加的弹射力被牵制力平衡抵消, 机身结构受到的影响较小。但是当牵制载荷突卸, 机身动载荷会突然增大, 这是前起落架沿着垂直方向的快速振动造成的。牵制载荷沿下扭力臂轴向的载荷分量使得缓冲器活塞杆受到向后附加弯矩, 牵制载荷突卸后, 附加弯矩消失, 引起局部应力和应变变化, 由此激发的扰动以应力波的形式向机身传递, 在宏观上表现为结构快速振动。

3.2 牵制释放载荷大小对结构动响应的影响

动力学仿真 5 种工况下, 牵制载荷突卸时起落架壁板 A 点位置航向加速度和应力响应对分别比如图 11、图 12 所示。可见, 5 种工况下加速度峰值出现的时间不一致, 这是由于 5 种工况加载速率相同, 更高的牵制释放载荷意味着更长的加载时间。虽然 5 种工况下 A 点航向加速度和应力最终都趋于相同恒定

值,但是在牵制杆断裂瞬间,航向加速度响应峰值随着牵制释放载荷的增加而增加。当牵制释放载荷由 25 kN 增加到 57.5 kN,加速度峰值从 57g 增加到 126g,增加了 121%。结构动响应与冲击载荷密切相关,牵制释放载荷越大,意味着冲击速率越大,响应峰值就越大,冲击越剧烈。增大牵制释放载荷,可以使飞机更早达到离舰速度,减小弹射滑跑距离,提高弹射效率。然而随着牵制释放载荷的增加,牵制载荷突卸引起的冲击也会更剧烈,虽然冲击效应能够很快消失,但它引起的最大应力和(或)变形却仍可能超过材料许用值。当冲击荷载超过结构承受能力,会造成结构强度失效。同时,冲击震荡引发的结构疲劳,则是另一个不可忽略的因素。

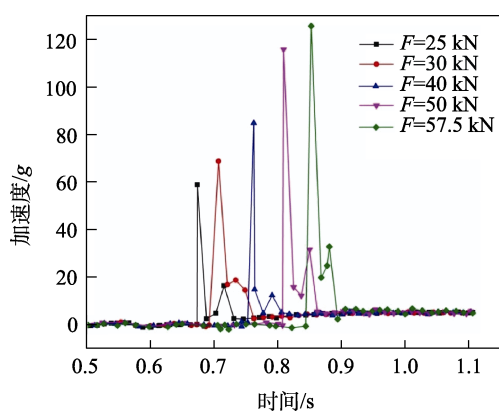


图 11 不同牵制释放载荷工况下 A 点航向加速度响应时程曲线

Fig.11 Acceleration-time curve at point A under different traction release loads

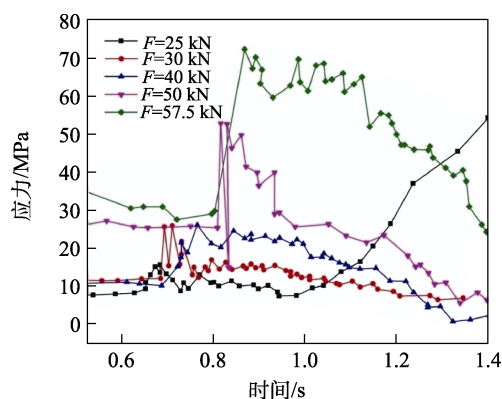


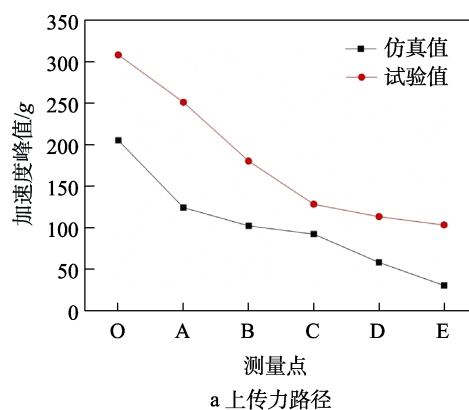
图 12 不同牵制释放载荷工况下 A 点航向应力响应时程曲线

Fig.12 Acceleration-time curve at point A under different traction release loads

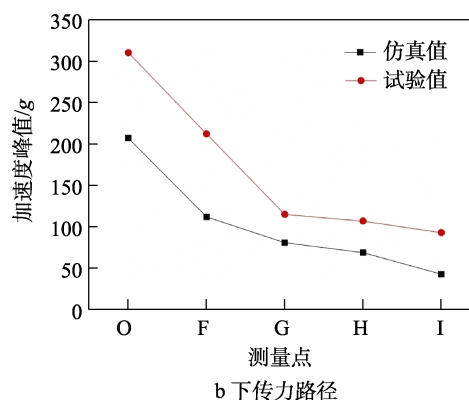
3.3 沿主传力路径动响应峰值分析

为消除试验获得的航向加速度时程曲线中高频噪声的影响,需要对原始测量数据进行低通滤波处理。对所有测量点的加速度数据都采用 FFT 快速傅里叶滤波器进行滤波,针对滤波后的数据,提取机身各测量点在张力销断裂瞬间航向加速度响应峰值。

仿真分析和试验测试 CASE5 工况下各测量点在牵制载荷突卸瞬间航向加速度峰值沿着上、下传力路径的分布对比分别如图 13 所示。可以看出,动力学仿真和地面弹射冲击验证试验得到的加速度峰值沿传力路径分布趋势一致,前起落架处加速度峰值最高,机身上的加速度水平相对较低,与起落架距离越远,峰值越低,加速度峰值沿着传力路径衰减。牵制载荷突卸瞬间,结构受冲击载荷,过程中伴随着剧烈的能量传递和释放。储存在前起落架和牵制杆上的弹性势能随应力波从起落架冲击点向机身结构传递,过程中受到材料阻尼和连接部位阻尼作用,离冲击点位置越近,能量越高,冲击振动越剧烈。



a 上传力路径



b 下传力路径

图 13 传力路径上各测点的加速度峰值分布

Fig.13 Peak acceleration distribution of each measuring point in force path: a) uploading force path; b) downward force path

3.4 仿真分析与试验数据误差分析

通过图 10 仿真结果和试验结果对比可以发现,虽然二者趋势一致,但是单个测点来看,试验结果都明显高于仿真计算结果,误差来源于 3 个方面:

1) 仿真计算使用全机模型,试验件只截取了飞机其中一段机体结构,并且在末端施加了固定约束,造成两者边界条件差异,且仿真分析在建模时对结构做了适当简化,未充分考虑阻尼、结构内部连接等因素的影响。

2) 试验测试结果受噪声等影响,测得信号受高频杂波干扰,滤波处理中滤波器和截止频率的选择,

可能造成误差。

3) 仿真分析基于模态叠加法动力学分析理论, 基于整机模态分析获得的模态信息, 缺乏对与起落架连接机体支持结构部分的局部模态, 导致高频响应信息难以获取。

针对第3条, 为研究不同测试点测试加速度频率分布, 对试验测试加速度时程曲线进行FFT分析, 得到各点加速度频域信息, 其中O、A、E三点的频域曲线如图14所示。从图14a可见, 起落架O点的加速度响应主要受低频和低频信号共同主导, 几个显

著峰值点分别位于400~1 100 Hz、11 000~12 000 Hz、16 000~17 000 Hz以及18 500~20 000 Hz。A点加速度响应主要受低频和低频信号共同主导, 其中低频段与O点一致, 高频段主要集中于7 500~9 000 Hz。E点加速度响应主要受低频主导, 频率位于500~2 500 Hz。由此可见, 不同测试点频率分布差异较大, 仿真模型如果要获取更准确的动响应信息, 结构动力学模型需要对全机的主导模态和起落架机体支持结构部分的局部模态(尤其是高频模态)进行精细刻画, 必要时需要采用直接积分法进行局部结构动响应分析。

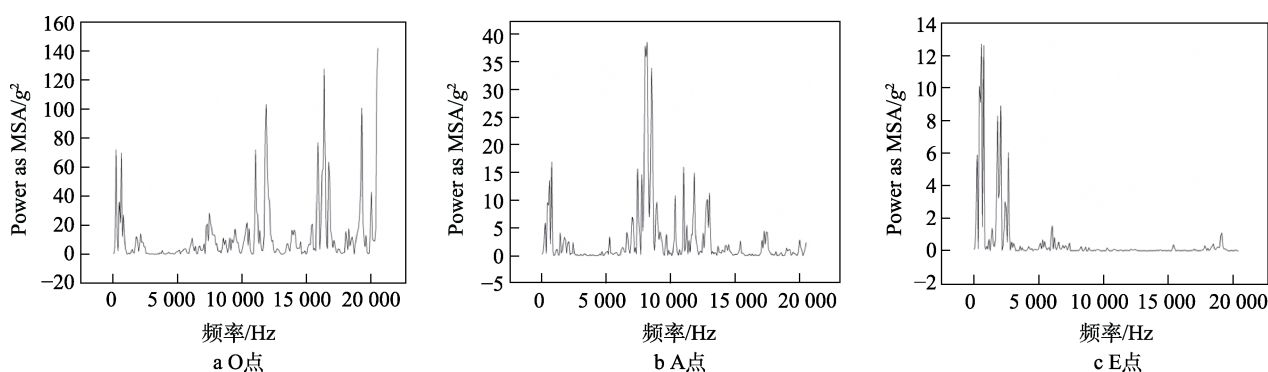


图14 试验点加速度频域曲线

Fig.14 Frequency domain curve of test point acceleration: a) point O; b) point A; c) point E

4 结论

本文基于多体系统动力学理论, 建立了描述舰载机弹射过程的五自由度刚柔耦合多体系统动力学模型, 对飞机弹射过程进行了仿真分析, 同时开展了地面弹射冲击验证试验, 采用仿真与试验结合的方法, 研究了牵制载荷突卸瞬间结构的动响应规律。得到如下结论:

1) 牵制载荷突卸瞬间, 在结构上激发冲击响应, 响应峰值沿着传力路径衰减, 离前起落架越近, 峰值越高, 冲击越剧烈。

2) 虽然牵制载荷突卸瞬间结构加速度峰值达到了较高水平, 但是瞬态作用机体结构的应力峰值不高, 不足以造成结构失效。

3) 结构航向动响应峰值与牵制释放载荷相关, 牵制释放载荷越高, 结构加速度和应力响应峰值越大, 对结构强度越不利。

4) 由于边界条件差异、仿真分析模型简化、模态叠加法局限性、试验数据存在滤波误差等原因, 仿真分析和试验单个点的响应数值存在差异。然而仿真分析和试验得到了一致的结构动响应趋势, 表明采用刚柔耦合动力学研究舰载机弹射过程结构动态响应的分析方法是可行的。

参考文献:

[1] 郭道平. 国外舰载战斗机发展现状及其关键技术[J].

现代军事, 2007(3): 24-33.

GUO Dao-ping. Development Status and Key Technologies of Shipborne Fighters Abroad[J]. Conmilit, 2007(3): 24-33.

[2] 曲东才, 周胜明. 舰载机起飞技术研究[J]. 航空科学技术, 2004, 15(4): 25-29.

QV Dong-cai, ZHOU Sheng-ming. Study of Technologies of Shipboard Plane Taking Off[J]. Aeronautical Science and Technology, 2004, 15(4): 25-29.

[3] 陈稗, 昂海松. 舰载飞机起降特点及性能分析[J]. 江苏航空, 2011(3): 2-5.

CHEN Bai, ANG Hai-song. Takeoff and Landing Characteristics and Performance Analysis of Shipboard Aircraft[J]. Jiangsu Aviation, 2011(3): 2-5.

[4] 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.

NIE Hong, FANG Xing-bo, WEI Xiao-hui, et al. Overview of Carrier-Based Aircraft Catapult Launch Dynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(6): 727-738.

[5] 王钱生. 舰载机总体设计主要关键技术概述[J]. 飞机设计, 2005, 25(2): 6-10.

WANG Qian-sheng. Critical Technologies in Carrier-Based Aircraft Design and Development[J]. Aircraft Design, 2005, 25(2): 6-10.

[6] 赵波. 舰载飞机起降过程的几个飞行动力学问题[J]. 飞行力学, 1991, 9(4): 83-89.

ZHAO Bo. Flight Dynamic Problems of Carrier Aircraft during Takeoff and Landing[J]. Flight Dynamics, 1991,

- 9(4): 83-89.
- [7] BUSHWAY R R. Electromagnetic Aircraft Launch System Development Considerations[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2001, 37(1): 52-54.
- [8] 何敏, 朱小龙, 刘晓明, 等. 舰载机前机身结构地面弹射冲击响应[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 221711.
HE Min, ZHU Xiao-long, LIU Xiao-ming, et al. Impact Response of Ground Ejection of Front Fuselage Structure of Carrier-Based Aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5): 221711.
- [9] 李新飞. 舰载机起降关键技术仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
LI Xin-fei. Simulation of Key Technology of Lanuch and Land for Carrier-Based Aircraft[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012.
- [10] 黎伟明, 马晓利. 舰载机多体动力学建模与弹射起飞模拟[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(11): 1797-1804.
LI Wei-ming, MA Xiao-li. Multi-Body Dynamics Modeling and Catapult-Launching Simulation for Carrier-Based Aircraft[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(11): 1797-1804.
- [11] MIL-A-8863C, Airplane Strength And Rigidity Ground Loads For Navy Acquired Airplanes[S].
- [12] MIL-L-225891, Launching System Nose Gear Type Aircraft[S].
- [13] MIL-B-85110, Re-Peatable Release Holdback. Aircraft Launching. General Design Requirements for[S].
- [14] MIL-T-23426D, Tension Bar/Release Element Aircraft Launching[S].
- [15] EPPEL J C, HARDY G, MARTIN J L. Flight Investigation of the Use of a Nose Gear Jump Strut to Reduce Takeoff Ground Roll Distance of STOL Aircraft[R]. [s. l.]: Ames Research Center, 1994.
- [16] IMHOF G, SCHORK W. Using Simulation to Optimize Ski Jump Ramp Profiles for STOVL Aircraft[C]//Modeling and Simulation Technologies Conference. Virginia: AIAA, 2000.
- [17] 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 Chang-jiang, HONG Guan-xin. Dynamic Problems of Carrier Aircraft Catapult Launching and Arrest Landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(12): 534-542.
- [18] 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, 9(3): 31-39.
LIN Guo-feng, HE Zhi-dai. Several Problems during the Ejection take-off Process of Sea Based Aircraft[J]. Flight Dynamics, 1991, 9(3): 31-39.
- [19] 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 Lei-song. Dynamic Simulation Analysis of Catapult Launching of Carrier-Based Aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [20] 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 Qi-dan, LI Xin-fei, YU Yong-tao. 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.
- [21] 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 Xiao-hui. 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.
- [22] 毛勇建, 王珏, 陈颖, 等. 弹射起飞和拦阻着陆冲击试验方法探讨[J]. 装备环境工程, 2020, 17(4): 45-50.
MAO Yong-jian, WANG Jue, CHEN Ying, et al. Catapult Launch and Arrested Landing Shock Test Methods[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(4): 45-50.
- [23] 张志成, 刘晓明, 李翀伦, 等. 舰载飞机机体主传力结构拦阻冲击动力学试验与仿真分析[J]. 振动与冲击, 2020, 39(8): 72-78.
ZHANG Hao-cheng, LIU Xiao-ming, LI Chong-lun, et al. Impact Dynamic Test and Simulation Analysis on Main Force Transmission Structures of Carrier-Based Aircraft Fuselage[J]. Journal of Vibration and Shock, 2020, 39(8): 72-78.
- [24] 陈奎孚, 焦群英. 某型飞机颤振试飞数据的模态参数识别[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 526-530.
CHEN Kui-fu, JIAO Qun-ying. Modal Parameters Identification of an Aircraft under Flutter Test Flying[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(6): 526-530.
- [25] 聂宏. 起落架的缓冲性能分析与设计及其寿命计算方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1990.
NIE Hong. Buffer Performance Analysis and Design of Landing Gear and Its Life Calculation Method[J]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1990.

责任编辑: 刘世忠