

航空座椅垫集中参数模型研究

解江^a, 钟欣言^b, 石霄鹏^b, 陈英实^b, 李威良^b

(中国民航大学 a. 科技创新研究院; b. 安全科学与工程学院, 天津 300300)

摘要:为解决航空座椅垫由于变形较大,易导致航空座椅有限元模型冲击模拟中出现负体积和计算时间过长的
问题,本文提出一种由并联的非线性弹簧和线性阻尼构成的航空座椅垫集中参数模型。首先,开展了航空座椅垫
材料的静动态压缩试验,分别建立了航空座椅垫有限元模型和集中参数模型;其次,根据有限元仿真结果拟
合了集中参数模型的弹簧阻尼参数,并对比两种模型在14、16、19 g三角脉冲下的动力学响应。结果表明,两种
模型的一致性较好,本文建立的航空座椅垫集中参数模型可为含座椅垫的复杂有限元模型简化提供支持。

关键词:航空座椅垫;集中参数模型;静动态压缩试验;有限元模型

中图分类号:V250.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1674-5590(2024)05-0009-05

Research on lumped parameter model of aviation seat cushion

XIE Jiang^a, ZHONG Xinyan^b, SHI Xiaopeng^b, CHEN Yingshi^b, LI Weiliang^b

(a. Research Institute of Science and Technology Innovation;

b. College of Safety Science and Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to solve the problem of negative volume and long computation time caused by large deformation of aviation
seat cushion in the impact simulation of aviation seat finite element models, a lumped parameter model of aviation
seat cushion consisting of parallel nonlinear springs and linear damping is proposed. Firstly, the static and dynamic
compression test of the aviation seat cushion material is carried out, and the finite element model and the lumped
parameter model of the aviation seat cushion are established respectively. Secondly, the spring damping parameters
of the lumped parameter model are fitted according to the results of finite element simulation, and the dynamic re-
sponses of the two models are compared under 14, 16 and 19 g delta pulses. The results show that the consistency
between the two models is good, and the lumped parameter model of the aviation seat cushion established in this
paper can provide support for the simplification of the complex finite element model containing the seat cushion.

Key words: aviation seat cushion; lumped parameter model; static and dynamic compression test; finite element model

座椅垫是航空座椅的重要组成部分,是直接
与乘员接触的部件^[1]。当飞机颠簸或应急着陆时,乘员所受的绝大部分载荷均直接来自于座椅垫^[2]。2018年,美国联邦航空管理局(FAA, Federal Aviation Administration)颁布了AC 20-146A咨询通告,允许航空座椅厂商使用有限元仿真的方法支持座椅的适航取证^[3]。在航空座椅的有限元仿真中,由于座椅垫泡沫材料较软,经常发生负体积和网格畸变问题,这显著增加了计算成本,并影响了有限元仿真的准确性^[4-7]。

在座椅-乘员系统模型的座椅垫集中参数建模中,通常使用线性弹性-阻尼特性的座椅垫模型^[8]。此

法虽简单快速,但由于其无法表征座椅垫材料本构的非线性特性,这将导致分析所得结果与真实情况偏差较大,无法对座椅垫的力学特性进行有效表征。

不同于低速振动的加载工况,航空座椅垫的适航取证加载工况为高速冲击的三角脉冲。文献[9]根据座椅垫泡沫材料特性进行建模,将座椅垫泡沫材料的压缩应力-应变曲线划分为弹性段、平台段和压实段。文献[10-13]研究建立的集中参数模型通过一组并联的非线性弹簧和线性阻尼表征本构力学特性。相对于有限元模型,集中参数模型结构更简单、计算速度更快。

本文以聚氨酯泡沫航空座椅垫为研究对象,分别

通过 LS-DYNA 和 Matlab 中的 Simulink 组件建立了航空座椅垫有限元模型和集中参数模型,并分别研究两种模型下不同厚度航空座椅垫在不同垂向加载工况下的动力学响应。结果表明,本文所建立的航空座椅垫集中参数模型可以高效、准确地模拟航空座椅垫结构在冲击下的载荷响应,可为民机大型碰撞仿真实验中的模型简化计算提供支持。

1 航空座椅垫有限元模型

基于聚氨酯泡沫静动态压缩试验数据,在 LS-DYNA 中使用 83 号材料卡片建立含乘员和加载平台的圆柱形聚氨酯航空座椅垫有限元模型。

1.1 材料的力学性能

对 50 mm × 50 mm × 50 mm 的聚氨酯泡沫立方体开展静动态单向压缩试验,对应的 4 个应变率分别为 0.001、1、10、50 s⁻¹。每种应变率的试验重复进行 3 次,试验重复性较好,经过数据处理可得到聚氨酯泡沫的应变-工程应力曲线,如图 1 所示。

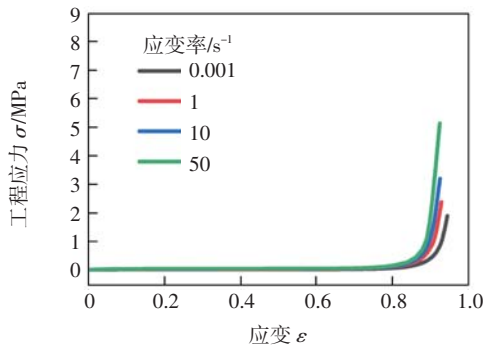


图 1 聚氨酯泡沫的应变-工程应力曲线

Fig.1 Strain-engineering stress curve of polyurethane foam

在 LS-DYNA 中,使用 83 号材料卡片建立半径为 250 mm、高为 50 mm 的圆柱形聚氨酯航空座椅垫有限元模型,同时使用刚性材料构建乘员部分和加载平台部分,对航空座椅动态冲击试验环境进行模拟,如图 2 所示。

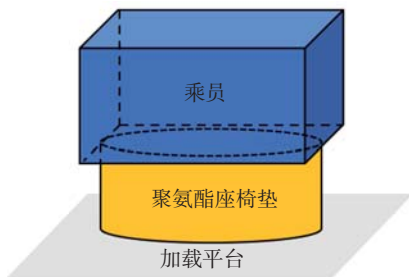


图 2 航空座椅垫有限元模型

Fig.2 Finite element model of aviation seat cushion

对于乘员部分,使用 500 mm × 500 mm × 250 mm 的长方体进行简化建模,使用 20 号刚体材料卡片,密度为 800 kg/m³,乘员质量 M₁ 为 50 kg。

对于聚氨酯座椅垫部分,密度为 0.548 2 kg/m³,使用六面体单元建模,建立半径为 250 mm、模型网格尺寸为 10 mm、座椅垫厚度 h 分别为 50、100、150 mm 的 3 个圆柱形座椅垫有限元模型,分别包含 4 478、6 603 和 7 528 个节点,不使用质量缩放,采用全积分公式。航空座椅垫有限元模型如图 3 所示。

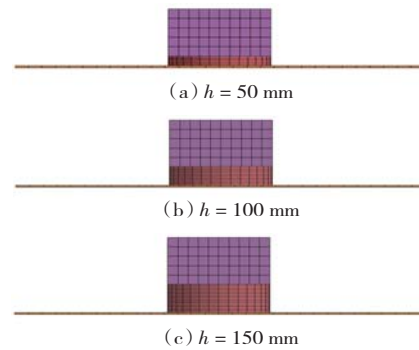


图 3 不同厚度的航空座椅垫有限元模型

Fig.3 Finite element model of aviation seat cushion with different thickness

1.2 边界条件

为表征航空座椅垫在真实航空座椅动态冲击试验中所受载荷水平,通过刚性加载平台强制垂直位移的方式,分别向模型输入脉冲峰值为 14 g、加载时间为 0.16 s,脉冲峰值为 16 g、加载时间为 0.12 s,脉冲峰值为 19 g、加载时间为 0.10 s 的三角波,加载波形如图 4 所示。模拟初始时刻速度为 0。

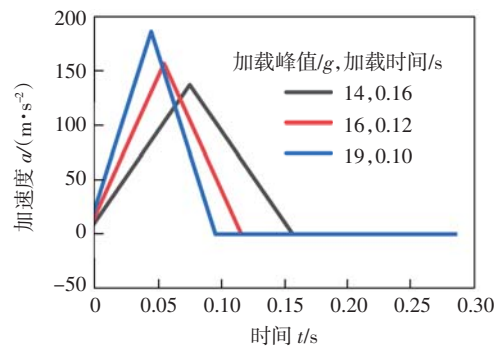


图 4 加载波形

Fig.4 Loading wave

加载平台与聚氨酯座椅垫、聚氨酯座椅垫与乘员质量块间使用 AUTOMATIC 类型的面面接触。沙漏控制类型选择具有准确体积的 Flanagan-Belytschko 积分类型。对 3 种不同厚度的航空座椅垫在 3 种不同加载速度下的动力学响应进行仿真分析,有限元仿真试验工况情况如表 1 所示。

表 1 有限元仿真试验工况

Tab.1 Test conditions of finite element simulation

工况编号	h/mm	加速度峰值/g	加载时间/s	工况编号	h/mm	加速度峰值/g	加载时间/s
1	50	14	0.16	6	100	19	0.10
2	50	16	0.12	7	150	14	0.16
3	50	19	0.10	8	150	16	0.12
4	100	14	0.16	9	150	19	0.10
5	100	16	0.12				

1.3 仿真结果

基于有限元仿真可获得 3 种加载工况下 3 种厚度航空座椅垫的压缩载荷与上下表面的相对位移关系,如图 5 所示。

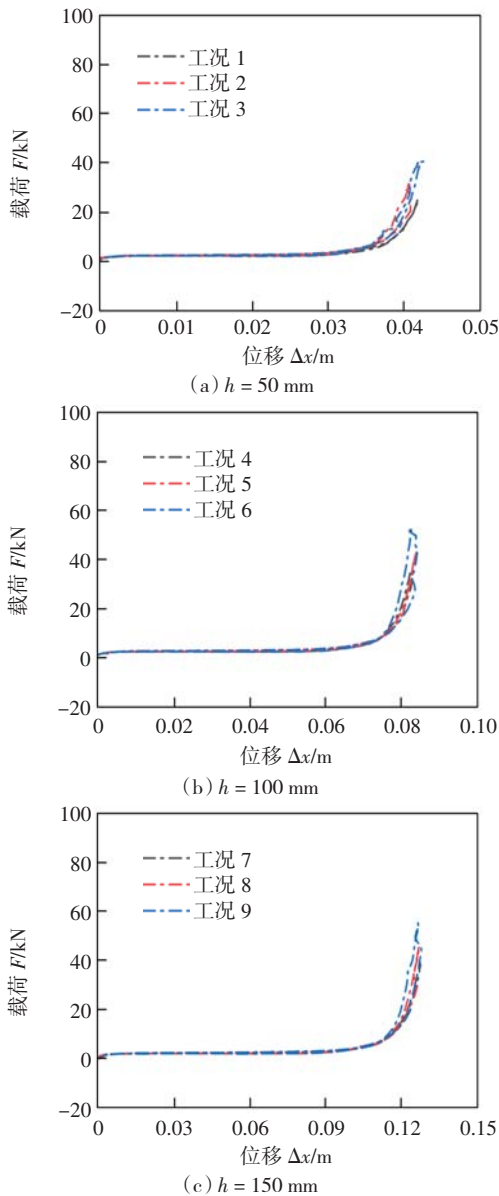


图 5 3 种加载工况下 3 种厚度航空座椅垫的载荷-位移曲线

Fig.5 Load-displacement curves of aviation seat cushions with three thicknesses under three loads conditions

由图 5 可知,在不同加载工况下,同种厚度航空座椅垫具有相似的载荷位移曲线,且加载段和卸载段重合度较高。不同厚度的航空座椅垫的载荷位移曲线差异较大,基于此,将航空座椅垫厚度 h 作为关键参数,使用阻尼修正不同加载速度带来的影响,以支持后续的聚氨酯航空座椅垫集中参数模型的建立。

2 航空座椅垫集中参数模型

航空座椅垫常用的泡沫材料在高速冲击下具有较明显的非线性刚度和线性阻尼特性。根据泡沫座椅垫的物理特性,忽略座椅垫的质量效应,可将其简化为一组并联的非线性弹簧与线性阻尼,如图 6 所示。其中, k 为聚氨酯座椅垫的非线性刚度系数, c 为聚氨酯座椅垫的非线性阻尼系数, z_1 、 z_0 分别表示乘员和加载平台在加载过程中的位移。

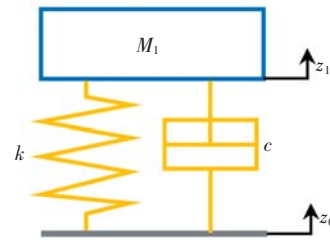


图 6 聚氨酯座椅垫的集中参数建模

Fig.6 Lumped parameter modeling of polyurethane seat cushion

模型以垂向向上为正方向, z_0 表征加载平台在加载过程中的速度, \dot{z}_1 和 \ddot{z}_1 分别表征乘员的速度和加速度。依据牛顿第二定律,得到对应运动控制方程,即

$$M_1 \ddot{z}_1 = F_k + F_c \quad (1)$$

式中: F_k 为弹簧弹力; F_c 为回弹时阻尼力。

根据泡沫材料应力-应变曲线的分段性特点,将弹簧弹力 F_k 表示为分段函数形式,假设回弹时阻尼力 F_c 为 0,且由于泡沫材料的阻尼系数与厚度成反比^[14]。 F_k 和 F_c 分别表示为

$$F_k = \begin{cases} 0 & z_0 - z_1 \leq 0 \\ q_1 \frac{(z_0 - z_1)}{h} & 0 < z_0 - z_1 \leq 0.0852h \\ q_2 + q_3 \frac{(z_0 - z_1)}{h} & 0.0852h < z_0 - z_1 < 0.6192h \\ q_4 + q_5 \frac{(z_0 - z_1)}{h} + q_6 \left(\frac{z_0 - z_1}{h}\right)^2 + q_7 \left(\frac{z_0 - z_1}{h}\right)^3 + q_8 \left(\frac{z_0 - z_1}{h}\right)^4 & z_0 - z_1 \geq 0.6192h \end{cases} \quad (2)$$

$$F_c = \begin{cases} 0 & z_0 - z_1 \leq 0 \\ \frac{q_9}{h} (z_0 - z_1) & z_0 - z_1 > 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中： q_1, q_2, \dots, q_8 为航空座椅垫的刚度系数； q_9 为航空座椅垫的阻尼系数。

需要注意的是，由于集中参数模型的结构相对简单，且无法表征航空座椅垫的几何特征。因此，当航空座椅垫的几何特征是重要影响因素时，航空座椅垫集中参数模型将无法有效替代航空座椅垫有限元模型。

2.1 参数识别

有限元仿真下 3 种不同厚度航空座椅垫的载荷位移曲线(图 5)中包含了加载和卸载两个部分，以其中的加载段为识别目标，通过曲线拟合确定航空座椅垫刚度系数如表 2 所示，加载段航空座椅垫载荷位移曲线如图 7 所示。从图 7 可知，相同厚度的航空座椅垫在 3 种加载条件下的载荷位移曲线接近重合，表现出了相似的弹性力学性能，每个厚度对应一种弹性力水平；同时，本文建立的航空座椅垫集中参数模型的弹性力水平能够在 3 种不同厚度下对航空座椅垫的载荷位移特性进行较好的表征。

表 2 参数识别结果

Tab.2 Identification results of parameter

航空座椅垫刚度系数	取值
q_1	27 226
q_2	2 088
q_3	2 704
q_4	12 297 222
q_5	-73 565 000
q_6	164 784 250
q_7	-163 787 500
q_8	60 968 625

2018 年，FAA 发布的 AC 20-146A 中指出，允许航空座椅厂商使用分析的方法支持座椅适航取证工作，并给出基于试验结果，评价分析模型优劣度的 3 个指标，即峰值误差 (GPV, magnitude peak value error)、峰值时刻误差 (GPT, magnitude peak time error) 和综合形状误差 (S&G, Sprague and Geers comprehensive error)。结合以上 3 个指标，得到以有限元模型中乘员加速度响应结果误差最小为模型识别目标的优化函数，即

$$\min(\text{Error}) = \sum_{i=1}^6 (GPV_i + GPT_i + S\&G_i) \quad (4)$$

式中：下标 i 代表仿真试验编号， $GPV_i, GPT_i, S\&G_i$ 分别代表第 i 个仿真试验下有限元模型与集中参数模型仿真得到的乘员加速度响应之间的峰值误差、峰值时

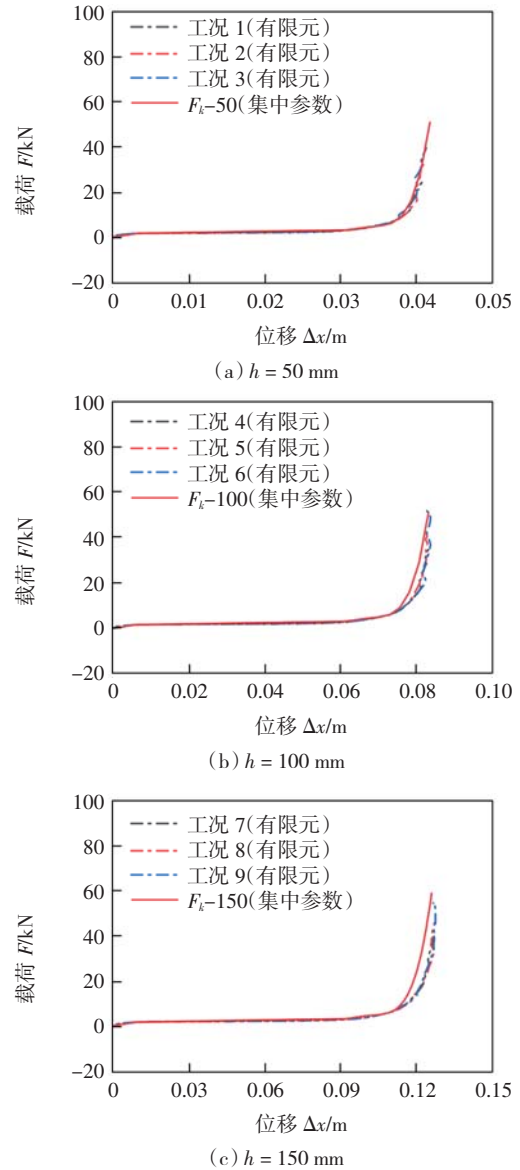


图 7 航空座椅垫载荷位移-曲线(加载段)

Fig.7 Load-displacement curve of aviation seat cushion (loading section)

刻误差和综合形状误差。

以厚度为 50 mm 和 100 mm 座椅垫的 3 种加载工况下的 6 种有限元模型的乘员载荷响应作为参数反演对象。经过初步试算，可确定阻尼系数 q_9 的合理取值范围在 1~1 000，以式(4)作为优化函数，步长为 0.01 进行遍历寻优。结果表明，在 q_9 为 83.91 时，优化函数值误差最小，乘员载荷响应识别结果和识别误差如图 8 和表 3 所示。从图 8 和表 3 可知，集中参数模型的识别精度较为理想，除工况 3 的峰值误差 GPV 为 27.78% 外，其余峰值误差均控制在 15% 以内，峰值时刻误差 GPT 均控制在 15% 以内，综合形状误差 S&G 控制在 35% 以内。

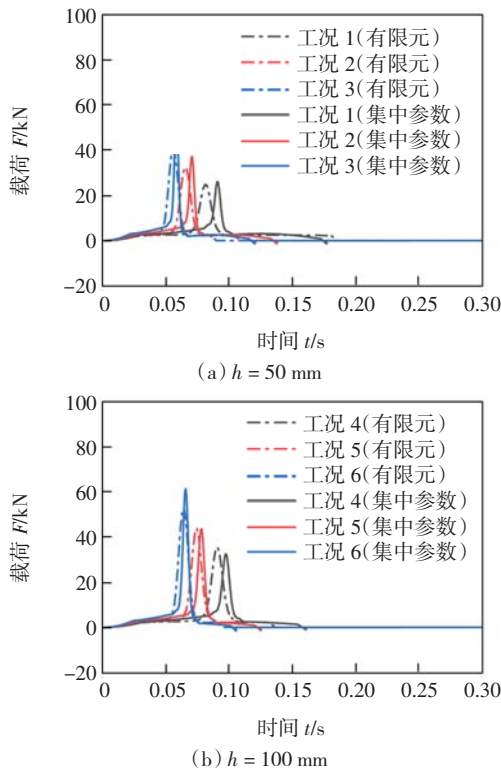


图 8 乘员载荷响应识别结果

Fig.8 Identification results of occupant load response

表 3 识别误差

Tab.3 Identification error

工况编号	GPV/%	GPT/%	S&G/%
1	0.95	12.04	31.42
2	9.62	8.32	29.93
3	27.78	5.35	21.90
4	11.85	7.89	34.96
5	4.19	5.73	29.24
6	12.85	2.76	19.44

2.2 模型验证

将经参数识别所得航空座椅垫的刚度系数和阻尼系数输入航空座椅垫集中参数模型,对比两种模型对厚度 $h = 150 \text{ mm}$ 的航空座椅垫在 3 种不同加载工况下的乘员载荷响应,如图 9 所示,验证误差如表 4 所示。

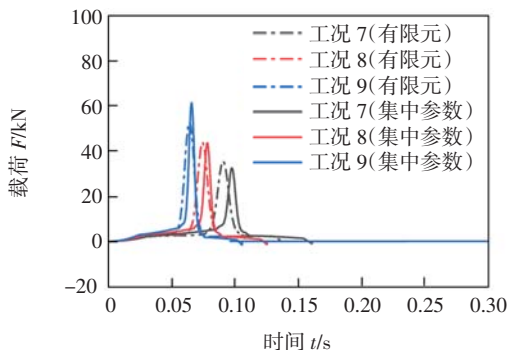


图 9 乘员载荷响应验证结果

Fig.9 Validation results of occupant load response

表 4 验证误差

Tab.4 Validation error

工况编号	GPV/%	GPT/%	S&G/%
7	18.52	7.19	35.10
8	11.78	5.11	29.30
9	1.72	3.00	20.19

从图 9 和表 4 可知,航空座椅垫集中参数模型的验证精度较高,峰值误差 GPV 控制在 20%以内,峰值时刻误差 GPT 均控制在 10%以内,综合形状误差 S&G 基本控制在 35%以内,集中参数模型能较好地表征航空座椅垫的力学特性。

3 结语

本文基于航空座椅垫压缩试验和成熟的有限元仿真软件对航空座椅垫的冲击仿真结果,建立并完成了座椅垫集中参数模型的参数识别和模型验证,得到结论如下。

(1)本文仿真工况的改变参数包括航空座椅垫厚度和加载工况。结果显示,同一厚度的座椅垫在不同的加载工况下的载荷-位移曲线具有较高相似度,可使用同一条载荷位移曲线进行表征。基于此,通过曲线拟合方法识别得到航空座椅垫集中参数模型的弹性力相关参数。最后基于有限元仿真结果,使用遍历寻优确定航空座椅垫集中参数模型中的阻尼系数,完成了模型的参数识别。

(2)建立的航空座椅垫集中参数模型能够在不同座椅垫厚度和不同加载速度下,与有限元模型的乘员动力学响应在形状、峰值和峰值时刻上保持较好一致性。

在大型模型中使用航空座椅垫集中参数模型可大幅降低计算时间和避免由座椅垫负体积所带来的一系列问题。

参考文献:

- [1] 储明,于新华,牟浩蕾,等.航空座椅垫适航取证方法的探究[J].装备制造技术,2016,44(1):115-118.
- [2] 中国民用航空局.旋翼航空器、运输类飞机和小飞机座椅系统:CTSO-C127b[S].北京:中国民用航空局,2016.
- [3] FAA. Methodology for dynamic seat certification by analysis for use in parts 23, 25, 27, and 29 airplanes and rotorcraft: AC 20-146A[S]. Washington DC: FAA, 2007.
- [4] MEHTA C R, TEWARI V K. Damping characteristics of seat cushion materials for tractor ride comfort[J]. Journal of Terramechanics, 2010, 47(6): 401-406.