

直升机滑橇式起落架落震仿真计算与试验验证

陈 静, 沈安澜, 吴远飞, 邵元新, 张 梅, 赵 卓

(中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘要:直升机起落架着陆性能直接影响直升机着陆载荷计算及机身设计, 目前主要通过落震试验实测起落架的着陆性能。为了预先分析滑橇式起落架着陆性能, 采用 RADIOSS/HyperMesh 模态分析平台, 建立滑橇式起落架的落震仿真模型, 进行着陆性能仿真计算。并设计了滑橇式起落架落震试验, 实测起落架的落震性能参数。通过仿真分析结果与试验实测数据对比, 验证了基于 RADIOSS 分析平台进行起落架着陆性能分析方法在工程上的可行性, 同时通过仿真计算结合实测结果得到了滑橇起落架的着陆性能参数, 为后续起落架进一步优化设计提供参考。

关键词:滑橇式起落架; 落震; 仿真分析; 试验验证

中图分类号: V226⁺.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-1807(2021)04-0228-06

直升机起落架是直升机着陆和起飞过程中吸收冲击载荷的重要部件, 直升机起落架的着陆性能将直接影响直升机机体结构设计, 同时起落架性能不佳可能会引起直升机“地面共振”问题, 影响直升机飞行安全。直升机着陆冲击载荷, 不仅与其质量、旋翼拉力以及着陆时的飞行状态有关, 还与起落架的构造有关^[1-3]。由于滑橇起落架结构简单, 也易于加工和维护, 因此目前大多数轻型直升机都采用滑橇起落架设计。

滑橇起落架的着陆性能计算涉及求解滑橇式起落架在动载荷作用下的几何非线性、材料非线性的问题, 难度较大^[4], 目前国内外主要的动态有限元仿真分析求解器软件有 LS-DYNA、RADIOSS、PAM-CRASH、ABAQUS、Nastran 等, 如贝尔直升机, Tho 等^[5]采用 LS-DYNA 有效模拟直升机滑橇式起落架动力落震; Fuchs 等^[6]采用 LS-DYNA 对 WASP 直升机滑橇式起落架进行了垂直落震试验及相关分析; 陶周亮等^[7]基于 LS-DYNA 对滑橇式起落架进行了落震分析及二次开发; 徐晓晨等^[8]通过 Nastran 与 Adams 软件相结合分析了复合材料板簧式起落架在冲击载荷下的动强度。RADIOSS 作为一款通用的动态有限元仿真分析求解器, 在汽车碰撞领域应用广泛并取得了较好的分析结果^[9]。本文尝试采用 RADIOSS/HyperMesh 模态分析平台进行滑橇起落架落震仿真分析, 得到不同重量重

心、升力系数、落震高度下的起落架着陆性能。同时根据计算分析结果设计了滑橇起落架的落震试验, 通过对比仿真计算与试验结果, 曲线吻合度非常好, 验证了 RADIOSS 求解器进行起落架着陆仿真分析的工程可行性, 同时根据仿真计算和试验得到了滑橇式起落架着陆性能, 对直升机滑橇式起落架的进一步优化设计具有重要的指导意义。

1 仿真计算

1.1 非线性有限元计算理论

非线性方程的求解方法分隐式方法和显式方法两种。本文采用 RADIOSS 显式方法进行分析起落架的着陆(落震)过程, 计算步骤如图 1 所示。

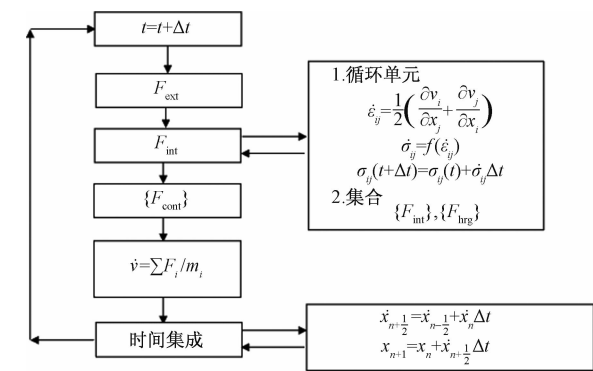


图 1 RADIOSS 显式分析流程

步长 Δt 为一个激波传播到一个单元中最小距离所需要的时间。单元时间步长:

收稿日期: 2020-11-21

作者简介: 陈静(1988—), 女, 江西吉安人, 中国直升机设计研究所, 高级工程师, 硕士, 研究方向为直升机机体结构强度设计。

$$\Delta t_e = \frac{l}{c} = \frac{l}{\sqrt{\frac{E}{\rho}}}$$

(1)

式中： l 为单元长度； c 为声速； E 为模量； ρ 为密度。
节点时间步长：

$$\Delta t_n = \sqrt{\frac{2m}{k}}$$

(2)

式中： m 为节点质量； k 为等效节点刚度。其中
 $\Delta t < \Delta t_{critical}$ ，则计算收敛。与隐式方法对比，显式方法可大大节省存储空间及计算时间。

1.2 有限元模型

根据某型直升机滑橇式起落架设计实际需求，利用有限元软件 HyperMesh 为工具建立起落架着陆(落震)仿真模型，采用 RADIOSS 求解器进行仿真分析。起落架的横梁、滑管、防滑片及套管均采用板壳单元模拟，为了保证计算精度的前提下提升计算效率，在建模过程中简化了螺栓等结构，保留主体结构；壳单元的基准面为起落架实际结构的中面，结构间的连接采用节点耦合、刚性连接和接触设置等模拟；忽略结构上一些较小的工艺孔、安装孔等工艺特征；二维单元的平均尺寸为 5 mm，节点总数为 43 398，单元总数为 45 680；通过约束 Rigid-body 将机身质量点和前、后横梁的 4 个连接点进行刚体连接；地面采用壳单元和刚体材料建模，限制其平动和转动的 6 个自由度。参与塑性变形的结构材料采用 M36_PLAS_TAB 弹塑性材料类型定义材料应力-应变曲线；套管与横梁、滑管与地面均采用/INTER/TYPE7 接触类型设置，定义套管上所有节点为从面，横梁接触面为主面；滑管上的所有节点为从面，地面为主面，自接触摩擦系数取 0.15，如图 2、图 3 所示。

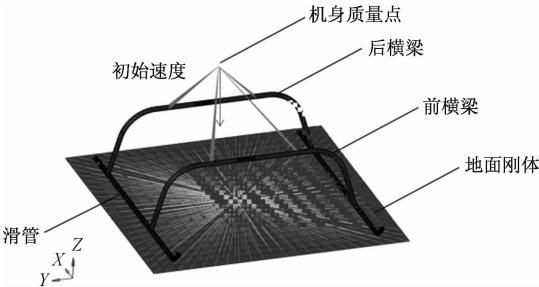


图 2 滑橇式起落架落震有限元模型(1)

1.3 仿真结果

分别模拟分析了起落架在不同重量、重心分布、升力系数及不同高度等多个工况的着陆(落震)过程，如表 1 所示，得到前、后横梁及滑管在着陆冲

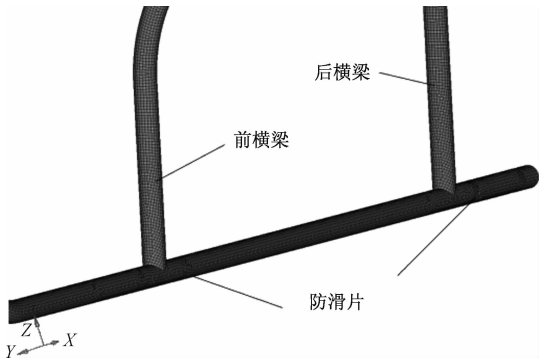


图 3 滑橇式起落架落震有限元模型(2)

击的过程中产生垂直地面的垂向位移和沿地面方向的侧向位移，以及滑管着陆的垂向及侧向载荷。

表 1 落震工况

工况	重量重心	摩擦系数	升力系数	自由落震高度/mm	有效质量/kg
1	大重量重心右后限	0.25	2/3	38	314.568
2			2/3	204	347.491
3			1	52	270.188
4	大重量重心居中	0.25	2/3	70	274.236
5	小重量重心居中	0.25	2/3	46	259.463
6			2/3	204	238

6 个工况下起落架重心处的位移、载荷以及重心处总能量随时间变化图如图 4~图 6 所示。

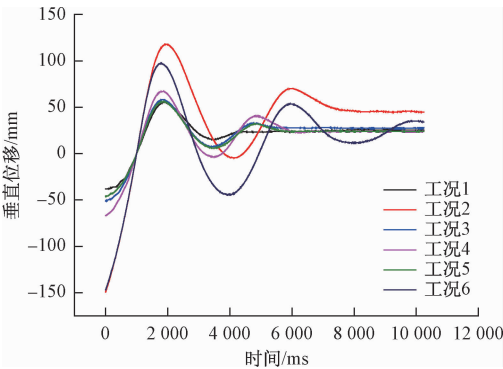


图 4 重心垂向位移-时间图

由图 4~图 6 可知，起落架受载在工况 2 下最严重。工况 2 下起落架着陆(落震)能量图如图 7 所示。在起落架仿真计算过程中，主要包括的物理能量有动能、内能、接触能等能量信息。

工况 2 状态下起落架在采用 RADIOSS 计算落震仿真过程中，这个模型的物理能量保持平稳下降趋势，动能和内能的变化也处于合理状态中，接触

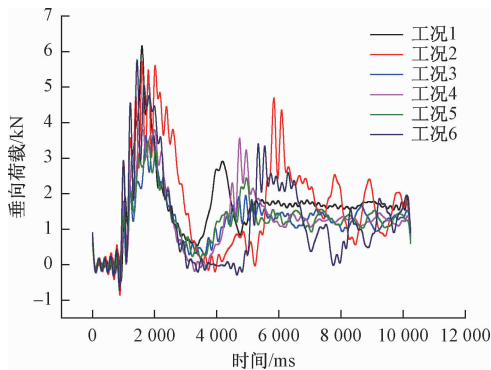


图 5 重心垂向载荷-时间图

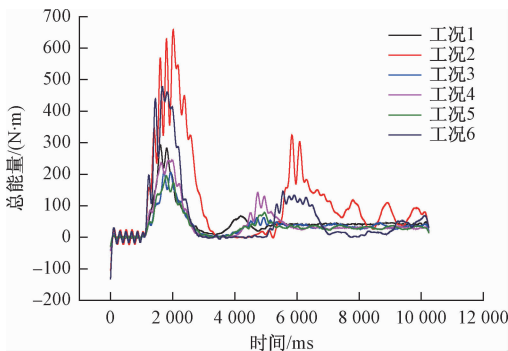


图 6 重心处总能量-时间图

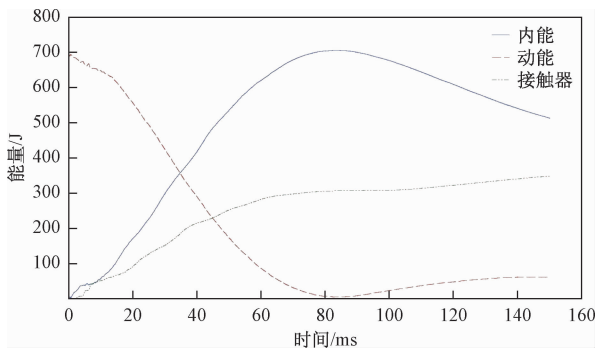


图 7 起落架落震能量曲线

能量占总能量的 60%。

2 落震试验方案设计

为了进一步获得起落架着陆性能同时验证仿真结果的准确性,开展直升机滑橇起落架落震试验。根据起落架不同重量重心、不同旋翼升力下的落震仿真分析结果,对起落架落震试验进行试验方案设计。

直升机滑橇起落架落震试验采用有效质量自由落震的方法并考虑旋翼升力的影响^[11-12],有效质量为

$$W_e = W \left[\frac{h + (1 - L)d}{h + d} \right]$$

(3)

式中: W_e 为有效质量; W 为滑橇起落架减缩质量; h 为自由落震高度; L 为旋翼升力系数; d 为起落架触地后质量位移的垂直分量。有效质量指吊箱、夹具、起落架、配重及其附加重量集合的总落体质量。

滑橇式起落架落震试验台,主要包括吊篮、起吊工装、释放装置、测力装置、起落架安装夹具、起落架试验件、限位保护装置、质量配重和各种测量传感器组成。试验件上位移、应变测点如图 8 所示。

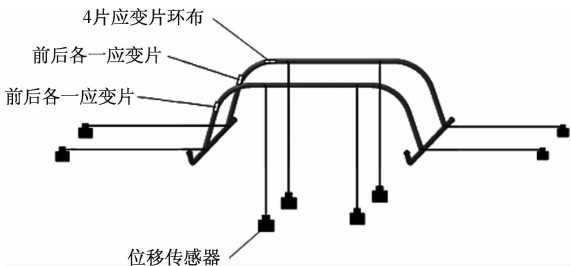


图 8 试验件上位移、应变测点示意图

通过调整每个配重点上的配重质量进行模拟滑橇落震试验各工况下的投放重量、重心及转动惯量。正式落震试验时试投工况校正各状态有效质量再次进行计算模拟。吊篮上设计有 4 个起落架连接接口用于试验件的安装。每个接口沿 Y 向有两个安装位,分别用于最小重量和最大重量右极限试验工况的 Y 向重心调整,如图 9 所示。

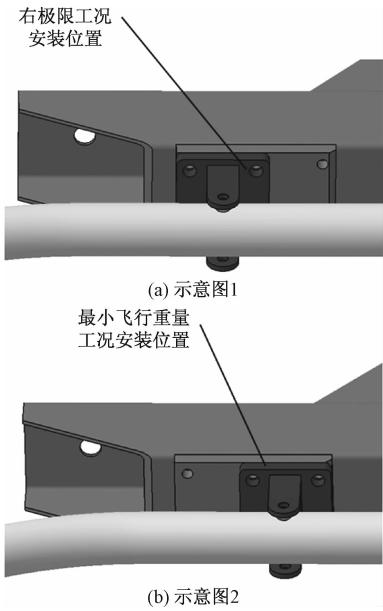


图 9 起落架安装接头的安装位置示意图

两台测力装置分别测量滑橇起落架左、右滑管组件的垂向和侧向着陆载荷,垂向力 F_z 是指起落架滑橇重心处受到的最大的垂向力 F_z ;位移是指起落架重心处最大垂向位移 z ,通过位移传感器

获得。

3 落震试验数据处理

通过落震试验数据分析,得到起落架重要性能参数,并通过分析落震试验数据进行起落架落震性能分析,为完善起落架设计理论提供实测数据^[11-12]。

其中吸收功量 W_1 是垂向力在起落架开始受压缩到最大压缩量这段时间里所做的功,可以定义为

$$W_1 = \int_0^a F_v d_s \tag{4}$$

起落架吸能效率系数(吸收率)表示起落架在最大压缩量 $S_{\max}$ 和最大载荷 $P_{\max}$ 的条件下,吸收撞击能量的能力,可以定义为

$$\eta = \frac{W_1}{P_{\max} S_{\max}} \tag{5}$$

吸收功量 W_1 和投放功量 W_2 的比值称为落震系统效率系数^[13],可以定义为

$$\mu = \frac{W_1}{W_2} = \frac{W_1}{mg(H + S_{\max})} \tag{6}$$

自由落震高度 H 根据下沉速度 V 决定,即

$$H = V^2 / 2g \tag{7}$$

以工况 2 为例,在起落架重心位于后右极限时投放高度 204 mm 下功量图如图 10 所示, Z 为起落架重心处的垂向位移,mm。从图 11、图 12 中可以看出最大垂向位移约 150 mm,最大垂向力约 15.5 kN。

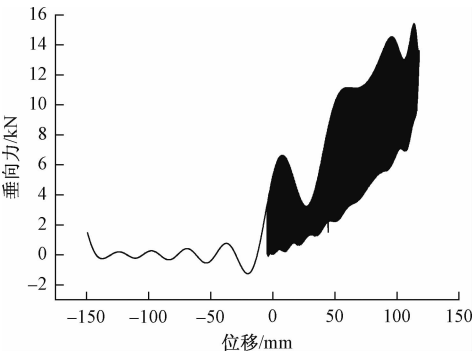


图 10 功量图

进一步得到不同工况下各落震高度、重量重心下起落架效率系数和吸收率,见表 2。

4 计算与试验结果分析

根据仿真分析和试验结果,进一步分析起落架的性能同时验证结果的准确性,针对试验结果和仿真分析结果进行对比分析。取最严重工况 2 进行仿真并与试验数据进行对比见表 3。其中包括左、右侧滑管最大垂向载荷,左、右侧滑管侧向及垂向最大位移。其中仿真分析结果通过 SAEJ211 截止频

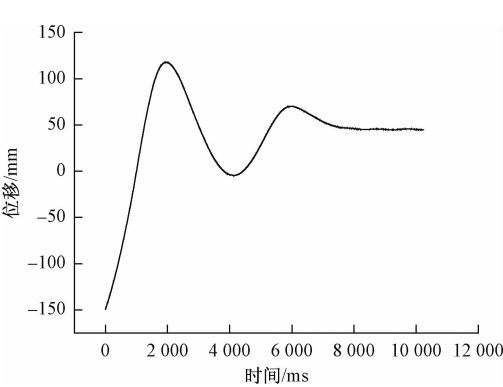


图 11 垂向位移-时间图

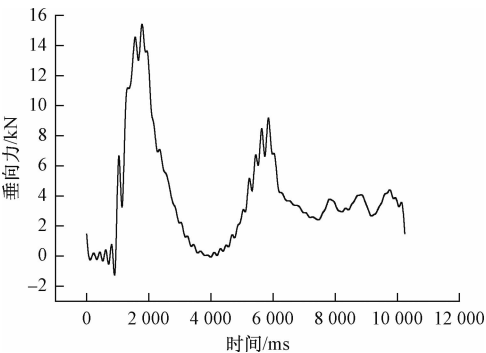


图 12 垂向力-时间图

率为 60 Hz/180 Hz 的等效低通滤波器过滤。

表 2 效率系数和吸收率

重心位置	摩擦系数	升力系数	自由落震高度/mm	$\eta/\%$	$\mu/\%$
大重量重心 后右极限	0.25	2/3	38	38	78
		2/3	204	36	58
		1	52	42	79
大重量重心居中	0.25	2/3	70	38	74
小重量	0.25	2/3	46	44	84
		2/3	204	43	74

表 3 工况 2 仿真与试验数据对比

参数	左侧垂向力/ N	右侧垂向力/ N	左侧侧向位移/ mm	左侧垂向位移/ mm	右侧侧向位移/ mm	右侧垂向位移/ mm
试验值	6 973	8 441	96.96	96.3	99.76	107.8
仿真值	7 326	8 858	103.2	89.6	94.3	105
偏差/%	5	5	6%	-7%	-5%	-3%

工况 2 下试验与仿真分析下起落架重心位移对比如图 13 所示。

工况 2 仿真计算结果与试验结果对比如图 14 所示。

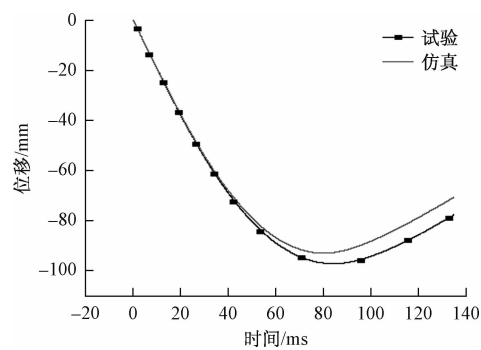


图 13 工况 2 位移对比

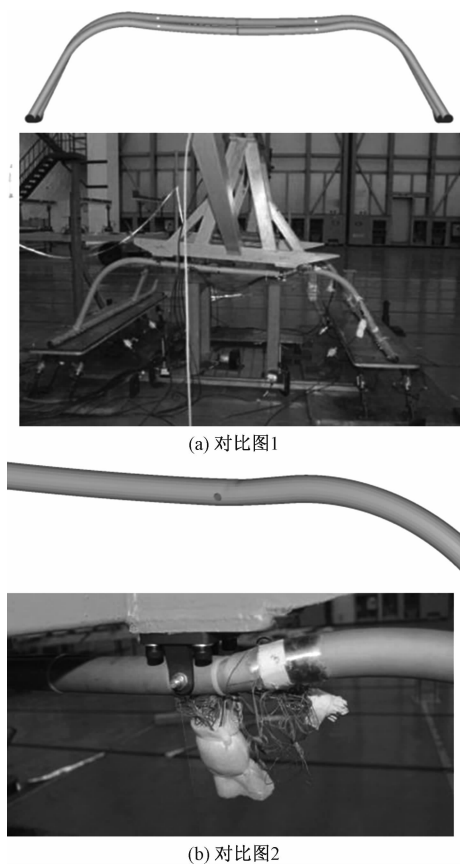


图 14 仿真分析与试验结果对比

为验证仿真结果的准确性,对比不同升力系数下的工况 3 的数据,如表 4 所示。

表 4 工况 3 仿真与试验数据对比

参数	左侧	右侧	左侧侧	左侧垂	右侧侧	右侧垂
	垂向力/ N	垂向力/ N	向位移/ mm	向位移/ mm	向位移/ mm	向位移/ mm
试验值	4 202	5 278	48.65	38.02	52.16	49.5
仿真值	4 219	5 296	49.3	39.7	49.6	47.4
偏差/%	0	0	1	4	-5	-4

对比仿真分析及试验下起落架的吸收率和效率系数,如表 5 所示。

表 5 效率系数和吸收率对比 %

工况	重心位置	仿真计算结果		试验结果	
		η	μ	η	μ
1	大重量重心 后右极限	40	80	38	78
2		38	60	36	58
3		40	77	42	79
4	大重量重心居中	37	73	38	74
5	小重量	42	83	44	84
6		41	73	43	74

根据图 13、图 14 所示,仿真分析较好地模拟了起落架着陆(落震)过程,其中起落架重心处位移仿真分析结果与试验结果变化一致,曲线吻合度较好。通过表 3~表 5 可知,左右侧垂向载荷、各向位移以及起落架效率系数和吸收率仿真计算结果与试验结果一致,最大误差在 7% 以内,其中载荷误差在 5% 以内,起落架效率系数和吸收率误差均在 5% 以内,说明基于 RADIOSS 分析平台进行起落架着陆性能分析方法在工程上的可行性,其计算精度满足工程实际需要,并从另一方面证明仿真分析结果和试验结果的准确性。

通过计算仿真和落震试验可知,该型机滑橇式起落架在不同状态着陆(落震)工况下其吸能效率系数(吸收率)均在 36% 以上,最大值为 44%;系统效率系数均在 58% 以上,最大值为 84%,满足起落架设计要求,并为后续起落架设计和优化提供了参考。

5 结论

1)首次将基于 RADIOSS/HyperMesh 模态仿真分析方法推广应用至直升机起落架落震仿真分析中,通过建立了滑橇式起落架落震仿真模型,采用壳单元模拟实际结构,并通过输入合理的材料应力—应变曲线、自接触摩擦系数符合起落架着陆过程中的实际情况,并准确模拟了起落架的落震试验过程。

2)根据仿真分析结果,设计起落架落震试验,完成试验参数的调试,并完成了不同重量、重心、落震高度下的起落架落震试验,获得了可靠有效的起落架性能实测数据。

3)通过仿真分析结果与试验结果对比,仿真结果与试验结果一致,曲线吻合度很好,进一步说明本文的仿真分析方法可以有效地对滑橇式起落架着陆过程进行仿真计算,计算精度满足工程实际需要。

4)通过起落架落震试验和分析分析结果表明,

该型机滑橇式起落架在不同状态着陆(落震)工况下其吸能效率系数(吸收率)均在 36% 以上,最大值为 44%;系统效率系数均在 58% 以上,最大值为 84%,满足起落架的设计要求。

5)通过仿真分析结合试验测试方法,给出滑橇式起落架的着陆(落震)仿真分析方法和试验方案,对后续起落架的设计和优化具有较大的工程实际应用价值。

参考文献

[1] PRITCHARD J. An overview of landing gear dynamics: TM-1999-209143[R]. NASA,1999.

[2] 隋福成,陆华. 飞机起落架缓冲器数学模型研究[J]. 飞机设计,2001(2):44—51.

[3] 刘晖,顾宏斌,吴东苏. 半主动控制起落架缓冲性能初步研究[J]. 航空学报,2006,27(5):864—868.

[4] 王新敏. ANSYS 工程结构数值分析[M]. 北京:人民交通出版社,2007.

[5] THO C H, SPARKS C E, SAREEN A K. Efficient helicopter skid landing gear dynamic drop simulation using LS-

DYNA[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004,49(4):483—492.

[6] FUCHS Y T, JACKSON K E. Vertical drop testing and analysis of the WASP helicopter skid gear[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2011,156(1):1—10.

[7] 陶周亮,方建义,张梅. 基于 LS-DYNA 的滑橇起落架落震分析及二次开发[J]. 直升机技术,2015,185(3):25—33.

[8] 徐晓晨,刘波,贾宏光,等. 冲击载荷下复合材料板簧式起落架动强度研究[J]. 机械强度,2013,35(5):571—576.

[9] 周会锋,杜汉斌,王立志,等. RADIOSS 整车碰撞模型转换方法及其应用[J]. 机械设计与研究,2012,28(6):7—10,19.

[10] 岳玉梅,秦政琪,邹爱丽. 起落架落震试验测试系统的设计[J]. 机械设计与制造,2007(12):157—158.

[11] 齐丕骞,史惟琦,戚志民,等. 起落架落震试验的仿升动力模拟[J]. 机械科学与技术,2002,21(S1):36—37.

[12] 贾玉红,夏涛,宋锐. 管簧式起落架落震试验及分析[J]. 振动与冲击,2017,36(8):218—223.

[13] CHEN F, LÜ Y, XING Z W. The strength analysis of aircraft landing gear strut based on ansys[J]. Advanced Materials Research,2012(1):490—495.

Simulation Calculation and Test Verification of Helicopter Sled Landing Gear

CHEN Jing, SHEN An-lan, WU Yuan-fei, SHAO Yuan-xin, ZHANGE Mei, ZHAO Zhuo

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: The landing performance of sled landing gear helicopter directly affects the landing load calculation and the airframe design. At present, the landing performance of landing gear was mainly measured by falling test. In order to pre-analyze landing performance of skid landing gear, simulation analysis technology and RADIOSS/HyperMesh modal analysis platform were used to establish a sled landing gear landing simulation model and obtain relevant parameters. The sled landing gear drop test was designed in the later stage to measure landing gear fall performance parameters. By comparing the simulation results of the model with the test data, the engineering feasibility of the calculated results of the RADIOSS solver was not only verified, but also the performance parameters of the skid landing gear were obtained, which provided a reference for the optimal landing gear design.

Key words: skid landing gear; drop test; simulation analysis; test verification