

引用格式: 苗瑞航, 王大伟, 朱安安, 等. 不同相对密度泡沫铝填充对民机适坠性的影响[J]. 航空材料学报, 2026, 46(9): 68-78.
MIAO Ruihang, WANG Dawei, ZHU An'an, et al. Effect of different relative density of aluminum foam filling on crashworthiness of civilian aircrafts[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2026, 46(9): 68-78.

不同相对密度泡沫铝填充对民机适坠性的影响

苗瑞航¹, 王大伟^{1*}, 朱安安¹, 王纪雯¹, 邹田春²

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

摘要: 为满足民机适坠性的要求, 提出使用泡沫铝作为机身段填充材料的方法, 并在此基础上研究了填充不同相对密度泡沫铝的机身结构能量吸收特性和冲击响应特性。首先, 通过电子万能试验机 and 高速动力加载系统对低、中、高 3 种不同相对密度的泡沫铝进行了准静态和中低应变率下 ($0.001 \sim 100 \text{ s}^{-1}$) 的压缩实验。其次, 建立不同相对密度的泡沫铝等效有限元模型, 通过实验结果验证模型的有效性。最后, 将泡沫铝等效模型应用于民机适坠性分析中, 研究置入不同相对密度泡沫铝的机身段破坏模式、能量吸收情况和客舱地板处的加速度-时间历程。结果表明: 泡沫铝的平台应力、体积比吸能随相对密度的增大而升高, 致密应变则相反。增加泡沫铝填充能量吸收结构后, 较好地平衡了机身框各部件的吸能比例, 且随着相对密度的增大, 泡沫铝材料的吸能贡献逐渐提高, 客舱地板处的峰值加速度降低, 表明高相对密度泡沫铝缓冲吸能性能更强, 能够有效改善机身结构的适坠性。

关键词: 泡沫铝; 相对密度; 应变率; 吸能; 民机适坠性

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2023.000155

CSTR: 32420.14.j.issn.1005-5053.2023.000155

中图分类号: V252.2

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2026)09-0068-11

Effect of different relative density of aluminum foam filling on crashworthiness of civilian aircrafts

MIAO Ruihang¹, WANG Dawei^{1*}, ZHU An'an¹, WANG Jiwen¹, ZOU Tianchun²

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China; 2. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to satisfy the requirements of civil aircraft crashworthiness, a method of using aluminium foam as fuselage section filling material is proposed, and on this basis the energy absorption characteristics and impact response characteristics of fuselage structures filled with different relative densities of aluminium foam are investigated. Firstly, quasi-static and medium strain rate ($0.001 \sim 100 \text{ s}^{-1}$) compression tests are carried out on aluminium foams with low, medium, and high relative densities, using an electronic universal testing machine and high-speed power loading systems. Secondly, an equivalent finite element model for different relative densities of aluminium foam is established and the validity of the model is verified by comparing the results of the model analysis with the experiments. Finally, the aluminium foam equivalent model is applied to the analysis of civil aircraft crashworthiness and the damage pattern, energy absorption, and acceleration time course of the fuselage section in the passenger cabin floor after placing aluminium foam of different relative densities are analyzed. The results show that the platform stress and volume specific energy absorption of the aluminium foam increase with increasing relative density, while the opposite is true for densified strain. The addition of aluminium foam-filled energy-absorbing structures better balances the energy absorption rate of the fuselage frame components than classic frame construction. At the same time, as the relative density increases, the energy absorption of the aluminium foam gradually increases and the peak acceleration of the cabin floor decreases, indicating that high relative density aluminium foam has a stronger cushioning and energy absorption properties than low and middle relative density aluminium foam, and these provide theoretical support for the application of aluminium foam to the crashworthiness design of civil aircraft.

Key words: aluminium foam; relative density; strain rate; energy absorption; crashworthiness of civil aircraft

适坠性要求飞机在应急着陆和紧急迫降时,必须具备保护乘员免受致命伤害的能力。国内外学者研究发现,货舱地板下部结构的布局对民机适坠性至关重要^[1-3]。通过优化货舱地板下部结构的布局可以引导客舱地板以下结构以一种可控的模式破坏,从而有效改善飞机的耐撞水平,减少带给乘客的伤害^[4-5]。

基于适坠性的需求,在针对机身下部结构的耐撞性进行设计时,国内外学者提出应用泡沫铝填充以及引入蜂窝结构等方法^[6-10]。Jackson等^[6-7]通过实验与仿真结合的方法研究了聚合物泡沫填充对机身结构耐撞性的影响,结果发现泡沫在坠撞过程中可以耗散大量冲击能量,有效降低峰值载荷,在提高飞机耐撞性方面具有较大的潜力。Meng等^[8]在机身底层结构中引入六边形蜂窝状能量吸收装置,建立了其简化模型并进行数值模拟和跌落实验,结果表明,引入蜂窝状能量吸收装置显著降低作用在乘客的加速度大小。Mozafari等^[9]针对泡沫填充蜂窝夹芯板在平面内冲击载荷下的耐撞性进行了分析,结果表明泡沫填充蜂窝铝具有更高的质量比吸能,更适合作为能量吸收装置。Zheng等^[10]分析了引入聚合物泡沫对货舱地板下部结构耐撞性的影响,结果发现泡沫填充有效提高货舱地板下部结构的吸能能力并减小碰撞时的峰值加速度。

相较于铝制蜂窝结构及聚氨酯泡沫,泡沫铝具有密度低、比强度高、耐热性强、抗冲击性能好等特点,在航空航天领域具有广阔的应用前景^[11-14]。目前泡沫铝在航空航天领域的应用研究主要是利用其吸能特性制造抗撞和缓冲装置^[15-18]。罗昌杰^[15]研究了泡沫铝材料在航天腿式着陆器中的缓冲吸能特性,并设计出新型的泡沫铝填充薄壁金属管塑性变形缓冲器,结果表明泡沫铝填充缓冲器比单一结构缓冲器具有更好的缓冲性能。王佳铭等^[16]分析了置入不同密度泡沫铝后直升机的冲击响应特性,结果表明,通过置入2种密度的泡沫铝材料,驾驶舱地板的最大变形量以及机身部件的承载压力都显著减小。韩雨莹等^[17]提出了一种油气-泡沫铝组合式直升机缓冲装置,通过压溃实验及仿真分析发现泡沫铝的置入有效提升了直升机起落架缓冲器的抗冲击性能。郭亚周等^[18]开展了机翼前缘局部填充泡沫铝抗鸟撞特性研究,结果表明泡沫铝填充机翼前缘结构比空机翼前缘结构能够更有效地抵御鸟体撞击,在相同撞击工况下可吸收更多的

能量。以上研究表明,泡沫铝因其出色的吸能性能在航空航天领域受到大量关注。泡沫铝在几乎恒定的载荷下能够有效地吸收能量,因此在民机适坠性领域具有较好的应用前景。

综上所述,目前,泡沫铝在航空航天领域已有一定应用,但利用其吸能特性进行民机适坠性设计的研究却较少。基于此,本研究拟将泡沫铝作为一种填充材料,通过准静态和中低应变率下的压缩实验研究其准静态和动态压缩力学性能,在获得相应力学参数的基础上建立泡沫铝宏观模型,并通过LS-DYNA软件中的可压溃泡沫材料本构模型模拟泡沫铝在各个工况下的压缩情况,通过实验结果验证模型的有效性,最终将等效模型应用于民机机身框段坠撞的耦合仿真中,分析置入不同相对密度泡沫铝材料对机身框段耐撞性的影响。本研究成果可为国产大飞机适坠性适航符合性验证提供技术支持。

1 实验材料与方法

1.1 实验材料

本研究所用的泡沫铝材料采用熔体发泡法制备,基体材料为纯铝,泡沫铝的平均孔径为3 mm。为避免实验过程中因孔结构的不均匀性导致的尺寸效应及惯性效应,采用线切割技术加工泡沫铝试件为30 mm×30 mm×30 mm。泡沫铝试件如图1所示。



图1 泡沫铝试件

Fig. 1 Aluminum foam specimen

本实验所用泡沫铝试样主要包含孔棱缺陷(图2(a))、胞壁缺陷(图2(b))和胞孔缺失情况(图2(c))。相对密度较大的泡沫铝的孔壁较厚,孔棱缺陷较多而胞壁缺陷、胞孔缺失较少;相对

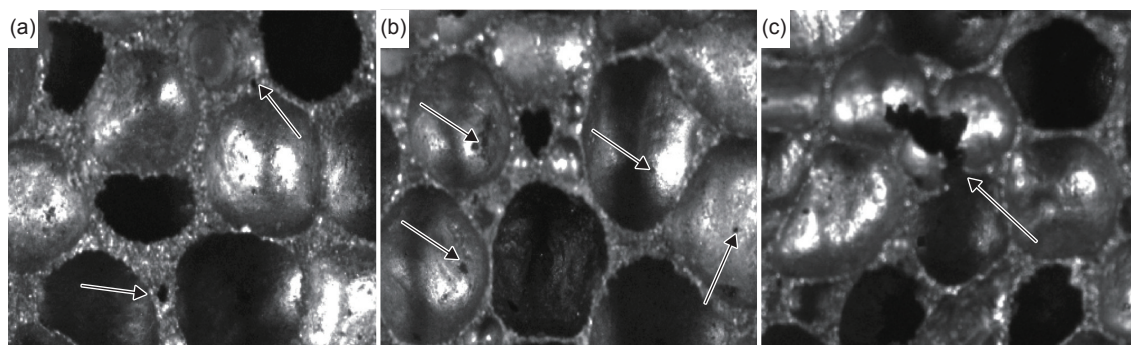


图2 泡沫铝试样中的胞孔缺陷 (a)孔棱缺陷;(b)胞壁缺陷;(c)胞孔缺失

Fig. 2 Cellular defects of aluminum foam specimen (a) defects of cell wall; (b) defects of cell membrane; (c) absence of cell pore

密度较小的泡沫铝的孔壁更薄,在生产加工过程中除孔棱缺陷外还有大量的胞壁缺陷和胞孔缺失情况。

泡沫铝的相对密度($\bar{\rho}$)通过式(1)可得:

$$\bar{\rho} = \rho^* / \rho_m \quad (1)$$

式中: ρ_m 为泡沫铝基体密度; ρ^* 为泡沫铝的密度。本次研究选用低(0.124)、中(0.166)、高(0.192)3种相对密度泡沫铝。

1.2 实验方法

使用 Instron 5982 电子万能材料试验机进行准静态压缩实验,根据标准 ISO 13314—2011,设置抗压盘高度为 30 mm,压缩速率为 1.8 mm/min。当应变变为 0.8 时泡沫铝试样基本被压实,因此设置泡沫铝试样压缩量为 24 mm 时结束压缩实验。采用高分辨率 GE 4900 相机对压缩过程中的图像进行采集,采集频率为 1 帧/s,实验装置如图 3 所示。

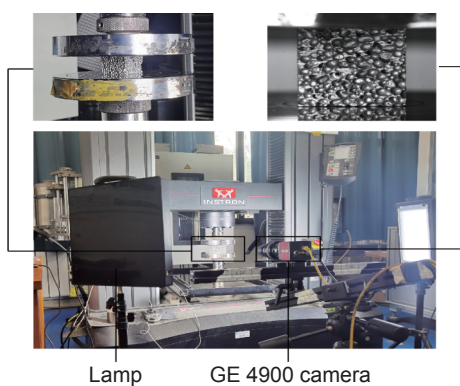


图3 Instron 5982 电子万能材料试验机

Fig. 3 Instron 5982 testing machine

采用 Instron VHS 160 高速液压伺服试验机进行中低应变率($1, 10, 100 \text{ s}^{-1}$)下的压缩实验,实验装置如图 4 所示。分别在压缩速率为 0.03、0.3、3 m/s 下进行应变率为 1、10、100 s^{-1} 的压缩实验。为保证实验结果的可靠性,在每个应变率下

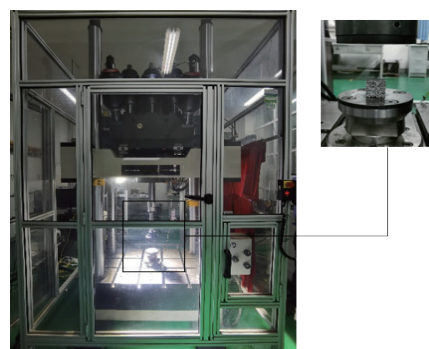


图4 高速液压伺服试验机

Fig. 4 Instron VHS 160 testing machine

进行 5 次压缩实验,以获得平均值作为最终有效数据。

2 实验结果分析

2.1 相对密度对泡沫铝压缩性能影响分析

不同相对密度的泡沫铝在准静态压缩下的应力-应变曲线如图 5 所示。观察发现,泡沫铝压缩应力-应变曲线均表现出明显的线弹性阶段、平台阶段及压实阶段特征。在线弹性阶段,泡沫铝压缩应

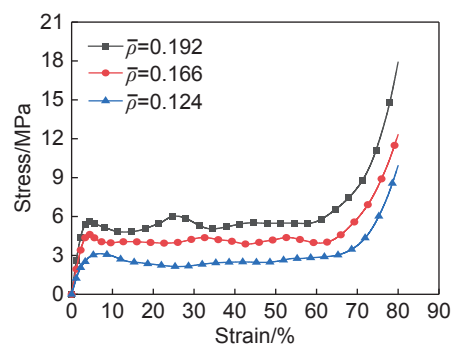


图5 不同相对密度准静态下泡沫铝应力-应变曲线

Fig. 5 Stress-strain curves of aluminum foams with different relative densities under quasi-static compression

力随应变增加呈线性增长,当达到坍塌应力后,由于熔体发泡法制备的泡沫铝存在孔穴结构不均及孔壁缺失等缺陷,因此会出现应力下降现象。随着应变的增加,应力变化幅值减小,泡沫铝压缩应力-应变曲线进入平台阶段,但平台段不是绝对水平,而是随着相对密度的增加产生较大波动。这是因为在压缩过程中,相对密度较大的泡沫铝会在孔壁缺陷处产生应力集中,应力集中主要通过较厚的孔壁断裂而非塑性变形得到释放,因此其在压缩过程中的应力传递不均匀,应力-应变曲线波动较大^[16]。而相对密度较小的泡沫铝在准静态压缩过程中,较薄的孔壁和胞孔缺失处会产生应力集中,这些胞孔缺陷位置可通过缓慢的塑性变形来释放应力,由于整个塑性变形、应力重分布过程中应力传递较为均匀,因此相对密度较低的泡沫铝压缩过程中应力-应变曲线较为平滑。随着孔壁不断压溃,胞孔之间的孔隙逐渐被填满,泡沫铝试样的应力随着应变急剧增加,应力-应变曲线进入密实化阶段。此外,还发现随着相对密度的增大,杨氏模量、平台应力均随之增大,致密化应变减小。

以相对密度为 0.192 的泡沫铝为例,观察不同阶段变形形貌(图 6)发现,在压缩过程中,泡沫铝的变形失效行为均是从胞孔壁厚较小的部位产生裂纹,随后延伸至试样边界直至失效。在压缩开始阶段,泡沫铝胞孔壁厚较小和孔壁缺失的部位首先

被压溃,表现为“V”型局部破坏(图 6(b))。随着压缩的进行,局部变形区域沿着壁厚较小区域发生扩展,形成逐渐延伸的变形带(图 6(c))。进一步压缩,变形带基本被压实,各胞孔相互连通,此时压缩进入密实化阶段(图 6(d))。

泡沫铝具有优异的吸能特性,体积比吸能和平台应力是评价其吸能性能的重要指标。体积比吸能(w)由式(2)可得:

$$w = \int_0^{\varepsilon_a} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon \quad (2)$$

式中: ε_a 为应变; $\sigma(\varepsilon)$ 为应变 ε_a 对应的应力。

采用能量效率法确定平台应力,在应变 ε_a 下能量吸收效率 E_d 定义为式(3)^[19]:

$$E_d(\varepsilon_a) = \frac{1}{\sigma_a} \int_0^{\varepsilon_a} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon, 0 \leq \varepsilon_a \leq 1 \quad (3)$$

式中: σ_a 为应变 ε_a 对应的应力。致密应变 ε_d 为吸能效率最大值所对应的应变值,见式(4):

$$\left. \frac{dE_d(\varepsilon_a)}{d\varepsilon} \right|_{\varepsilon_d=\varepsilon_i} = 0, 0 \leq \varepsilon_i \leq 1 \quad (4)$$

式中: ε_i 是致密应变 ε_d 的取值。

平台应力(σ_{pl})可由致密应变 ε_d 得到,见式(5):

$$\sigma_{pl} = \frac{\int_0^{\varepsilon_d} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon}{\varepsilon_d} \quad (5)$$

通过计算可得到准静态压缩实验中不同相对密度泡沫铝试件的力学性能参数,如表 1 所示。由

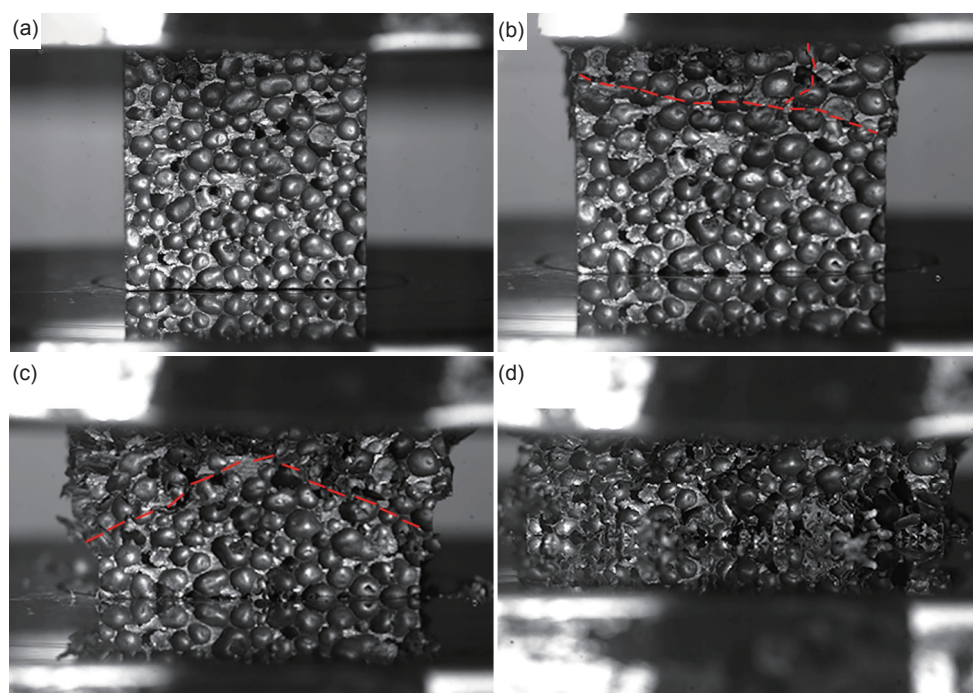


图 6 相对密度为 0.192 的泡沫铝准静态压缩形貌 (a) $\varepsilon=0$; (b) $\varepsilon=20\%$; (c) $\varepsilon=40\%$; (d) $\varepsilon=60\%$

Fig. 6 Quasi-static compression morphology of aluminum foam with relative density of 0.192

(a) $\varepsilon=0$; (b) $\varepsilon=20\%$; (c) $\varepsilon=40\%$; (d) $\varepsilon=60\%$

表1 不同相对密度泡沫铝的力学特性参数
Table 1 Mechanical parameters of aluminum foams with different relative densities

Relative density	Elastic modulus/MPa	Plateau stress/MPa	Densification strain	Energy absorption value/(MJ·m ⁻³)
0.124	163.98	2.32	0.69	1.45
0.166	233.07	3.99	0.63	2.42
0.192	345.84	5.07	0.59	3.12

表1可知,随着相对密度增大,平台应力以及体积比吸能升高,致密应变减小。

2.2 应变率对泡沫铝压缩性能影响分析

图7为不同相对密度的泡沫铝在准静态和中低应变率下的压缩应力-应变曲线,由图可知,除坍塌应力外,同一相对密度的泡沫铝试样,在动态压缩下的变形过程与准静态压缩情况具有高度的一

致性,均存在明显的线弹性阶段、屈服平台阶段和致密化阶段。还可以看出,不同相对密度的泡沫铝在中低应变率下,压缩应力-应变曲线平台段较准静态压缩情况表现出较为明显的振荡,这主要是由于在屈服平台段泡沫铝的部分孔壁发生屈曲和压溃,随着加载应变率的提高,剩余孔壁在加载时间内来不及进行应力重分布所致^[20]。

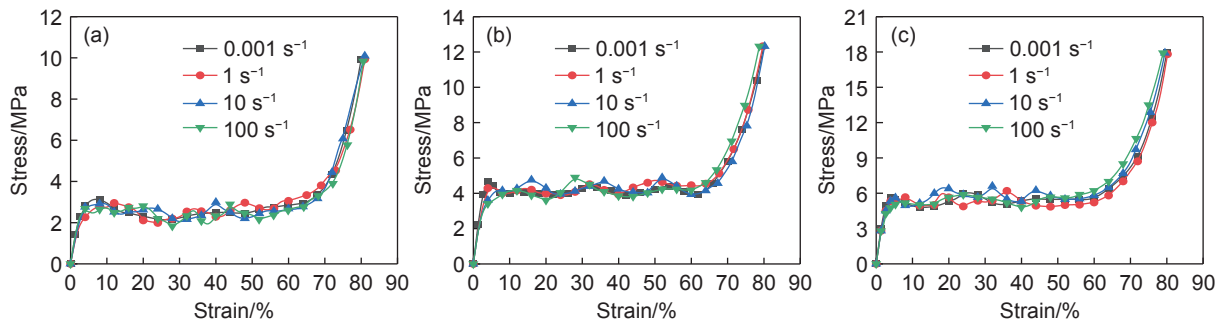


图7 不同相对密度泡沫铝在不同应变率下应力-应变曲线 (a) $\bar{\rho}=0.124$; (b) $\bar{\rho}=0.166$; (c) $\bar{\rho}=0.192$

Fig. 7 Stress-strain curves of aluminum foams with different relative densities at different strain rates

(a) $\bar{\rho}=0.124$; (b) $\bar{\rho}=0.166$; (c) $\bar{\rho}=0.192$

图8为不同相对密度的泡沫铝在不同应变率下的屈服强度及平台应力变化情况,观察发现,应变率变化对泡沫铝屈服强度影响不大,且随着相对密度的增大,屈服强度无明显变化。这是因为在动态压缩情况下,相对密度较高的泡沫铝虽然存在一

定的孔棱缺陷,但是由于其胞孔分布均匀、结构稳定性较强,且胞孔缺失的位置较少,因此在不同应变率压缩时应力分布更加均匀。而相对密度较低的泡沫铝,除了存在胞壁缺陷外,较相对密度较高的泡沫铝还存在大量的胞孔缺失,在应变率较大的压缩情况下,这些胞孔缺失以及胞壁缺陷处被压溃后,剩余孔壁在加载时间内来不及完成应力重新分布过程,因此导致高应变率情况下相对密度较小的泡沫铝内部应力分布不均,屈服强度变化不如相对密度较高的泡沫铝平稳。此外,随着应变率的提高,不同相对密度的泡沫铝平台应力没有明显变化,各个平台应力相对误差均在3%以内,表明在中、低应变率区间内应变率对泡沫铝的平台应力影响可忽略不计。

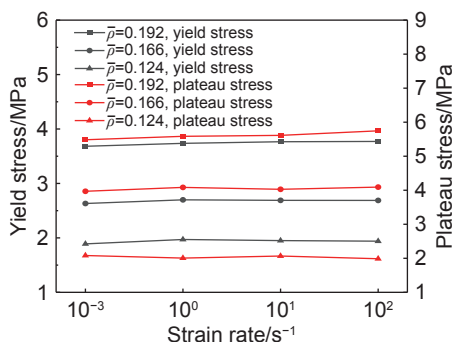


图8 不同相对密度泡沫铝在各应变率下屈服强度和平台应力

Fig. 8 Yield strength and Plateau stress of aluminum foams with different relative densities at different strain rates

基于上述实验分析发现,泡沫铝在中、低应变率下的压缩力学特性与准静态几乎一致,其相对误差均在3%以内。因此,可以认为闭孔泡沫铝在中、低应变率区间对应变率不敏感,在后续的研究

中,不需要考虑闭孔泡沫铝的应变率效应。

3 泡沫铝压缩的等效模型建立

3.1 等效模型建立

泡沫铝的结构复杂,针对微观结构建立 Voronoi 模型工作量较大(图 9(b)),且为了模拟胞孔的微观结构,需要划分网格尺寸较小的单元,在机身框段适坠性分析中将造成极小的时间步长,与

机身框模型的大网格尺寸的时间步长不匹配,导致计算无法正常进行^[21-23]。而宏观结构建模相较于微观建模可以节省大量建模和计算时间,适用于和其他结构的耦合仿真。因此,本工作采用宏观结构建模的方式,基于 HyperMesh 将泡沫铝划分成 8 节点六面体单元,忽略其中的孔穴,在 LS-DYNA 中直接对实体网格赋予泡沫材料模型。泡沫铝等效有限元模型如图 9(c)所示,该模型分为 3 部分:泡沫铝试件、顶部刚性加载板以及底部刚性约束板。

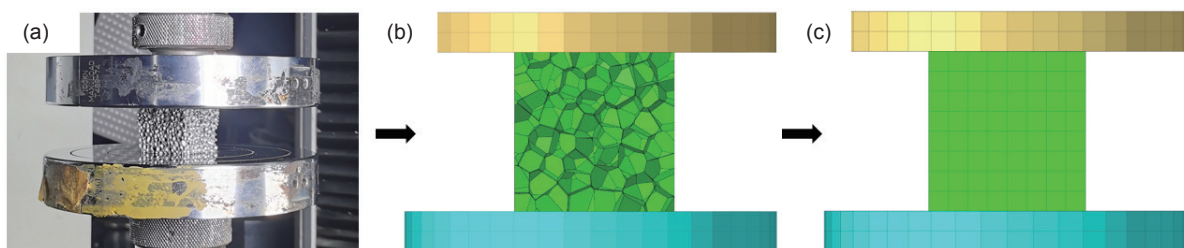


图 9 泡沫铝等效模型示意图 (a)实验装置;(b)微观结构建模;(c)宏观结构建模

Fig. 9 Schematic diagram of the aluminum foam equivalent model (a) test equipment; (b) micro-structural models; (c) macro-structural models

基于宏观结构建模方式建立与试件尺寸相同的泡沫铝有限元模型,并将其置于上下刚性板之间,约束下刚性板的 6 个自由度,上刚性板以恒定速率 $v=1.8 \text{ mm/min}$ 向下加载。泡沫铝和上下刚性板之间接触采用 AUTOMATIC_SURFACE_SURFACE, 为避免出现负体积,给泡沫铝施加自接触 CONTACT_INTERIOR^[24]。

3.2 材料模型

通过准静态和中低速压缩实验发现,本工作中泡沫铝材料在中、低应变率的情况下,力学性能不具有应变率敏感性,因此采用 63 号可压溃泡沫材料 (MAT_CRUSHABLE_FOAM) 的本构模型进行数值模拟分析。泡沫铝材料参数由实验结果获得,

以相对密度为 0.192 的闭孔泡沫铝为例,其密度为 0.472 g/cm^3 ,弹性模量为 345.84 MPa,取材料阻尼最大推荐值 0.5。

两端刚性板采用刚性材料 (MAT_RIGID) 模拟,刚性板的参数如下:弹性模量为 210 GPa,泊松比为 0.3,密度为 7.85 g/cm^3 。

3.3 等效模型结果验证

由于泡沫铝材料的压缩力学性能在中、低应变率的情况下不具有应变率敏感性,因此只对材料的准静态仿真结果进行验证,对比分析宏观等效模型、Voronoi 模型和准静态压缩实验的符合性,3 种相对密度泡沫铝所对应的准静态压缩下仿真和实验应力-应变曲线结果对比如图 10 所示。

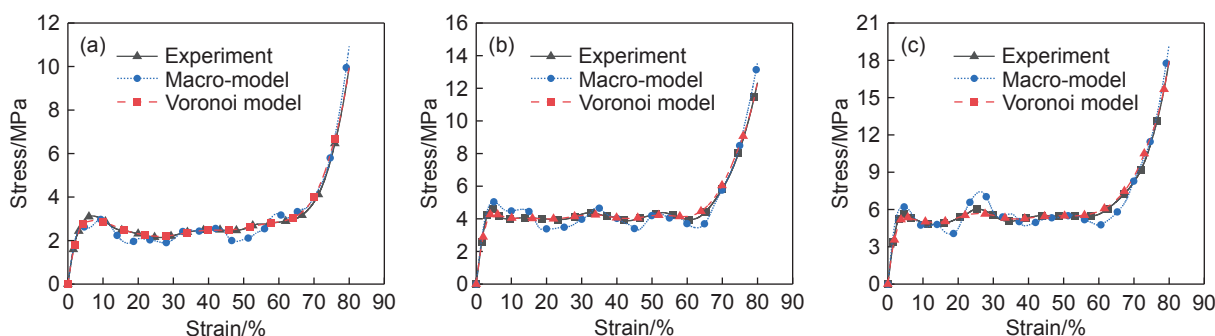


图 10 不同相对密度泡沫铝仿真实验对比 (a) $\bar{\rho} = 0.124$; (b) $\bar{\rho} = 0.166$; (c) $\bar{\rho} = 0.192$

Fig. 10 Comparison of simulation and experiment for aluminum foam with different relative densities (a) $\bar{\rho} = 0.124$; (b) $\bar{\rho} = 0.166$; (c) $\bar{\rho} = 0.192$

在初始弹性变形阶段, 3条曲线几乎重合; 在屈服平台段, Voronoi 模型与实验的符合性较好, 但是宏观等效模型仿真结果应力较实验结果出现波动, 原因是 Voronoi 模型生成过程与闭孔泡沫金属发泡过程类似, 内部结构更趋真实合理, 平台应力误差较小。而宏观等效模型出现波动的原因主要是由于压缩过程中模型网格呈现逐层压溃的趋势, 因此当压缩进入屈服阶段后每一层网格压溃之后便会产生一定波动, 所以在屈服平台段仿真结果较实验波动更大。但观察可知波动范围较小, 且3种不同相对密度的泡沫铝仿真与实验的平台应力误差不超过5%; 在致密化阶段仿真与实验结果的应力提升速率均呈现先慢后快的趋势, Voronoi 模型与实验的符合性较好, 宏观等效模型在相对密度较大的情况下仿真结果与实验出现了一定的偏离, 但偏离程度较小。分析其原因是与所选择 MAT_CRUSHABLE_FOAM 本构模型有关, 应用该本构进行模拟需要先输入实验所得的工程应力-应变曲线, 由于相对密度较大的泡沫铝在准静态压缩实验中得到的工程应力-应变曲线波动较大, 因此仿真输出结果较实验有一定偏离。

综上所述, 通过对比分析宏观等效模型、Voronoi 模型和实验结果的符合性可以看出, Voronoi 模型比宏观等效模型更接近实验结果, 宏观等效模型屈服段与实验结果存在一定偏离, 但误差均在5%以内。同时, 考虑到宏观结构建模相较于微观建模可以节省大量建模和计算时间, 在与机身框坠撞耦合仿真分析中不会造成时间步长不匹配而无法计算的现象, 因此在后续研究中选用宏观等效模型来表征泡沫铝的压缩性能。

4 泡沫铝在民机适坠性设计中的应用

4.1 有限元模型

典型民机机身框段结构如图11(a)所示, 在机身框有限元建模过程中, 对机身结构某些部位进行适当的简化, 采用 RIGID BODY 刚性连接代替机身结构中的铆钉、螺栓、连接销等连接件。机身框段有限元模型中不包括真实的舱门等结构, 乘员和座椅系统以集中质量的形式分布在座椅导轨上, 集中质量点设置在乘客和座椅的等效重心上, 每个集中质量点分布1960 N 载荷。建立的机身框段结构包括5个框段、4个跨度, 总长2200 mm, 货舱半径1700 mm。该机身框段结构包括蒙皮、隔框、长桁、地板梁、立柱以及货舱地板, 整个结构质量为1103.4 kg。适坠性要求在迫降过程中, 动能应通过客舱以下结构的变形以一种可控的方式耗散^[25]。为了在迫降过程中耗散动能, 本工作提出的泡沫铝结构在货舱底板与蒙皮之间插入, 如图11(b)所示。泡沫铝具备金属焊接性, 所以填充泡沫铝与蒙皮、隔框之间的连接通过 SPOTWELD 进行, 接触方式为 AUTOMATIC_SURFACE_SURFACE。机身框各部件力学性能见表2所示。

在本工作中, 使用 LS-DYNA 对4个机身框截面模型坠撞过程进行了数值模拟, 其中1个不包含泡沫铝填充结构, 另外3个在货舱底部填充不同相对密度泡沫铝, 整个机身框段结构包括595446个节点、571993个壳单元和96420个实体单元。Belytschko-Tsay 壳单元用来模拟蒙皮、机身框、客舱地板和货舱地板等结构, 实体单元用来模拟泡沫铝填充结构。研究表明, 可生存撞击速率在6~12 m/s 之间, 因此本次研究设置坠撞速率为

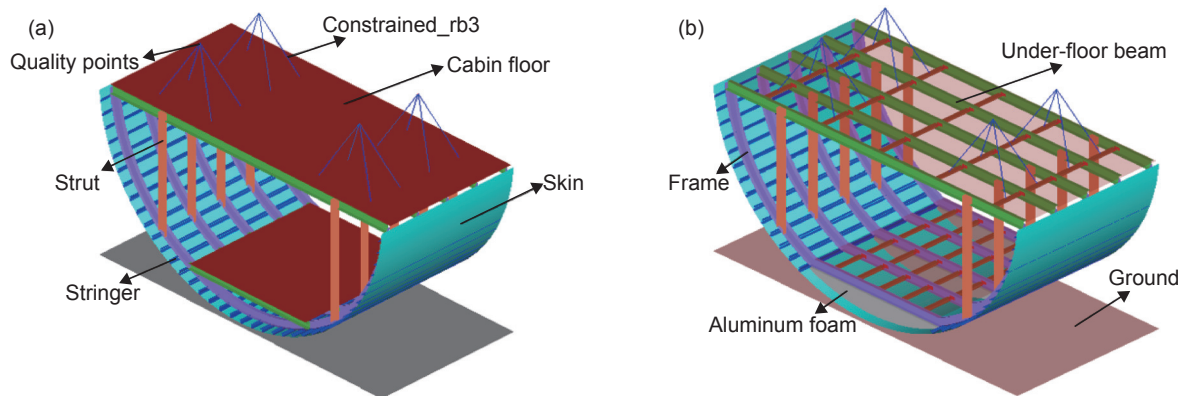


图11 机身框结构 (a)典型民机机身框结构; (b)货舱地板下部引入泡沫铝的机身框结构

Fig. 11 Fuselage frame structure (a) typical aircraft fuselage frame structure; (b) fuselage frame structure with the introduction of aluminum foam in the lower part of the cargo hold floor

表 2 机身框部件的力学性能参数
Table 2 Mechanical properties of fuselage frame components

Part	Material	Density/ $10^{-6} \text{ (kg} \cdot \text{mm}^{-3})$	Elastic modulus/GPa	Poisson's ratio	Yield stress/MPa	Failure
Frame	Al-2024	2.67	73.1	0.33	241.32	0.14
Stringer	Al-2099	2.63	78.6	0.31	475.75	0.06
Skin	Al-2024	2.67	73.1	0.33	241.32	0.14
Under-floor beam	Al-2196	2.63	76.5	0.31	510.23	0.06
Strut	Al-2196	2.63	76.5	0.31	510.23	0.06

9 m/s, 方向垂直指向地面。通过机身框段的变形模式、主要部件能量吸收情况以及客舱地板处加速度响应研究泡沫铝填充对机身框段抗坠撞性能的影响。

4.2 数值分析结果

4 种机身框模型在碰撞过程中的变形情况如图 12 所示。观察发现, 有泡沫铝填充结构和无泡沫铝填充结构的机身截面变形存在明显不同。对于不采用泡沫铝填充结构的经典机身框模型, 正中区域的蒙皮和长桁受到冲击后被迅速压平, 并将冲击载荷传递至隔框, 隔框中部受到挤压产生塑性变形, 并在变形处发生断裂失效, 蒙皮和隔框在失效位置向上拱起(如图 13(b)所示)。由于立柱与机身框连接处刚度较大, 易形成应力集中, 导致立柱

与框连接区域附近发生了明显的塑性变形(如图 13(a)所示)。同时由于集中质量点的施加, 导致机身框中间区域承受压缩载荷大于两端区域, 因此中间 3 根立柱所产生的塑性变形大于两端立柱所产生的变形。具有泡沫铝填充结构的机身框模型在发生撞击时, 蒙皮被迅速压平并将载荷传递至泡沫铝, 泡沫铝开始产生压溃吸能, 当加载时间到 90 ms 时, 泡沫铝已基本被压溃, 达到致密状态。除立柱和机身框的连接处、支撑柱与隔框形成的两侧三角区域外, 在泡沫块与框架相接的转角处也出现明显的塑性铰(如图 13(c)所示)。另外, 可以看出填充泡沫铝材料的机身框段结构立柱的塑性变形明显大于经典机身框模型, 这是由于机身框底部填

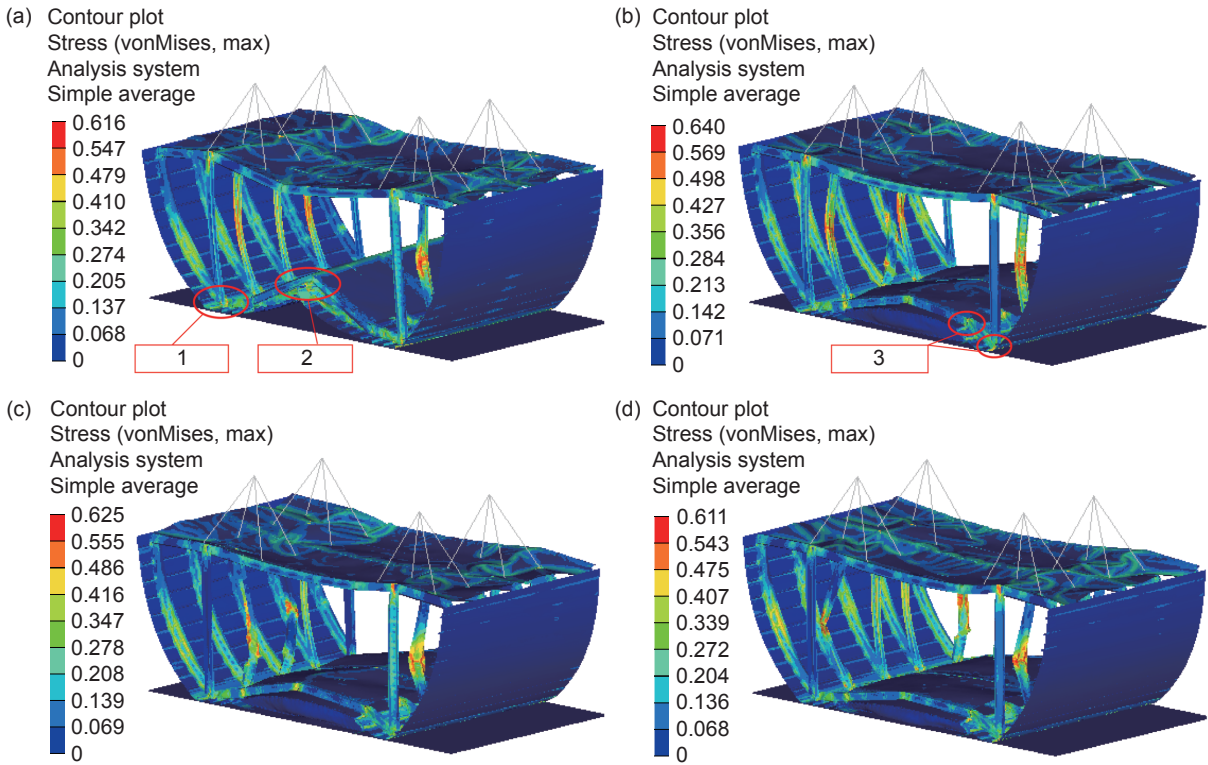


图 12 各个模型在碰撞过程中变形情况 (a)经典机身框; (b)填充低密度泡沫铝; (c)填充中密度泡沫铝; (d)填充高密度泡沫铝

Fig. 12 Deformation of four models during the collision (a) classic fuselage frame; (b) low-density filled; (c) medium-density filled; (d) high-density filled

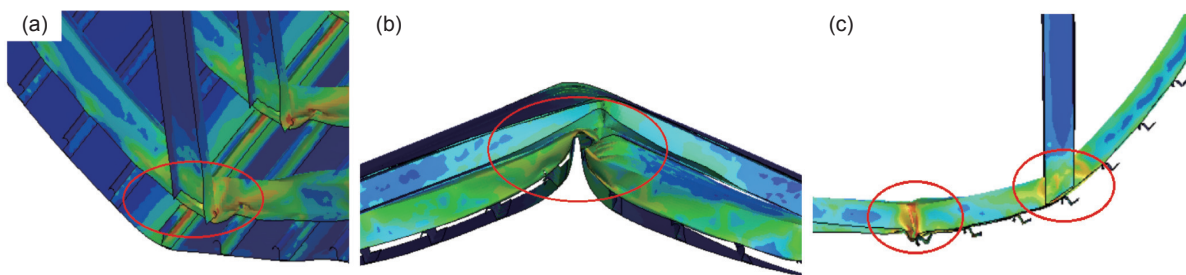


图 13 图 12 中位置 1~3 处局部变形及失效放大图 (a)立柱与机身框连接处; (b)机身框中部; (c)泡沫铝与框架相接转角处
Fig. 13 Enlarged view of local deformation and failure of position 1-3 in Fig.12 (a) connection between column and fuselage frame; (b) middle of fuselage frame; (c) corner of aluminum foam to frame

充的泡沫铝材料强度远低于铝合金材料,在泡沫铝压缩达到致密化后,还有一定的冲击动能通过隔框和立柱传递给货舱地板以上结构,立柱通过塑性变形耗散掉大部分动能,减少能量向上的传递。

无泡沫铝填充结构和有泡沫铝填充结构机身框段碰撞各部件吸能-时间曲线如图 14 所示。从图中可以看出,泡沫铝材料的填充对框段各部件内能变化趋势有明显影响。在 100 ms 后系统总动能趋近于 0 时,各机身框模型部件的内能随时间只有很小变化。无泡沫铝填充的经典机身框模型冲击过程中,框架是主要的吸能部件,其吸能占总吸能的 50% 以上,其次是地板梁、蒙皮、立柱和长桁。立柱的吸能在 80 ms 之前不明显,在 80 ms 时,立柱撞击地面,此时立柱受到地面和集中质量所代替的乘客和座椅系统的挤压产生较大的塑性变形,立

柱内能短时间内大幅增加,地板梁受到座椅导轨传递来的集中质量的冲击,其能量也得到一定提高。在机身货舱地板下部增加泡沫铝填充能量吸收结构,较好地平衡了各部件的吸能比例,降低了隔框、地板梁和长桁吸能贡献。此外,泡沫铝填充结构在吸收碰撞能量方面起着非常重要的作用,填充低、中、高相对密度泡沫铝材料的机身框模型在冲击过程中,泡沫铝能量吸收占比分别为 18.6%、21.56%、26.77%,即随着填充泡沫铝材料相对密度的增大,其吸能能力也随之增大。此外,还可以观察到,在撞击的初始阶段,由于机身蒙皮与泡沫铝最先受到地板的挤压作用,其吸收的能量迅速增加,在 90 ms 后,泡沫铝填充结构的能量吸收保持不变。这是由于在 90 ms 时,泡沫铝大部分胞孔被挤压在一起,泡沫铝填充结构基本达到致密化,致密化阶段后,这

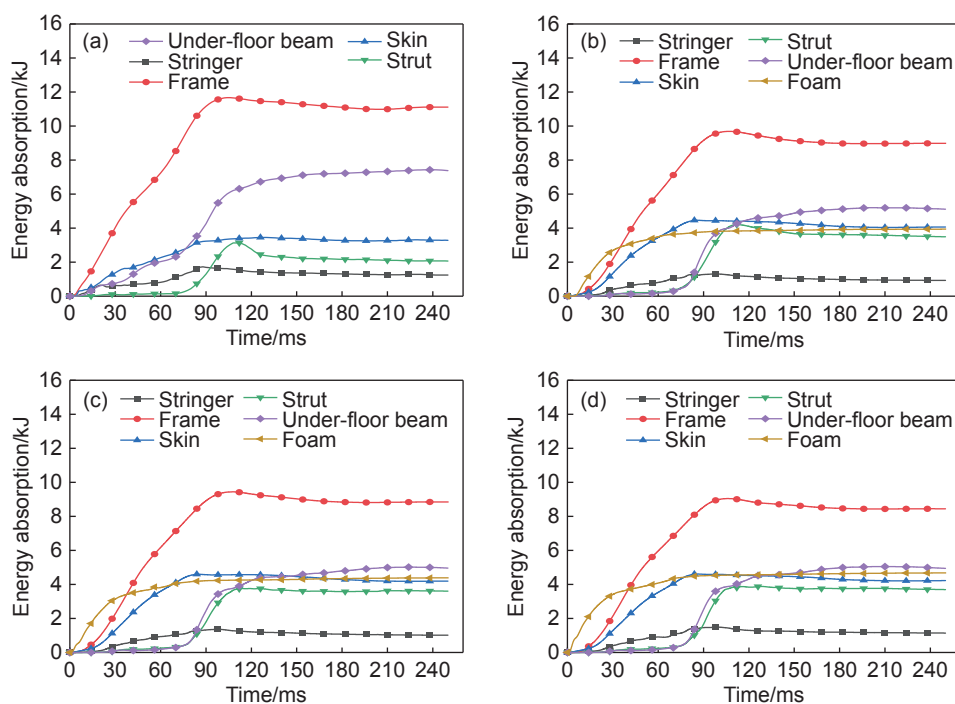


图 14 碰撞过程部件吸能-时间曲线 (a)经典机身框; (b)填充低密度泡沫铝; (c)填充中密度泡沫铝; (d)填充高密度泡沫铝
Fig. 14 Energy absorption curves of components during collision-time course (a) classic fuselage frame; (b) low-density filled; (c) medium-density filled; (d) high-density filled

种泡沫铝填充结构将无法提供有效的能量吸收。

经典机身框结构和3种不同相对密度泡沫铝填充机身框结构的客舱地板处加速度-时间曲线对比如图15所示,由图可知泡沫铝填充对客舱地板处的加速度响应有较大影响。通过经典机身框冲击过程的加速度-时间曲线可以看出,初始峰值加速度出现在18 ms时,此时加速度大小为38.42g,2次过载峰值出现在36 ms时,大小为22.31g。Eiband基于实验数据形成了乘员伤害评估标准,给出了人体在垂向冲击下的严重损伤但可接受的区域界限在16g(156.96 m/s^2)至40g(392.40 m/s^2)之间^[26]。由此可见,即使考虑座椅的缓冲作用,根据Eiband的评估标准乘员仍处在严重损伤范围内。研究表明,初始峰值加速度大小取决于结构质量、撞击速率和接触刚度^[27]。在结构质量和撞击速率确定的前提下,通过引入泡沫铝填充结构有效降低了初始接触刚度,并且由于泡沫铝的压溃吸能以及立柱变形的增多,导致填充泡沫铝的机身框结构在坠撞过程中吸收的能量增大,因此加速度峰值明显低于经典机身框结构。由图15可知,低、中、高3种不同密度泡沫铝填充机身框结构客舱地板处初始加速度峰值分别为30.76g、28.21g、25.74g,相较经典机身框结构的峰值加速度分别下降19%、26%、33%,且2次过载峰值均不超过15g。表明随着相对密度的提高,加速度最高过载峰值减少量变大,传递给乘员的最大载荷减小,给乘员造成的伤害降低。

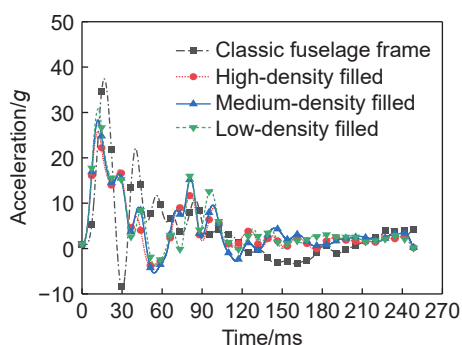


图15 客舱地板加速度-时间曲线

Fig. 15 Acceleration-time curves of cabin floor

5 结论

(1)不同相对密度泡沫铝压缩应力-应变曲线均包含弹性段、平台段及压实段三阶段特征。平台应力、杨氏模量和体积比吸能随相对密度的增加而增大,致密应变随相对密度的增加而减小。

(2)中、低应变率下泡沫铝压缩应力-应变曲线具有高度一致性,且屈服强度及平台应力差别在3%以内,可认为泡沫铝在中、低应变率区间不具有应变率效应。

(3)置入泡沫铝后较好地平衡了机身框各部件的吸能比例,降低了隔框、地板梁和长桁吸能贡献。填充泡沫铝的机身框模型较经典机身框模型客舱地板加速度过载峰值降低。

(4)随着货舱地板下部引入泡沫铝相对密度的提升,泡沫铝在冲击过程中吸收能量增大,客舱地板处的峰值加速度减小。但是相对密度的增大,导致填充的质量也随之增大,因此在实际工程应用中应当平衡两者的关系。

参考文献:

- [1] Ren Y, Xiang J. Energy absorption structures design of civil aircraft to improve crashworthiness[J]. *The Aeronautical Journal*, 2014, 118(1202): 383-398.
- [2] Waimer M, Kohlgrüber D, Hachenberg D, et al. Experimental study of CFRP components subjected to dynamic crash loads[J]. *Composite Structures*, 2013, 105: 288-299.
- [3] 解江, 牟浩蕾, 冯振宇, 等. 大飞机典型货舱下部结构冲击试验及数值模拟[J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 254-265. Xie J, Mu H L, Feng Z Y, et al. Impact characteristics of typical sub-cargo structure of large aircraft: tests and numerical simulation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(6): 254-265.
- [4] Waimer M, Feser T, Schatrow P, et al. Crash concepts for CFRP transport aircraft-comparison of the traditional bend frame concept versus the developments in a tension absorbers concept[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2018, 23(2): 193-218.
- [5] Waimer M, Kohlgrüber D, Keck R, et al. Contribution to an improved crash design for a composite transport aircraft fuselage: development of a kinematics model and an experimental component test setup[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2013, 4(3): 265-275.
- [6] Jackson K E. Impact testing and simulation of a crashworthy composite fuselage concept[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2001, 6(1): 107-122.
- [7] Jackson K E, FASANELLA E L, KELLAS S. Development of a scale model composite fuselage concept for improved crashworthiness[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 95-103.
- [8] Meng F X, Zhou Q, Yang J L. Improvement of crashworthiness behaviour for simplified structural models of aircraft fuselage[J]. *International Journal of Crashworthi-*

- ness, 2009, 14(1): 83-97.
- [9] Mozafari H, Khatami S, Molatefi H, et al. Finite element analysis of foam-filled honeycomb structures under impact loading and crashworthiness design[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2016, 21(2): 148-160.
- [10] Zheng J Q, Xiang J W, Luo Z P, et al. Crashworthiness design of transport aircraft subfloor using polymer foams[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2011, 16(4): 375-383.
- [11] Liu P S, Chen G F. Porous materials: processing and applications[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014.
- [12] 刘培生, 崔光, 陈靖鹤. 多孔材料性能与设计[M]. 北京: 化学工业出版社, 2020.
- Liu P S, Cui G, Chen J H. Performance and design of porous materials[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2020.
- [13] 刁明霞, 果春焕, 高华兵, 等. 泡沫金属复合材料的研究进展[J]. 材料工程, 2022, 50(12): 60-70.
- Diao M X, Guo C H, Gao H B, et al. Research progress in metal foam composites[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2022, 50(12): 60-70.
- [14] 郑敏, 杨瑾, 张华. 多孔金属材料的制备及应用研究进展[J]. 材料导报, 2022, 36(18): 74-89.
- Zheng M, Yang J, Zhang H. Review on preparation and applications of porous metal materials[J]. *Materials Review*, 2022, 36(18): 74-89.
- [15] 罗昌杰. 腿式着陆缓冲器的理论模型及优化设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- Luo C J. Research on theoretical models and optimization design for energy absorbers of legged-type lander[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [16] 王佳铭, 谭跃东, 靳智慧, 等. 泡沫铝压缩试验及等效仿真模型研究[J]. 西南交通大学学报, 2023, 58(1): 91-99.
- Wang J M, Tan Y D, Jin Z H, et al. Study on compression test and equivalent simulation model of aluminum foam[J]. *Journal of Southwest Jiaotong University*, 2023, 58(1): 91-99.
- [17] 韩雨莹, 房兴波, 陈虎, 等. 组合式起落架缓冲器耐坠毁性能仿真与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 239-244.
- Han Y Y, Fang X B, Chen H, et al. Crashworthiness performance simulation and analysis of oleo-pneumatic and foam-aluminum combined-type landing gear buffer[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2022, 54(2): 239-244.
- [18] 郭亚周, 刘小川, 白春玉, 等. 机翼前缘局部填充泡沫铝抗鸟撞特性[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(8): 3348-3355.
- Guo Y Z, Liu X C, Bai C Y, et al. Anti-bird impact characteristics of partially filled aluminum foam in the leading edge of wing[J]. *Science Technology and Engineering*, 2020, 20(8): 3348-3355.
- [19] Miltz J, Gruenbaum G. Evaluation of cushioning properties of plastic foams from compressive measurements[J]. *Polymer Engineering & Science*, 1981, 21(15): 1010-1014.
- [20] Edwin Raj R, Parameswaran V, Daniel B S S. Comparison of quasi-static and dynamic compression behavior of closed-cell aluminum foam[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2009, 526(1/2): 11-15.
- [21] 程振, 方秦, 张锦华, 等. 闭孔泡沫金属三维细观模型建模方法[J]. 工程力学, 2017, 34(8): 212-221.
- Cheng Z, Fang Q, Zhang J H, et al. Mesoscopic methodology for the three-dimensional modelling of closed-cell metallic foam[J]. *Engineering Mechanics*, 2017, 34(8): 212-221.
- [22] Chen J Y, Zhang P, Cheng Y S, et al. On the crushing response of the functionally graded metallic foams based on 3D Voronoi model[J]. *Thin-Walled Structures*, 2020, 157: 107085.
- [23] Zhang X Y, Tang L Q, Liu Z J, et al. Yield properties of closed-cell aluminum foam under triaxial loadings by a 3D Voronoi model[J]. *Mechanics of Materials*, 2018, 104: 73-84.
- [24] Livemore Software Technology Corporation (LSTC). LS-DYNA keyword user's manual[M]. California: Livemore Software Technology Corporation (LSTC), 2013, 3: 1-151.
- [25] Guida M, Marulo F, Abrate S. Advances in crash dynamics for aircraft safety[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 98: 106-123.
- [26] Eiband A. Human tolerance to rapidly applied accelerations: a summary of the literature: NASA Memorandum 5-19-59E[R]. Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1959.
- [27] 马君峰, 刘小川, 周苏枫, 等. 民用飞机客舱地板下部吸能结构坠撞特性评估[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(2): 269-273.
- Ma J F, Liu X C, Zhou S F, et al. Crashworthiness of civil aircraft energy absorption sub-structure[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2013, 32(2): 269-273.

收稿日期: 2023-08-21; 录用日期: 2024-02-20

通讯作者: 王大伟(1975—), 男, 博士, 副教授, 研究方向为航空器适航技术, 联系地址: 天津市东丽区津北路 2898 号中国民航大学航空工程学院(300300), E-mail: dwwang@cauc.edu.cn

(本文责编: 齐书涵)