

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.03.018

舰载机-拦阻器耦合系统动力学建模与仿真分析

刘成玉 王斌团

(中国航空工业第一飞机设计研究院,西安,710089)

摘要:拦阻过程是舰载机着舰过程中的核心环节。舰载机的着舰滑跑响应除受舰载机自身特性、起落架缓冲特性影响外,拦阻器的拦阻特性对舰载机着舰滑跑动响应也具有至关重要的影响。本文提出了舰载机-拦阻器联合仿真分析模型的建模方法,建立了包含完整的 MK7-3 拦阻器刚柔耦合动力学模型和某型舰载机动力学模型为一体的舰载机-拦阻器刚柔耦合动力学系统。数值仿真分析结果表明,本文建立的舰载机-拦阻器耦合系统模型能够很好地描述舰载机着舰过程中与拦阻器之间的交互作用特征,舰载机着舰滑跑数据的计算结果与实验结果吻合。

关键词:舰载机;着舰动力学;拦阻;冲击;刚柔耦合

中图分类号: O321; TB123 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2016)03-0418-08

Dynamics Modeling and Simulation Analysis of Coupled Carrier-Based Aircraft and Arresting Gear System

Liu Chengyu, Wang Bintuan

(AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an, 710089, China)

Abstract: Arrestment process is very essential when the carrier-based aircraft is landing on the deck of an aircraft carriers. Landing response of the carrier-based aircraft is not only dominated by given landing weight of the aircraft and buffering properties of the landing gear system, but also determined by mechanism performance of the arresting gear system. The modeling method for the carrier-based aircraft coupled with the arresting gear system is presented. The detailed numerical dynamics model of the carrier-based aircraft coupled with the MK 7-3 arresting gear is established by using flexible-rigid coupled dynamics method. Validation of the model is demonstrated by numerical example. Interaction between the carrier-based aircraft and the arresting gear system can be described precisely by using the established model. Analytical results match well with the test data.

Key words: carrier-based aircraft; landing dynamics; arresting; impact; rigid-flexible coupling

舰载机的拦阻着舰过程通常被认为是舰载飞机事故率最高的阶段,需要考虑舰载机着舰质量、速度、姿态和位置、航母自身晃动、舰尾流、甲板侧风、拦阻系统的拦阻性能等多种因素的综合作用。

建立拦阻着舰动力学仿真分析模型,通过动力学计算对拦阻着舰安全可靠进行评估一直是工程界和理论界的研究热点。然而,除了复杂的着舰环境外,舰载机和拦阻系统自身结构系统也非常复杂。

收稿日期: 2015-01-26; **修订日期:** 2015-03-15

通信作者: 刘成玉,男,高级工程师, E-mail: 13992874612@163.com。

引用格式: 刘成玉,王斌团. 舰载机-拦阻器耦合系统动力学建模与仿真分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 418-425. Liu Chengyu, Wang Bintuan. Dynamics modeling and simulation analysis of coupled carrier-based aircraft and arresting gear system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(3): 418-425.

如何构建高效、准确的舰载机着舰拦阻动力学仿真分析模型是亟待解决的技术难题。

受各自专业分工、计算机性能以及结构动力学仿真发展水平的限制,以往的舰载机着舰动力学仿真通常将拦阻器输出的拦阻载荷作为舰载机受到的外力,忽略拦阻系统自身的响应特征与舰载机响应之间的耦合关系。随着当前计算机技术的飞速发展以及结构动力学理论的成熟,实现舰载机-拦阻系统的耦合动力学分析成为可能。

文献[1]研究了拦阻索冲击动力学问题,给出了拦阻过程中的索应变计算方法。文献[2,3]研究了拦阻装置在不同甲板跨度和飞机着舰质量下的拦阻性能,讨论了凸轮参数、导航滑轮对拦阻峰值和拦阻钩轴向力的影响。文献[4]在绳索极限强度、扭转和弹塑性等参数的基础上发展了绳索设计理论。文献[5]统计了舰载机着舰过程中的拦阻力,为舰载机设计提供了可靠的载荷输入数据。文献[6]等采用有限元方法建立拦阻系统的整体模型,包括拦阻索和轮系 Hertz 接触模型,拦阻器液压系统模型。中国在该领域研究相对较晚,目前的研究手段多采用能量法或多体动力学法。文献[7,8]利用能量法确定了具有三次多项式的拦阻律,根据相同拦阻索伸长量对应相同拦阻索拉力的假设,分析了垂直对中拦阻和垂直偏心拦阻受力特征。文献[9]研究了 MK7-3 型拦阻装置中滑轮组索在动滑轮组和定滑轮组中的缠绕方式,建立了拦阻装置动滑轮组和定滑轮组中各滑轮钢索拉出长度数学模型,分析了各滑轮的转速运动特点。文献[10]讨论了当量节流控制原理在某型飞机拦阻系统中的应用,通过数值仿真研究了凸轮控制阀面积对拦阻载荷的影响。文献[11]建立了考虑着舰约束条件的飞机拦阻动力学模型,证明了拦阻动力学微分方程解的唯一性、稳定性等。文献[12,13]对某型无人机的拦阻过程进行了数值仿真。文献[14]以拦阻索释放速度为控制输入,采用高斯伪谱法最优设计法研究了系统参数变化对拦阻性能的影响。文献[15]研究了舰载机着舰时初次冲击下横向应力波的形成、第2次冲击下斜向应力波的传播以及拦阻索的松弛问题。文献[16]比较详细地论述了舰载飞机着舰拦阻涉及到的关键动力学问题,重点对拦阻钩弹跳动力学及其载荷分析、拦阻索动力学及其载荷分析、下沉速度、非对称拦阻对起落架载荷的影响、拦阻系统动力学等方面进行了

综述。

本文研究舰载机-拦阻系统耦合分析动力学建模与分析方法。从刚柔耦合动力学建模角度出发,建立包括舰载机机体结构模型、起落架缓冲系统模型、MK7-3 拦阻系统模型为一体的高度复杂的拦阻着舰动力学仿真分析模型。通过仿真分析研究舰载机和拦阻器之间的相互作用,获得舰载机着舰响应和拦阻系统响应计算结果。本文建立的舰载机-拦阻系统耦合动力学仿真分析模型搭建了舰载机设计和拦阻系统设计之间的桥梁,通过本文模型能够同时满足两套复杂工程系统的协同设计需求,为舰载机上舰试飞前的安全可靠评估、拦阻系统的缓冲性能评价等提供可靠的动力学模型。

1 舰载机-拦阻系统耦合系统工作原理

当舰载机着舰时,拦阻钩与拦阻索产生接触碰撞。拦阻索在剧烈的撞击载荷作用下产生张力,并传递到滑轮组索上。滑轮组索再将该作用力传递到滑轮缓冲装置、阻拦机动滑轮组、定滑轮组及钢索末端缓冲装置上。

阻拦索的初始冲击力迫使滑轮缓冲装置动作,减少阻拦索的峰值应力。随着滑轮组索不断拉出,阻拦索牵动阻拦机动滑轮组向定滑轮组方向移动从而推动主液压缸柱塞杆做功,液压缸内的油液流经过定长冲跑系统后进入主蓄能器,并通过油液推动活塞压缩高压气体,使主液压缸内产生液压力,为飞机提供阻拦力。同时蓄能器内的压力随之升高,为阻拦索装置的复位提供压力能。

在拦阻系统机构运动过程中,飞机着舰时的动能通过阻拦索装置便转化为工作液体的热能和蓄能器内的压力能而使飞机逐渐拦停。

对舰载机而言,拦阻载荷通过拦阻钩传递到拦阻钩与机体结构连接的挂点,同时主起落架与甲板产生碰撞。这两种载荷共同作用于舰载机机体结构,产生低头力矩。在这种低头力矩的作用下,舰载机出现低头现象,前起落架与甲板产生碰撞。随着拦阻过程的持续,舰载机速度逐渐减小,作用于舰载机机体结构上的气动力也逐渐下降。至舰载机拦停结束,拦阻系统卸载。

对舰载机而言,拦阻载荷是作用在机体结构上的输入载荷,起到衰减舰载机着舰动能的作用;对拦阻系统而言,舰载机对拦阻索的冲击是拦阻机构

运动的输入,起到牵引拦阻器产生机构运动。因此,舰载机运动与拦阻器机构运动两者之间存在明显的耦合作用。建立舰载机-拦阻系统耦合动力学模型,通过仿真分析手段获取着舰拦阻响应和拦阻机构运动响应可以对舰载机着舰安全可靠性以及拦阻系统的拦阻性能同时进行评价,也可以为舰载机-拦阻系统协同设计提供可靠的参考依据。

2 舰载机-拦阻系统耦合动力学模型

由上述分析不难看出,舰载机-拦阻系统耦合动力学分析模型主要包括舰载机动力学模型和拦阻系统动力学模型两个部分。两者之间通过舰载机拦阻钩与拦阻索之间的啮合关系实现舰载机动力学模型与拦阻系统动力学模型之间的耦合作用。舰载机-拦阻系统耦合动力学模型各部分可抽象为如图1所示。

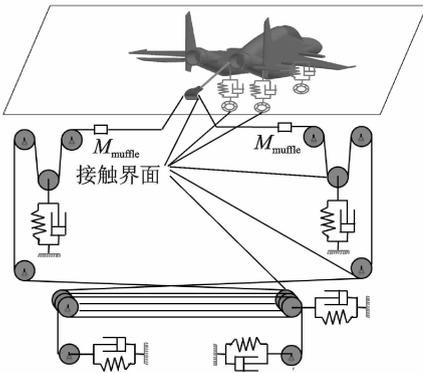


图1 舰载机-拦阻系统耦合动力学模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of coupled carrier-based aircraft and arresting gear system

舰载机动力学模型受到的外力主要有以下5种:重力、拦阻载荷、甲板支持力与摩擦力、发动机推力和气动力。

在上述载荷中,发动机推力根据舰载机着舰要求确定;甲板支持力与摩擦力为起落架缓冲系统与航母甲板之间的相互接触力;拦阻载荷为拦阻索与拦阻钩接触碰撞、啮合时产生的力,通过拦阻钩传递到机体结构,同时作用于拦阻系统;气动力受舰载机动力学模型着舰响应控制,由任意时刻机体姿态、速度决定。

拦阻系统动力学模型由拦阻索模型、液压系统模型、滑轮组模型等部分构成。拦阻系统动力学模型输入载荷来源仅仅为拦阻载荷。在拦阻载荷作用下,拦阻索不断拉出,从而牵引滑轮组索带动整

个机构产生运动。

本文将分别介绍本文建立的舰载机动力学模型和拦阻系统动力学模型。

3 舰载机动力学模型

舰载机动力学模型主要包括起落架缓冲系统模型、气动力模型、舰载机机体结构模型等部分。

3.1 起落架缓冲系统动力学模型

起落架是舰载机着舰缓冲、滑行减振和停机支撑的重要部件,缓冲器和机轮是起落架的主要缓冲构件,起着吸收和耗散飞机着舰撞击、地面不平激励的飞机运动能量和保证飞机安全的重要作用。

本文采用刚柔耦合方法建立起落架动力学模型,其中起落架支柱、活塞杆、轮轴、轮毂等部件采用刚体模型模拟,缓冲器的载荷特性采用非线性弹簧阻尼模型模拟。为准确描述轮胎的弹性特征,采用有限元法建立柔性轮胎模型。起落架动力学模型如图2所示。

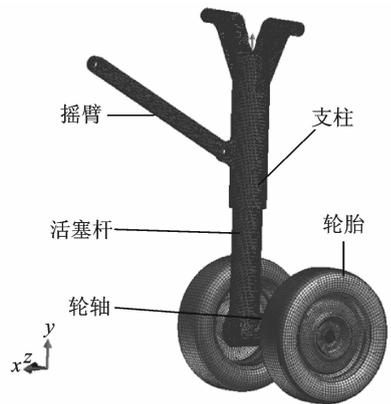


图2 起落架缓冲系统动力学模型

Fig. 2 Dynamics model of landing gear system

起落架缓冲系统沿轴线方向的力 F_s 包括空气弹簧力 F_a 、油液阻尼力 F_b 以及机构限制力 F_c , 如式(1)所示

$$F_s = F_a + F_b + F_c \quad (1)$$

式(1)中各部分载荷受缓冲器腔体体积、油液特性、油孔面积、缓冲器压缩速度等因素控制。

除采用式(1)所示的缓冲载荷形式外,在建立起落架缓冲系统动力学模型时也可以采用起落架落震试验获得的载荷-行程-速度曲线。

除缓冲器的缓冲载荷外,轮胎柔性对着舰冲击载荷也有显著贡献。试验结果表明,轮胎在冲击载荷作用下的压缩量在整个起落架缓冲系统压缩行程的占比不可忽略。以往的研究者通常着眼于缓

冲器自身的缓冲特性,而忽略了轮胎压缩特性。本文建立的起落架缓冲模型考虑了轮胎柔性的影响,建立的轮胎模型如图 3 所示。

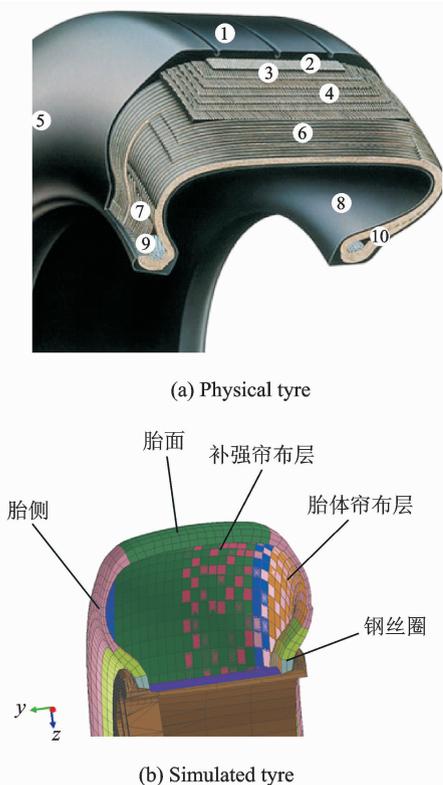


图 3 柔性轮胎动力学模型

Fig. 3 Dynamics model of flexible tyre

在图 3 所示的轮胎模型中,采用 1D 梁单元模拟轮胎钢丝圈,采用正交各向异性 2D 壳单元模拟胎体帘布层和补强帘布层,胎面、胎侧和胎体采用各向同性 3D 体单元建模。

采用均匀压力模型描述轮胎内部气体压力

$$pV = nRT \quad (2)$$

式中: p 为轮胎腔内内压; V 为轮胎模型包容的内部腔体体积; T 为腔内温度; n 为气体摩尔数; R 为气体常数。

3.2 气动力模型

由于本文主要关注舰载机着舰过程中的总体指标,将舰载机机体结构考虑成刚性体。因此,采用的是向机体结构重心简化的气动力和气动力矩。考虑给定的升力系数 C_L ,俯仰力矩系数为 m_z ,空气密度 ρ ,飞行速度 v 和机翼面积 S ,平均气动弦长参数 l ,则作用于舰载机重心处的升力和俯仰力矩可表示为

$$L = \frac{1}{2} \rho C_L S v^2 \quad (3)$$

俯仰力矩可表示为

$$M = \frac{1}{2} \rho m_z S l v^2 \quad (4)$$

3.3 舰载机动力学模型

舰载机机体结构模型为刚性体,用于定义舰载机质量、质心、惯量、惯性矩、起落架安装点、发动机推力作用点、拦阻钩安装点和入场攻角等参数。

假设经离散化处理后的质心指向刚体上任意节点 i 的位置矢量为 r_i ,部件质量为 M_{CG} ,质心坐标为 X_{CG} ,惯矩矩阵为 I_{CG} 。设施加在刚体上的载荷和力矩分别为 f_{CG}^e 和 m_{CG}^e ,由此可计算出刚体的加速度和角加速度分别为

$$a_{CG} = f_{CG}^e / M_{CG} \quad (5)$$

$$\alpha_{CG} = I_{CG}^{-1} m_{CG}^e$$

根据式(5)计算出部件质心的加速度和角加速度后,可通过积分运算得到质心的速度和角速度分别为 v_{CG} 和 ω_{CG} ,进而得到刚体上任意节点 i 处的速度和角加速度

$$v_i = v_{CG} + \omega_{CG}^e \times r_i \quad (6)$$

$$a_i = a_{CG} + \alpha_{CG}^e \times r_i + \omega_{CG}^e \times \dot{r}_i \quad (7)$$

由此可将部件上任意一点的速度、加速度等通过刚体重心节点的速度、加速度表示出来。

根据舰载机刚体模型上的节点当前位置可计算出任意时刻舰载机姿态,进而计算出当前时刻作用于机体结构重心的气动力和气动力矩。

本文建立的舰载机机体结构模型及起落架缓冲系统动力学模型如图 4 所示。

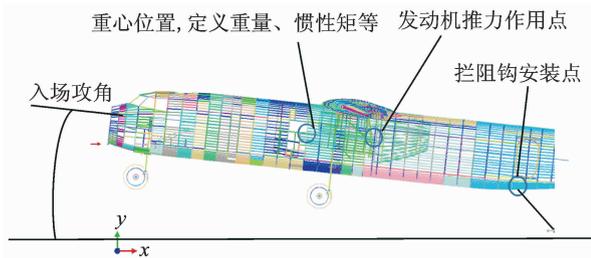


图 4 舰载机动力学模型

Fig. 4 Dynamics model of carrier-based aircraft

4 拦阻系统动力学模型

根据 MK7-3 拦阻器工作原理及结构系统特点,可将整个系统模型分为滑轮组系统模型、液压系统模型、拦阻索模型等模型部件。其中,滑轮组系统包括定滑轮、动滑轮、转向滑轮;液压系统由主液压缸和柱塞等部件构成。由于在工作过程中,滑轮组系统和液压系统的各个组成部件不会产生明

显弹性变形,为简化模型提高计算效率,假设这些部件为刚性部件,采用刚性体模拟。拦阻过程中,为考虑拦阻索弯折波和应力波效应,采用柔性体模拟拦阻索。

4.1 主液压缸缓冲特性

本文采用分段线性弹簧阻尼单元模拟主液压缸的能量耗散特性。分段线性弹簧用于表征气柱在压缩环境下的弹性特征,分段阻尼单元用于描述液体流经蓄能器耗散的能量。建立的主液压缸缸体和柱塞的模型如图5所示,其中主液压缸缸体和柱塞采用刚性体模型,缸体和柱塞之间的相对运动关系通过接触关系模拟,弹簧阻尼器单元用于模拟柱塞在主液压缸内运动时受到的缓冲力。



图5 主液压缸和柱塞模型

Fig. 5 Model of main hydraulic fluid buffer and plunger

4.2 拦阻索与滑轮组模型

在MK7-3型拦阻索装置中,拦阻索由1根拦阻钢索和2根滑轮组间的拦阻尼龙索将拦阻机、滑轮缓冲装置和拦阻索末端缓冲装置连接在一起。在飞机着舰拦阻过程中,拦阻钩与拦阻索啮合,导致拦阻索受到剧烈冲击,拦阻索内部会产生巨大应力波,沿拦阻索内部传播。同时,由于冲击载荷垂直于绳索,拦阻索会沿法线方向运动,绳索由直线预紧状态变为三角形布局的应力传播状态,称这种应力波动为弯折波。弯折波会在舰面可升降滑轮和拦阻钩之间往复震荡。当反射回来的弯折波在拦阻钩处相遇时,与原来的轴线应力叠加,造成拦阻索内部较高的瞬态应力,并在拦阻钩钩头产生较高的钩载。

为描述拦阻索在高速冲击下表现出的柔性绳索特性,本文采用考虑预紧力的线弹性索单元模拟拦阻索。建立的MK7-3型拦阻器刚柔耦合动力学模型如图6所示。

4.3 接触关系的定义

在完成上述模型后,通过接触关系可以定义出拦阻器与舰载机、拦阻索与拦阻装置滑轮组、起落架与甲板之间的相互作用关系,从而将舰载机-拦

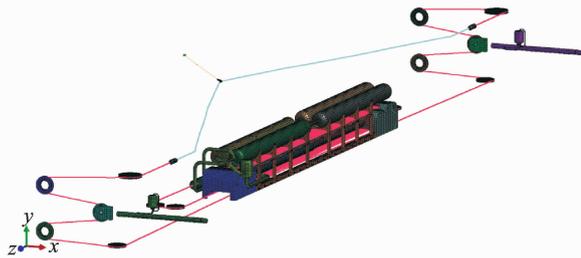


图6 MK7-3拦阻器刚柔耦合动力学分析模型

Fig. 6 Rigid-flexible coupled dynamics model of MK7-3

阻器着舰动力学仿真分析模型集成到一个统一的分析模型中。

在本文模型中定义的接触关系有以下几个部分:

- (1) 拦阻索与拦阻钩之间的点面接触;
- (2) 拦阻索与滑轮组之间的点面接触;
- (3) 起落架轮胎与甲板之间的面面接触;
- (4) 液压缸缸壁与柱塞之间的面面接触;
- (5) 起落架支柱与活塞杆之间的面面接触。

在接触关系中,接触对的搜索通过主从搜索算法实现,接触力的计算采用罚函数法。

将舰载机模型和MK7-3拦阻器刚柔耦合动力学分析模型组装后得到完整的舰载机-MK7-3拦阻器耦合系统动力学分析模型,如图7所示。

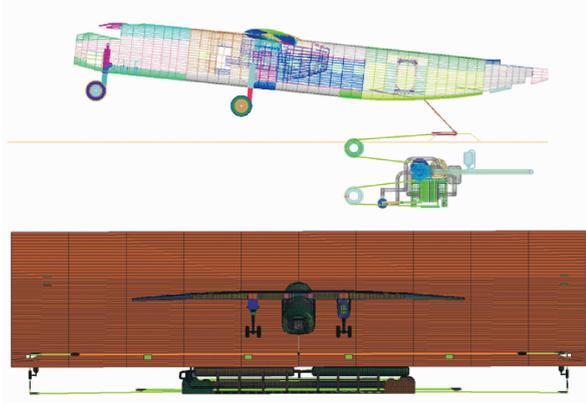


图7 舰载机-拦阻器耦合动力学分析模型

Fig. 7 Dynamics model of coupled carrier-based aircraft and arresting gear system

5 数值算例

考虑舰载机自由飞情况,舰载机拦阻钩首先与拦阻索发生接触作用。舰载机拦阻着舰动力学分析初始条件如表1所示。算例采用自编程序联合Pam-crash作为刚柔耦合动力学仿真分析平台,仿

真分析模拟时长 3.0 s。

表 1 舰载机拦阻着舰初始条件

Tab. 1 Parameters of arresting simulation

舰载机 质量/t	入场攻角/ (°)	水平速度/ (m · s ⁻¹)	下沉速度/ (m · s ⁻¹)	啮合点
22.0	6.0	75.0	5.0	拦阻索 中点

在拦阻钩与拦阻索啮合之后,拦阻索在舰载机着舰冲击载荷作用下被拉出,拦阻索张力通过拦阻钩传递到机体结构。同时,拦阻钩在拦阻索提供的牵引力作用下迅速抬起。约 0.3 s 左右,拦阻钩抬起至最大位置。此后,在拦阻钩限位块和拦阻钩阻尼器作用下,拦阻钩运动趋于平缓,始终保持在抬起最大位置附近产生小幅晃动。拦阻钩在着舰初始阶段的运动规律如图 8 所示。

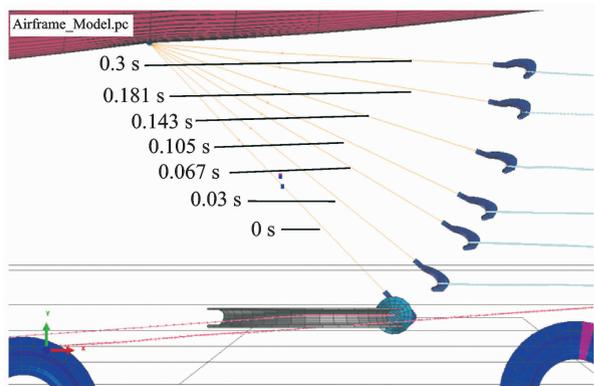


图 8 着舰初始阶段拦阻钩运动规律

Fig. 8 Deformation of resting hook under initial impact

图 9 给出了拦阻索张力的时间历程,从图中可以看出,拦阻初始阶段索内张力的显著振荡效应,而且在 0.18 s 时刻出现了首次索内张力峰值。

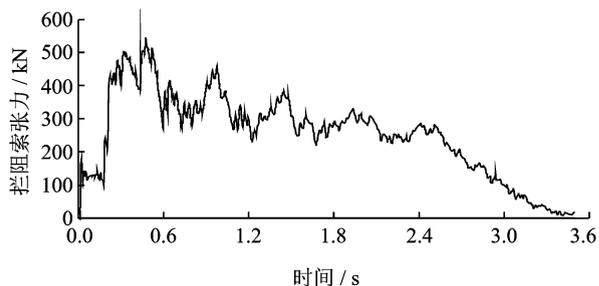


图 9 拦阻索内部张力时间历程

Fig. 9 Arresting cable force versus time

从图 9 中还可以看出,在经历约 3.5 s 后,拦阻索张力降低到零,说明此时舰载机拦阻过程已经

完成,拦阻索处于卸载状态。

在着舰初始阶段,主起落架受到严重的冲击载荷作用。在约 0.24 s 时,起落架轮胎压缩量达到最大,如图 10 所示。

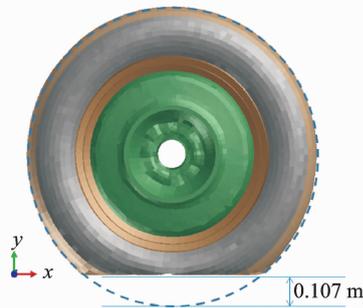


图 10 主起落架最大压缩量

Fig. 10 Maximum compression depth of tyre of landing gear

计算得到的舰载机攻角变化时间历程如图 11 所示。图 11 明显地反映出舰载机在着舰初始阶段受到拦阻索力和甲板冲击力作用下的迅速低头运动。

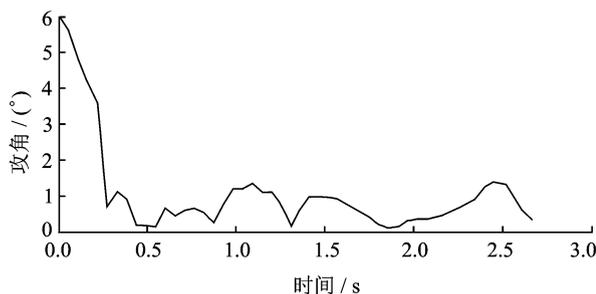


图 11 舰载机攻角变化规律

Fig. 11 Attack angle of aircraft versus time

图 12 给出了计算得到的拦阻载荷行程曲线与美军标 MIL-STD-2066 实验数据的对照。从图 12 中可以看出,由于滑轮缓冲装置及主液压缓冲器的作用,拦阻冲击载荷以比较平缓形式增长,并在舰载机运动至 51 m 时达到载荷峰值 944 kN。从图 12 中不难发现,计算得到的拦阻载荷行程曲线与美军标 MIL-STD-2066 通过实验给出的载荷行程曲线基本吻合。

表 2 给出了本文建立的拦阻器刚柔耦合动力学模型的拦停距离、峰值载荷等计算结果与美军标 MIL-STD-2066 实验结果的对比。从表 2 和图 12 给出的计算结果与 MIL-STD-2066 实验结果对比发现,本文建立的拦阻缓冲系统刚柔耦合动力学分

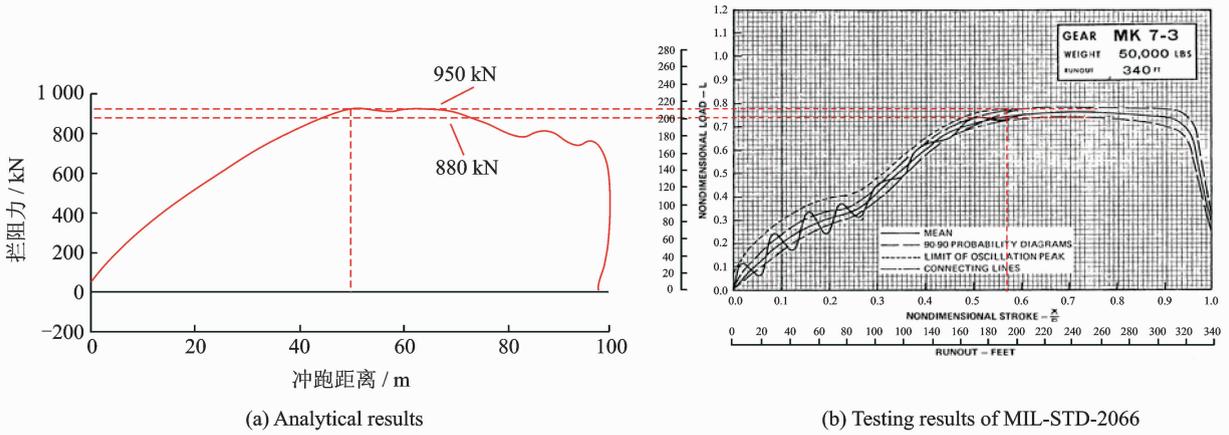


图12 拦阻载荷行程曲线计算结果与美军标实验结果对比

Fig. 12 Comparison of arresting load-stroke curve between analytical results and testing results of the US military standard

表2 计算结果与美军标实验结果对比

Tab. 2 Comparison of presented and MIL-STD-2066 results

项目	本文结果	美军标实验结果
拦停距离 /m	101	103
拦阻载荷峰值/kN	944	880~950
峰值滑跑距离/m	51	56

析模型具有很高的计算精度。

6 结束语

本文提出了一套完整的包含舰载机和拦阻器的刚柔耦合动力学建模与分析方法,并开展了舰载机着舰拦阻环境下的拦阻器刚柔耦合动力学计算。

数值仿真分析结果表明,舰载机着舰仿真分析结果与美军标 MIL-STD-2066 提供的实验数据高度吻合,说明了本文建立的舰载机-拦阻器刚柔耦合动力学模型的准确性和合理性。

本文模型既能够满足对拦阻器自身特性(如主液压缸缓冲特性、滑轮组参数等)进行深入研究的需求,又可满足舰载机拦停距离、拦阻钩载荷、拦阻索载荷等计算需求,为舰载机设计提供载荷输入依据。在本文模型基础上可以很容易地将舰载机模型的弹性特性考虑进来,给出着舰过程中的机体结构应力状态,并借助仿真分析结果进行结构强度校核。

参考文献:

[1] Gibson P T, Cress H A. Analytical study of aircraft arresting gear cable design[R]. AD617788, 1965.
 [2] Billec W B. Dynamic performance of a mark 7 mod 1

arresting system using 24-inch and 28-inch PD fair-lead sheaves[R]. W-900172, 1966.
 [3] Billec W. The effect of deck span upon arresting-gear performance[R]. AD-813761, 1967.
 [4] Gibson P T, Alexander G H, Cress H A. Validation of design theory for aircraft arresting-gear cable[R]. AD665328, 1968.
 [5] Military Specifications and Standards[S]. MIL-STD-2066. Catapulting and arresting gear forcing functions for aircraft structural design. Department of the Navy A S C, 1981.
 [6] Mikhaluk D, Voinov L, Borovkov A. Finite element modeling of the arresting gear and simulation of the aircraft deck landing dynamics[C]// Proceedings of the 7th European LS-DYNA Conference. St. Petersburg, Russia: MechLab of St. Petersburg State Polytechnical University, 2009.
 [7] 柳刚, 聂宏. 基于能量法的飞机拦阻动力学分析[J]. 中国机械工程, 2009, 20(4): 450-454.
 Liu Gang, Nie Hong. Dynamics analysis for aircraft arresting based on absorbing aircraft Kinetic energy [J]. China Mechanical Engineering, 2009, 20(4): 450-454.
 [8] 史红伟, 徐元铭, 刘博. 基于能量法的舰载机拦阻着舰动力学分析及建模仿真[J]. 飞机设计, 2011, 31(6): 1-5.
 Shi Hongwei, Xu Yuanming, Liu Bo. Dynamic analysis and computational simulation for aircraft arrested landing based on energy method[J]. Aircraft Design, 2011, 31(6): 1-5.
 [9] 王海东, 毕玉泉, 杨炳恒, 等. MK7-3 拦阻装置拦阻特点分析[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(9): 2038-2042.

- Wang Haidong, Bi Yuquan, Yang Bingheng, et al. Characteristic analysis of MK7-3 arresting gear[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(9): 2038-2042.
- [10] 吴娟,袁朝辉,何长安. 某型飞机拦阻系统控制原理及方法分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2002, 3(4): 1-3.
- Wu Juan, Yuan Chaohui, He Changan. Control principle and method analysis of an aircraft arresting system[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural science Edition), 2002, 3(4): 1-3.
- [11] 吴娟. 飞机拦阻系统分析与控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 2003.
- Wu Juan. Analysis and control for the aircraft arresting system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003.
- [12] 李悦,周儒荣,周同礼. 涡轮阻尼器的试验研究[J]. 吉林大学学报(工学版), 2003, 33(1): 64-68.
- Li Yue, Zhou Rurong, Zhou Tongli. Experimental research on turbine damper[J]. Journal of Jilin University Engineering and Technology Edition, 2003, 33(1): 64-68.
- [13] 李悦,周同礼,董立敏. 某型无人机拦阻网回收系统设计[J]. 南昌航空工业学院学报(自然科学版), 2004, 18(1): 82-85.
- Li Yue, Zhou Tongli, Dong Limin. Design of arresting net recovery system for certain unmanned aerial vehical[J]. Journal of Nanchang Institute of Aeronautical Technology(Natural Science Edition), 2004, 18(1): 82-85.
- [14] 马善智,陈国平,何欢. 偏心拦阻过程最优拦阻索运动速度的设计[J]. 振动与冲击, 2012, 31(19): 183-187.
- Ma Shanzhi, Chen Guoping, He Huan. Optimal design for velocity of an arresting cable in off-center arresting process[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(19): 183-187.
- [15] 杨国奇. 舰载机拦阻系统的有限元建模及仿真分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2012.
- Yang Guoqi. Research on rigid-flexible coupling model and dynamic characters of carrier-based aircraft arresting system[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012.
- [16] 聂宏,彭一明,魏小辉,等. 舰载飞机着舰拦阻动力学研究综述[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 1-12.
- Nie Hong, Peng Yiming, Wei Xiaohui, et al. Overview carrier-based aircraft arrested deck-landing dynamics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 1-12.

