

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.012

舰载机全机吊运研究

黄金昌, 缙依锶, 王翔宇

(航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘要: 舰载机全机吊运能力可以使舰载机在受损无法飞行时被运送到陆地进行修理, 这对于航母编队至关重要。针对舰载机全机吊运中飞机承载能力、吊具安全性、吊运功能及吊运安全性等难点问题进行研究, 明确了舰载机全机吊运研究技术路线, 进行了舰载机全机吊运接口研究、舰载机全机吊具设计与验证、舰载机全机吊运功能试验、飞机承载能力试验, 提出了可行的舰载机全机吊运方案, 设计了舰载机全机吊具, 解决了舰载机舰基转运岸基的能力问题。

关键词: 舰载机; 飞机吊运; 吊具设计

中图分类号: V267 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2025)02-0310-08

Research on Integrated Lifting of Carrier-Based Aircraft

HUANG Jinchang, GOU Yikun, WANG Xiangyu

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: The integrated lifting of carrier-based aircraft is critical to aircraft carrier groups, as it can transport the damaged aircraft that cannot fly to land-based facilities for repair. This study addresses key challenges in the integrated lifting of carrier-based aircraft, including aircraft load-bearing capacity, safety of lifting equipment, lifting functionality and lifting safety. A technical research roadmap is established, including the mechanical connection between the aircraft and lifting equipment, design and verification of the lifting equipment, functional testing of the lifting process and load-bearing capacity verification of the aircraft. A feasible lifting solution is proposed and a specialized lifting equipment is designed. This research resolves the problem of ship-to-shore transfer of carrier-based aircraft.

Key words: carrier-based aircraft; aircraft lifting; design of lifting equipment

随着全球航空技术的快速发展, 舰载机作为航空母舰的核心战斗力, 其起降和吊运技术日益受到重视^[1-2]。舰载机吊运技术是指利用飞机或专用吊运设备将舰载机在航母甲板和陆地基地之间进行转移的技术^[3]。当舰载机在航空母舰上有较大结构损伤且无法实现舰基修理, 飞机无法起飞时, 需要将舰载机从舰基转运至岸基进行修理, 并配有配套的舰载机全机吊具和成熟的吊运方案^[4-6]。中国航母战斗群正处于战斗力逐步生成的阶段, 存在舰载机从舰基转运至岸基的实际需求。全机吊运研究正处于论证探索阶段, 目前没有相关文献报道。

国际上, 美国、英国、俄罗斯等国在舰载机吊运技术方面积累了丰富的经验和技術储备^[7]。美国的 F18、X-47B 和俄罗斯的米格-29K 均可以使用吊运机车进行全机吊运, 如图 1~3 所示^[8-9]。此外, 美国还采用 CH-53K 等重型运输直升机进行飞机的吊运工作, 俄罗斯也具备使用米-26 直升机吊运飞机的能力^[10-11]。

本文以舰载机全机吊运难点问题为切入点, 开展吊运接口、吊具设计、吊运功能以及飞机承载能力的研究与验证, 以解决舰载机舰基转岸基吊运问题, 提高航母编队的保障能力, 在国内尚属首次研究。

收稿日期: 2024-12-12; **修订日期:** 2025-03-28

通信作者: 黄金昌, 男, 高级工程师, E-mail: hjcsadri@163.com。

引用格式: 黄金昌, 缙依锶, 王翔宇. 舰载机全机吊运研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(2): 310-317. HUANG Jinchang, GOU Yikun, WANG Xiangyu. Research on integrated lifting of carrier-based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(2): 310-317.



图1 F18全机吊运图

Fig.1 F18 integrated lifting diagram



图2 X-47B全机吊运图

Fig.2 X-47B integrated lifting diagram



图3 米格-29K全机吊运图

Fig.3 Mig-29K integrated lifting diagram

1 舰载机全机吊运需求与技术路线

经与舰载机使用单位研讨,形成舰载机全机吊运需求如下:(1) 4级海风环境下吊具可安全吊运飞机;(2) 吊具可安全吊运质量为 m_1 的飞机;(3) 吊具可保证吊运时吊具重心与飞机重心处于同一铅垂线及飞机与吊具间不发生相对运动;(4) 吊具刚度应满足在吊运质量为 m_1 的飞机时吊具不产生有害变形,不影响吊具正常工作,吊具的强度要求如表1所示;(5) 吊具具备保证吊运平衡的能力;(6) 吊运过程中飞机各个方向加速度不大于 0.4 m/s^2 时可实现安全吊运;(7) 在飞机重心处于极限位置时可实现安全吊运;(8) 在存在侧风载荷时通过对

表1 吊具主要零部件强度安全系数要求

Table 1 Requirements for strength and safety factors of main components of lifting equipment

吊具零部件	安全系数
吊索结构的所有骨架和组装部件	4
托架、螺栓、螺钉、铆钉、销、接头等连接件	6
钢丝绳、编织带	6.5

飞机施加牵引力可实现安全吊运;(9) 吊运过程中飞机俯仰角处于 $\pm 5^\circ$ 范围内时可实现安全吊运;(10) 飞机结构具有承受吊运载荷的能力且不超载。

针对舰载机全机吊运需求设计研究技术路线,舰载机全机吊运研究技术路线包含吊运接口研究、吊具设计与验证、吊运功能研究、飞机承载能力研究,如图4所示。

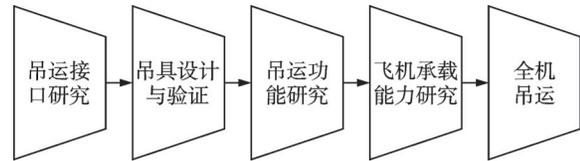


图4 舰载机全机吊运研究技术路线图

Fig.4 Roadmap of carrier-based aircraft integrated lifting research

吊运接口研究:通过方案论证对比分析,遴选出最优化的可行接口方案。吊具设计与验证:通过有限元、CATIA等工具完成吊具设计,通过强度试验验证吊具设计的合理性。吊运功能研究:通过试验验证不同吊运工况下多种因素对全机吊运功能的影响,保证全机吊运的安全性和可靠性。飞机承载能力研究:通过试验验证飞机结构的静强度储备,验证飞机结构在实际吊运过程机体结构承受载荷不超限。

通过以上关键技术路线研究,形成合理可行的全机吊运方案,并完成试验验证。

2 舰载机全机吊运方案研究

为使舰载机具备舰基转运岸基的能力,对吊运过程中飞机所受载荷进行分析,根据吊运载荷和飞机的结构特点进行吊运方案设计,确保飞机与吊具的连接接口安全可靠。

2.1 吊运载荷

(1) 海风载荷

为保证4级海风环境下吊具可安全吊运飞机,按照吊运环境为6级海风进行舰载机全机吊运研究。

飞机海风载荷计算分析模型取自飞机吊运过程中舵面实际状态,使用数值仿真软件STAR-CCM+进行仿真分析,湍流模型为SST $k-\omega$ 模型,空间网格采用层级加密的方法,总网格数量在1 000万左右^[12-14]。仿真分析中使用的坐标系为飞机总体坐标系:坐标原点位于飞机重心处;X轴沿机身轴线向前为正;Y轴位于机身对称面内垂直机体向上为正;按右手定则确定Z轴,Z轴向右为正。得到6级海风下的载荷,如图5所示。图中 n_x 为X轴载荷, n_y 为Y轴载荷, n_z 为Z轴载荷, M_x 为滚转力矩, M_y 为偏航力矩, M_z 为俯仰力矩^[15-16]。仿真分析计算结果如表2所示。

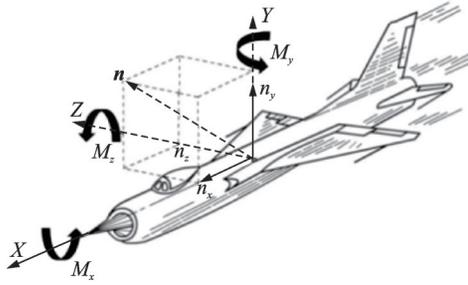


图 5 飞机坐标系

Fig.5 Aircraft coordinate system

表 2 吊运海风载荷仿真分析计算的值

Table 2 Simulation analysis and calculation values of lifting with sea breeze load

n_x	n_y	n_z	M_x	M_y	M_z
F_1	F_2	F_3	M_1	M_2	M_3

(2) 惯性载荷

惯性载荷取自飞机停机空机状态(死油无武器),飞机质量 m_1 , μ 为飞机惯性载荷系数,根据工程经验确定。飞机惯性载荷 F_4 为

$$F_4 = (1 + \mu)m_1g \quad (1)$$

(3) 吊运载荷

吊运载荷 F_5 为^[17]

$$F_5 = F_4 + F_2 \quad (2)$$

2.2 吊运接口研究

按照吊运载荷 F_5 进行吊运方案设计,为满足吊运过程中飞机最大俯仰角度小于 $\pm 5^\circ$ 的需求,吊运方案设计及验证中飞机最大俯仰角度不超过 $\pm 3^\circ$,在满足机体结构安全的前提下实现舰载机吊运至岸基。

根据吊运接口不同,经计算分析共有 3 种满足飞机安全吊运的可行方案,如图 6~8 所示,各方案优缺点对比详见表 3。

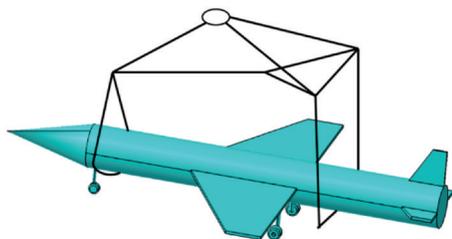


图 6 吊运方案 1 示意图

Fig.6 Schematic diagram of lifting solution 1

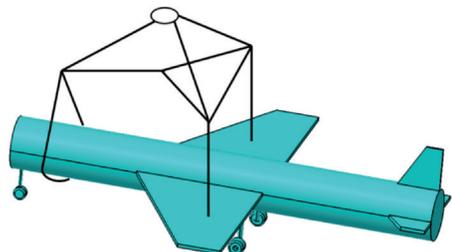


图 7 吊运方案 2 示意图

Fig.7 Schematic diagram of lifting solution 2

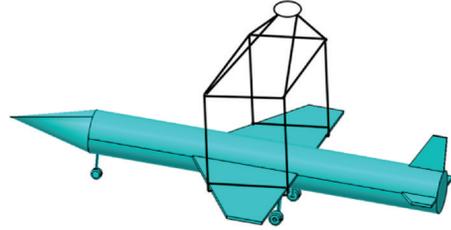


图 8 吊运方案 3 示意图

Fig.8 Schematic diagram of lifting solution 3

表 3 吊运方案对比

Table 3 Comparison of lifting solutions

序号	吊运方案	优点	缺点
1	吊运前框、后框共 3 个接口	可实现全机吊运,安装方便	—
2	吊运前框、左右机翼共 3 个接口	吊具与飞机机械连接	不可全机吊运(需分解雷达罩)、吊挂点过于靠近飞机重心,吊运过程易发生危险
3	吊运与机翼连接的托架	可实现全机吊运	安装不便、需要中大型托车,易损伤蒙皮

对 3 种方案进行综合对比,经评估综合考量安全性、可靠性及安装便利性,选取方案一作为全机吊运研究对象。

2.3 海风载荷对吊运影响分析

分析海风载荷对舰载机全机吊运的影响有以下几个方面:

(1) X轴所受海风载荷对全机吊运的影响: X轴载荷 F_1 通过飞机与吊具产生的摩擦力实现自平衡,并通过试验验证飞机与吊具不发生相对运动;滚转力矩 M_1 对飞机吊运的影响通过侧风试验进行验证。

(2) Y轴所受海风载荷对全机吊运的影响: Y轴载荷 F_2 通过吊车、吊具实现自平衡;偏航力矩 M_2 对飞机吊运的影响通过侧风试验进行验证。

(3) Z轴所受海风载荷对全机吊运的影响: Z轴载荷 F_3 通过飞机侧摆实现自平衡,通过侧风试验进行验证;俯仰力矩 M_3 由前框、后框支反力实现自平衡。

3 舰载机全机吊具设计与验证

依据吊运海风载荷研究结果及舰载机吊运接口研究方案开展全机吊具结构设计及强度验证试验。

3.1 吊具结构设计

根据选定的吊运方案进行吊具结构设计,全机吊具示意图如图 9 所示,由主吊环、前上钢索、后上钢索、横梁、吊装带、牵引绳、后下钢索、托架等零件组成^[18-19]。

吊具前段与飞机前框通过吊装带连接;吊具后段与飞机后框通过托架连接。同时吊具下方设有 4 条牵引绳,吊运过程中对飞机进行牵引保证飞机吊运的安全性。

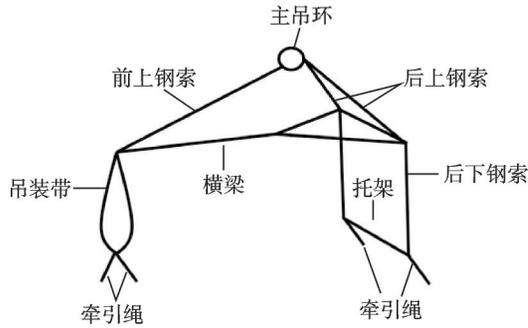


图 9 吊具结构示意图

Fig.9 Schematic diagram of lifting equipment

3.2 吊具力学性能分析

对设计的吊具结构进行力学性能分析,吊具需具备承受吊运载荷 F_5 的能力。根据吊运载荷 F_5 对吊具主要零部件进行强度计算,结果均符合表 1 强度安全系数要求^[20-21]。

对吊具典型承力结构件进行力学有限元仿真分析,其中后框托架有限元仿真分析如图 10 所示,满足结构强度和刚度要求。

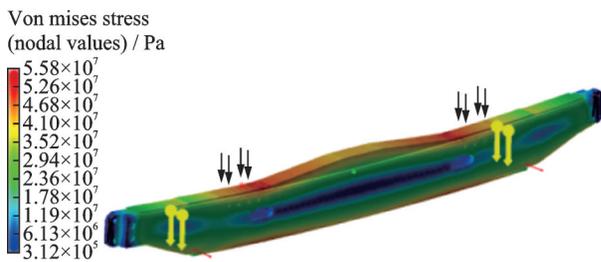


图 10 后框托架仿真结果

Fig.10 Simulation results of rear frame bracket

3.3 吊具力学性能试验

使用全机吊具进行吊具力学试验(承载和破坏),吊具试验前应完成吊具整体交付载荷试验验证和吊运平衡试验,交付载荷试验载荷为 $1.25F_5$ 。此外进行全套吊具承载能力试验以证明吊具整体能够承受 $4F_5$ 静力载荷,完成承载能力试验后进行零件破坏试验。

交付载荷试验和承载能力试验均通过,零件破坏试验结果如表 4 所示^[22]。经理论计算、有限元分析及力学性能试验,吊具满足吊运过程中吊具强度和刚度需求。

表 4 破坏试验结果

Table 4 Results of destructive test

破坏试验名称	安全系数	安全系数满足情况
吊索破坏试验 1	6.75	>6.5,合格
吊索破坏试验 2	7.5	>6.5,合格
吊装带破坏试验	8.1	>6.5,合格
托架组件破坏试验	7.3	>6,合格
横梁接头前耳片破坏试验	9	>6,合格
横梁接头后耳片破坏试验	9.2	>6,合格

4 舰载机全机吊运功能试验及承载能力试验

通过舰载机全机吊运功能试验验证在多种吊运参数变化范围内全机吊运仍能保证安全性和可靠性。

4.1 吊运平衡试验

通过吊运平衡试验验证无侧风环境下吊具与飞机可以处于平衡状态,无侧风环境通过实验室模拟。

吊具前上钢索长度可调节,通过调节前上钢索长度可实现吊运时吊具重心与飞机重心处于同一铅垂线上。试验前通过调整吊具前上钢索长度使吊具和飞机处于平衡状态;试验中使用吊车在竖直方向(Y方向)起吊飞机,施加载荷为 F_5 ,提升过程中使用惯性导航传感器记录飞机姿态,吊运过程中测量飞机的俯仰角和滚转角如图 11 所示。吊运平衡试验前在飞机上画线,试验过程中通过观察线的位置以判断飞机与吊具间是否发生相对运动。试验要求飞机俯仰角与滚转角均处于 $\pm 3^\circ$ 范围内,飞机与吊具间不应发生相对运动,前者通过调整吊具各单元结构的相对尺寸来实现,后者在吊具上设置专门卡紧机构来保证^[23]。

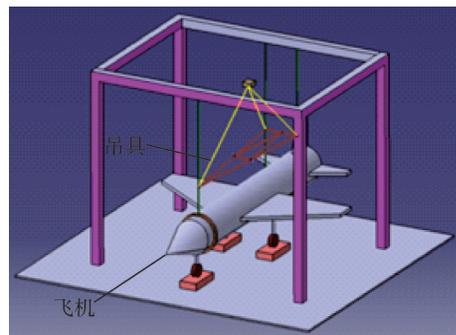


图 11 飞机吊运平衡试验示意图

Fig.11 Schematic diagram of aircraft lifting balance test

试验重复 3 次,起吊过程中飞机最大俯仰角及最大滚转角测量结果如表 5 所示,试验结果表明起吊过程中飞机姿态变化均在 $\pm 3^\circ$ 范围内,飞机与吊具间未发生运动,满足吊运平衡要求。

表 5 吊运平衡试验结果

Table 5 Results of lifting balance tests

测量项目	试验结果		
	第 1 次	第 2 次	第 3 次
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $^\circ$	-0.172	-0.161	-0.163
起吊过程中飞机最大滚转角/ $^\circ$	-0.162	-0.164	-0.207
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

4.2 起吊速度变化影响试验

改变吊车多个方向的起吊速度再次进行吊运

平衡试验,验证在吊车的吊运速度内飞机的起吊加速度未超过 0.4 m/s^2 、起吊过程中飞机最大俯仰角及最大滚转角未超过 $\pm 3^\circ$ 且飞机与吊具间未发生相对运动。

(1) 竖直方向(Y方向)起吊速度试验

改变吊车的竖直方向(Y方向)起吊速度,吊车在竖直方向起吊速度分为低挡和高挡,试验结果如表 6 所示。

表 6 不同竖直方向起吊速度下吊运平衡试验结果

Table 6 Results of lifting balance tests at different vertical lifting speeds

测量项目	试验结果	
	低挡	高挡
运行速度/ $(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$	0.335	0.956
飞机竖直方向加速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	0.110	0.123
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $(^\circ)$	0.603	0.570
起吊过程中飞机最大滚转角/ $(^\circ)$	0.703	0.697
飞机与吊具间是否发生运动	否	否

(2) 侧向(Z方向)运行速度试验

改变吊车的侧向(Z方向)运行速度,吊车的侧向运行速度分为低挡、中挡、高挡,试验结果如表 7 所示。

表 7 不同侧向运行速度下吊运平衡试验结果

Table 7 Results of lifting balance tests at different lateral operating speeds

测量项目	试验结果		
	低挡	中挡	高挡
运行速度/ $(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$	1.960	4.653	11.260
飞机侧向加速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	0.050	0.061	0.063
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $(^\circ)$	0.643	0.637	0.683
起吊过程中飞机最大滚转角/ $(^\circ)$	0.977	0.983	1.747
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

(3) 航向(X方向)运行速度试验

改变吊车的航向(X方向)运行速度,试验分为吊车向航前(X轴正向)运行和向航后(X轴负向)运行 2 种情况,吊车的航向运行速度分为低挡、中挡、高挡,试验结果如表 8、9 所示。

表 8 不同航向(航前)运行速度下吊运平衡试验结果

Table 8 Results of lifting balance test at different heading (pre heading) operating speeds

测量项目	试验结果		
	低挡	中挡	高挡
运行速度/ $(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$	3.077	6.350	12.750
飞机航向加速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	0.051	0.061	0.066
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $(^\circ)$	0.917	1.377	1.693
起吊过程中飞机最大滚转角/ $(^\circ)$	0.637	0.623	0.630
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

表 9 不同航向(航后)运行速度下吊运平衡试验结果

Table 9 Results of lifting balance tests at different heading (after heading) operating speeds

测量项目	试验结果		
	低挡	中挡	高挡
运行速度/ $(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$	2.913	5.840	10.537
飞机航向加速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	-0.050	-0.061	-0.056
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $(^\circ)$	0.963	0.973	1.417
起吊过程中飞机最大滚转角/ $(^\circ)$	0.613	0.623	0.577
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

试验结果表明,起吊过程中飞机的最大俯仰角和最大滚转角均处于 $\pm 3^\circ$ 的安全范围内,加速度在 0.4 m/s^2 范围内,飞机与吊具间未发生相对运动,满足安全吊运要求。

4.3 飞机吊运重心限制试验

调整飞机内配重块安装位置使飞机重心发生偏移,位置 1 为飞机重心前极限位置,位置 2 为飞机重心理论位置,位置 3 为飞机重心后极限位置,如图 12 所示。调整重心后使用起吊系统起吊吊具与飞机,施加载荷 F_5 ,观察飞机与吊具间是否发生相对运动,测量重心偏移后起吊过程中飞机最大俯仰角和最大滚转角,试验结果如表 10 所示^[24-25]。

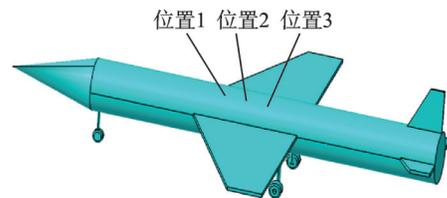


图 12 舰载机重心位置

Fig.12 Gravity center of carrier-based aircraft

表 10 F_5 载荷下飞机起吊过程中最大俯仰角与最大滚转角^[24-25]

Table 10 Maximum pitch angle and maximum roll angle during aircraft lifting under load of F_5 ^[24-25]

测量项目	试验结果		
	位置 1	位置 2	位置 3
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $(^\circ)$	-1.760	-0.063	2.097
起吊过程中飞机最大滚转角/ $(^\circ)$	-0.123	-0.263	-0.360
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

试验结果表明,随着飞机重心改变,起吊过程中飞机最大俯仰角和最大滚转角均发生变化,在飞机重心极限位置情况下,起吊过程中飞机最大俯仰角和最大滚转角均处于 $\pm 3^\circ$ 的安全范围内,试验过程吊具与飞机未发生相对运动,满足安全吊运要求。

4.4 飞机吊运侧风试验

为验证海上突风载荷对飞机吊运安全的影响,根据吊运海风载荷仿真分析结果进行吊运侧风试验,施加载荷为 Z 轴所受侧向力 F_3 、X 轴所受滚转

力矩 M_1 、Y 轴所受偏航力矩 M_2 ^[26-27]。试验过程中在前框吊装带及后框托架处以人工牵拉的方式施加平衡载荷,记录使飞机处于平衡状态时每个平衡点所需载荷,起吊过程中飞机最大俯仰角和最大滚转角不得超过 $\pm 3^\circ$,飞机与吊具间不应发生相对运动^[28]。

(1) 单独施加 Z 轴载荷 F_3

在飞机重心位置选取加载挂点(粘贴胶布带),以滑轮将侧向载荷转化为配重重力进行加载,如图 13 所示,单独施加 Z 轴载荷 F_3 ,试验重复 3 次。

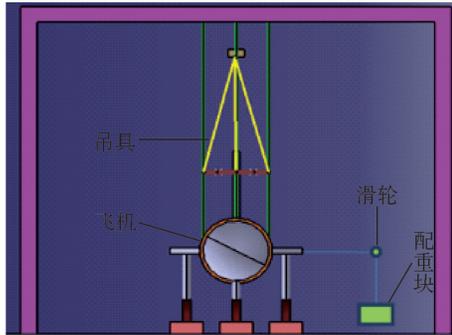


图 13 飞机侧风试验(单独施加 Z 轴载荷)示意图

Fig.13 Schematic diagram of aircraft crosswind test only with Z-axis load

试验结果表明,单独施加 Z 轴载荷 F_3 时飞机依靠自重(滚转一定角度)即可实现自平衡。飞机起吊过程中最大俯仰角以及最大滚转角试验结果如表 11 所示。

表 11 单独施加 Z 轴载荷飞机侧风试验结果

Table 11 Results of aircraft crosswind experiment only with Z-axis load

测量项目	试验结果		
	第 1 次	第 2 次	第 3 次
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $^\circ$	0.205	0.144	0.147
起吊过程中飞机最大滚转角/ $^\circ$	-0.092	-0.105	-0.106
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

(2) 单独施加滚转力矩 M_1

在飞机左右两侧选取距重心等距(沿侧向等距)的两点,以滑轮将水平载荷转化为配重重力进行加载,如图 14 所示,单独施加滚转力矩 M_1 ,试验重复 3 次。

试验结果表明,单独施加滚转力矩 M_1 时飞机依靠自重(滚转一定角度)即可实现自平衡。飞机起吊过程中最大俯仰角以及最大滚转角试验结果如表 12 所示。

(3) 单独施加偏航力矩 M_2

在飞机重心前后选取距重心等距(沿航向等距)的两点,以滑轮(图中隐藏)将水平载荷转向为配重重力进行加载,如图 15 所示,单独施加偏航力矩 M_2 ,试验重复 3 次。

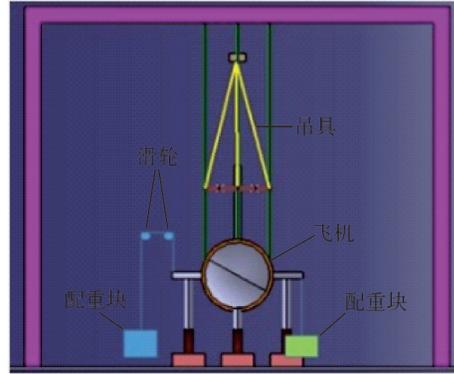


图 14 飞机侧风试验(单独施加滚转力矩)示意图

Fig.14 Schematic diagram of aircraft crosswind test only with rolling moment

表 12 单独施加滚转力矩试飞机侧风试验结果

Table 12 Results of aircraft crosswind experiment only with rolling moment

测量项目	试验结果		
	第 1 次	第 2 次	第 3 次
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $^\circ$	0.564	0.475	0.517
起吊过程中飞机最大滚转角/ $^\circ$	-0.122	-0.134	-0.053
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

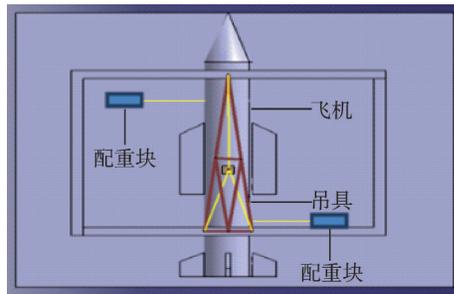


图 15 飞机侧风试验(单独施加偏航力矩)示意图

Fig.15 Schematic diagram of aircraft crosswind test only with yawing moment

试验结果表明,单独施加偏航力矩 M_2 时平衡所需牵引力为:前框处 F_6 ,后框处 F_7 。施加平衡力矩后飞机起吊过程中最大俯仰角以及最大滚转角试验结果如表 13 所示。

表 13 单独施加偏航力矩飞机侧风试验结果

Table 13 Results of aircraft crosswind experiment only with yawing moment

测量项目	试验结果		
	第 1 次	第 2 次	第 3 次
起吊过程中飞机最大俯仰角/ $^\circ$	0.235	0.257	0.259
起吊过程中飞机最大滚转角/ $^\circ$	0.054	0.015	0.057
飞机与吊具间是否发生运动	否	否	否

试验结果表明,吊运过程中飞机与吊具未发生相对滑动即 X 轴载荷 F_1 可由摩擦力自平衡,Y 轴载荷 F_2 可依靠吊车、吊具自平衡,俯仰力矩 M_3 可依靠支反力自平衡,单独施加 Z 轴载荷 F_3 、滚转力

矩 M_1 时飞机可依靠自重(滚转一定角度)自平衡,单独施加偏航力矩 M_2 时需要施加牵引力 F_6 和 F_7 平衡,飞机起吊过程中最大俯仰角以及最大滚转角均处于 $\pm 3^\circ$ 的安全范围内,试验过程吊具与飞机未发生相对运动,满足安全吊运要求。

4.5 吊运俯仰角试验

在飞机左、右主起落架轮轴处沿飞机航向各引出一根牵引钢丝绳,通过牵引钢丝绳使飞机产生正俯仰角(10° ,图16)和负俯仰角(-10° ,图17),起吊飞机并检查吊运过程中吊具与飞机间是否发生相对运动。试验结果表明,正、负俯仰角飞机起吊试验过程中飞机与吊具均无相对运动,满足安全吊运要求。

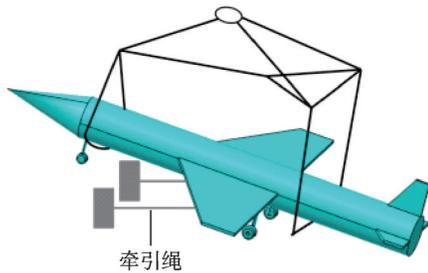


图16 飞机正俯仰角示意图

Fig.16 Positive pitch angle of aircraft

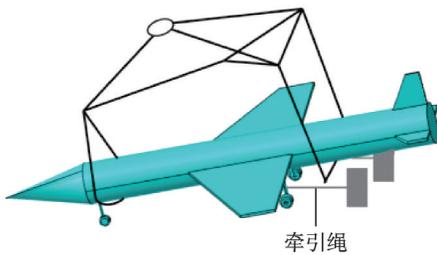


图17 飞机负俯仰角示意图

Fig.17 Negative pitch angle of aircraft

综上,舰载机吊运功能试验满足飞机吊运功能要求。

4.6 飞机承载能力试验

为验证飞机结构的静强度储备,模拟实际吊运情况进行飞机承载能力试验,验证飞机在实际吊运过程中承受的吊运载荷不超限。试验前在飞机前框和后框关键区域粘贴应变片以检测记录飞机结构受力情况。

试验过程中,加载过程均平稳无异常,加载及卸载过程中试验件未出现异常响声,飞机前框、后框应变数据均处于结构可承受范围内,卸载后结构无残余变形,在极限载荷下飞机各构件均未发生破坏。

经飞机承载能力试验验证,飞机结构具有承受吊运载荷的能力,且飞机结构不超载。

5 结 论

本文针对舰载机全机吊运研究中的舰载机与吊具吊运接口选取、全机吊具研究及验证、全机吊运功能试验验证多个难点进行了充分的分析与验证,证明了全机吊具满足强度、刚度及功能要求,全机吊运方案合理可行,吊运安全可靠,研究成果满足舰载机全机吊运需求,可以解决舰载机舰基转运岸基的能力问题。

参考文献:

- [1] 郑文涛. 海上“三位一体”立体救助[J]. 航海技术, 2023, 2: 76-78.
ZHENG Wentao. Introduction to aeronautical and maritime search and rescue[J]. Marine Technology, 2023, 2: 76-78.
- [2] 李超. 直升机海上救援技术的思考[J]. 科技风, 2019, 24: 239.
LI Chao. Thoughts on helicopter rescue technology at sea[J]. Technology Wind, 2019, 24: 239.
- [3] 赵志刚, 吕恬生. 多无人直升机吊运系统运动学与稳定性的仿真[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(4): 790-794, 799.
ZHAO Zhigang, LYU Tiansheng. Simulation on kinematics and stability of multi-helicopters hoist system [J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(4): 790-794, 799.
- [4] 田磊. 多机协调吊装平台控制系统设计与研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2008.
TIAN Lei. Design and research on control system of multi-machine coordinated hoisting platform[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008.
- [5] 赵维义, 张勇, 胡凯亮, 等. 直升机吊运飞行动力学初步研究[J]. 科技信息, 2009, 33: 889-890.
ZHAO Weiyi, ZHANG Yong, HU Kailiang, et al. Preliminary study on sling load flight dynamics of helicopter[J]. Science & Technology Information, 2009, 33: 889-890.
- [6] 傅百先. 直升机实用飞行原理[M]. 北京: 海潮出版社, 1992.
- [7] STAHL CraneSystems公司. 吊运大型贵重物品的精密起重机[J]. 现代制造, 2009, 37: 44.
STAHL CraneSystems Company. Precision crane for lifting large valuables[J]. Maschinen Markt, 2009, 37: 44.
- [8] CHEN Z G, HAN W, CHEN J F, et al. Simulation of the longitudinal carrier landing in different sea-states for carrier-based aircraft[C]//Proceedings of 2015 8th International Symposium on Computational Intelligence and Design (ISCID). Hangzhou, China: IEEE, 2015.

- [9] YU F S. Research on evaluation method of unmanned reconnaissance equipment[J]. Academic Journal of Science and Technology, 2023, 5(3): 96-99.
- [10] SALIMOVICH M Z. History, development and structure of the Mikoyan MIG-29 fighter[J]. International Multidisciplinary Journal for Research & Development, 2023, 10(9): 127-134.
- [11] KIM C, JI C, KOH G, et al. Review on flight control law technologies of fighter jets for flying qualities[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2023, 24(1): 209-236.
- [12] 朱彦铭. 基于STAR-CCM+的数值风洞设计及流场特性仿真研究[D]. 长春: 吉林大学, 2024.
ZHU Yanming. Numerical wind tunnel design and simulation of flow field characteristics based on STAR-CCM+[D]. Changchun: Jilin University, 2024.
- [13] 陈宇婷, 许士华, 时嘉昊, 等. 基于STAR-CCM+的小型无人双体船水动力性能分析[J]. 中国舰船研究, 2023, 18(5): 73-82.
CHEN Yuting, XU Shihua, SHI Jiahao, et al. Hydrodynamic performance analysis of small unmanned catamaran based on STAR-CCM+[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2023, 18(5): 73-82.
- [14] 谭礼斌, 袁越锦. 基于STAR-CCM+的通航整机流场数值模拟[J]. 西华大学学报(自然科学版), 2021, 40(5): 69-75.
TAN Libin, YUAN Yuejin. Numerical simulation on flow field analysis of general purpose engine based on STAR-CCM+[J]. Journal of Xihua University (Natural Science Edition), 2021, 40(5): 69-75.
- [15] 买向前. 飞机水平测量点的特征定位及复现方法研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2021.
MAI Xiangqian. Research on feature location and reappearance method of aircraft horizontal measurement points[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2021.
- [16] 于辉, 洪涛. 大飞机部件柔性装配数字化调姿技术研究[J]. 科学技术创新, 2021, 5: 179-180.
YU Hui, HONG Tao. Research on digital attitude adjustment technology for flexible assembly of large aircraft components[J]. Scientific and Technological Innovation, 2021, 5: 179-180.
- [17] 史红伟, 薛子涵, 罗洋, 等. 飞机飞行载荷的简化计算方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 160-170.
SHI Hongwei, XUE Zihan, LUO Yang, et al. Research on simplified calculation method of aircraft flight load[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 160-170.
- [18] AKINSADE A, EICHE J F, AKINTUNLAJI O A, et al. Development of a mobile hydraulic lifting machine[J]. Saudi Journal of Engineering and Technology, 2024, 9(6): 257-264.
- [19] FRATILA C, AXINTE T, COJOCARU R C, et al. The study of the lifting mechanism of the crane arm to a barge[J]. Technium: Romanian Journal of Applied Sciences and Technology, 2020, 2(1): 91-96.
- [20] 杨毅, 马海超, 韩志杰. 基于ANSYS的直升机吊挂挂钩结构分析与优化设计[J]. 机械工程与自动化, 2024, 2: 57-59, 63.
YANG Yi, MA Haichao, HAN Zhijie. Structural analysis and optimal design of helicopter hanger hook based on ANSYS[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2024, 2: 57-59, 63.
- [21] 程小全, 张纪奎, 酆正能. 飞机结构设计中载荷安全系数的工程意义[J]. 力学与实践, 2021, 43(4): 599-602.
CHENG Xiaoquan, ZHANG Jikui, LI Zhengneng. Engineering implication of load safety factor in aircraft structure design[J]. Mechanics in Engineering, 2021, 43(4): 599-602.
- [22] 黄建国. 静力试验: 飞机的“体能测试”[J]. 大飞机, 2016, 2: 98-99.
HUANG Jianguo. Static test: “Physical fitness test” of aircraft[J]. Jetliner, 2016, 2: 98-99.
- [23] 牛浩然. 基于惯性测量单元的飞机舵面偏角外部测量方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2023.
NIU Haoran. Research on external measurement method of aircraft rudder deflection angle based on inertial measurement unit[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2023.
- [24] HOFMANN R, HOSSEINI S, FANG X, et al. Center of gravity estimation using multiple accelerometers[C]//Proceedings of AIAA Scitech 2024 Forum. Orlando, USA: AIAA, 2024.
- [25] ZHAO X L, YUAN Y, DONG Y, et al. Optimization approach to the aircraft weight and balance problem with the centre of gravity envelope constraints[J]. IET Intelligent Transport Systems, 2021, 15(10): 1269-1286.
- [26] 赵雪睿, 张靠民. 侧风对民航客机高原机场起飞爬升阶段飞行性能的影响[J]. 价值工程, 2024, 43(18): 143-145.
ZHAO Xuerui, ZHANG Kaomin. Effect of crosswind on flight performance of civil aircraft during take-off and climb phase at plateau airport[J]. Value Engineering, 2024, 43(18): 143-145.
- [27] LI D, XU Z M, ZHANG K, et al. Study on the influence of linear and nonlinear distribution of crosswind on the motion of aircraft wake vortex[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2021, 235(14): 1981-1990.
- [28] GRZEGORZEWSKI M, BIAŁY J. Aircraft position prediction during the crosswind approach[J]. Communications-Scientific Letters of the University of Zilina, 2022, 24(1): E28-E35.