

基于仿真分析的直升机座椅静强度研究



高顿林, 江秋鑫, 赵昱淇

中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333000

摘要:直升机座椅的抗坠毁性能是保护驾驶员的重要保障之一,座椅的静强度与动强度性能是衡量座椅可靠性的重要指标。本文以座椅静强度性能为出发点,以某型直升机座椅为例,根据适航要求设计了基于不同加载方向的座椅静强度测试试验。为进一步计算评估座椅的静强度性能,基于有限元分析方法,通过Abaqus对座椅的静载荷加载试验进行了模拟,分析了该座椅在不同加载条件下的变形量、Mises应力分布与材料损伤情况,通过仿真与试验结果相结合的方式验证了该型机座椅的可靠性,并为直升机座椅的性能模拟计算提供了有力的技术支撑。

关键词:直升机座椅; 静强度试验; 有限元分析; Johnson-cook; Hashin失效准则

中图分类号: V244.22+2

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.08.004

直升机座椅作为保护直升机驾驶员的重要装置,在直升机抗坠毁设计^[1-3]中往往起到至关重要的作用。座椅的可靠性是直升机抗坠毁设计中的关键所在^[4-6],因此座椅的静强度与动强度特性成为评价座椅性能的重要指标^[7-8]。对于座椅的静强度这一特性,座椅往往要分别承受不同方向的静载荷,通过变形量以及是否存在结构失效加以评定。

目前关于直升机座椅的研究多集中于动强度性能的分析,王陶、李晓波等^[9-10]从抗坠毁动态冲击角度对座椅吸能装置的结构设计进行了研究,而目前关于座椅静强度的研究多集中于汽车座椅领域,张红红、徐中明等^[11-12]对汽车座椅的静强度进行了仿真模拟,分析了座椅的应力及变形情况,但考虑到直升机座椅结构与汽车座椅差别较大,且直升机座椅面临的载荷要求更为复杂严苛,无法为直升机座椅的静强度分析直接提供指导作用,为此,本文以某型机驾驶员座椅为出发点,以适航相关的座椅静强度要求为依据,对其静强度试验方法进行了详细阐述,此外结合试验方法对座椅静强度试验进行了仿真模拟,分析了座椅静强度试验下的应力、变形以及材料损伤情况,最终通过仿真与试验结果相结合的方式验证了该型机座椅的静强度性能,为直升机座椅的强度设计提供一定的指导作用。

1 试验设置

1.1 座椅结构

该型机直升机座椅重量(质量)24.5kg,其骨架部分主要由椅盆与椅腿两部分组成。椅盆用以承载驾驶员,其材料为由碳纤维层压铺放技术制成的树脂基复合材料,以实现座椅的轻量化技术要求。椅腿用于承载椅盆,其材料采用航空领域较为广泛使用的7075铝合金。

1.2 静强度试验设置

参考SAE AS 8049A《民用旋翼类、运输类和通用航空类飞机座椅的性能标准》与CCAR-29-R2《运输类旋翼航空器适航规定》以及《民用直升机座椅通用要求》,座椅应能承受向上、向前、侧向、向下与向后方向的极限载荷,且施加的静载荷应至少维持3s,座椅应不产生有害的变形,可以有效地约束成员进而达到人员防护的目的。为此,参考上述规定与标准,对直升机座椅设计了静载荷试验,通过测量座椅不同点的变形量加以评估,在测量点的选择上,考虑到椅盆与驾驶员直接接触,其变形将对驾驶员的生存空间产生直接影响,故将测量点均选择在椅盆上,测量点位置如图1所示,可以较为详尽地体现椅盆的变形情况,其中A点为椅盆中心的最前点,B点为下侧椅盆两前端的最外侧位置,C点

收稿日期: 2023-04-06; 退修日期: 2023-06-07; 录用日期: 2023-07-10

引用格式: Gao Dunlin, Jiang Qiuxin, Zhao Yuqi. Research on static strength of helicopter seat based on simulation analysis[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(08): 28-36. 高顿林, 江秋鑫, 赵昱淇. 基于仿真分析的直升机座椅静强度研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(08): 28-36.

为下侧椅盆两侧顶部边缘的最低点,D点为距地面高度635mm处的中心点,E点为肩带高度处椅盆左右两侧位置,F点为椅盆头靠部分的最高点。

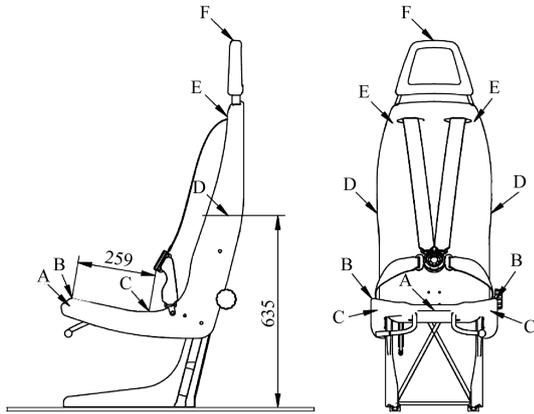


图1 座椅静强度试验测量点

Fig.1 The static test measuring points of seat

根据CCAR-29-R2《运输类旋翼航空器适航规定》以及《民用直升机座椅通用要求》中座椅静强度的要求,座椅应能承受前向16g载荷、后向16g载荷、上方向4g载荷、下方向20g载荷以及侧向8g载荷,此外参考SAE AS 8049A在上躯干试验中的要求,还需满足静态载荷的40%通过上躯干约束、60%通过骨盆约束的加载要求,因此在计入载荷拟合系数1.33后额外设置了前向21.28g载荷试验,共计6种静载荷试验。载荷的施加位置根据SAE AS 8049A要求应基于座椅参考点(SRP)加以实施,具体加载位置见表1。

表1 不同试验下的静载荷施加位置

Table 1 The static load application position under different tests

试验	加载位置
前向21.28g载荷	SRP上方270mm
前向16g载荷	SRP上方270mm
后向16g载荷	SRP上方270mm
侧向8g载荷	SRP上方270mm
上方向4g载荷	SRP前方215mm
下方向20g载荷	SRP前方215mm,载荷均匀加载在椅盆底侧

试验设置如图2所示,载荷均由主轴加载,其间配备测力传感器以测试3s中静载荷的稳定性。载荷由主轴输出,为模拟真实的加载环境,静载荷往往需加载至由驾驶员约束系统约束躯干模块后的座椅,因此本次试验根据不同的加载条件要求引入了整体躯干模块A、上躯干模块B以及骨盆模块C。此外考虑到座椅坐垫及靠垫在载荷加载中的作用,在椅盆上设置了30mm厚的橡胶海绵进行替代。在座椅的姿态设置上,考虑到实际飞行状况较为复杂,为尽可

能考虑真实飞行状态结合适航要求,在前向、后向试验中引入了10°偏斜角的设置。此外在下方向试验加载中,由于其载荷加载的特点导致无法借助躯干模块加载至椅盆,且根据SAE AS 8049A要求力应均匀地加载至椅盆底部,故在主轴与椅盆间设置了钢板以均衡主轴施加的载荷。

主轴所施加的载荷大小除不同方向的加载要求外,还和座椅质量以及驾驶员质量直接相关,座椅质量由上文所述为24.5kg,驾驶员质量根据适航标准以77kg计算,最终在考虑前向与后向试验中所存在的偏航角后便可计算得到不同试验下主轴需施加的载荷大小,具体见表2,其中 α 为偏航角度, f 为拟合系数。

2 有限元分析

除试验方法外,计算模拟也是评估座椅静强度的有效手段,由于座椅的组成部件形状复杂、数量较多,因此很难通过简单的数学计算评估座椅的变形、失效情况等,而采用有限元模拟的方式可更便捷、更直观地模拟座椅在静载荷试验下的应变量、失效情况等结果^[13-14],且不受试验条件的约束可更为广泛地得到座椅不同位置的应变量,所得出的分析结果也可有效指导座椅结构的设计,因此本文以上述试验方法为基础,通过商业有限元软件Abaqus模拟了上述6种试验下的座椅变形量与Mises应力分布情况,为座椅的强度设计提供了有力的技术支撑。

2.1 几何模型与网格划分

本次有限元模拟的座椅结构如图3所示,由CATIA软件绘制,包括椅盆和椅腿两部分骨架结构,鉴于座椅的坐垫、腰靠、头靠等配件在座椅中主要起到提高舒适性的作用,在静载荷加载过程中基本不会被分配也难以承受较大的静载荷,因此上述部分未在三维模型中绘制。几何模型的网格划分结构如图3所示,包括六面体单元(C3D8R)与四面体单元(C3D10)两部分。

2.2 材料参数

椅腿部分由于需承载椅盆结构,采用了高强度铝合金7075材料^[15],为准确表征金属材料在静强度试验中的变形行为,采用了在工程中较为广泛的Johnson-Cook模型定义材料参数。

Johnson-Cook本构模型如式(1)所示

$$\sigma(\varepsilon_p, \dot{\varepsilon}, T) = (A + B\varepsilon^n)(1 + C \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}) \left[1 - \left(\frac{T - T_0}{T_m - T_0} \right)^m \right] \quad (1)$$

式中, σ 为等效应力; A, B, C, n, m 为模型本构参数。 ε 为等效塑性应变, T_0 为熔点, T_m 为材料熔点, m 为热敏感性。

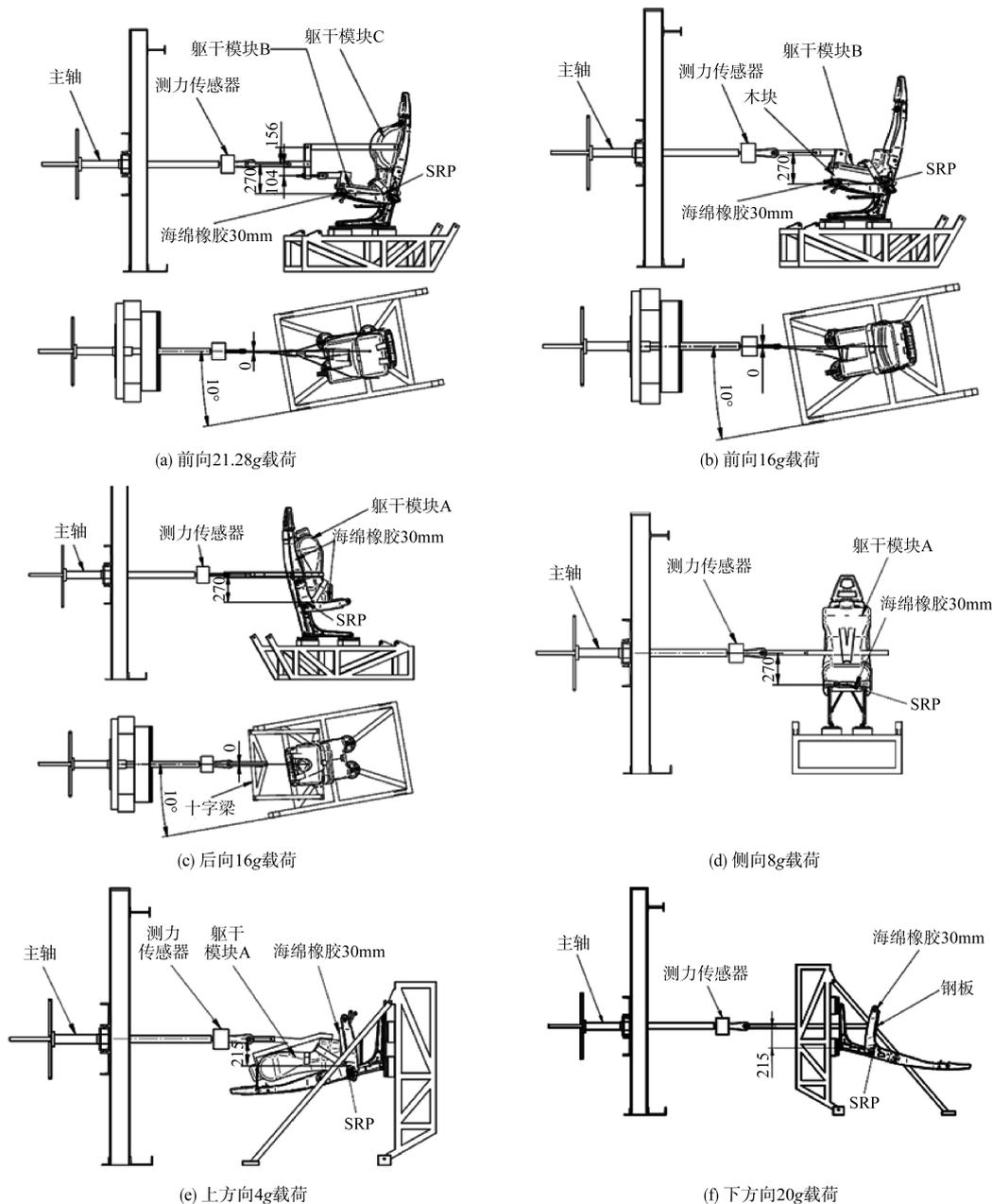


图2 静强度试验设置

Fig.2 Static test setup

与此同时,为考虑金属材料所发生的损伤失效,同样采用Johnson-Cook失效准则,其公式如(2)所示

$$\varepsilon_f = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)] (1 + D_4 \sigma^*) [1 + D_5 \left(\frac{T - T_0}{T_m - T_0} \right)] \quad (2)$$

式中, $D_1 \sim D_5$ 为损伤相关的参数, σ^* 为应力三轴度。本文所采用的7075铝合金材料参数见表3。

椅盆部分由碳纤维增强树脂基复合材料组成,由于复合材料为各向异性材料,存在多种损伤形式,包括纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效、基体压缩失效等多种

损伤形式,为有效分析直升机座椅在静强度试验中的材料损伤失效等行为,采用了适用性较强的Hashin失效准则进行描述^[16-18],其失效表达式有以下几种。

(1) 纤维拉伸失效

$$F_{ft}^2 = \left(\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_{1t}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\gamma_{12}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{\gamma_{13}^f} \right)^2 \quad (3)$$

(2) 纤维压缩失效

$$F_{fc}^2 = \left(\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_{1c}^f} \right)^2 \quad (4)$$

表2 不同试验下的载荷大小

Table 2 The magnitude of the load under different tests

试验	计算公式	载荷大小/N
前向21.28g载荷	$F = \frac{(m_h + m_s) \times 16 \times g \times f}{\cos \alpha}$	21528
前向16g载荷	$F = \frac{(m_h + m_s) \times 16 \times g}{\cos \alpha}$	16186
后向16g载荷	$F = \frac{(m_h + m_s) \times 16 \times g}{\cos \alpha}$	16186
侧向8g载荷	$F = (m_h + m_s) \times 8 \times g$	7966
上方向4g载荷	$F = (m_h + m_s) \times 4 \times g$	3983
下方向20g载荷	$F = (m_h + m_s) \times 20 \times g$	19914

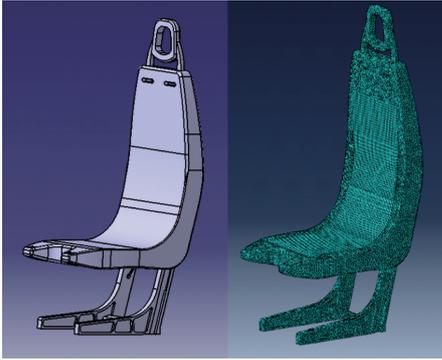


图3 座椅模型与网格划分结果

Fig.3 The model and meshing results of seat

表3 基于Johnson-Cook本构的Al7075材料属性

Table 3 Al7075 material properties based on Johnson-Cook constituency

材料属性	数值	材料属性	数值
$\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$	2.82	m	1.61
E/GPa	28	D_1	0.11
ν	0.33	D_2	0.572
A	527	D_3	-3.446
B	575	D_4	0.016
C	0.34	D_5	1.099
n	0.72		

(3) 树脂基体拉伸失效

$$F_{\text{mt}}^2 = \left(\frac{\varepsilon_2 + \varepsilon_3}{\varepsilon_{\text{mt}}^f} \right)^2 + \frac{(\gamma_{23}^2 - \varepsilon_2 \varepsilon_3)}{(\gamma_{23}^f)^2} + \left(\frac{\gamma_{12}}{\gamma_{12}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{13}}{\gamma_{13}^f} \right)^2 \quad (5)$$

(4) 树脂基体压缩失效

$$F_{\text{mc}}^2 = \left(\frac{\varepsilon_2 + \varepsilon_3}{\varepsilon_{\text{mc}}^f} \right) \left[\left(\frac{\varepsilon_{\text{mc}}^f}{2\gamma_{23}^f} \right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{1}{2\gamma_{23}^f} \right) (\varepsilon_2 + \varepsilon_3)^2 + \frac{1}{(\gamma_{23}^f)^2} (\gamma_{23}^2 - \varepsilon_2 \varepsilon_3) + \left(\frac{\gamma_{13}}{\gamma_{13}^f} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{23}}{\gamma_{23}^f} \right)^2 \quad (6)$$

其中,将沿着纤维轴线方向定义为1方向,将垂直于纤维轴线方向定义为2、3方向。 ε_{11}^f 和 ε_{1c}^f 分别为纤维轴向的拉伸和压缩失效应变, $\varepsilon_{\text{mt}}^f$ 和 $\varepsilon_{\text{mc}}^f$ 分别为纤维横向的拉伸和压缩失效应变, F_{11}^2 和 F_{1c}^2 分别为纤维轴向的拉伸和压缩失效

因子, F_{mt}^2 和 F_{mc}^2 分别为纤维横向的拉伸和压缩失效因子。当失效因子达到1时,材料发生失效。仿真模拟所采用的碳纤维增强树脂基复合材料的材料参数见表4。

表4 碳纤维增强树脂基复合材料的材料属性

Table 4 The material properties of carbon fiber reinforced plastic

材料属性	数值	材料属性	数值
E_{11}/GPa	153	X_T/MPa	2537
$E_{22} = E_{33}/\text{GPa}$	10.3	X_C/MPa	1580
$G_{12} = G_{13}/\text{GPa}$	6	Y_T/MPa	82
G_{23}/GPa	3.7	Y_C/MPa	236
$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.3	$S_{12} = S_{13}/\text{MPa}$	90
ν_{23}	0.4	S_{23}/MPa	40

2.3 载荷及边界条件

根据上述的试验设置方式,座椅通过椅腿底部和滑轨结合固定在试验平台上,因此在边界条件上对座椅底部施加全约束的边界条件,根据不同的试验方式和载荷计算结果在不同的位置施加静载荷加以模拟,静载荷的加载时间和试验设置一致为3s。椅盆和椅腿通过螺栓连接的方式进行连接,在几何模型中将其连接部分简化为Tie约束加以定义。此外,部分试验中借助了固定在椅盆上的躯干模块施加载荷,在仿真模拟中同样对躯干模块进行了绘制,尺寸与试验设置保持一致。鉴于躯干模块仅作载荷传递的作用,其形变量以及应力分布等情况无须分析,故在该模拟中将其设置为刚体约束。

2.4 仿真结果分析

座椅在静载荷的加载上发生变形,为评估座椅在静载荷下的变形量与失效情况,有限元计算采取Abaqus/Dynamic求解器进行计算。6种试验下在静载荷加载后的最大应力分布结果如图4所示,从Mises应力云图分析可明晰在静载荷试验中座椅的应力主要集中分布在椅腿部分,在前向21.28g和16g后向16g与侧向8g等载荷加载试验中,应力值较大,最大应力值可达500MPa。

对于椅盆而言,鉴于上述应力分布结果不难发现,椅盆处的应力小于椅腿部分,在前向21.28g和16g、后向16g与侧向8g情况下存在较大的应力分布情况,故以上述情况中应力最大的前向16g试验为例,Hashin椅盆失效情况进行了分析,其判据下的失效因子大小如图5所示,从Hashin失效判据可以看到纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效以及基体压缩失效的损伤因子均小于1,椅盆无材料失效发生。

对于椅腿而言,椅腿的材料为Al7075,屈服强度为455MPa,故椅腿出现了部分塑性变形,在前向21.28g和16g、

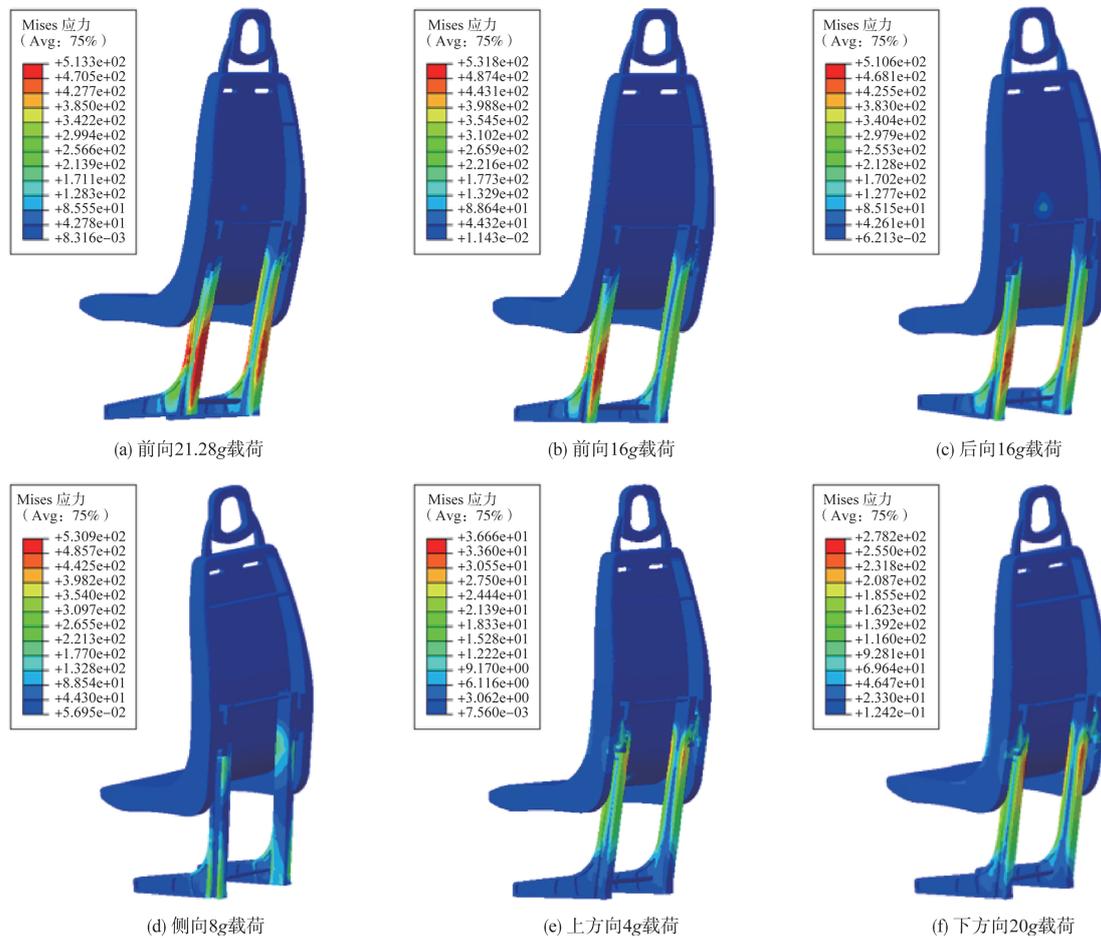


图4 座椅Mises应力分布

Fig.4 The Mises stress distribution of seat

后向16g与侧向8g情况下存在较大的应力分布情况,故以上述情况中前向21.28g和16g、后向16g为例,其椅腿的等效塑性应变与Johnson cook失效因子大小如图6所示,椅腿处发生了部分屈服变形情况,但失效因子均小于1,未发生材料损伤。

根据《民用直升机座椅通用要求》,座椅静强度的合格判据为在承受极限载荷3s而不发生明显失效。从仿真角度下的座椅静强度试验结果不难看出,座椅仍能有效支撑驾驶员,椅盆无显著失效情况,椅腿发生部分塑性变形但未发生失效,故从材料失效角度分析该座椅静强度满足要求。

在座椅变形量方面,座椅变形是评估座椅静强度性能的关键,根据适航要求座椅在承受极限载荷不应产生有害的变形,不得影响其安全使用。通过仿真模拟后的6种试验下的变形量结果如图7所示,变形位移最大处主要发生在椅盆上端与椅盆前端,在前向21.28g试验中出现最大位移量为103.8mm,在上方向4g试验中位移变化量最小,仅为4.8mm。

为进一步量化评估座椅在静载荷试验中的变形大小,

鉴于变形主要集中在x轴(航向即驾驶员乘坐后的面前方向)与z轴方向(座椅自下而上的方向),且最大变形多发生在F点处,椅盆呈现出沿y轴(驾驶员乘坐后的左侧方)翻转的趋势,因此对座椅翻转程度进行了进一步的评估,根据B点与C点的试验前后数值对座椅的翻转角度进行了计算,B点与C点的位移变化见表5,其翻转程度计算公式为

$$\alpha_{\text{left}} = \arcsin \left(\frac{Z_{\text{pre}}(C_{\text{left}}) - Z_{\text{pre}}(B_{\text{left}})}{259} \right) - \arcsin \left(\frac{Z_{\text{post}}(C_{\text{left}}) - Z_{\text{post}}(B_{\text{left}})}{259} \right)$$

$$\alpha_{\text{right}} = \arcsin \left(\frac{Z_{\text{pre}}(C_{\text{right}}) - Z_{\text{pre}}(B_{\text{right}})}{259} \right) - \arcsin \left(\frac{Z_{\text{post}}(C_{\text{right}}) - Z_{\text{post}}(B_{\text{right}})}{259} \right)$$

$$\alpha_{\text{mid}} = (\alpha_{\text{left}} + \alpha_{\text{right}}) / 2$$

计算后得出的各试验下的椅盆翻转角度见表6。椅盆

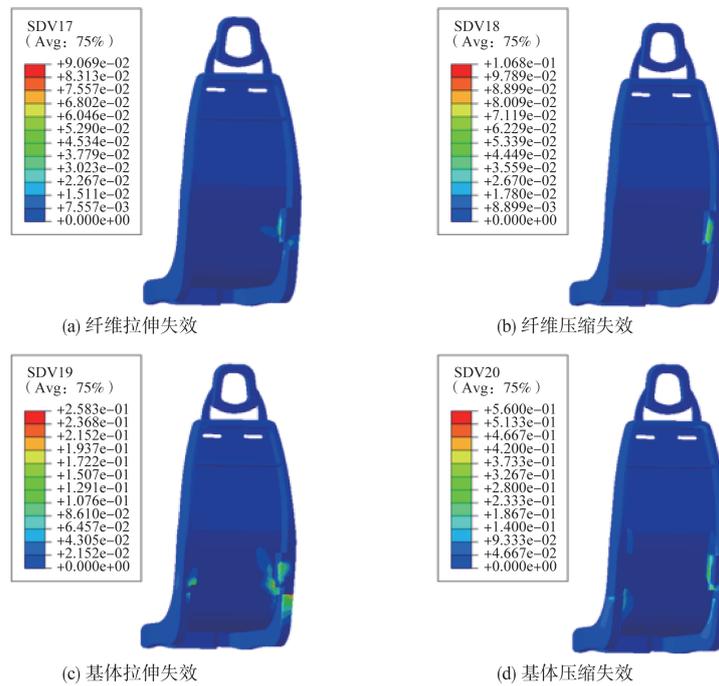


图5 前向16g加载条件下的椅盆Hashin失效情况

Fig.5 Hashin failure of the bucket under forward 16g load

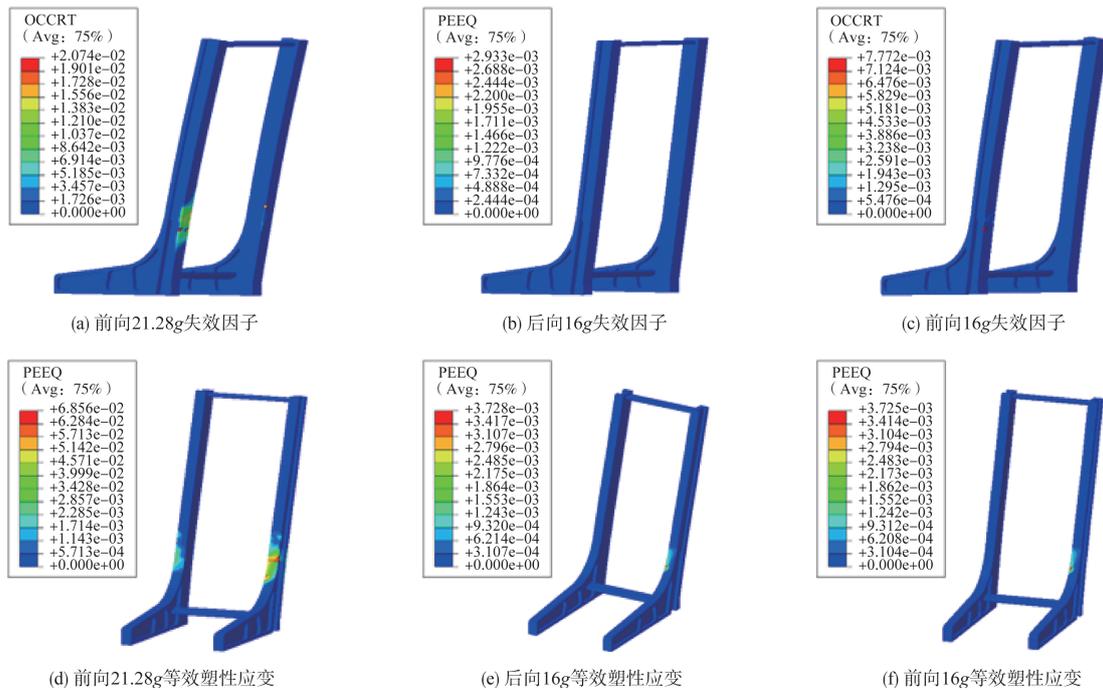


图6 三种加载条件下的椅腿失效及屈服情况

Fig.6 Failure and yield of legs under three loading conditions

翻转角度较小,在前向21.28g试验中出现最大翻转角度仅为6.91°。

从上述分析可以看出,该型机座椅在不同的静载荷加

载中的座椅变形较小,翻转程度较低,所产生的变形不会危及驾驶员的生存空间,因此,该型机座椅符合静强度试验中的变形要求。

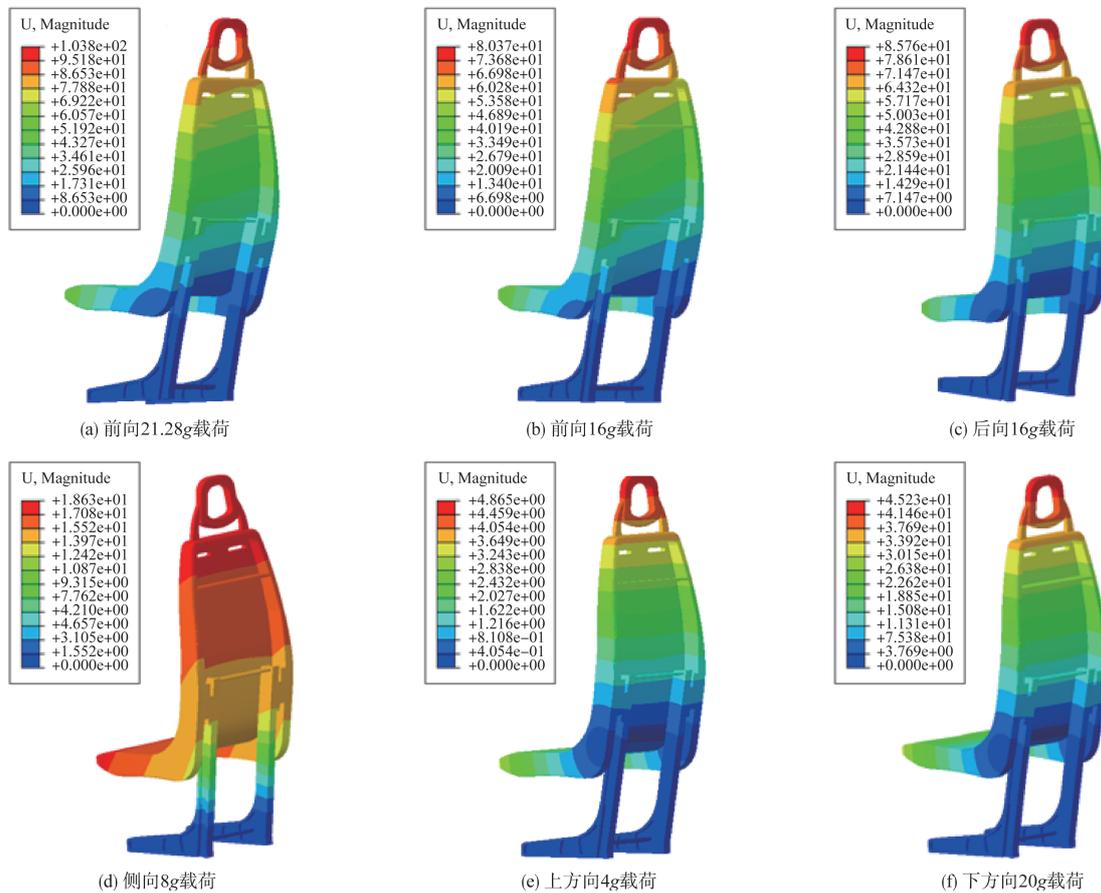


图7 座椅位移变化

Fig.7 The displacement of seat

表5 B和C两点的位移变化

Table 5 The displacement of B and C

测量点	前向 21.28g			前向 16g			后向 16g		
	x/mm	y/mm	z/mm	x/mm	y/mm	z/mm	x/mm	y/mm	z/mm
B左	16.9	3.8	44.3	19.8	3.6	40.1	-8.6	-3.5	-42.8
B右	17.0	9.5	42.5	19.7	10.4	38.1	-8.6	-4.9	-42.3
C左	9.74	3.3	15.2	11.1	2.7	13.8	-5.8	-4.8	-13.8
C右	8.8	12.8	9.1	9.9	13.9	7.6	-5.4	-10.1	-9.8
测量点	侧向 8g			上方向 4g			下方向 20g		
	x/mm	y/mm	z/mm	x/mm	y/mm	z/mm	x/mm	y/mm	z/mm
B左	23.7	2.6	-1.4	0	0.5	-1.6	0.1	-2.9	11.6
B右	23.2	3.5	-3.2	0	0.5	-1.6	0.1	-2.9	11.6
C左	16.1	3.9	0.2	0	0.3	-0.6	0.1	-2.3	4.3
C右	15.2	5.1	-1.6	0	0.3	-0.5	0.1	-2.2	3.5

表6 椅盆翻转角度

Table 6 The flip angle of bucket

	前向 21.28g	前向 16g	后向 16g	侧向 8g	上方向 4g	下方向 20g
翻转 角度/(°)	6.91	6.28	6.84	0.35	0.23	1.7

3 试验结果

为验证仿真分析的准确性,将该型机直升机座椅的静强度试验结果与仿真分析进行对比,试验结果如图8所示。从试验结果可以看到,座椅在6种方向试验中,座椅未发生明显变形,座椅结构完整无损伤和分离情况,与仿真结果相一致。

4 结论

本文根据适航规定以及SAE AS 8049A要求,以某型直升机座椅为例,设计了适用于直升机座椅静强度试验方法,同时结合有限元分析方法对座椅静强度试验进行了模拟,根据仿真结果中的座椅变形量、Mises应力分布以及材料损伤情况对该型机座椅的静强度性能进行了验证,对今后的座椅强度设计将提供一定的指导作用。据上述分析结果可得出以下结论:

(1)针对该型机座椅所设计的静强度试验可以满足SAE AS 8049A与适航规定,实现座椅在各方向的承载情况测定。

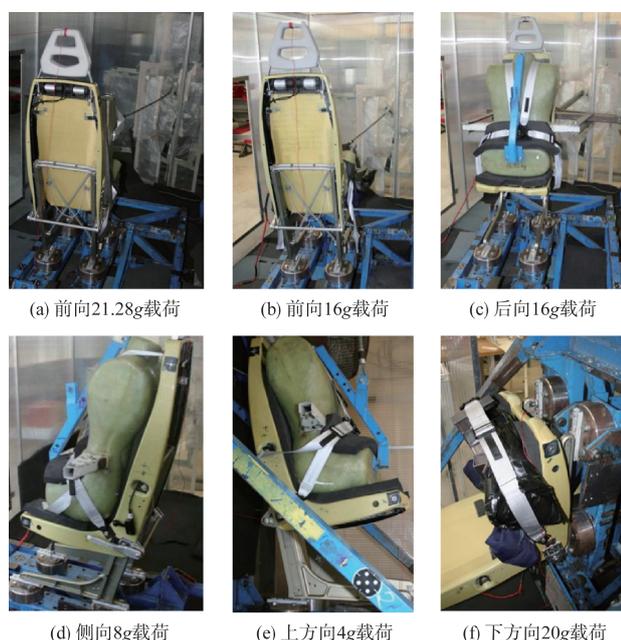


图8 座椅静强度试验结果

Fig.8 The test results of seat static methods

(2)该型直升机座椅在静强度试验仿真分析中应力主要分布在椅腿处,椅盆无材料损伤,椅腿发生部分塑性变形,座椅变形量较小,不会影响驾驶员的生存空间要求。

(3)该型直升机座椅在静强度试验的试验结果与仿真模拟结果相一致,座椅未发生明显变形,座椅结构完整无损伤、分离情况。

AST

参考文献

- [1] 马登武,叶文,丁春全.武装直升机抗坠毁技术研究[J].航空科学技术,2005(5):33-36.
Ma Dengwu, Ye Wen, Ding Chunquan. Study of the crash protection technology for the armed helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2005(5):33-36. (in Chinese)
- [2] 陈克蛟,熊峻江.先进直升机旋翼传动与抗坠毁技术[J].航空科学技术,2013(5):55-58.
Chen Kejiao, Xiong Junjiang. Advanced helicopter rotor transmission and crashworthiness technologies [J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(5):55-58. (in Chinese)
- [3] Chen Yong, Wickramasinghe V, Zimcik D.G. Development of adaptive helicopter seat for aircrew vibration reduction[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22 (5): 489-502.
- [4] 孙冬,郭占杰.直9系列直升机机械师座椅研究[J].直升机技术,2014(4):45-48+56.
Sun Dong, Guo Zhanjie. The aircrew seat development of z9 helicopter family [J]. Helicopter Technique, 2014(4):45-48+56. (in Chinese)
- [5] 章剑,刘续兴,赵翔,等.直升机座椅抗坠毁试验技术研究[J].直升机技术,2007(4):50-54.
Zhang Jian, Liu Xuxing, Zhao Xiang, et al. Technical study for anti-crash test of helicopter seat [J]. Helicopter Technique, 2007 (4):50-54. (in Chinese)
- [6] Yang Xianfeng, Ma Jingxuan, Wen Dongsheng, et al. Crashworthy design and energy absorption mechanisms for helicopter structures: A systematic literature review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 114: 100618.
- [7] 王昌言.武装直升机适坠座椅的特性分析和展望[J].国际航空,2002(3):51-53.
Wang Changyan. The characteristic and development about crashworthy seat of attack helicopter [J]. International Aviation, 2002(3):51-53. (in Chinese)
- [8] 李永亮.直升机抗坠毁座椅吸能装置的设计方法[J].直升机技术,2009(2):52-56.
Li Yongliang. The design means to energy-absorber of helicopter crashworthy seat [J]. Helicopter Technique, 2009(2): 52-56. (in Chinese)
- [9] 王陶.面向直升机座椅隔振及抗坠毁的变间隙磁流变阻尼器研究[D].重庆:重庆大学,2021.
Wang Tao. Helicopter seats vibration isolation and crashworthiness of with variable damping gap for enhanced research on magnetorheological damper[D].Chongqing: Chongqing University,2021. (in Chinese)
- [10] 李晓波,王惠良,朱利强,等.直升机抗坠毁座椅翻卷管工艺完善性分析[J].直升机技术,2001(1):33-38.
Li Xiaobo, Wang Huiliang, Zhu Liqiang, et al. Perfect analysis of technic of turnup pipe for the anti-prang chair in helicopter [J]. Helicopter Technique, 2001(1):33-38. (in Chinese)
- [11] 张红红.汽车座椅静强度有限元仿真分析及其结构优化[D].沈阳:东北大学,2006.
Zhang Honghong. Static strength analysis and structure optimization by FEM in vehicle seat[D].shenyang: Northeastern University, 2006. (in Chinese)
- [12] 徐中明,郝炜雅,张志飞,等.汽车座椅强度及碰撞仿真分析

- [J]. 重庆大学学报, 2009,32(5):512-515.
- Xu Zhongming, Hao Weiya, Zhang Zhifei, et al. Analyses on stress tensor and crashworthiness simulation of an automobile seat [J]. Journal of Chongqing University, 2009,32(5):512-515. (in Chinese)
- [13] 冯峰. 基于 Abaqus 的有限元薄壁结构静强度分析方法研究 [J]. 现代机械, 2018(3):65-69.
- Feng Feng. Research on static strength analysis method of thin-wall structures based on Abaqus [J]. Modern Machinery, 2018 (3):65-69. (in Chinese)
- [14] 周际鹏, 陈清阳, 罗铁彬. 基于 ABAQUS 的某型发动机涡轮叶片静强度及振动特性分析 [J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2021, 21(1):6-9+30.
- Zhou Jipeng, Chen Qingyang, Luo Tiebin. Analysis of Static Strength and Vibration Characteristics of Engine Turbine Blades Based on ABAQUS [J]. Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College, 2021, 21(1):6-9+30. (in Chinese)
- [15] 张影斌. 高强度 7075 铝合金温冲铆接过程数值模拟研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2019.
- Zhang Yingbin. Numerical simulation study on riveting process of thermal-SPR for high-strength 7075 aluminum alloy [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019. (in Chinese)
- [16] 刘斌, 赵亮, 徐红炉. 基于 Hashin 失效准则的复合材料螺栓连接损伤破坏研究 [J]. 科学技术与工程, 2012, 12(8):1740-1744.
- Liu Bin, Zhao Liang, Xu Honglu. Research on damage of composite laminate in bolted joints based on the hashin failure criteria [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(8): 1740-1744. (in Chinese)
- [17] 张宗强, 王玉林, 万怡灶, 等. 三维混杂碳纤维/芳纶纤维增强尼龙复合材料力学性能研究 [J]. 宇航材料工艺, 2004(1):38-41+46.
- Zhang Zongqiang, Wang Yulin, Wan Yizao, et al. Study on mechanical properties of 3D-braided carbon fiber/kevlar fiber hybrid composites [J]. Aerospace Materials & Technology, 2004 (1):38-41+46. (in Chinese)
- [18] Wang G D, Melly S K. Three-dimensional finite element modeling of drilling CFRP composites using Abaqus/CAE: a review [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94: 599-614.

Research on Static Strength of Helicopter Seat Based on Simulation Analysis

Gao Dunlin, Jiang Qiuxin, Zhao Yuqi

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China

Abstract: The crash resistance of helicopter seat is one of the important guarantees to protect the driver, and the static strength and dynamic strength performance of the seat are important indicators to measure the reliability of the seat. Taking a certain helicopter as an example, this paper designs a seat static strength test based on different loading directions according to the airworthiness requirements by taking the strength performance of seat as the starting point. In order to further calculate and evaluate the static strength performance of the seat, the static load loading test of the seat was simulated by Abaqus based on the finite element analysis method. By combining simulation and test results, the deformation, Mises stress distribution and material damage of the seat under different loading conditions are analyzed, which verifies the reliability of the seat and provides a strong technical support for the performance simulation calculation of the helicopter seats.

Key Words: helicopter seat; static strength test; finite element analysis; Johnson-cook; Hashin failure criterion