

中图分类号：O347

论文编号：10006BY1505138

北京航空航天大学
博士学位论文

航空应急拦阻材料及结构的
动态能量吸收特性研究

作者姓名 杨先锋

学科专业 固体力学

指导教师 杨嘉陵 教授

培养院系 航空科学与工程学院

**Dynamic energy absorption characteristics of aircraft
emergency arresting materials and structures**

A Dissertation Submitted for the Degree of Doctor of Philosophy

Candidate: Yang Xianfeng

Supervisor: Prof. Yang Jialing

School of Aeronautic Science & Engineering

Beihang University, Beijing, China

中图分类号：O347

论文编号：10006BY1505138

博士学位论文

航空应急拦阻材料及结构的 动态能量吸收特性研究

作者姓名	杨先锋	申请学位级别	工学博士
指导教师姓名	杨嘉陵	职称	教授
学科专业	固体力学	研究方向	冲击动力学
学习时间自	年 月 日	起止	年 月 日止
论文提交日期	年 月 日	论文答辩日期	年 月 日
学位授予单位	北京航空航天大学	学位授予日期	年 月 日

关于学位论文的独创性声明

本人郑重声明：所呈交的论文是本人在指导教师指导下独立进行研究工作所取得的成果，论文中有关资料和数据是实事求是的。尽我所知，除文中已经加以标注和致谢外，本论文不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含本人或他人为获得北京航空航天大学或其它教育机构的学位或学历证书而使用过的材料。与我一同工作的同志对研究所做的任何贡献均已在论文中作出了明确的说明。

若有不实之处，本人愿意承担相关法律责任。

学位论文作者签名：_____

日期： 年 月 日

学位论文使用授权书

本人完全同意北京航空航天大学有权使用本学位论文（包括但不限于其印刷版和电子版），使用方式包括但不限于：保留学位论文，按规定向国家有关部门（机构）送交学位论文，以学术交流为目的赠送和交换学位论文，允许学位论文被查阅、借阅和复印，将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，采用影印、缩印或其他复制手段保存学位论文。

保密学位论文在解密后的使用授权同上。

学位论文作者签名：_____

日期： 年 月 日

指导教师签名：_____

日期： 年 月 日

摘 要

飞机在起飞和降落过程中可能会由于进场速度过大、操作不当或者机场道面湿滑等原因而发生冲出跑道事故,造成不可估量的生命财产损失。随着国际航空业的高速发展,各种民用和军用飞机在跑道上频繁起降,大大地增加了飞机冲出跑道的风险。因此,机场跑道端的安全问题引起了极大的关注。如何有效地减少和消除飞机在发生冲出跑道事故时所遭受的危害,保障机组人员和乘客的生命安全,最大程度地减少对飞机的损伤,已成为当前机场安全技术方面迫切需要解决的问题。目前,我国在民航客机冲出跑道事故安全防护领域的研究工作处于起步阶段。针对这样的工程背景,本文对可以防止飞机冲出跑道事故发生的飞机道面拦阻系统展开了系统地研究。主要内容包括两大方面:一是对泡沫混凝土飞机道面拦阻系统的拦阻机理和阻滞性能进行了全面的理论分析以及全尺寸飞机拦阻实验研究;二是针对泡沫混凝土拦阻材料的不足,提出了能量吸收性能更为优越的新型道面拦阻替代材料,研究了该新型道面拦阻材料的缓冲吸能机理。本文的主要贡献如下:

(1)、建立了考虑飞机机轮与泡沫混凝土材料作用的压溃阻力、剪切阻力、粘附阻力以及摩擦阻力的理论分析模型,该模型可以有效地预测拦阻过程中飞机的速度历程曲线、加速度历程曲线以及飞机拦停距离。采用实验方法系统地研究了泡沫混凝土道面拦阻材料的准静态压缩力学特性,分析了泡沫混凝土材料的变形破坏机理、抗压缩强度以及能量吸收特性,并且基于自适应网格有限元方法模拟了泡沫混凝土材料在压入过程中产生的局部压溃行为。建立了飞机机轮-泡沫混凝土材料接触的耦合作用模型以预测飞机拦阻床的阻滞性能,并且基于美国联邦航空局进行的波音 727 整机拦阻实验测量得到的垂直载荷以及水平载荷等数据验证了该拦阻理论预测模型的有效性。

(2)、以波音 737-300 飞机为拦阻目标,完成了国内首次泡沫混凝土飞机道面拦阻系统的整机拦阻实验研究,测量得到的飞机结构动态力学响应表明该拦阻系统能够安全地拦停冲出跑道的飞机。考虑到目前关于飞机冲出跑道拦阻实验数据的匮乏,本文进行了波音 737-300 飞机的道面拦阻实验研究。实验结果表明:泡沫混凝土道面拦阻系统能够安全地拦停以 40 节速度冲出跑道的波音 737-300 型客机,并且不会对飞机乘员及结构造成任何损伤,验证了泡沫混凝土道面拦阻系统对冲出跑道飞机安全拦阻的可靠性。实验测量得到的飞机运动速度历程曲线、加速度历程曲线以及拦阻过程中起落架上的各测

量点的动态应变值与飞机拦阻预测结果相比误差均在 10%以内。

(3)、提出了一种能够拦阻不同型号飞机的梯度道面拦阻系统，建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统耦合的理论预测模型，基于多目标优化方法得到了具备最佳综合阻滞性能的梯度道面拦阻系统。基于 3D 自适应有限元方法建立了机轮-梯度泡沫混凝土拦阻床的有限元模型以验证梯度理论预测模型的有效性。结合实验设计方法、响应面代理模型以及有限元数值模拟方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化以获得最佳拦阻性能的梯度道面拦阻系统。基于满意度方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化，得到了具有最佳阻力比及最小穿透深度的梯度泡沫混凝土材料道面拦阻系统。

(4)、受雀尾螳螂虾前肢强大的抗冲击能量吸收微结构的启发，基于仿生原理提出了一种新型双曲波纹仿生夹芯板结构，以替代泡沫混凝土作为新型的道面拦阻材料，解决了传统拦阻材料存在的耐水性及环保等问题。通过有限元数值模拟方法研究了双曲波纹夹芯板结构在准静态载荷作用下的面外压缩力学行为以及其结构耐撞性。与传统的三角形波纹夹芯板和正弦波纹夹芯板相比，仿生双曲波纹板结构具有更强的能量吸收能力以及更低的初始峰值载荷，避免了在冲击过程中对被保护结构的初始损伤，同时又大大增强了夹芯板结构的耐撞性。基于有限元数值方法进行了全面的参数化结果分析，研究了波纹数目、波纹振幅以及结构厚度对双曲波纹板失效模式以及耐撞性的影响。

(5)、结合传统蜂窝结构较高的能量吸收性能以及波纹管结构承受冲击载荷时产生较低的初始峰值载荷的优势，提出了一种新型的波纹蜂窝吸能结构，设计出能量吸收性能指标更好的飞机道面拦阻材料。波纹蜂窝拦阻材料既可保证在发生冲出跑道事故时可充分吸收飞机的冲击能量，又可以避免对飞机起落架结构造成初始损伤。基于偏心因子、振幅因子以及薄壁结构的褶皱机理，建立了波纹蜂窝结构在准静态压缩作用下平均压溃载荷的理论分析模型，该理论模型可以很好地预测波纹蜂窝结构的力学行为。

关键词：拦阻系统，泡沫混凝土，能量吸收，新型拦阻材料

Abstract

Aircraft may overrun the runway during takeoff and landing owing to the high approach speed, improper operation or slippery runway, leading to great loss of life and property. With the development of international aviation industry, various aircrafts frequently land or take off on the runway, increasing the risk of runway overrun. Thus, the security issues on the runway end have caused significant attentions, and how to reduce or eliminate the damage to the passengers or the aircraft structures when the runway overruns occur is an urgent problem for the safety protection on the runway end. So far, the research work about the runway overrun in China is still in the early stage. Under this context, this thesis conducts a systematic research on the civil aircraft arresting system to prevent the aircraft from runway overrun. The main investigation in this thesis includes two parts: (1) establish the comprehensive theoretical analysis and carry out the full-scale aircraft arresting experiments for the foamed concrete aircraft arresting system; (2) considering the deficiency of the foamed concrete arresting material, this thesis proposes two novel arresting materials to replace the foamed concrete and investigates the energy absorption mechanism of the new arresting materials. The main contribution of this thesis is as follows:

(1) The aircraft wheel-foamed concrete interaction model including the crushing resistance, tearing resistance, adhesive resistance, and friction force is proposed, and the analytical model can predict the velocity, acceleration and final arresting distance. Through experimental methods, the mechanical behaviors of foamed concrete arresting material under quasi-static load are investigated. The deformation mechanism, compression strength, and the energy absorption characteristics are also discovered. The local crushing behaviors of the foamed concrete under indentation load are simulated based on the adaptive remeshing method. The accuracy of the interaction model has been validated according to the full-scale arresting experiments conducted by Federal Aviation Administration (FAA).

(2) Aiming for the B737-300 airplane, the first full-scale aircraft arresting experiment in

China is conducted, the dynamic response obtained from the arresting test shows that the Engineered Material Arresting System (EMAS) can stop an overrunning aircraft safely. The test result indicates that the foamed concrete can stop a B737-300 aircraft with an approach velocity of 40 knots without causing any damage to the aircraft landing gear, validating the reliability of the foamed concrete arresting system for the overrunning aircraft. The aircraft velocity, acceleration, and stopping distance obtained from the arresting test agree well with those from the numerical results, and the relative error is within 10%.

(3) A gradient foamed concrete arresting system for the different types of aircraft is proposed, and a wheel-gradient foamed concrete arresting system coupling model is established to predict the retardation performance. The gradient foamed concrete arresting system with optimal arresting performance is obtained based on the multi-objective optimization method. The theoretical model is validated by the finite element analysis (FEA) via the 3D adaptive remeshing method. In order to obtain the gradient arresting system with minimum penetration depth and optimized drag ratio, the multi-objective optimization has been conducted by the design of experiment (DOE), response surface model, and numerical simulations.

(4) Inspired by the excellent impact-resistance of the dactyl club of the *Odontodactylus scyllarus*, a novel double-sine corrugated sandwich structure is proposed to replace the foamed concrete as the arresting material, which can solve the water-resistance problem and environmental issues of the traditional arresting material. The out-of-plane compression behaviors and crashworthiness of the bio-inspired sandwich structure is investigated based on FEA. Compared with traditional sandwich panels, the double-sine corrugated sandwich structure has better energy absorption capability and lower initial peak force. Thus, it can avoid the initial damage to protect the target and enhance the crashworthiness of the sandwich structure.

(5) A novel concept of corrugated honeycomb which can be used as the new arresting material with better crashworthiness performance is proposed. The corrugated honeycomb structure takes the advantage of both the high energy absorption capacity of the honeycomb and the low initial peak force of the corrugated tube. Combining the eccentricity factor, amplitude factor, and the basic folding mechanism, an analytical approach based on the rigid perfectly

plastic model is applied to predicting the mean impact force of the ripplecomb under quasi-static axial crushing loading theoretically. The mean crushing force obtained from the analytical model is well consistent with that of the simulation.

Key words: Arresting system, foamed concrete, energy absorption, novel arresting material

目录

第一章 绪论	1
1.1 项目背景和选题意义	1
1.2 飞机冲出跑道事故统计分析	3
1.2.1 事故统计	3
1.2.2 事故原因	5
1.3 飞机道面拦阻系统	6
1.3.1 飞机道面拦阻系统的定义	6
1.3.2 飞机道面拦阻系统的结构特征	7
1.3.3 飞机道面拦阻系统的技术要求	7
1.3.4 飞机道面拦阻系统的安装及维护要求	10
1.4 飞机道面拦阻系统的研究方法	11
1.4.1 飞机道面拦阻系统的理论模型分析	11
1.4.2 飞机道面拦阻系统的有限元建模	28
1.4.3 飞机道面拦阻系统的实验研究	38
1.4.4 飞机道面拦阻系统的风险模型	40
1.5 飞机道面拦阻系统的使用状况	42
1.5.1 飞机道面拦阻系统的安装情况	42
1.5.2 飞机道面拦阻系统的成功案例	43
1.5.3 飞机道面拦阻系统存在的问题	43
1.6 本文的主要工作与内容	44
第二章 飞机道面拦阻系统理论模型分析	47
2.1 引言	47
2.2 泡沫混凝土力学特性研究	47
2.2.1 泡沫混凝土材料的制备	47
2.2.2 泡沫混凝土材料的压入实验	49
2.3 飞机道面拦阻系统理论建模	52
2.3.1 压溃阻力	52
2.3.2 剪切阻力	55
2.3.3 粘附阻力	55

2.3.4 摩擦阻力	56
2.4 飞机道面拦阻系统理论模型验证	58
2.5 飞机拦阻的参数化分析	59
2.5.1 拦阻床厚度的影响	60
2.5.2 飞机重量的影响	61
2.5.3 泡沫材料强度的影响	63
2.5.4 机轮半径的影响	64
2.6 结论	65
第三章 飞机道面拦阻系统整机拦阻实验研究	67
3.1 引言	67
3.2 飞机拦阻实验方案	68
3.2.1 飞机拦阻实验机型	68
3.2.2 飞机拦阻实验拦阻床	69
3.2.3 实验测量装置及性能参数	70
3.2.4 飞机拦阻实验过程	73
3.3 飞机拦阻实验结果分析	74
3.3.1 飞机拦阻过程分析	74
3.3.2 飞机起落架的动态应变分析	76
3.4 整机拦阻实验结果验证	78
3.4.1 整机拦阻理论预测模型	78
3.4.2 整机拦阻理论预测结果与实验结果比较	81
3.5 小结	83
第四章 梯度道面拦阻系统的多目标优化设计	84
4.1 引言	84
4.2 梯度道面拦阻系统的理论建模	85
4.2.1 飞机梯度道面拦阻系统	85
4.2.2 压溃阻力	85
4.2.3 剪切阻力	88
4.2.4 摩擦阻力	88
4.2.5 梯度拦阻床控制方程	88

4.3	梯度道面拦阻系统的有限元模型	89
4.4	响应面模型	91
4.4.1	响应面方法	91
4.4.2	样本设计点	92
4.4.3	响应面模型的建立	94
4.5	多目标优化设计	97
4.5.1	设计变量对阻力比的影响	97
4.5.2	设计变量对穿透深度的影响	98
4.5.3	多目标优化变量	99
4.5.4	多目标优化方法	99
4.5.5	多目标优化结果	100
4.6	小结	101
第五章 仿生双曲波纹板道面拦阻材料及其能量吸收特性研究		103
5.1	引言	103
5.2	仿生双曲波纹板的几何构造	104
5.3	仿生双曲波纹板的有限元模型及实验验证	106
5.3.1	有限元建模	106
5.3.2	有限元结果验证	109
5.4	仿生双曲波纹板的参数化分析	110
5.4.1	准静态压溃载荷的失效模式	112
5.4.2	振幅对能量吸收性能的影响	113
5.4.3	波数对能量吸收性能的影响	115
5.4.4	厚度对能量吸收性能的影响	118
5.5	小结	120
第六章 波纹蜂窝道面拦阻材料及其能量吸收特性研究		121
6.1	引言	121
6.2	波纹蜂窝几何特征	122
6.3	波纹蜂窝有限元分析	123
6.3.1	耐撞性评估准则	123
6.3.2	波纹蜂窝的有限元建模	125

6.3.3 有限元模型验证	126
6.3.4 有限元结果分析	126
6.4 波纹蜂窝的理论模型	128
6.4.1 波纹板耗散的能量	128
6.4.2 三角管耗散的能量	132
6.4.3 平均压溃载荷	133
6.5 结果和讨论	134
6.5.1 有限元结果和理论模型的对比	134
6.5.2 不同蜂窝结构的耐撞性分析	135
6.5.3 振幅对波纹蜂窝能量吸收性能的影响	136
6.5.4 波数对波纹蜂窝能量吸收性能的影响	138
6.5.5 厚度对波纹蜂窝能量吸收性能的影响	139
6.6 小结	140
结论与展望	141
参考文献	144
攻读博士学位期间取得的研究成果	156
致谢	158
作者简介	159

第一章 绪论

1.1 项目背景和选题意义

随着经济的发展和科技的进步，人们对航空业的需求越来越多，全球航空公司的航班数量也在不断增加，使得空中交通日益繁忙。各种飞机在机场跑道上频繁起降，飞机在跑道上的运行安全问题也引起了各国航空机构的广泛关注，因此保障航空安全是社会关注的热点。飞机在起飞和降落过程中，可能会由于起飞失败或着落速度过大而发生冲出跑道事故，造成不可估量的生命财产损失。飞机道面阻拦系统可以有效防止飞机冲出跑道事故的发生，故而受到航空界的重视，而跑道端的安全问题更是成为人们关注的焦点。如何有效地减少或消除飞机在发生冲出跑道、提前接地等跑道端事故时所遭受的危害，保障机组人员和乘客的生命安全、最大程度地减少对飞机的损伤，已成为当前机场安全防护技术方面迫切需要解决的问题。

美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)针对在 1978-1987 年间飞机在起飞和降落阶段发生的 246 起事故进行统计发现：18 起为飞机提前接地，11 起为起飞冲出跑道，97 起为飞机偏离跑道，33 起为着陆冲出跑道以及 87 起其它事故^[1]。图 1 给出了冲出跑道飞机离跑道末端的最终距离及位置分布。根据国际飞行员联合会的统计，飞机冲出跑道事故已经成为世界各国航空事故最常见的问题之一，全世界平均每周发生大约 4 起类似的事故。该类事故往往会带来灾难性的后果，例如，2005 年芝加哥中途岛机场的 B737 客机冲出跑道；2007 年巴西 TAM 航空公司 A320 飞机在巴西圣保罗的孔戈尼亚斯机场着陆时偏出跑道并冲入油库引发大火，共造成 199 人遇难，被认为是巴西史上最大的一起空难，不仅给巴西带来了巨大的财产和人员损失，而且给巴西民用航空造成恶劣的影响；2007 年泰国普吉岛机场的 MD80 飞机冲出跑道并与机场附近建筑及树木发生碰撞导致 89 人遇难；2010 年印度芒格洛尔机场的 B737 飞机冲下山坡造成 158 人丧生。

为了防止飞机冲出跑道、保护飞机乘员及结构的安全，国际民航组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)建议在飞机跑道末端设立一段跑道端安全区 (Runway Safety Area, RSA)^[2]。机场跑道端安全区对降低飞机冲出跑道和提前接地的危险，保障飞机和人员的安全至关重要。ICAO 在国际民用航空公约附件 14^[3]中规定：基准代码为 1 或 2 的仪表跑道和基准代码为 3 或 4 的跑道，必须设置跑道端安全区。跑道端安全区的

长度自升降带向外延伸不得小于 90m，建议达到 240m，宽度至少为机场跑道宽度的两倍。跑道端安全区必须平整、坚实、变坡平缓，不应存在任何危及飞行安全的障碍物。其目的是为提前接地或冲出跑道的飞机提供缓冲平整区，不至于对飞机结构造成严重的损坏。对于未设立跑道端安全区或者跑道端安全区不符合标准的机场，当飞机冲出跑道或提前接地时都可能造成严重后果。然而，近年来许多机场由于受地域限制（如机场位于高山峡谷）或被密集的居民区、商业区以及各种交通基础设施所包围，往往没有足够的场地来设置规定长度的跑道端安全区，常常不能满足 ICAO 的技术标准，造成了极大的飞机安全事故隐患。

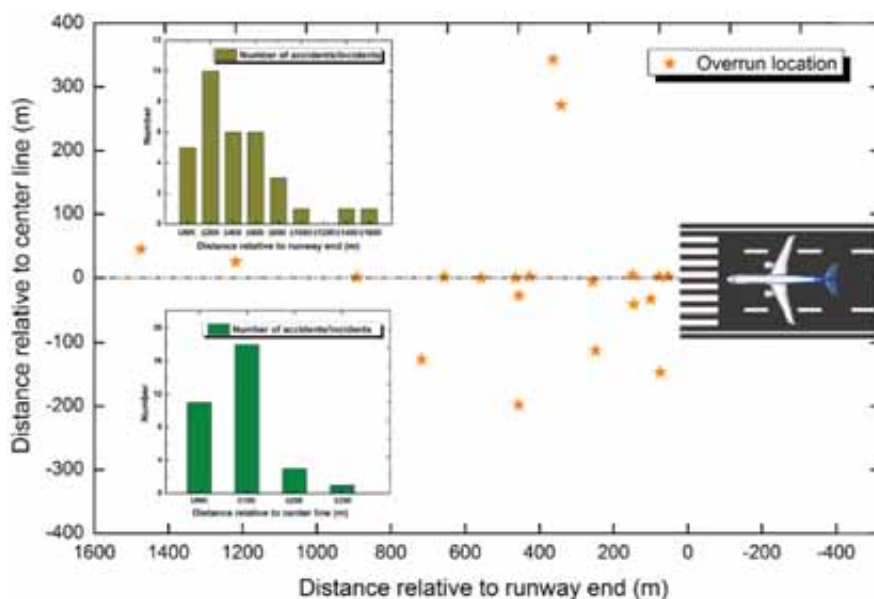


图 1 冲出跑道飞机的位置及最终位置分布图^[1]

飞机阻拦系统作为一种飞机在起飞或着陆过程中重要的安全防护装置，可以有效地阻拦冲出跑道的飞机，大大提高机场跑道端的安全性。在世界范围内的军用机场中均安装了针对战术飞机冲出跑道事故进行安全拦阻的阻拦系统，但是大多数民用机场针对飞机冲出跑道的事故并未设立有效的安全防护措施，因而存在较大的安全隐患。飞机阻拦系统按其阻拦形式大致可分为三种：网式^[4,5]、索式^[6,7]和道面拦阻系统（如图 2 所示）。前两种主要用于战术飞机，网式和索式阻拦系统主要依靠主动地吸收飞机动能以达到阻拦的目的，称为主动拦阻系统。第三种则主要用于跑道安全区不足的民用机场，飞机道面阻拦系统的原理是被动地依靠阻拦材料的破坏以吸收冲出跑道飞机的能量，称为被动拦阻系统。针对于受地理位置、密集的居民区、商业区及各种交通基础设施所限制而没有足够的场地来设置标准跑道端安全区的机场，FAA 建议安装一种工程材料拦阻系统的装置以替代跑道安全区的功能。目前唯一满足 FAA 标准的拦阻系统是由美国

ESCO(Engineered Arresting Systems Corporation)公司研制的工程材料拦阻系统 EMAS。EMAS 是由特殊工程材料泡沫混凝土铺筑而成的重要安全保障设施。主要用于民用航空运输飞机的应急拦阻,可以有效地拦阻 70 节以下速度冲出跑道的飞机,提高飞机安全着陆的可靠性。EMAS 由具有特定力学性能的泡沫混凝土材料组成,以数百毫米的厚度铺设在跑道延长线上形成一个拦阻床。飞机因着陆速度过大、恶劣天气及湿滑跑道等因素不能在规定的跑道长度内停下时将会冲入 EMAS 拦阻系统,飞机机轮陷入 EMAS 内并碾压拦阻材料,此过程中飞机动能被压碎的阻拦材料吸收。随着飞机进入阻拦材料距离的不断增加,压入 EMAS 的深度也随之增加,材料给机轮提供更大的阻力矩,最终使飞机安全停止。飞机进入拦阻系统的距离主要与飞机重量、飞机冲出跑道速度以及拦阻道面构型等参数有关。目前,随着我国新建机场的不断增多,一些高原机场和海滨机场存在严重地跑道安全区长度不足的问题,故而需要安装道面拦阻系统。EMAS 能够提供与标准跑道端安全区相同的安全防护保障,节省机场用于跑道端安全区的土地面积,有利于增强机场保障能力。



图 2 飞机阻拦系统: (a) 拦阻索; (b) 拦阻网; (c) 道面拦阻系统

1.2 飞机冲出跑道事故统计分析

1.2.1 事故统计

作为一种最为便捷及高效的交通方式,商用飞机在过去几十年里一直保持着较高的安全记录,但是时常也会发生一些重大人员伤亡及飞机结构毁伤的事故^[8-11]。其中针对于飞机冲出跑道的事故,美国国家交通安全局及 ICAO 详细报道了冲出跑道事故飞机的重量、速度、位置、跑道状态以及事故伤亡情况。David[1]总结了 1978-1987 年间发生的 500 起飞机事故,其中有 246 起事故(飞机提前着陆、飞机偏离跑道及飞机冲出跑道)与机场跑道相关,而飞机冲出跑道事故发生了 33 起。此外,该报告给出了飞机冲出跑道后的最终位置以及离跑道末端的距离。1980-1998 年间,美国、澳大利亚、加拿大及

英国等国家发生了 180 次飞机冲出跑道的事故，共导致 59 人伤亡。而在这 180 起事故中 24%是起飞冲出跑道事故，76%是着陆冲出跑道事故。此外，研究发现平均每年会发生 2 起起飞冲出跑道事故及 8 起着陆冲出跑道事故^[8]。

Kirkland^[12]等在 2003 年对飞机冲出跑道的事故数据进行了归一化，描述了如何收集所有事故数据才能正确地分析飞机冲出跑道事故。Hall^[13]等在机场合作研究计划 ACRP (AIRPORT Airport Cooperative Research Program)的资助下对在 1982-2006 年间发生的飞机冲出跑道以及提前着陆事故进行了统计分析，结果表明美国、西欧、大洋洲以及少数亚洲国家共发生了 459 起飞机跑道端事故。这 459 起事故可分为三种类型：飞机在起飞过程中冲出跑道、飞机提前接地及飞机在着陆过程中冲出跑道，其中有 80%为飞机着陆冲出跑道事故。此外，Ayres^[14]建立了更加精细的冲出跑道数据库，该数据库统计了 1978-2008 年间发生起飞过程冲出跑道、飞机提前接地、着陆过程冲出跑道及飞机偏离跑道事故，图 2a 描述了各种飞机事故（起飞和着陆过程中冲出跑道、飞机提前着陆以及飞机偏离跑道的统计数据）的发生次数，图 2b 给出了飞机冲出跑道的最终位置分布以及对应的事故次数。

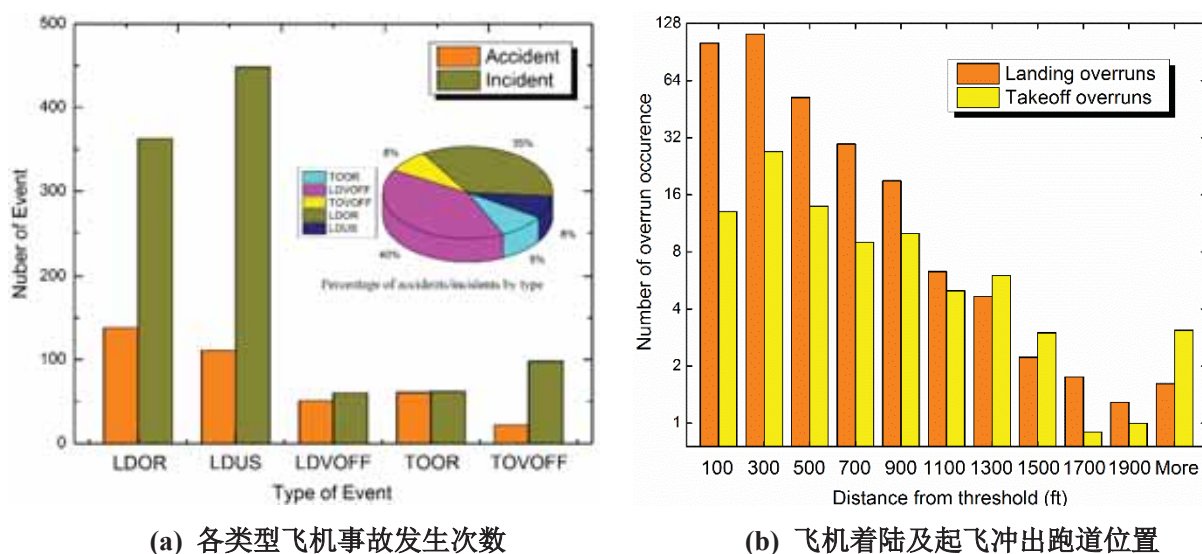


图 3 飞机在机场跑道附近发生事故统计^[14]

近几年，国际上并没有更新的飞机冲出跑道事故统计数据，但是世界上飞机冲出跑道的事故时有发生且保持着增长的趋势。图 4 给出了在 2009-2017 年间因飞机冲出跑道造成的重大事故。图 4a 是 2009 年 12 月 22 日在牙买加金斯敦国际机场发生的飞机冲出跑道事故，造成 40 名乘客受伤；图 4b 是一架加勒比航空公司的客机于 2011 年 7 月 30 日凌晨在降落圭亚那首都乔治敦附近一座国际机场时冲出跑道，客机机身断为两截。图 4c 是一架波音 737-700 飞机在亚特兰大杰克逊国际机场进行维护测试时滑出滑行道。图

4d 是一架载有 130 名乘客的波音 737 飞机在印尼巴厘岛机场冲出跑道并且飞机坠入海中。由此可见，当今世界飞机冲出跑道事故发生仍然较多并且对飞机乘员及结构的安全构成了严重的威胁，故而民航客机道面拦阻系统的研发对飞机在机场跑道端的安全至关重要。

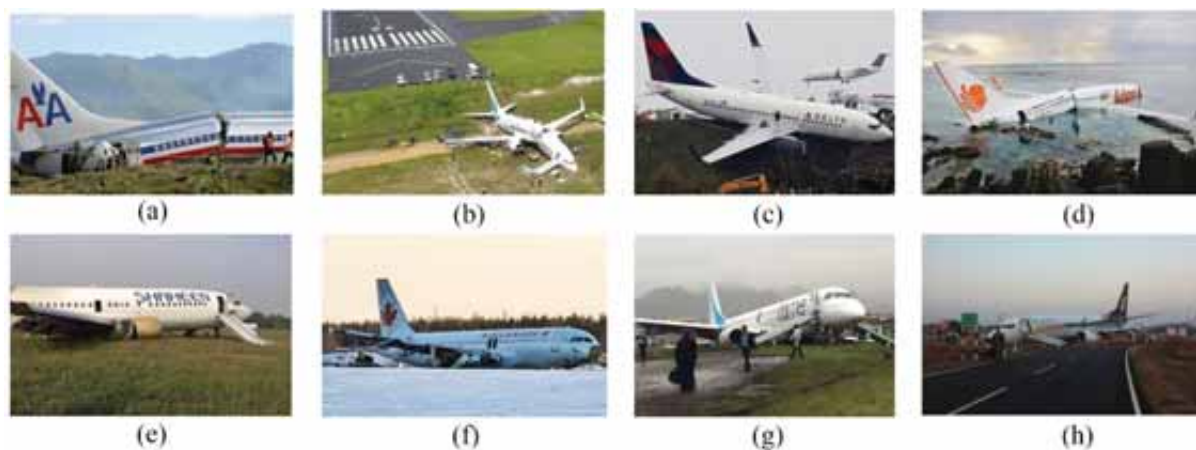


图 4 2009-2017 年间飞机冲出跑道事故统计：(a) B737，金斯敦国际机场，牙买加；(b) B737，乔治敦国际机场，圭亚那；(c) B737，亚特兰大杰克逊国际机场，美国；(d) B737，伍利机场，印度尼西亚；(e) MD-83，拉赫尔机场，巴基斯坦；(f) A320，哈利法克斯国际机场，加拿大；(g) ERJ-190，昆卡机场，厄瓜多尔；(h) B737，果阿国际机场，印度

1.2.2 事故原因

近些年，中国民航事故和事故征候的万架次率及万时率均呈现下降的趋势，但是机组、机械和机务因素仍是我国民航事故和事故征候的主要原因。民航客机在起飞和着陆阶段发生冲出跑道的原因众多，相关单位及研究人员调查发现飞机冲出跑道的原因大致可以分为三种类型：飞行员操纵原因，天气原因以及机场跑道道面原因^[15-19]。

• 操作原因

在飞机起飞或者着陆过程中，飞行员任何违反飞行规章制度的操作都可能导致严重的飞机冲出跑道事故。例如，飞机着陆时进场速度偏大及高度偏高均会导致最短着陆距离增长或引发滑水；为了避免飞机重着陆，飞行员通常会过度带杆使飞机平飘减速进而延长飞机接地时间；大速度接地机翼升力很大，不利于起落架减震支柱的压缩，从而可能延缓制动系统的启动。飞行员忽视了对飞行仪表的监控（油门及速度）导致飞机进场速度过大，会增加飞机冲出跑道的风险。引起大多数飞机冲出跑道事故的另一重要原因

是着陆技术的失误，例如接地点过远以及轻接地等。

- 天气原因

飞机在雨雪结冰等湿滑天气中起飞或着陆时，更容易引发飞机冲出跑道的事故。据报道 1978-1987 年间发生的 30 起飞机冲出跑道事故中有 23 起事故涉及到雨水积雪或者冰冻覆盖的机场跑道状况^[1]。此外，飞机在大顺风条件下着陆时增加了飞机的着陆时间，从而会增大飞机冲出跑道的风险。

- 跑道状况

机场跑道状况是影响飞机在起飞着陆过程中是否发生冲出跑道事故最直接的因素。例如，机场跑道以及跑道端安全区的长度直接决定飞机是否会冲出跑道，许多机场由于受地域限制或被密集的居民区、商业区以及各种交通基础设施所包围，往往没有足够的空间来延长飞机机场跑道或者设立跑道端安全区，故而无法满足 ICAO 针对机场跑道建设标准，造成了极大的飞行安全事故隐患。

1.3 飞机道面拦阻系统

1.3.1 飞机道面拦阻系统的定义

根据飞机拦阻过程中能量吸收的方式，飞机道面拦阻系统可分成两类：主动拦阻系统及被动拦阻系统。主动拦阻系统如拦阻网及拦阻索主要用于军用飞机，而被动拦阻系统主要用于跑道安全区不足的民用机场，如图 5a 所示建于山顶的四川九寨沟黄龙机场，机场跑道空间有限，必须安装飞机道面拦阻系统以避免飞机冲出跑道，保护飞机乘员及机载设施的安全。典型的飞机道面拦阻系统如图 5b 所示，通常铺设于机场跑道的端部。图 5c 给出了飞机道面拦阻系统对冲出跑道飞机拦阻过程的示意图，当飞机机轮进入道面拦阻系统中后，机轮碾压泡沫混凝土拦阻材料进而形成稳定的压溃阻力，使飞机平稳地减速下来最终安全地停止在飞机道面拦阻过程中，进而可以对冲出跑道的飞机进行有效地拦阻，极大地增加了机场跑道端的安全性。目前，唯一满足 FAA 标准的拦阻系统是由美国 ESCO 公司生产的工程材料拦阻系统 EMAS，其核心材料为轻质易压碎的泡沫混凝土材料。泡沫混凝土是一种轻质泡沫结构的材料，具备低密度、低阻抗、较高的能量吸收能力、耐高温、隔热等特点，是一种很好的飞机拦阻系统阻滞材料。EMAS 由许多块状轻质泡沫混凝土组装而成，以数百毫米的厚度铺设于跑道延长线上构造成为飞机拦阻床。EMAS 能够提供与标准跑道端安全区相同的安全防护功能，有利于增强机场跑

道末端的安全保障能力。

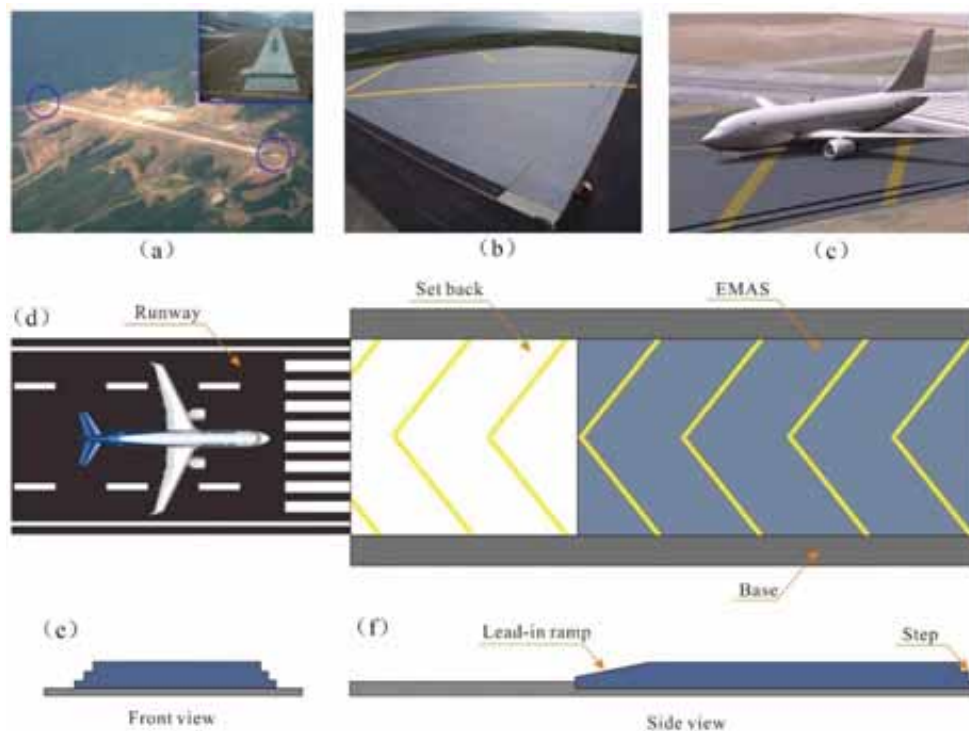


图 5 民航客机道面拦阻系统

1.3.2 飞机道面拦阻系统的结构特征

飞机道面拦阻系统位于跑道末端延长线并且其中心线与机场跑道的中心线重合（如图 5d 所示）。典型的飞机道面拦阻系统长约 300ft，宽约 150ft，其铺设尺寸可根据机场的可用空间进行更改。拦阻床通常由许多 4ft×4ft 的块状泡沫混凝土堆积铺设而成，深度可根据机场对不同规格客机的拦阻需求制定。拦阻床中泡沫混凝土之间的间隙可用于排水及排气，接缝部位必须密闭以保证拦阻床中泡沫混凝土不会被雨水侵蚀。此外，飞机道面拦阻系统的起始位置存在一个线性变化的斜坡，以保证飞机机轮顺利进入拦阻床，减小起落架在进入拦阻系统时承受的集中载荷。为了避免道面拦阻系统受到飞机喷流或提前接地的威胁，一般要求在机场跑道末端与拦阻床之间设立一个不需要设置材料的后置段，其长度应该足够大以避免拦阻床受到发动机喷流的冲击。拦阻床的两侧和后端应设置行车道，供日常维护和应急救援车辆通行。

1.3.3 飞机道面拦阻系统的技术要求

标准的飞机道面拦阻系统对保障机场跑道端的安全至关重要，因此有必要建立完整

的 EMAS 标准来指导飞机道面拦阻系统的设计、制造、安装及维护等工作。自上世纪 60 年代飞机道面拦阻系统被提出以来,在不同时期均提出了关于道面拦阻系统的设计标准。Cook^[20]等提出了一些关于评估飞机道面拦阻材料(黏土、沙子、水以及砾石等)的设计标准。在拦阻材料的评估过程中,忽略飞机刹车作用以及发动机的反推力;保证飞机起落架承受的载荷低于结构破坏的最低标准;试验飞机进入道面拦阻系统的速度为 70 节,加速度低于 1000ft;地面救护车辆及应急车辆能够自由进入;拦阻床具备快速维修性,保持全天候工作状态;拦阻材料对自然界中的禽类动物等无吸引力。该文中同时对拦阻材料的选取标准做出了相应的解释,原因如表 1 所示。

表 1 飞机道面拦阻系统设计标准概述^[20]

No.	标准	描述
1	刹车和反推力	由于结冰、积雪和雨水等原因造成机场跑道摩擦系数低,忽略刹车和反作用力可提供保守的拦停距离
2	起落架载荷	飞机起落架在拦阻过程中不能发生失效,保证拦阻系统对飞机结构造成最小的损伤
3	飞机加速度	对于进入速度为 70 节的飞机,其平均加速度为 0.22g
4	救援及消防车辆的通行	保证紧急救援车辆及消防车辆顺利通行
5	快速维修性	保证拦阻系统在短时间内能够快速修复
6	全天候运行	在遭遇结冰、积雪及雨水等天气,温度在 -65 °F 至 150 °F 变化时保证拦阻系统的性能不受影响
7	易维护性	拦阻系统应易于维护并进行定期检查,暴露在自然环境中应对拦阻性能无影响
8	无地面生物吸引力	拦阻材料对害虫、鸟类及其它生物无吸引力

FAA 对拦阻床的设计建立相应的标准^[21],飞机道面拦阻系统的设计必须考虑多种飞机参数,如飞机重量、起落架的规格、重心位置、飞机进入速度以及飞机轮胎胎压等。通过拦阻理论预测模型估算飞机起落架承受的载荷、飞机加速度、拦停距离等参数。拦阻床的设计必须通过整机拦阻实验或者单轮等效模型来验证。针对飞机道面拦阻材料的要求同样作出了规定,拦阻材料必须具备以下特征:(1)要求较高的耐水性,保证水压对拦阻性能没有较大的影响;(2)不会吸引自然生物;(3)无火花不易自燃;(4)不会促进燃烧;(5)发生火灾时不排出有毒或难闻的气体;(6)拦阻床不能生长任何杂草或者其它植物;(7)对于任何天气、不同的温度范围内均能维持稳定不变的材料强度及密度;(8)可对水、冰、积雪或飞机燃料等引起的老化变质具备抵抗力。此外,FAA 补充

了如表 2 所示的设计准则。

表 2 飞机道面拦阻系统补充设计要求

No.	准则	描述
9	进入速度	能够拦阻速度为 70 节的飞机并且对飞机乘员及结构不会造成损伤，对于非标准的 EMAS 能够拦停 40 节速度的飞机
10	着陆未达	对于着陆未达的飞机接触 EMAS 拦阻床时不会产生控制问题
11	导航辅助设施	EMAS 靠近灯不对导航辅助设施产生任何干扰
12	排水	拦阻床表面应该避免雨水、积雪及冰等聚集
13	气流喷射	飞机喷气尾流不对 EMAS 产生损伤
14	标记	EMAS 应使用黄色人字形图案标记以表明不可作为飞机起飞或者着陆的区域

随着飞机道面拦阻系统在中国的逐步发展，中国民用航空局针对特征材料拦阻系统的设计、制造、安装及维护等制定了相关的规范，并于 2015 年发布了中华人民共和国民用航空行业标准 MH/T 5111-2015^[22]。特性材料拦阻系统的基本要求是：（1）EMAS 应能通过后置段的刹车减速和拦阻床的压溃吸能对冲出跑道的飞机起到拦阻作用，在实现有效拦阻的同时，拦阻床不应使飞机结构受到重大破坏或使飞机乘员过度受力；（2）EMAS 应为被动式无源系统，其拦阻功能无需通过外部方式启动；（3）EMAS 的设计寿命应不低于 20 年。（4）在 EMAS 表面喷涂跑道入口前标志；（5）EMAS 不对人体、生物和环境等造成有害影响，并应符合国家相关安全与环保的要求。此外，针对于拦阻床的设计同样做出了相应的规定：（1）拦阻床应安装在跑道端外尽可能远离跑道端的位置，其中心线应在跑道中心线的延长线上，宽度（不包括两侧台阶或斜坡）不小于跑道宽度，长度（不包括末端台阶或斜坡）应根据机场运行条件设计确定；（2）拦阻床两侧和远离跑道端侧应设置台阶或斜坡，便于日常维护使用和紧急情况下人员撤离；（3）拦阻床应能对设计机型实现有效拦阻；（4）拦阻床应具有一定的强度，确保日常维护人员在上面行走时不会造成损伤；（5）在应急救援需要时，拦阻床应能保证救援和消防车辆进入和驶出；（6）拦阻床应安装于平整铺筑面上，该铺筑面强度应能确保飞机过早接地或冲出跑道时对飞机的危害最小，并能承受救援和消防车辆在其上通行；（7）拦阻床单元体应与铺筑面粘结牢固。为了避免飞机道面拦阻系统受到发动机尾流或者飞机提前接地的影响，机场一般要求在跑道末端与 EMAS 系统之间设立后置段。后置段长度应足以保证拦阻床不受正常运行的飞机发动机尾流影响，最小长度应依据飞机喷气尾流的吹袭

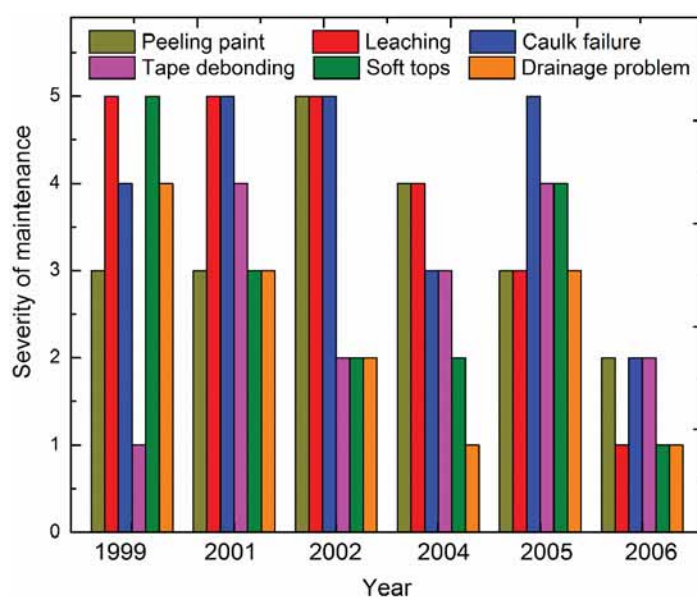
试验结果确定，后置段宽度应不小于跑道宽度；后置段的表面摩阻特性应不低于相邻跑道的表面摩阻特性；后置段应能承受飞机喷气尾流的吹袭，其强度应能确保飞机过早接地或冲出跑道时对飞机的危害最小，并能承受救援和消防车辆在其上通行。此外，该标准中对拦阻材料的力学性能、耐水性能、抗冻性能及阻燃性能，顶盖的力学性能、防水性能、耐高低温性能、耐盐雾除冰机性能、抗紫外线性能以及密封材料的性能都作出了相关的规定。

1.3.4 飞机道面拦阻系统的安装及维护要求

EMAS 工程可划分为 4 个单位工程：场道工程、排水工程、助航灯光及导航设施工程和 EMAS 安装工程。每个单位工程的分布工程如图 6 所示。EMAS 安装过程的完整程序如下：（1）在 EMAS 安装区喷涂网格；（2）向每个网格区倾倒热沥青；（3）将每个泡沫混凝土块体放置到相应位置的附近；（4）将泡沫混凝土块体移动至准确的位置；（5）对其它泡沫混凝土块体重复相同的操作，将临时定位隔架置于合适的方位；（6）添加支撑杆及接缝密封胶；（7）将橡胶密封剂喷涂到拦阻床外层；（8）在拦阻床上表面喷涂保护漆^[23]。经过阳光长期暴晒或者遭遇恶劣天气后，拦阻床不可避免地产生材料失效和老化变质等问题，因此，定期维护飞机道面拦阻系统对保证 EMAS 的拦阻性能极为重要。为了评估 EMAS 的耐久性，其维修严重程度被划分为从 1（无需维修）到 5（极其严重）的 5 个等级。就维护需求而言，可将所有的失效问题分成以下 6 个方面：油漆剥落，材料浸出，接缝失效，接头胶带剥离，拦阻床表面软化以及排水问题^[24]。图 7 给出了安装的 EMAS 拦阻系统针对上述六种问题维修程度情况，结果表明安装后的道面拦阻系统存在较大的维修需求，且其平均需求度超过了 3，EMAS 的维修需求接近于严重。



图 6 EMAS 各单位工程对应的分部工程

图 7 飞机道面拦阻系统维修需求的严重性^[24]

1.4 飞机道面拦阻系统的研究方法

1.4.1 飞机道面拦阻系统的理论模型分析

1.4.1.1 轮胎理论模型分析

起落架作为飞机的重要组成结构之一，在起飞和着陆阶段对飞机航空安全有着重要的影响^[25-28]。飞机冲出跑道进入飞机拦阻床后，机轮碾压飞机道面拦阻材料形成的压溃阻力可以使冲出跑道的飞机平稳地减速下来，此过程中飞机机轮与道面拦阻材料的耦合作用至关重要。因此，飞机道面拦阻系统理论建模的第一步是完成飞机轮胎的力学模型分析。尽管大多数关于轮胎静动力的研究集中在汽车轮胎^[29-32]，但是借鉴汽车轮胎模型有利于完成飞机轮胎模型的分析。例如，Von Schlippe^[33]提出了一种弹簧轮胎动力学模型，如图 8b 所示将轮胎等效为一系列起始于轮胎中心沿半径方向分布的弹簧单元。一般来说，轮胎在产生变形之后会表现出非弹性力学行为，但是基于完全弹性假设建立的轮胎模型同样可以较为准确地预测轮胎在不同加载情况下的力学行为。计算轮胎作用力和力矩的另外一种方法是如图 8a 所示的点接触模型^[34]，点接触轮胎模型通常用两个平行的弹簧与阻尼器表示。此模型能够很好地预测轮胎在通过较长光滑凸起路面时产生的载荷，但是对于轮胎在复杂地形上的运动，点接触模型并不能给出较好的预测。Collins^[35]将点接触轮胎模型与拉伸弹簧模型进行了比较，结果表明这两种轮胎模型的主要区别在

于描述轮胎变形的坐标数目不同。此外，点接触模型相比于弹簧轮胎模型更为简化。图 8c 描述了由弹簧单元及阻尼器并行组成的刚性胎面轮胎模型理论。当轮胎在地面上滚动时，该弹簧单元及阻尼器承受着由机轮在垂直方向上运动引起的载荷。由于接触的是局部地面几何，轮胎运动过程中产生的移动载荷不受接触点的限制[30]。图 8d 给出了固定车辙的轮胎模型示意图。在固定车辙轮胎模型中，轮胎与地面之间的接触耦合通过线性弹簧及阻尼单元表示，车辙面积假设是不变的且与轮胎变形无关。

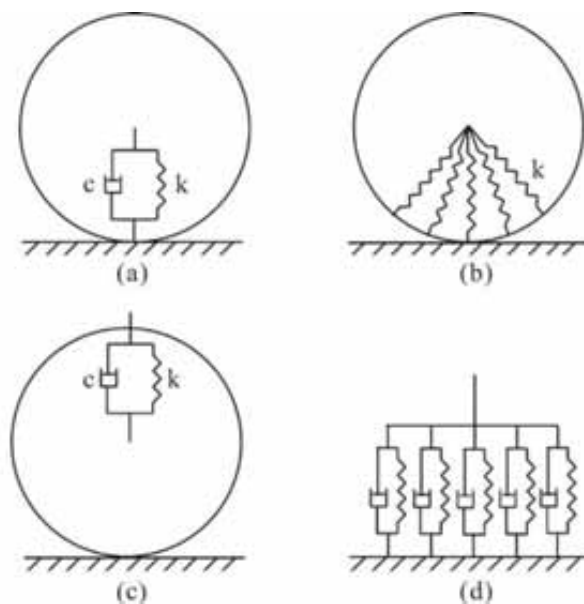


图 8 典型的轮胎模型：(a) 点接触模型；(b) 径向弹簧模型；
(c) 刚性带模型；(d) 固定车辙模型

Kilnre^[36]针对高速滑行飞机建立了一种环形薄膜轮胎单元模型，该模型可预测由于表面不规则（如颠簸或坑洼）引起的垂直及水平载荷。相比于弹簧轮胎模型，该充气轮胎模型已证明了其在飞机滑行仿真上的高效性。但是这种环形薄膜轮胎模型也有着不足之处：需要较多输入参数来定义环形薄膜轮胎模型，每个轮胎截面之间认为是无关的。为了更好地预测轮胎的非线性变形行为，Phillips 及 Cook^[37]提出了一种二次径向弹簧模型，在此模型中假设每个径向弹簧单元的变形与其相邻弹簧单元无关，作用在轮毂上总的垂直力可表示为：

$$F_v = \sum_{i=1}^N \left[C_1 (Z_{pi} - R(1 - \sin \theta_i) - Z_w) + C_2 (Z_{pi} - R(1 - \sin \theta_i) - Z_w)^2 / \sin \theta_i \right] \quad (1.1)$$

其中 R , C_1 , C_2 , Z_{pi} , Z_w , θ_i 和 N 分别表示轮胎半径，线性径向弹簧常数，二次径向弹簧常数，第 i 个单元位置对应的地面轮廓高度，轮毂的垂直位移，第 i 个径向弹簧单元与水平位置的夹角，弹簧单元的总数目。以上建立的轮胎单元模型中均认为每个径向弹簧单

元之间彼此独立。为了考虑这些弹簧之间的相互作用关系，Badalamenti 和 Doyle^[38]建立了径向-间辐弹簧轮胎模型来预测轮胎通过路障时承受的垂直载荷与水平载荷，在图 9 所示的径向-间辐弹簧轮胎理论模型中径向弹簧之间彼此内部连接，使得每个弹簧之间的变形与其相邻弹簧单元的变形行为相关。

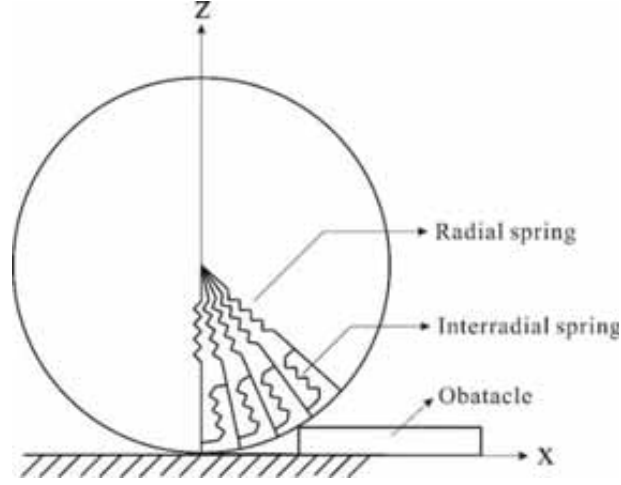


图 9 径向-间辐弹簧轮胎理论模型

➤ 线性径向-间辐弹簧轮胎理论模型

第 i 个弹簧单元中的径向作用力为：

$$F_{ri} = C_1 E_{ri} + k(2E_{ri} - E_{ri-1} - E_{ri+1}) \quad i = 2, 3 \dots N-1 \quad (1.2a)$$

$$F_{r1} = C_1 E_{r1} + k(E_{r1} - E_{r2}) \quad (1.2b)$$

$$F_{rN} = C_1 E_{rN} + k(E_{rN} - E_{rN-1}) \quad (1.2c)$$

其中 E_{ri} 和 F_{ri} 分别表示第 i 个弹簧单元的径向位移及承受的载荷。

由 N 个弹簧单元的位移引起作用在轮毂位置的总垂直力可表示为：

$$F_v = \sum_{i=2}^{N-1} [C_1 E_{vi} + k(2E_{vi} - E_{vi-1} \sin \theta_i / \sin \theta_{i-1} - E_{vi+1} \sin \theta_i / \sin \theta_{i+1})] + C_1 (E_{v1} + E_{vN}) + k(E_{v1} + E_{vN} - E_{v2} \sin \theta_1 / \sin \theta_2 - E_{vN-1} \sin \theta_N / \sin \theta_{N-1}) \quad (1.3)$$

其中 E_{vi} 是表示轮胎单元 i 的垂直位移分量，弹簧常数 C_1 和 k 可以通过轮胎载荷-变形曲线及相关的联立方程来确定。

➤ 二次径向-间辐弹簧轮胎理论模型

弹簧轮胎单元 i 中的径向力可表示为：

$$F_{ri} = C_1 E_{ri} + C_2 E_{ri}^2 + k(2E_{ri} - E_{ri-1} - E_{ri+1}) \quad i = 2, 3 \dots N-1 \quad (1.4a)$$

$$F_{r1} = C_1 E_{r1} + C_2 E_{r1}^2 + k(E_{r1} - E_{r2}) \quad (1.4b)$$

$$F_{rN} = C_1 E_{rN} + C_2 E_{rN}^2 + k(E_{rN} - E_{rN-1}) \quad (1.4c)$$

其中 C_2 是二次径向弹簧常数。由这 N 个弹簧单元的位移引起作用在轮毂位置的总垂直力可表示为：

$$\begin{aligned} F_v = & \sum_{i=2}^{N-1} [C_1 E_{vi} + C_2 E_{vi}^2 / \sin \theta_i + k(2E_{vi} - E_{vi-1} \sin \theta_i / \sin \theta_{i-1} - E_{vi+1} \sin \theta_i / \sin \theta_{i+1})] \\ & + C_1 (E_{v1} + E_{vN}) + C_2 (E_{v1}^2 / \sin \theta_1 + E_{vN}^2 / \sin \theta_N) \\ & + k(E_{v1} + E_{vN} - E_{v2} \sin \theta_1 / \sin \theta_2 - E_{vN-1} \sin \theta_N / \sin \theta_{N-1}) \end{aligned} \quad (1.5)$$

其中 E_{vi} 是表示轮胎单元 i 的垂直位移分量，弹簧常数 C_1 ， C_2 和 k 可以通过轮胎变形曲线及相关的联立方程来确定。图 10 给出了根据二次弹簧模型，线性径向-间辐弹簧轮胎理论模型，二次径向-间辐弹簧轮胎理论模型以及实验测量数据得到的水平力及垂直力比较结果。从图中可以看出，相比于二次弹簧轮胎模型以及线性径向-间辐弹簧轮胎理论模型，二次径向-间辐弹簧轮胎理论模型得到的轮胎水平载荷以及垂直载荷与实验数据给出的水平载荷以及垂直载荷均符合得较好。

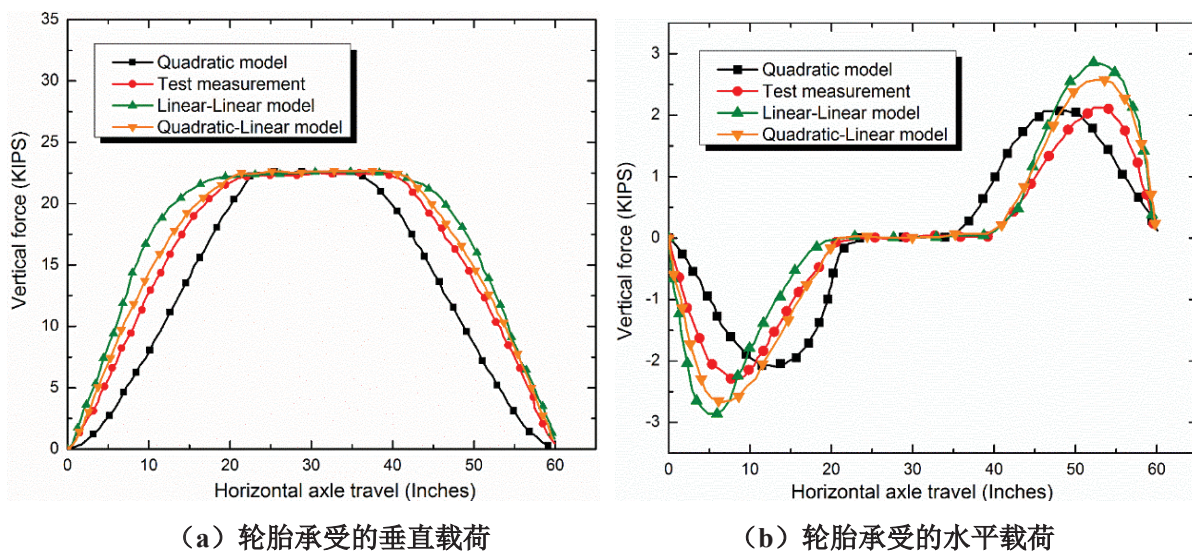


图 10 轮胎通过 3 英寸高 36 英寸长的路障承受的垂直及水平载荷^[38]

1.4.1.2 轮胎-地面理论模型分析

考虑到大多数飞机机轮-道面拦阻材料耦合的理论模型均来源于轮胎-土壤耦合的理论分析模型，因此，本文首先介绍轮胎-土壤耦合作用的理论模型^[39]。为了预测飞机进

入遭炸弹破坏的跑道或者在土壤表面运动时飞机起落架载荷、结构响应和土壤受力行为, Doyle^[40]总结了针对飞机地面操作动态模拟的研究方法。在建立飞机-软道面理论模型过程中机身结构的自由度越少越好,通常只有垂直自由度或者六自由度的刚体模型。机身结构一般用支撑装置与飞机起落架相连,而典型的支撑装置是由图 11a 所示的平行的弹簧单元和阻尼器连接组成。为了更加合理地预测飞机结构的力学响应,该支撑结构等效为非线性弹簧(图 10b)与速度平方阻尼器(图 10c)。此外,点接触模型与径向弹簧模型也常用于建立飞机机轮在机场跑道中滚动的理论模型。大多数的轮胎-地面接触模型是针对刚性地面建立的,但是部分文献也建立了可变形地面的理论模型。如图 11d-f 给出了可预测轮胎车辙深度变化的三种弹簧-阻尼器土壤模型,这些粘弹性模型考虑了土壤存在的回弹效应。

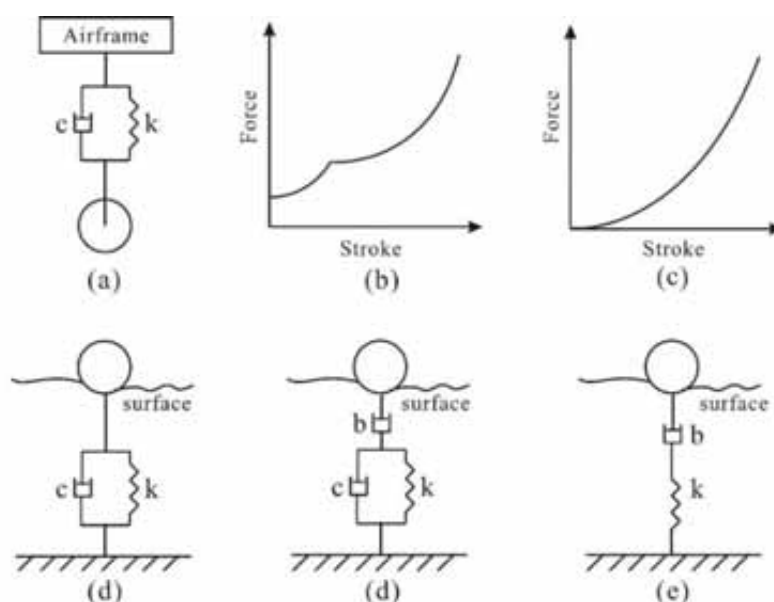


图 11 飞机地面操作动态模拟示意图^[40]

Saliba^[41]提出了建立轮胎-土壤接触模型的粘弹性有限元技术,该方法可以预测飞机地面力学响应,包括飞机机轮的沉降以及在土壤或任何不平整地面的压痕深度。Pi^[42]根据有限元内核函数法建立了飞机地面操作的动态轮胎-土壤接触分析模型,该模型假设机轮在粘弹性土壤中以恒定的速度进行准-稳定的滚动。机轮与地面的接触区、轮胎压痕和阻尼比用来定义表面接触,通过该理论模型可计算得到土壤变形、机轮-土壤的接触压力分布、接触区中轮胎胎面的形状及面积。图 12 描述了径向弹簧轮胎单元-地面接触模型,将轮胎等效为多个径向平均分布的弹簧单元,轮胎地面接触区部位的土壤也根据对应的轮胎单元分成了相同个数的条状区域。对于每个轮胎单元,相对应土壤单元上的合力等于该弹簧单元的载荷沿垂直方向上的分量。此外,从图中可以看出变形的土壤

面由于飞机结构的水平运动而稍有倾斜，并且土壤-胎面接触区视为椭圆形。

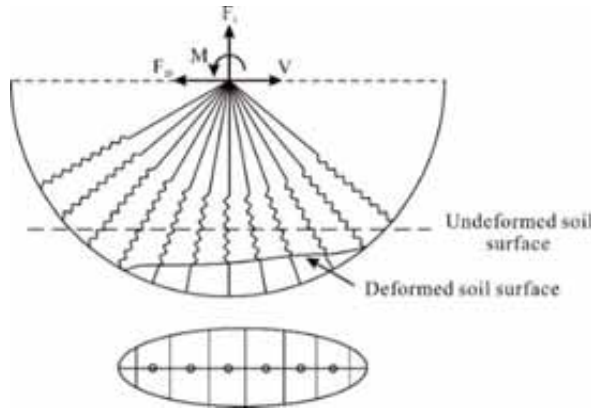


图 12 径向弹簧轮胎单元-地面接触模型^[42]

Kraft 和 Phillips^[43] 提出了考虑可变形轮胎、土壤变形及道面粗糙度的轮胎-土壤接触模型，该模型可预测轮胎变形、土壤压缩、牵引力、驱动力矩、表面滑移、土壤的固有属性及粘性。图 13a 描述了该模型中针对飞机地面操作的轮胎-跑道接触模型，相邻轮胎单元之间的夹角为 9 度。轮胎用许多旋转的弹簧-质量-阻尼系统来表示。轮毂位置是所有径向弹簧单元的交点，胎面单元用质量块来表示且通过粘弹性单元与轮毂相连。土壤单元用位于粘性单元之上的弹簧-质量-阻尼器系统来表示，这两个不同参数的模型能够预测轮胎瞬时沉降和车辙深度。土壤平面用许多通过垂直位置定义的线单元来表示，该垂直位置是关于飞机水平运动位移的函数。所有单元的平衡方程可通过如下的方程表示。

对于土壤单元

$$M_S \ddot{Z}_S = K_S (Z_T - Z_S) + C_S (\dot{Z}_T - \dot{Z}_S) - C_{SS} \dot{Z}_S \quad (1.6)$$

其中 M_S , K_S , C_S , C_{SS} , Z_S , Z_T 分别是土壤单元的质量、土壤弹簧常数、上层土壤的阻尼系数、下层土壤的阻尼系数、土壤单元的垂直位移以及胎面单元的垂直位移。

对于胎面单元

$$M_T \ddot{Z}_T = N \sin \theta - F_T \sin \theta - W_T \quad (1.7)$$

其中 M_T , N , F_T , W_T , θ 分别是胎面单元的质量、土壤法向力、轮胎反力、胎面单元的重力以及轮胎弹簧单元对应的角度。

对于粘弹性单元

$$F_T = \left(K_T (Z_T - Z_W) + C_T (\dot{Z}_T - \dot{Z}_W) \right) / \sin \theta \quad (1.8)$$

其中 K_T , C_T , Z_T , Z_W 分别是胎面单元的刚度、阻尼系数、垂直位移和轮毂位置的垂直位移。

对于轮毂

$$(M_P + M_W) \ddot{Z}_W = T \cos \theta + F_T \sin \theta - W_W - W_P - P \quad (1.9)$$

$$(M_P + M_W) \ddot{Z}_W = T \sin \theta - F_T \cos \theta + D_P \quad (1.10)$$

$$I_W \ddot{\theta} = -M_T - M_B \quad (1.11)$$

其中 W_W, W_P, M_B, P, D_P 分别是轮毂的重量、负载的重量、施加的力矩、施加的载荷、牵引力，根据上述关系式即可得到轮胎-土壤接触的动态力学响应。

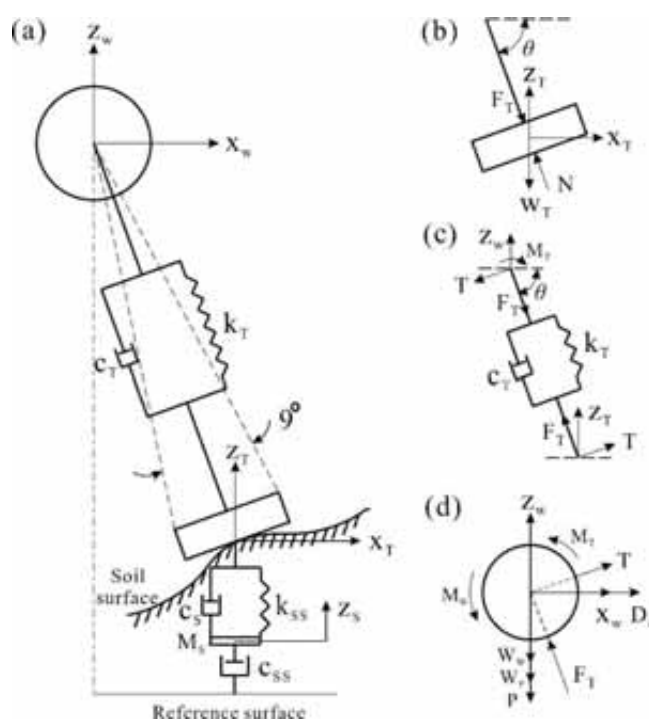


图 13 轮胎-土壤耦合接触模型示意图^[43]

1.4.1.3 轮胎-拦阻材料理论模型分析

理论建模与计算机模拟对民航客机拦阻系统的发展作出了重大的贡献。根据建立的飞机轮胎-土壤接触耦合理论模型，开发了一系列计算机代码以预测飞机道面拦阻系统针对冲出跑道飞机的拦阻性能。飞机机轮与道面拦阻材料耦合的理论模型可以预测拦阻过程中飞机的速度、加速度、载荷及其动态力学响应。Cook 和 Robert^[20]建立了轮胎/拦阻材料的界面接触模型，结果表明由于机轮碾压拦阻材料产生的水平阻力及垂直反力与拦阻材料的力学性能、机轮水平速度、机轮-拦阻材料接触面水平投影及垂直投影面积相关。图 14 描述了针对泡沫、砾石及水等拦阻材料-飞机机轮耦合作用模型的示意图，飞机机轮下面的拦阻材料完全被压实。将飞机轮胎作为变形体，因此，飞机机轮与压实的

拦阻材料之间将产生弹性变形。

飞机轮胎接触面的投影面积可表示为：

$$A_F = S \times H \quad (1.12)$$

$$A_W = 0.66 \times S \times W = 0.66 \times S \times \sqrt{R^2 - (R - H)^2} \quad (1.13)$$

其中 A_F , A_W , S 和 H 分别是弧形接触段沿垂直方向的投影面积、弧形接触段沿水平方向的投影面积、轮胎宽度及弧形接触区垂直高度。由于轮胎水平投影区域不是矩形，这里选取了大小为 0.66 的缩放系数。

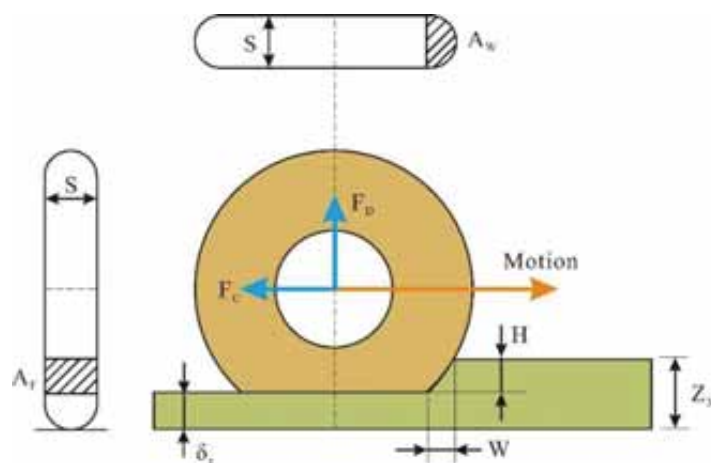


图 14 飞机机轮-拦阻材料界面模型^[20]

轮胎承受的垂直力与水平阻力等于作用在投影轮胎区的压力，但是此压力值随着拦阻材料的类型发生变化。以泡沫材料为例，该压力值等于压溃强度与动态压强之和。压溃强度受到机轮进入拦阻床内面积的限制，动态压强是飞机机轮水平速度的函数，因此可得到如下关系式：

$$P = P_C + P_M = P_C + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (1.14)$$

其中 P_C , P_M , ρ 和 V 分别是泡沫压溃强度、泡沫动态压力、泡沫密度以及飞机机轮运动的速度。考虑到飞机道面拦阻材料的密度非常小，故而动态压强项可以忽略，即 $P = P_C$ 。

因此，未压实段的飞机拦阻材料作用在轮胎接触面上的垂直分量 F_D 和水平分量 F_C 分别可以表示为：

$$F_D = P_C \times A_F \quad (1.15)$$

$$F_C = P_C \times A_W + K \delta_t \quad (1.16)$$

其中 K 和 δ_t 分别表示弹簧常数及轮胎的变形。

为了满足不同大小的飞机对飞机道面拦阻系统的拦阻需求，Gwynne^[44]提出了一种双层泡沫材料拦阻系统。该拦阻床上层铺设的是轻质低强度泡沫材料，用于拦阻轻型飞机。拦阻床下层铺设的是高强度泡沫材料，上、下层泡沫材料同时作用形成压溃阻力，用于大型飞机的拦阻。对于该双层飞机拦阻系统，飞机机轮的压入深度、水平阻力等几乎与飞机重量和轮胎尺寸成比例。压入深度的计算可以通过令机轮承受的垂直重量与轮胎接触力的垂直分量相等来完成，然后也可以得到相同位置处的水平阻力。图 15 描述了在飞机拦阻过程中可能产生的四种机轮-拦阻材料耦合作用模型示意图。图 15a 表示机轮只压实拦阻床的上层，图 15b 表示机轮同时压实拦阻床的上下层，图 15c 表示机轮完全压入拦阻床中，前三种模型针对的是单轮与拦阻材料耦合作用，第四种针对的是多轮耦合模型。

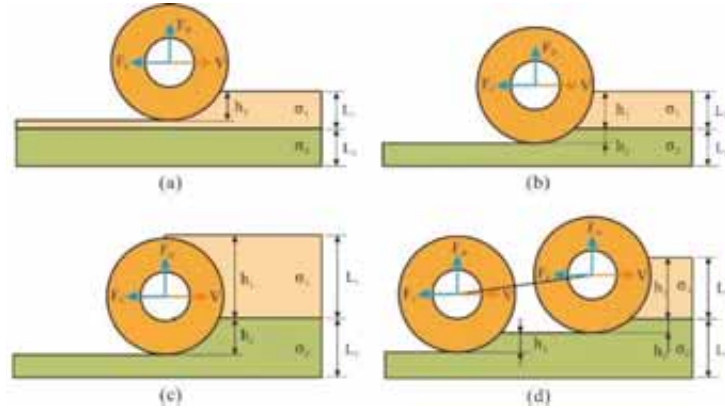


图 15 四种可能的轮胎-拦阻材料耦合接触模型^[44]

对于模型 a，压溃的泡沫材料作用在机轮弧形接触段压力的垂直分量 U 等于机轮宽度 W 、泡沫压溃强度 σ_1 和弧形接触段水平投影的乘积。

$$U = W\sigma_1\sqrt{2Rh_1 - h_1^2} \quad (1.17)$$

作用在轮胎上的水平阻力等于机轮宽度 W 、泡沫压溃强度 σ_1 和压入拦阻床上层的深度 h_1 的乘积。

$$F_D = nW\sigma_1h_1 \quad (1.18)$$

其中 n 是飞机轮胎数目。

对于模型 b，压力的垂直分量及阻力可表示为：

$$U = W\sigma_1\sqrt{R^2 - (R - h_1 - h_2)^2} + W(\sigma_2 - \sigma_1)\sqrt{2Rh_2 - h_2^2} \quad (1.19)$$

$$F_D = nW(\sigma_1h_1 + \sigma_2h_2) \quad (1.20)$$

其中 σ_2 和 h_2 分别是下层泡沫材料的压溃强度和机轮进入下层泡沫的深度。

对于模型 c, 轮胎受到的阻力可表示为:

$$F_D = nW[\sigma_2 h_2 + \sigma_1(2R - h_2)] \quad (1.21)$$

对于模型 d, 作用在前轮上的压力 U_1 和作用在后轮上的压力 U_2 分别表示为:

$$U_1 = \begin{cases} W\sigma_1\sqrt{R^2 - (R - h_1 - h_2)^2} + W(\sigma_2 - \sigma_1)\sqrt{2Rh_2 - h_2^2}, & h_1 + h_2 \leq R \\ W[\sigma_1 R + (\sigma_2 - \sigma_1)\sqrt{2Rh_2 - h_2^2}], & h_1 + h_2 \geq R \end{cases} \quad (1.22)$$

$$U_2 = \begin{cases} W\sigma_2\sqrt{2Rh_2 - h_2^2}, & h_3 \leq R \\ \sigma_2 WR, & h_3 \geq R \end{cases} \quad (1.23)$$

两个机轮上受到拦阻床施加的总阻力可表示为:

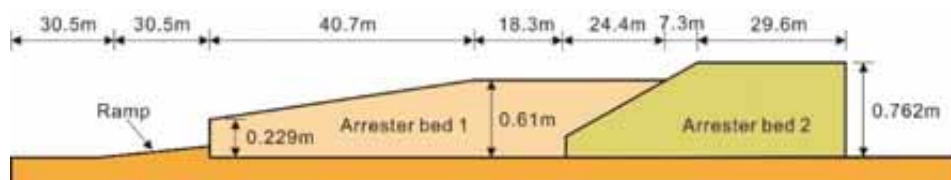
$$F_D = nW[\sigma_2(h_2 + h_3) + \sigma_1 h_1] \quad (1.24)$$



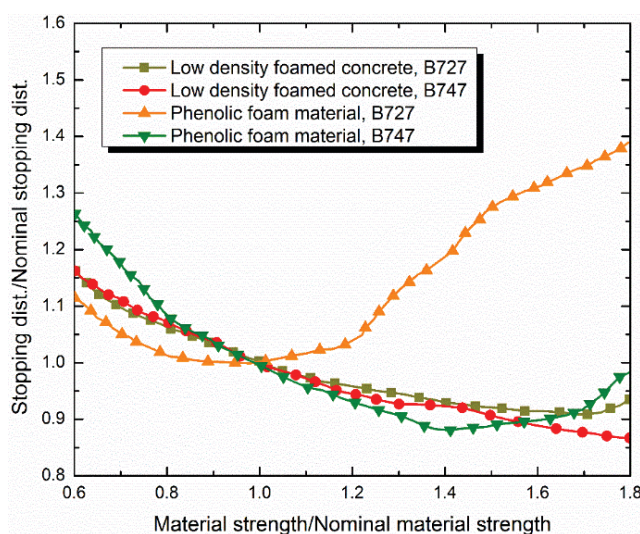
图 16 ARRESTOR 计算机程序输入输出参数

基于飞机机轮-道面拦阻材料耦合理论模型的研究, Cook 等^[45]开发了计算机程序 FITER1, 用于预测美国空军战机在软道面着陆时起落架承受的载荷及飞机运动的加速度, 但是 FITER1 程序针对的道面材料仅限于沙子和黏土。基于 FITER1 计算机程序, 1986 年 FAA 开发了 ARRESTOR 计算机程序以分析飞机在拦阻床中的阻滞性能^[46]。ARRESTOR 预测模型的建立是基于飞机轮胎在水平方向及垂直方向的受力平衡。在该计算机程序中, 飞机结构的动态响应是机轮垂直载荷、水平阻力、轮胎压入深度、飞机速度以及加速度的函数。FAA 通过波音 727 飞机在酚醛泡沫拦阻床中的整机拦阻实验验证了 ARRESTOR 计算机程序的合理性。图 16 描述了使用 ARRESTOR 计算机程序预测冲出跑道飞机在拦阻过程中的输入-输出参数, 该程序的主要输入参数是拦阻床几何尺寸、材料属性、飞机型号及飞机结构参数。拦阻床的几何尺寸主要包括拦阻床的起始位置、初始高度、拦阻床过渡段的斜率以及拦阻床的最大厚度等。拦阻材料属性参数主要

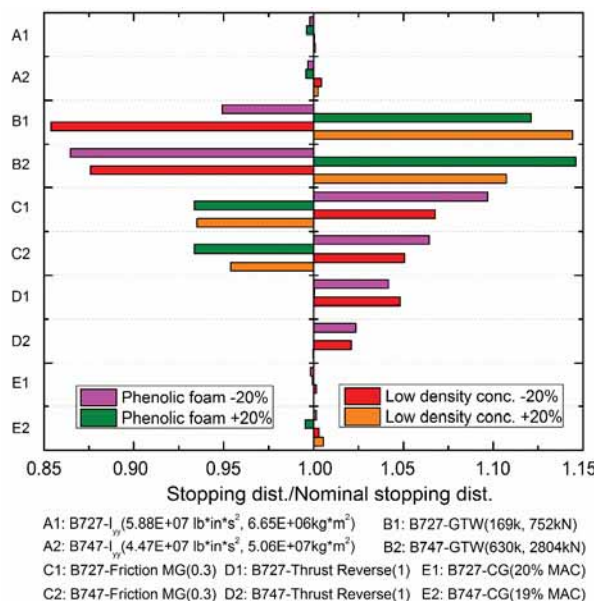
是描述飞机道面拦阻材料力学性能的应力应变曲线。ARRESTOR 程序中涉及到飞机型号的数据需要经过特别的处理,但是该程序针对的飞机型号仅限于 B727-100, B747-100 和 B707-320。飞机的结构参数主要包括飞机净重、重心位置、飞机绕俯仰轴惯性矩、飞机冲出拦阻床的速度以及飞机发动机的反推力。根据 ARRESTOR 拦阻预测程序,Heymsfield^[47]进行了飞机拦阻距离的灵敏度分析工作,其中飞机拦阻距离是材料压溃强度及飞机结构特征参数的函数,酚醛泡沫拦阻床以及低密度泡沫混凝土拦阻床分别用于该灵敏度分析中。假设这两种材料的应力应变曲线在实验测量得到压缩曲线的 20% 内变动。在第一个灵敏度分析中,飞机结构参数在其原有值的 20% 范围内变化,材料强度为其规定的最大值(按材料的名义强度增加 20%)及最小值(按材料的名义强度减小 20%),以此来确定飞机道面拦阻距离。为了研究飞机结构参数(俯仰惯性矩、飞机净重、机轮-地面摩擦、总反推力以及飞机重心位置)对拦阻距离的灵敏度,共进行了 21 次拦阻仿真分析。在第二个灵敏度分析中,泡沫材料的强度在其原有值的 20% 范围内变化,飞机结构参数为其规定的最大值(按结构参数的名义强度增加 20%)及最小值(按结构参数的名义强度减小 20%),以此确定飞机道面拦阻距离。该灵敏度分析中考虑了 B727 及 B747 飞机。拦阻床的几何参数对飞机道面拦阻系统的性能有着重要的影响,但是本次灵敏度分析中只考虑了一种规格的拦阻床,其具体的结构参数如图 17a 所示。



(a) 拦阻床几何



(b) 以材料强度为函数的灵敏度分析



(c) 以飞机结构参数为函数的灵敏度分析

图 17 飞机拦阻床的灵敏度分析结果^[47]

图 17b 是以泡沫材料压缩强度为函数进行的灵敏度分析结果，结果表明减小飞机道面拦阻材料的压缩强度会导致拦停距离的增大。图 17c 给出了以飞机结构特征参数为函数进行的灵敏度分析结果。在俯仰惯性矩、飞机净重、机轮-地面摩擦、总反推力以及飞机重心位置这 5 个参数中，飞机结构的净重对拦停距离的影响最大。当飞机净重发生 20% 的变化时，其对应的拦停距离可发生 15% 的改变。为了得到拦阻床厚度对拦停距离的影响，针对不同规格的拦阻床同样进行了相关的灵敏度分析工作^[48, 49]，灵敏度分析结果表明增加拦阻床材料的厚度可以减小飞机拦停距离，但是拦停距离的减小比例要低于泡沫材料的增加比例。拦阻床几何结构的设计必须同时考虑 RSA 可用长度、飞机允许的最大加速度和拦阻材料的耗费。

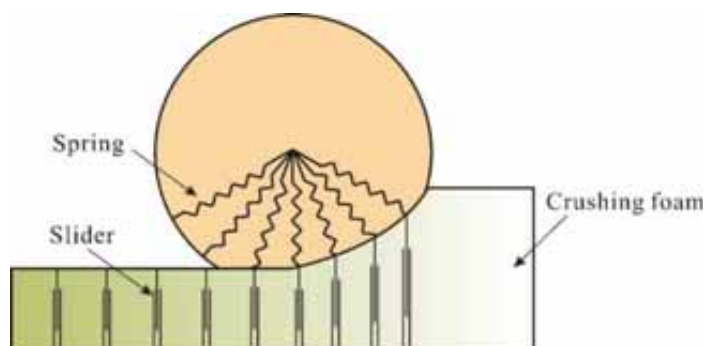


图 18 EMAS-机轮接触理论模型

ARRESTOR 在预测飞机拦阻性能的方面发挥着重要的作用，可为 EAMS 的设计提供一种最为优化的方案，但是该拦阻预测程序仅针对 B707, B727 和 B747 飞机。此外，

FAA 仅提供了 ARRESTOR 编译版本。为了扩大飞机型号的预测范围，根据 FITER1 程序开发了新型拦阻预测计算机程序软道面拦阻系统 SGAS (soft ground arrestor system) [50, 51]。SGAS 与 FITER1 的主要区别在于获取飞机起落架的载荷-行程曲线的方式，FITER1 是通过用户输入的飞机结构参数来计算起落架的载荷-行程曲线，而 SGAS 是用户直接输入载荷-行程曲线。因此，相比于 FITER1 程序，SGAS 在分析飞机拦阻性能中需要提供更少的参数，故而该拦阻预测程序可适用于更多的飞机型号。对于图 18 给出的飞机拦阻床-机轮耦合理论模型，飞机轮胎和土壤分别用径向弹簧和滑块表示。通过沿飞机运动方向的力平衡方程、绕重心位置俯仰轴的力矩平衡方程以及沿垂直方向的受力平衡方程即可计算得出飞机的拦阻响应，其平衡方程可以表示为：

$$m\ddot{x} = \sum_{i=1}^n F_{xi} \quad (1.25a)$$

$$I\ddot{\theta} = \sum_{i=1}^n r_i x F_{struct_i} + r_i x F_{drag_i} \quad (1.25b)$$

$$m_i \ddot{y}_i = -F_{Strut_i} + (F_{EMAS_i} - W_{Bogie_i}) \cos \theta + F_{Drag_i} \sin \theta \quad (1.25c)$$

其中 m 和 F_{xi} 分别是飞机结构的质量以及作用在第 i 个起落架上的水平阻力。 $I, \theta, r_i, F_{struct_i}$ 和 F_{drag_i} 分别是飞机中除机轮结构以外分惯性矩、绕俯仰轴的角加速度、从重心到机轮中心的位置矢量、第 i 个机轮的力矢量及阻力矢量。 $m_i, y_i, F_{EMAS_i}, W_{Bogie_i}$ 和 θ 分别是机轮质量、行程加速度、拦阻材料作用在机轮上的压力、机轮质量以及转角。



图 19 SGAS 分析流程图

等，不同型号的飞机在相同拦阻系统中的阻滞效果也有所差别。然而，ARRESTOR 和 SGAS 拦阻预测程序均受限于少数型号的飞机。为了增大拦阻程序的使用范围，Zhang^[52] 等提出了新型飞机拦阻性能理论预测模型以确定飞机结构特征参数和拦阻材料属性对飞机道面拦阻系统性能的影响，该模型能够很好地预测飞机起落架承受的载荷、加速度以及拦停距离。多刚体理论模型考虑了飞机机轮与泡沫混凝土材料的耦合作用，并给出了拦阻冲出跑道飞机过程中涉及到的所有阻力表达式，包括压溃阻力、剪切阻力、粘附阻力以及摩擦阻力。压溃阻力指由于泡沫混凝土拦阻材料的压溃而作用于机轮上压力的水平分量；剪切阻力指飞机机轮在碾压拦阻材料过程中，沿机轮两侧剪切泡沫材料产生的阻力；粘附阻力是在拦阻过程中泡沫混凝土材料飞溅耗散的动能等效的阻力，各阻力的表达式如下：

$$F_{D1} = BR\sigma_0 [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)] + \frac{BkR^{n+1} [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)]^{n+1}}{(n+1)h_0^n} \quad (1.26a)$$

$$F_{D2} = 2\gamma R [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)] \quad (1.26b)$$

$$F_{D3} = \rho_0 BRV^2 \left(\frac{3}{4}\alpha + \frac{1}{8} [\sin 2(\beta + \alpha) - \sin 2\beta] + [\sin 2(\beta + \alpha) - \sin 2\beta] \right) \quad (1.26c)$$

$$F_{D4} = \mu F_C \quad (1.26d)$$

其中 B, R, σ_0, V 和 h_0 分别是轮胎宽度、机轮半径、泡沫材料的压溃强度、机轮速度和拦阻床的初始高度。

如图 21 所示，飞机刚性机身结构和起落架通过弹簧单元及阻尼器与飞机轮胎相连。该多刚体模型包括 5 个自由度，即飞机的水平位移 x 、垂直位移 y 、飞机结构绕重心的俯仰角 θ 、主起落架和前起落架的行程改变 y_M, y_N 。因此，飞机在拦阻系统中滚动的动态模型可以用 5 个方程来表示：沿水平方向上的受力平衡方程、沿垂直方向上的受力平衡方程、绕飞机俯仰轴的动态平衡方程、沿前起落架垂直方向上的力平衡方程以及沿主起落架垂直方向上的力平衡方程。根据哈密顿原理即可得到这五个动态平衡方程^[53, 54]。图 21b 给出了该拦阻预测模型的数值迭代过程，包括输入参数的介绍、平衡方程的求解以及输出参数等。图 21c、图 21d 及图 21e 分别给出了通过此拦阻预测程序与 FAA 模型得到的飞机速度、加速度以及阻力结果对比。结果表明通过此拦阻预测程序与 FAA 模型得到的结果符合较好。此外，图 21f 给出了不同飞机类型以及不同压溃强度的泡沫材料对拦停距离的影响。

统的过渡区，蜂窝材料的压入力学响应可根据最小势能原理求解。图 22a 描述了机轮在蜂窝材料拦阻系统中的运动状态；机轮-蜂窝材料耦合理论模型如 22b 所示；图 22c-d 给出了此理论模型得到的速度、加速度、机轮承受的阻力与 FAA 模型针对传统的道面拦阻材料得到的预测结果。相比于传统的 EMAS 拦阻系统，蜂窝材料拦阻系统的拦停距离更小。因此，蜂窝材料可作为一种新型的飞机道面拦阻材料。

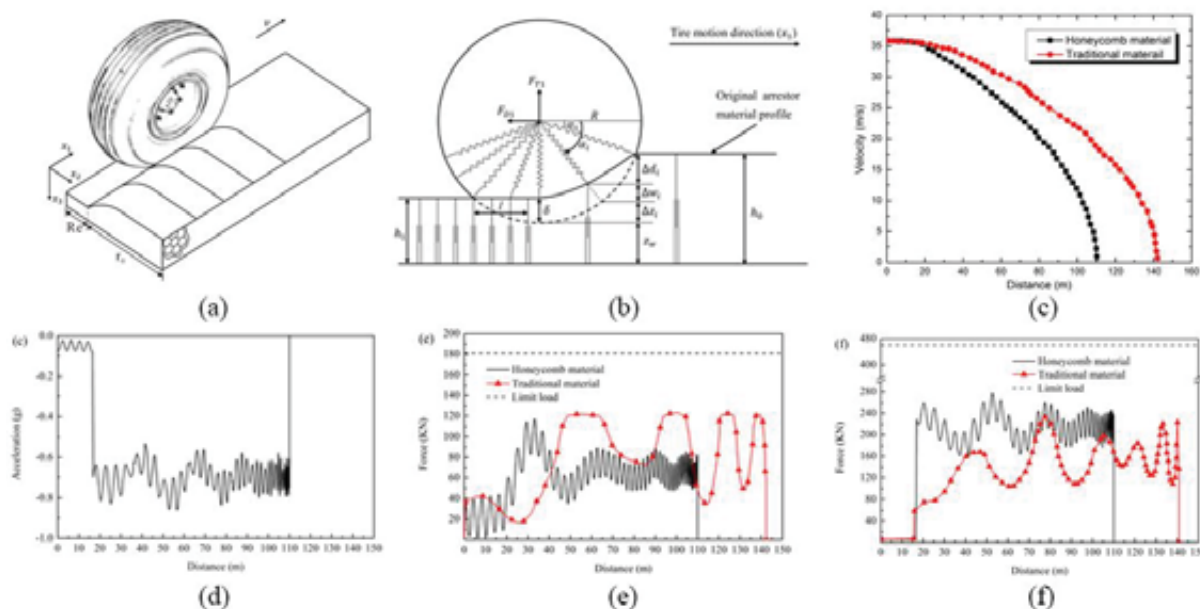
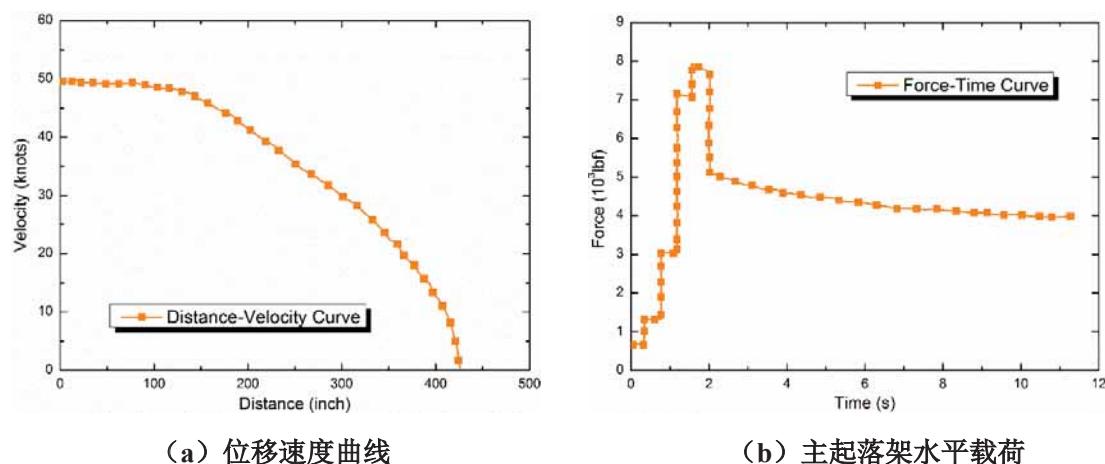


图 22 蜂窝材料道面拦阻预测模型的计算方法与结果^[63]：(a) 飞机机轮在蜂窝材料拦阻系统中滚动示意图；(b) 机轮-蜂窝材料耦合接触模型；(c) 波音 727 飞机在蜂窝材料拦阻系统及 EMAS 中的速度比较；(d) 波音 727 飞机在蜂窝材料拦阻系统中加速度预测结果；(e) 前起落架阻力比较结果；(f) 主起落架阻力比较结果。

李丰羽等^[64]根据六自由度模型建立了冲出跑道的飞机在软道面拦阻系统中的运动方程。该模型将飞机机身结构视为刚体，飞机的内部质量和几何形状均相对 XZ 对称。考虑了飞机机轮与道面拦阻材料耦合接触过程中的三种阻力模型：压实阻力、运动阻力以及滚动摩擦阻力。基于 MATLAB 软件中 Simulink 工具箱，建立飞机软道面拦阻系统的理论预测模型，并利用 s 函数求解该数学模型，使用的求解方法为 Runge-Kutta 法。通过飞机软道面拦阻系统的理论模型可以较为准确地预测冲出跑道飞机的速度历程曲线、拦停距离以及起落架承受的载荷。图 23a 给出了通过该理论模型得到的飞机运动速度与拦阻位移的关系，由图可知，对于冲出跑道速度为 50 节的飞机，最终的飞机拦停距离为 425 英寸。图 23b 描述了飞机主起落架在拦阻过程中承受的水平载荷历程曲线变化，可以看出水平载荷历程曲线在经历初始震荡后，飞机承受的水平阻力会达到稳定阻力的状态。

图 23 六自由度刚体机身模型计算结果^[64]

王云^[65]等通过适当的假设建立了飞机越界阻滞行为的简化动力学模型，将飞机机轮-工程材料耦合拦阻特征用非线性动力学方程表示，然后通过相空间变换将该动力学方程转换为一阶微分方程组。该模型将飞机起落架结构等效为弹簧-阻尼单元，且飞机只存在垂直平面内的运动。采用 Runge-Kutta 法求解该一阶微分方程组，得到了在拦阻过程中的飞机结构的位移、速度以及加速的历程曲线。王维^[66]等对飞机道面拦阻系统进行了静动力学分析，建立了飞机道面拦阻的理论分析模型。该模型可以预测飞机进入拦阻床后的运动速度、拦阻材料的压溃强度、飞机起落架结构承受的最大水平载荷、飞机轮胎受到的最大压力以及拦停距离等参数。为初步预测飞机道面拦阻系统的阻滞性能以及未来新型道面拦阻材料的研发工作提供理论依据，张志强^[67]等提出了一种多层泡沫混凝土道面拦阻系统，并研究了飞机机轮与多层泡沫拦阻材料的耦合作用机理，推导了飞机机轮在多层泡沫混凝土道面拦阻系统所受水平阻力模型。将飞机机身结构作为理想刚体模型，飞机在拦阻过程中的质量不变，将飞机起落架结构等效为质量-弹簧系统，飞机的油气减震器简化为低粘度流体阻尼，拦阻过程中仅考虑飞机结构的平面运动。根据这些假设建立了飞机拦阻过程的动力学方程。最后基于波音 737-900ER 型飞机及 ARJ21-700 飞机进行了多层泡沫混凝土道面拦阻系统的数值计算。结果表明他们提出的多层泡沫材料拦阻系统是合理有效的，多层拦阻床可以对多种型号冲出跑道的飞机进行成功地拦阻，在拦阻过程中可保证飞机乘员的安全且对飞机结构不会造成重大的损害。

1.4.2 飞机道面拦阻系统的有限元建模

在飞机道面拦阻系统的发展过程中，计算机建模与数值模拟技术发挥着重要的作用，可以较好地预测飞机道面拦阻系统对冲出跑道飞机的拦阻过程。有限元建模技术在民航

客机道面拦阻系统中的应用难点主要在于飞机轮胎模型的建立、飞机道面拦阻材料的表征以及飞机机轮-道面拦阻材料的耦合作用。在过去的几十年里,许多学者进行了关于轮胎几何特征建模以及轮胎在静动态载荷作用下的力学响应研究。大多数的研究主要集中在汽车轮胎的力学行为分析。例如爆炸模拟分析^[68,69]、轮胎滚动和温度分布预测^[70-73]以及轮胎地面接触模型^[74-76]等。为了准确地获取飞机轮胎的几何特征及其力学特性,研究人员进行了许多关于飞机轮胎有限元建模的工作。如图 23 所示,典型的飞机轮胎结构由外胎、内胎及垫带三部分构成。外胎是由胎体、胎面、胎侧及胎圈构成;外胎断面可分成五个单独的区域:包括胎冠区、胎肩区、屈挠区、加强区和胎圈区。胎体结构通常指由一层或数层具有强度、柔软性和弹性的帘布层与胎圈组成整体的充气轮胎的受力结构。帘布层作为轮胎的受力骨架层,是由胎体中并列的挂胶帘子线组成的布层,以保证轮胎具有必要的强度及尺寸稳定性。胎圈由胎圈芯,帘布层包边以及胎圈包布等组成,能够承受因内压而产生的伸张力,克服轮胎在拐弯过程中产生的横向力效应保证外胎不致脱出轮辋。因此,胎圈必须具备很高的强度,应紧密坚固且不易产生形变;胎体要求具备足够的强度和弹性,保证能够承受强烈的震动、冲击力以及轮胎在运动过程中外胎径向、侧向以及周向力所引起的所有变形。缓冲层是斜交轮胎胎面与胎体之间的胶帘布层或胶层,用来缓冲外部冲击进而保护胎体,可增强胎面与帘布层的粘合。胎面是外胎结构最外层与路面直接接触的橡胶层,用于避免胎体受机械损伤和磨损,可以向路面传递牵引力以及制动力,增加外胎与道面的抓着力以及吸收轮胎在行驶过程中的振荡。轮胎在行驶过程中与道面接触的胎面部分称为行驶面,其表面实由不同形状的花纹块以及花纹沟构成,花纹块能够增大外胎和道面的抓着力,保证车辆抗侧滑力。花纹沟下层称为胎面基部用来缓冲震荡和冲击。

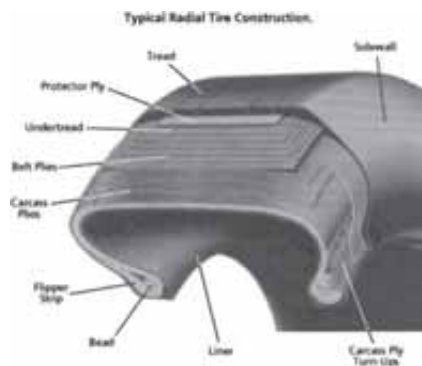


图 23 飞机轮胎的几何特征以及有限元模型

为了研究轮胎有限元模型的复杂程度对轮胎力学行为仿真的影响, Behroozi^[77]等进行了飞机轮胎结构完整的有限元分析。在飞机轮胎的有限元建模过程中使用了

Abaqus/CAE 两种典型的方法：复合材料铺层技术以及钢筋单元。考虑到计算时间耗费以及模型简易性，使用 Yeoh 模型描述橡胶材料的非线性应力应变关系。Yeoh 模型是一个简化的三阶多项式，其具体的表达式为：

$$U_Y = \sum_{i=1}^N C_{i0} (\bar{I}_1 - 3)^i + \sum_{i=1}^N \frac{1}{D_i} (\bar{J}_{e1} - 1)^{2i} \quad (1.27)$$

其中 U_Y 是应变能密度； \bar{J}_{e1} 是弹性体积比， \bar{I}_1 是偏应变的第一不变量； C_{i0} 描述材料的剪切变形行为； D_i 描述材料的压缩能力，当 $D_i=0$ 时表示不可压材料； $N=3$ 即设置为 Yeoh 模型。为了比较不同建模方法对模拟结果准确度的影响，该文中分别采用了三种建模方法，即简单模型、常规模型以及复杂模型。

为了研究恶劣地面条件下飞机轮胎的滚动及偏航行为，Konde^[78]等提出了一种准确描述飞机轮胎模型的方法，建立了如图 24 所示的正交各向异性弹性模型、各向同性超弹性模型以及 Rebar 模型。利用先进的成像方法获取真实飞机轮胎截面复杂的几何特征，将有限元分析结果和生产商提供的实验数据进行比较。在这项工作中考虑了大转动、库伦单侧接触以及材料的不可压缩性。最终的数值模拟结果表明：在上述三种模型中，Rebar 模型是预测飞机机轮在静态或准静态条件下最为准确的模型。飞机轮胎的力学性能仿真结果主要取决于飞机轮胎材料以及几何特征的定义。灵敏度分析结果表明，飞机轮胎建模技术的难点在于横向和纵向刚度之间存在较强的耦合关系。



图 24 二维轴对称轮胎有限元模型^[78]

为了准确地分析轮胎性能及评估轮胎安全准则，Guo^[79]等提出了更为精细的飞机轮胎有限元建模方法，建立的全尺寸 LS-DYNA 有限元模型（如图 25）能够很好地重现飞机轮胎真实的几何尺寸，根据该有限元模型分析了轮胎膨胀、静态载荷模拟以及动态仿真。为了更加真实地描述飞机轮胎的力学行为，基于实验数据选择了不同参数的储存能量函数，并且模型修正过程对于此储存能量函数的有效性至关重要。Yao^[80]等提出了一种飞机轮胎建模和分析技术来评估在各种情况下的安全性。为了获得飞机轮胎材料准确

的超弹性力学特征，文中进行了一系列材料实验。该有限元数值模拟过程中同时使用了控制体积法和微粒子法，仿真结果表明这两种方法均得到了满意的结果且与实验数据吻合得很好。

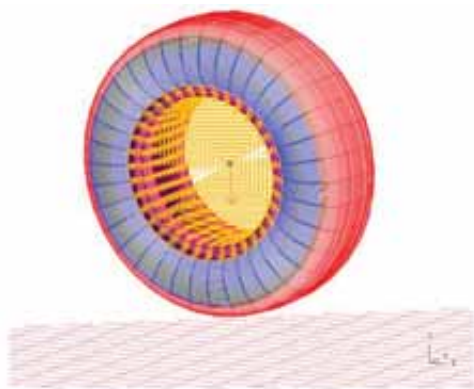
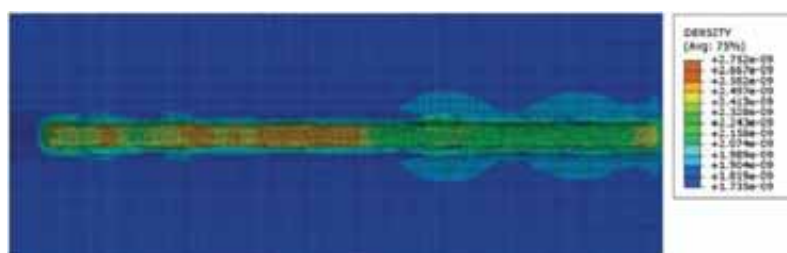


图 25 飞机轮胎有限元模型^[79]

作为汽车结构的重要组成部分之一，汽车轮胎的接地问题是汽车性能研究的关键问题之一。在过去的几十年，相关研究人员在汽车轮胎与地面的耦合接触问题方面也做了许多的工作。例如，苗常青^[81]等基于改进的可变约束方法建立了松软地面条件下轮胎与地面相互作用的有限元模型，研究了稳态驱动力作用下轮胎与松软地面之间相互耦合作用机理，分析了汽车轮胎接地印迹问题上的摩擦接触特性及其内部应力分布情况。有限元研究表明：该方法能够很好地处理轮胎和松软地面之间相互作用关系，并且给出轮胎-软地面接触界面及其内部的力学特征。刘峰^[82]等研究了 9.00R20 子午线轮胎在静态载荷作用下与地面的接触问题，考虑了轮胎的材料以及几何非线性行为、橡胶帘线复合材料的各向异性特性和橡胶材料的不可压特性等，分析了不同静摩擦系数、不同内压以及不同下沉量对轮胎接地面内应力应变场的影响。田小锋^[83]针对工程车的斜交轮胎建立了轮胎与地面接触的有限元分析模型，以 Drucker-Prager 等向强化屈服准则模拟土壤的力学特性。该模型中考虑了轮胎-地面土壤的几何非线性、材料非线性以及接触非线性等，研究了轮胎载荷和胎压对轮胎的变形、应力应变场以及下沉量的影响。有限元结果表明轮胎-地面耦合动力学特性的关键因素在于土壤类型、轮胎胎压、轮胎载荷和行驶速度，得到了轮胎的径向变形量、离去角、滑转率、接地比压、接近角及土壤下沉量等多种指标之间的定量关系。如图 36 所示，Xia^[84]等建立了汽车轮胎-地面接触的三维有限元模型。为了更加真实地模拟轮胎的力学行为，轮胎采用了可变形有限应变超弹性模型。文中建立的有限元模型可以很好地预测土壤的变形以及土壤压实的几何非线性行为，讨论了轮胎充气压强对土壤变形行为的影响。



(a) 轮胎-土壤耦合的三维有限元模型



(b) 土壤压实的密度云图



(c) 机轮压入土壤后的应力云图

图 26 轮胎-土壤耦合的三维有限元模型及计算结果^[84]

任茂文^[85]等介绍了轮胎-地面接触数值模型的研究现状、技术手段及研究方法。轮胎-软地面接触模型主要分成三类：纯经验模型、半经验模型和有限元模型。纯经验模型只能求解车辆在软地面上的通过性问题，半经验轮胎-软地面接触计算模型是分析轮胎在非标准公路上运动特性的主要方法。随着计算机技术的高速发展，有限元建模方法在研究车辆-地面耦合作用中发挥着重要的作用。但是该领域发展过程中也存在很多问题，例如过多的模型假设导致轮胎-地面接触模型的精度较低，不能够全面描述轮胎-地面接触作用的真实力学特性，土壤的本构模型同样为建立精确的有限元方模型带来困扰。韦鹏飞^[86]等总结了国内外针对轮胎-土壤耦合作用研究的现状和方法，阐明了轮胎-土壤耦合作用特性对地面力学和车辆设计的影响，分析了轮胎在运动过程中对土壤的压实特性及力学行为对轮胎运动性能和轮胎-土壤耦合作用的力的影响。季学武^[87]等建立了弹性

轮胎与沙土相互耦合作用的力学响应预测模型，并且考虑了加载方式对沙土下沉的影响。樊慧文^[88]等建立了可变形轮胎与软地面耦合作用的数学模型，考虑了轮胎与土壤接触面的切向应力对垂直方向力平衡的影响。基于迭代算法计算了弹性轮胎在不同软地面上的轮胎变形、土层下陷、轮胎牵引力、牵引因数、滚动阻力等参数，该理论模型可以对弹性轮胎在软道面上的运动性能进行较好地预测分析。柳和玲^[76]结合有限元仿真技术与实验技术方法对小型拖拉机驱动轮胎与地面在静态载荷工况下的接触变形进行了研究。利用 Pro/E 与 ANSYS 建立了轮胎与地面接触的三维有限元仿真模型，为分析轮胎与地面的接触问题提供了一种全新的技术方法。该有限元模型可以预测轮胎与地面接触变形行为，为汽车轮胎性能的改进及设计提供了重要的参考依据。张晓阳^[89]等基于虚拟样机技术在 ADAMS 软件中建立铰接式自卸车刚柔耦合多体动力学模型，以汽车地面接触动力学为基础，考虑汽车轮胎与地面接触的变形行为，建立了考虑地面接触变形特性的耦合模型，为汽车地面耦合问题的研究提供有效的方法。

在冲出跑道飞机的拦阻过程中，飞机机轮的动力学响应与轮胎在土壤地基中滚动动力学行为极为相似^[84,90,91]，主要的区别是飞机道面拦阻材料取代了土壤地基。因此，借鉴汽车轮胎-土壤的耦合模型，能够轻易地进行民航客机道面拦阻的有限元数值模拟分析。典型的汽车轮胎-土壤接触模型包括有限元方法（FEA）、光滑粒子动力学方法（Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH）以及有限元/光滑粒子动力学耦合方法（FEA/SPH），根据这三种方法建立的有限元模型如图 27 所示。

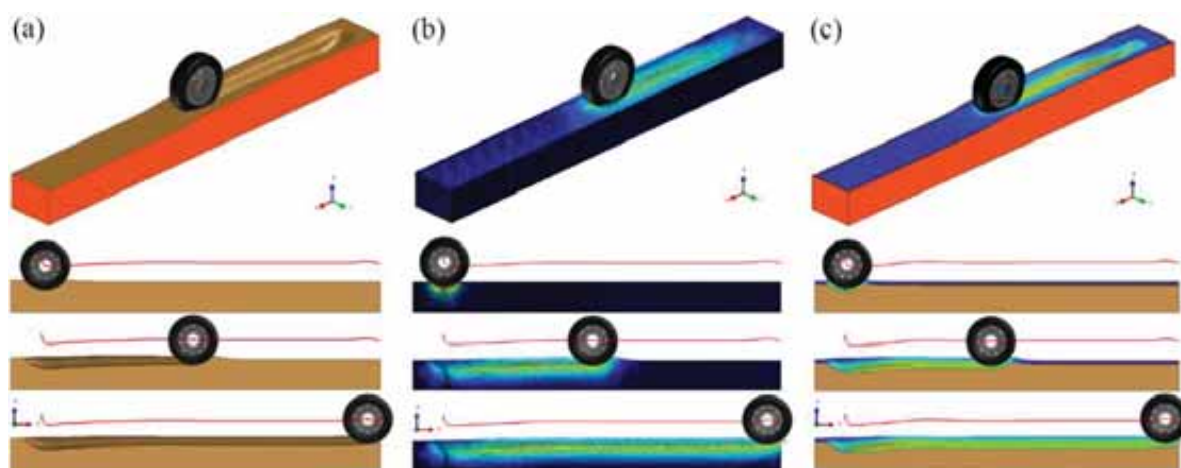
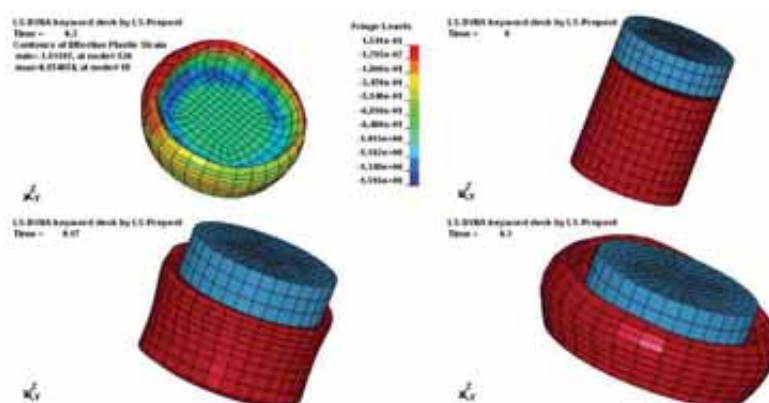


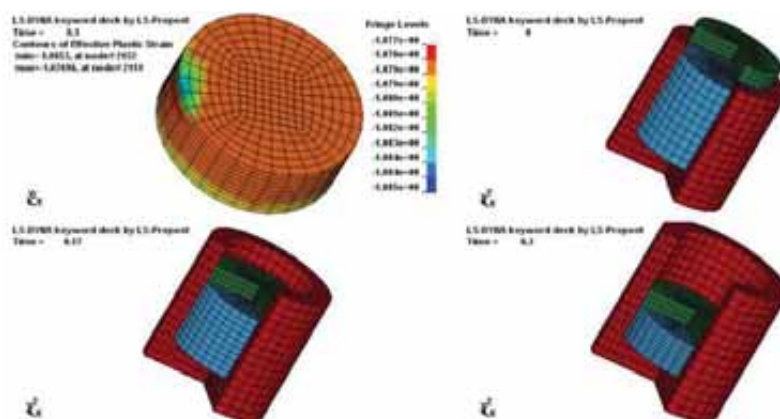
图 27 汽车轮胎-土壤耦合的数值模型及计算结果：（a）有限元方法；
（b）光滑粒子动力学方法；（c）有限元/光滑粒子动力学耦合方法

根据轮胎-土壤接触的有限元仿真技术，研究人员进行了民航客机道面拦阻系统的有限元数值仿真研究，包括小尺寸拦阻材料的力学表征以及飞机轮胎与拦阻床耦合的数

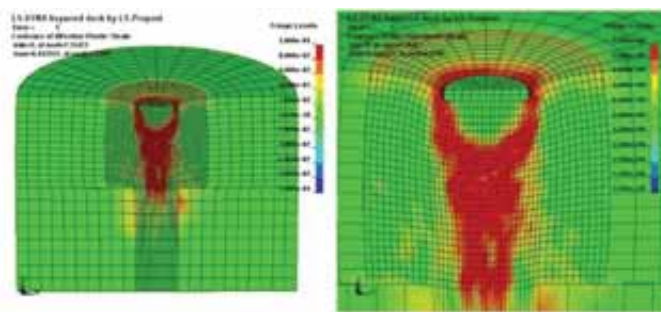
值模型研究。Shi^[92]基于 LS-DYNA 软件对道面拦阻系统的核心材料酚醛泡沫进行了全面的力学性能表征。基于拉格朗日网格方法和 LS-DYNA 软件中的可压碎性材料（63 号材料）对酚醛泡沫材料进行了有限元分析。在该有限元模型中材料加载工况包括三种：有约束单轴受压、无约束单轴受压和圆柱形钢材压入泡沫混凝土（如图 28 所示）。有限元仿真结果表明沙漏控制参数对有限元分析结果有很大的影响。单元属性中 ELFORM=2 或 3 比 ELFORM=1 具备更高的精度，但是 ELFORM=1 的计算时间更短。对于相同计算精度的模型，ELFORM=3 比 ELFORM=2 需要的计算时间更少。有限元计算结果对拉伸截止应力的大小很敏感。对于易压碎泡沫材料应赋予较小的拉伸截止应力值。在大变形条件下使用拉格朗日网格方法可能引起单元畸变而导致计算终止。SPH 方法是一种纯拉格朗日方法，通过插值计算直接离散化一个给定的连续性方程组而不需要定义网格空间。这种方法的主要优势在于无固定网格，非常适合处理流体流动、结构大变形和自由表面等问题。因此，针对泡沫混凝土材料的单轴压缩问题，SPH 方法同样可用于其材料力学特性的分析^[93]。



(a) 泡沫混凝土材料的无约束单轴压缩



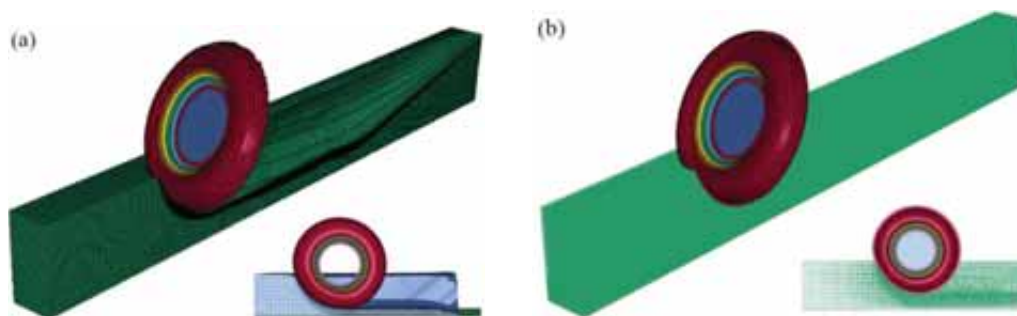
(b) 泡沫混凝土材料的有约束单轴压缩



(c) 圆柱形钢材压入泡沫混凝土

图 28 不同边界条件下泡沫混凝土材料的单轴压缩有限元分析^[92]

基于上述的研究基础，许多学者建立了飞机机轮-拦阻床耦合作用的有限元数值模型来评估飞机道面拦阻系统的阻滞性能分析。例如，Barsotti^[94]考虑到模型的对称性建立了二分之一轮胎-拦阻床接触的有限元模型以缩短计算周期，该模型中采用的轮胎模型是波音 737-800 飞机的 Goodyear H44.5x16.5-21 主起落架轮胎，飞机轮胎和拦阻床采用拉格朗日实体单元。图 29 给出了飞机机轮在拦阻床中滚动的数值模型，当机轮进入道面拦阻系统中后，在拦阻床中形成了一道较深的印痕，而拦阻材料形成的压溃阻力施加到机轮上能够使冲出跑道的飞机平稳地减速。在机轮滚动过程中，机轮两侧的泡沫材料单元承受较大的拉伸和剪切变形，而位于飞机机轮下面的单元主要承受较强的压缩变形。考虑到 SPH 方法处理大变形问题的稳定性，建立了如图 29b 所示的机轮-拦阻床耦合 SPH 模型。仿真结果表明：相比于常规的 FEM 方法，SPH 计算模型的时间步长恒定并且能够很好地模拟机轮印痕两侧的剪切变形行为。

图 29 民航客机道面拦阻系统数值仿真模型^[94]：(a) FEM 模型；(b) SPH 模型

Barsott^[24]等对民航客机道面阻拦系统的改进方案展开了研究，利用 LS-DYNA 软件基于 SPH 方法模拟了轮胎的钟摆力学行为。有限元数值模拟结果与真实的实验数据吻合较好，有限元仿真得到的水平阻力和垂直支持力与实验数据的误差分别为 6%以及 1%，所以数值仿真结果与试验数据在允许的误差范围内。为了得到较好的计算结果，飞机阻拦材料 SPH 粒子的尺寸应与轮胎的尺寸相对应。如图 30 所示，轮胎先压入飞机道面拦

阻材料至平衡深度，轮胎加速到一定速度后开始施加初始的滚动速度，然后释放轮胎的滚动速度，允许轮胎自由的滚动和水平方向上的运动，当系统振动消失后即可得到作用在飞机轮胎上的垂直载荷以及水平载荷。

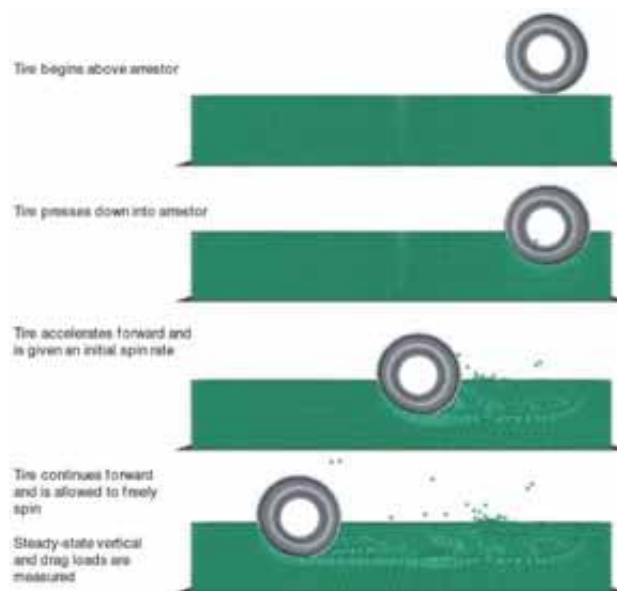


图 30 机轮在飞机道面拦阻系统中滚动过程

在飞机道面拦阻系统的数值仿真研究中，FEM 方法的不足之处在于机轮碾压过程中会引起单元畸变造成计算终止等问题。因此，单元畸变以及沙漏问题会使有限元仿真结果不准确。例如在泡沫混凝土压缩的有限元仿真中一般采用拉格朗日网格。拉格朗日方法是把计算坐标系固定于结构上随着结构一起运动，物质点与网格点在结构产生变形的过程中一直保持重合，这样可以大大简化控制方程的求解。但是泡沫混凝土压入过程中网格会发生急剧变形。此外泡沫混凝土的破裂会使简单连接区域变成多连接区域，这样会导致网格重叠进而引起负质量，最终导致求解精度降低以及计算终止等问题。SPH 方法在飞机道面拦阻过程能够很好地模拟机轮碾压泡沫材料的大变形问题，但是 SPH 计算模型的求解时间较长。为了平衡计算时间和计算精度之间的关系，自适应网格重划分技术能够很好地解决网格单元畸变的问题^[95-97]。

自适应网格技术是指针对网格变形比较剧烈的区域，在迭代过程网格不断进行细化，这样可以使网格点与物理解耦，从而提高求解精度以及分辨率。自适应网格划分一般可分为 h-自适应方法以及 r-自适应方法。h-自适应方法指单元变形较大时将其细分为更小的单元，但是此方法目前仅适用于壳单元；r-自适应方法指重新移动与划分单元网格，将网格节点重新进行排列得到最优纵横比。杨先锋^[98]等将通过 r 自适应方法进行泡沫混凝土材料压缩力学行为的数值模拟研究，分析泡沫混凝土材料的能量吸收特性，如图 31

所示，有限元仿真结果与实验得到的力位移曲线吻合非常好，并且在压入过程中由于网格不断地重新划分并未造成网格畸变问题。基于 3D 网格的自适应方法，建立了机轮与泡沫混凝土材料接触作用的有限元仿真模型，分析了飞机机轮在不同初始速度、不同材料强度以及不同集中质量工况下飞机道面拦阻系统对冲出跑道飞机的阻滞特性的影响。

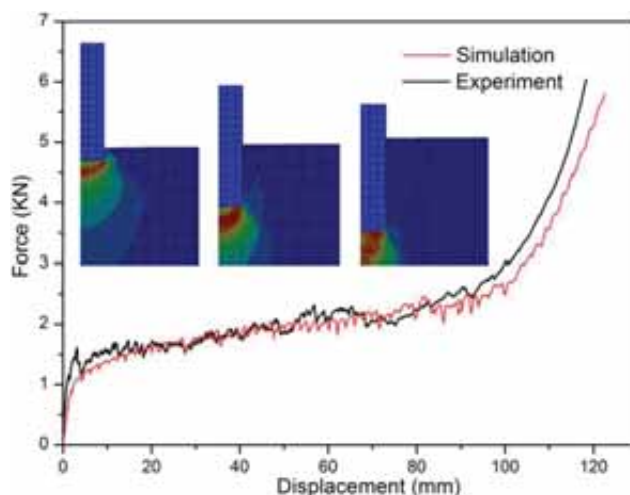


图 31 泡沫混凝土材料压入实验与数值模拟结果^[98]

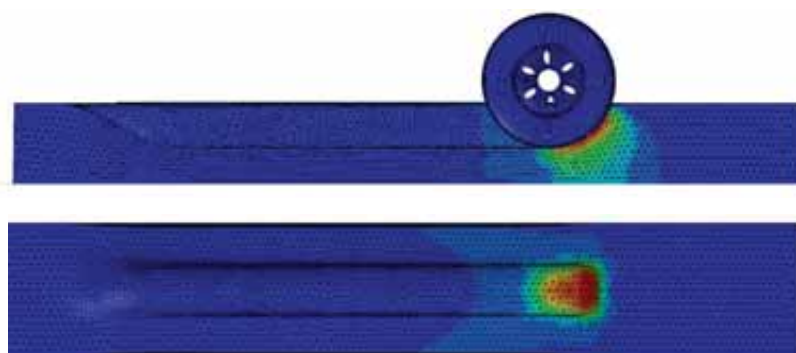
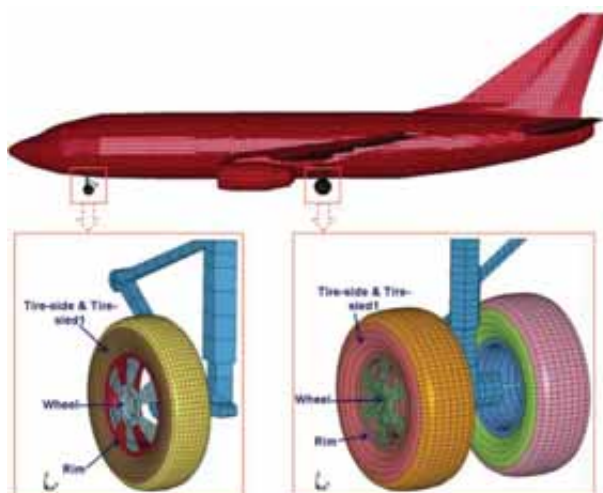


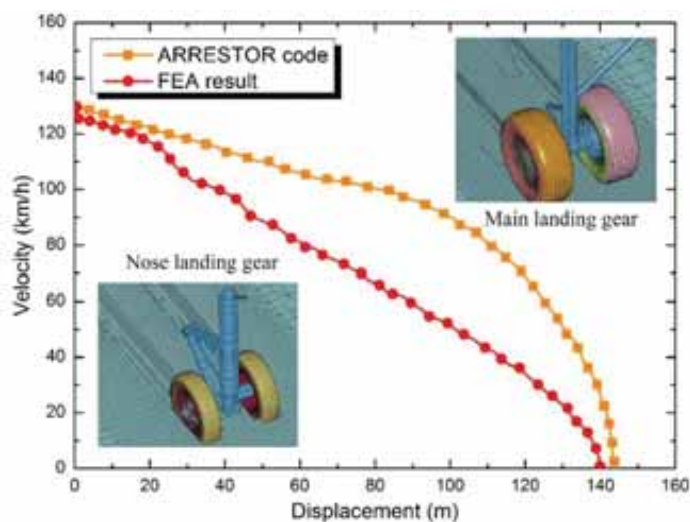
图 32 机轮与泡沫混凝土耦合数值模型计算结果^[98]

除了飞机机轮-拦阻材料耦合作用的数值模型以外，研究人员还建立了整机道面拦阻系统的有限元数值计算模型来评估飞机拦阻系统对冲出跑道飞机的拦阻性能。例如，Lee^[99]等建立了全尺寸波音 737-800 客机进入飞机道面拦阻系统中的有限元数值计算模型，得到了拦停距离、垂直载荷、水平阻力以及机轮平均压入深度等参数。为了全面评估飞机拦阻系统的阻滞特性，该文分别采用了 FAA 开发的 ARRESTOR 计算程序以及 LS-DYNA 三维非线性动力学分析软件在相同的条件下计算其拦阻性能。图 33a 给出了全尺寸飞机-道面拦阻系统耦合作用的有限元分析模型，其中包括了飞机起落架结构详细的网格模型。图 33b 给出了通过 ARRESTOR 拦阻预测程序以及 LS-DYNA 分别得到的速度位移结果比较图，计算结果表明两种方法得到的拦阻距离以及速度变化趋势基本相同，但是沿跑道方向同一位置处的速度差别略大。同时图中还给出了飞机起落架结构

与飞机拦阻材料接触详细的有限元模型。



(a) 飞机有限元计算模型



(b) ARRESTOR 拦阻预测程序及 LS-DYNA 得到的速度位移比较

图 33 全尺寸飞机结构与飞机道面拦阻系统的有限元模型及计算结果^[99]

1.4.3 飞机道面拦阻系统的实验研究

飞机道面拦阻系统的实验研究是验证冲出跑道飞机有效拦阻的重要技术手段，最早的整机道面拦阻实验是基于民航客机 VC-10 的拦阻实验以研究软道面拦阻系统的阻滞性能^[100]。Gwynne^[44]针对脲醛泡沫道面拦阻系统进行了 7 次整机拦阻实验，该实验采用的是彗星号飞机，其最大着陆重量是 54400kg，飞机进入道面拦阻系统的初始速度在 36-56 节之间变化。该道面拦阻系统的长度为 30 米，宽度为 3.7 米。彗星号飞机加速到指定的速度然后进入不同深度、长度以及密度的拦阻系统中，通过相关设备记录飞机在拦阻过程中的速度以及加速度变化，最终得到了飞机进入和离开拦阻系统的速度、平均

加速度、最大加速度、机轮的平均压入深度、最大加速度与平均加速度的比值。飞机拦阻实验最初的研究主要集中在以泡沫材料为主的软道面拦阻系统，在上世纪 90 年代，FAA 启动了拦阻系统研究计划以此改善无法满足 RSA 标准的机场跑道端安全。为了验证理论模型的准确性以及获得软道面拦阻系统的阻滞性能，FAA 于 1991 年在美国亚特兰大国际机场对波音 727 飞机进行了多次整机拦阻实验研究^[101]。拦阻床的厚度在 6-18 英寸之间变化，其长度在 88-176 英寸之间变化，而所有的拦阻床宽度保持不变。在拦阻实验中记录了飞机的速度、加速度、起落架载荷以及刹车力矩等实验数据。图 34 给出了从拦阻实验以及 ARRESTOR 拦阻预测程序中获得的飞机前起落架垂直载荷与水平载荷的比较结果。拦阻实验以及 ARRESTOR 拦阻预测程序结果的误差在 10% 以内，故而验证了 ARRESTOR 理论模型的精确度。

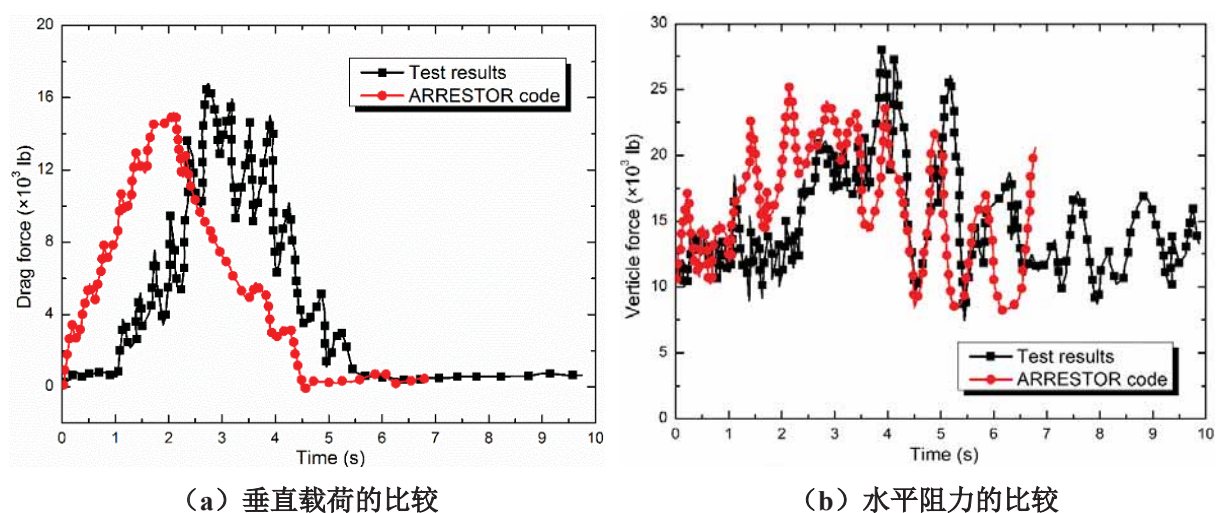


图 34 拦阻实验以及 ARRESTOR 拦阻预测程序结果^[101]

为了进一步研究软道面拦阻系统的有效性，FAA 进行了长 680 英尺、宽 48 英尺以及高 18 英尺酚醛泡沫拦阻系统的整机拦阻实验，以验证该拦阻系统对于进入速度在 50-60 节的波音 727 飞机的拦阻成功性^[102]。实验结果表明对于冲出速度分别为 50 节和 60 节的波音 727 飞机，对应的拦停距离分别是 420 英尺及 540 英尺。因此，该道面拦阻系统可以在 1000 英尺之内完全拦停以 60 节速度冲出跑道的飞机。拦停之后的飞机能够很顺利地从前起落架中移出并且不会对飞机结构造成重大的破坏。在拦阻冲出跑道的飞机后，能够很快地修复好该酚醛泡沫拦阻系统。消防车辆、机场紧急救援车辆以及工作人员能够自由无障碍通行。此后，美国工程材料拦阻系统公司与戴顿大学、纽约及新泽西港务局合作研发了 EMAS 系统，并于 1995 年在亚特兰大的 FAA 技术中心进行了波音 727 的整机拦停实验（如图 35 所示）。



图 35 EMAS 拦阻实验研究

图 36 台架实验装置^[103]

目前,我国也有些学者进行了飞机道面拦阻材料的实验研究。例如,孔祥骏^[103]等建立了单轮负载以及平台拖动式的台架实验装置来研究机轮-拦阻材料耦合作用机理。该台架实验装置主要包括固定框架、活动平台、机轮夹持组件、吊篮以及传感器等。在实验过程中飞机道面拦阻材料铺设在活动的平台上,然后牵引平台即可实现飞机轮胎对泡沫混凝土材料的碾压。实验中可以通过铺设不同的泡沫拦阻材料、不同规格的飞机轮胎以及不同的平台牵引速度来研究飞机道面拦阻系统的阻滞特性,用于研究轮胎规格、胎压、重量以及拦阻材料力学性能等对拦阻床阻滞性能的影响。姚红宇^[104]等基于该台架实验装置通过改变轮胎规格、负载大小、行驶速度、胎压以及拦阻材料的强度和厚度进行了拦阻实验的参数化研究,分析了泡沫混凝土拦阻材料在飞机机轮冲击下的失效机理。研究表明机轮行进速度对拦阻床的阻滞性能几乎没有影响,增加泡沫混凝土的压溃强度可能导致拦阻性能的下降,拦阻材料是否被压实对其拦阻性能影响很大。

1.4.4 飞机道面拦阻系统的风险模型

在航空器发展过程中,风险模型发挥着重要的作用。如飞机系统设计^[105]、航空操作规范或空中交通控制规则的制定^[106]以及改善飞机安全^[107, 108]等。RSA 的固有属性导致了机场跑道端安全保护的风险处于平均水平,但是机场有着不同的风险容限,许多关键因素如环境及工作特性对飞机冲出跑道的风险概率有着重要的影响。因此,有必要建立合适的飞机冲出跑道风险模型来指导飞机道面拦阻系统的设计,在这些方面有许多学者展开了一系列的研究工作^[17, 109]。如 Kirkland^[110]等建立了预测飞机冲出跑道事故发生概率、最终停止位置以及毁伤后果的评估模型。飞机发生冲出跑道事故的概率可表示为:

$$P = \frac{1}{1 + e^{-m-n \cdot D}} \quad (1.28)$$

其中 D 是额外可用距离的百分比或者最大可用重量的百分比， m 和 n 是常数。

Hall^[13]等提出了一种更好地建立风险安全评估过程的方法，该方法中考虑了多种与飞机冲出跑道相关的因素。在该研究工作中建立了一个全面的飞机冲出跑道的数据库，该数据库中包括了一系列与飞机冲出跑道相关的因素，包括飞机结构、机场因素、跑道因素、操作原因、偶然因素以及后果信息等。根据该事故数据库，事故发生的概率模型以及位置模型的数学表达式为：

$$P\{\text{Accident_Occurrence}\} = \frac{1}{1 + e^{b_0 + b_1 X_1 + b_2 X_2 + b_3 X_3 + \dots}} \quad (1.29)$$

$$P\{\text{Location} > x\} = e^{-ax^n} \quad (1.30)$$

其中 X_i 是独立的变量（如能见度、大风、降水及飞机类型等）， x 是超出阈值的距离， b_i ， a 和 n 是回归系数。图 37 描述了飞机冲出跑道风险模型的通用概念，其中阴影面积表示飞机发生冲出跑道事故的概率。

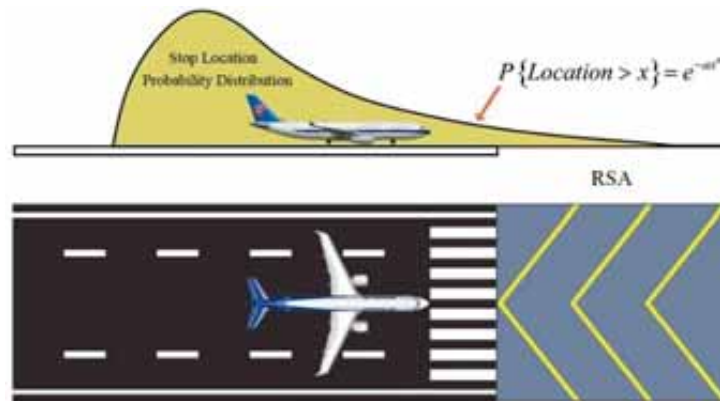


图 37 飞机冲出跑道风险评估示意图

Wong^[11]等提出了一种更为系统的风险评估方法，该模型中使用了从已发生冲出跑道事故中总结的位置信息以及事故频率模型。此方法能够应用于机场跑道确定风险水平，指导机场跑道端 RSA 的设计以避免飞机冲出机场跑道。基于机场跑道端事故发生的历史数据建立概率模型的方法，Valdés^[112]建立了一种风险模型以评估不能满足 RSA 标准的机场风险水平。在飞机起飞和着陆过程发生冲出跑道的事故风险可表示为：

$$RISK_{takeoff} = F_0 \cdot \sum_i f_i \cdot e^{-0.005272 \cdot L_{ESAi}} \quad (1.31)$$

$$RISK_{landing} = F_0 \cdot \sum_i f_i \cdot e^{-0.004011 \cdot L_{ESAi}} \quad (1.32)$$

其中 F_0 是在起飞或着陆过程中飞机冲出跑道发生的频率, f_i 是第 i 架飞机运动的比例, L_{ESAi} 是安全等效长度。

Ayres^[14]等统计了全球最新的跑道事故数据,更新了包括提前接地、冲出跑道、偏离跑道等事故的数据库,并提出事故频率模型以确定气象变化等因素的影响。根据 2008 年 hall^[13]等发表的研究成果,在 ACRP 的资助下建立了灾难概率模型以进行飞机冲出跑道的研究工作^[113]。为了充分研究飞机冲出跑道的风险以及得到拓扑风险图,该概率模型结合了双步蒙特卡罗模拟步骤,能够为机场跑道端安全提供更好的事故概率分析模型。但是该模型及方法仍存在一些局限性,例如风险模型的评估应该考虑更多事故影响因素。Ketabdar^[114]基于 RSARA 风险评估软件针对三个不同特征的机场进行了一系列概率风险模型的灵敏度分析,结果表明天气状况以及与跑道相关的因素对冲出跑道事故有着最为重要的影响。张晓全^[115]等提出了寻因分析(WBA)法对飞机冲出跑道事故中存在的风险进行准确的研究,分析结果表明:飞机冲出跑道事故的危险源包括十四种因素,分别属于人、机、环、管四个方面。利用模糊层次分析法对危险源进行权重排序,得出最主要的五个因素:天气原因、机组人员操作失误、技术熟练程度不够、跑道表面积水、机组训练问题等。陆正^[116]等基于 Bow-tie 模型研究了飞机着陆冲出跑道的风险,并结合 SHELL 及 Reason 模型对事故原因进行了系统的分析得出了飞机着陆过程中冲出跑道的形成机理。飞机着陆冲出跑道的影响因素包括机组人员违反程序、机组人员技术失误、飞机机械结构故障、天气原因、机组资源管理失效以及跑道湿滑或污染等。此外对飞机着陆冲出跑道的历史数据进行了统计,分析结果表明机组人员因素和环境因素是飞机着陆冲出跑道最为主要的原因,并且提出了飞机着陆冲出跑道防护的重点工作以及民机着陆冲出跑道的风险管理办法。赵宁宁^[117]等利用贝叶斯网络模型以及事故树对飞机偏冲出跑道的事故进行了研究。总结了引起飞机起降偏冲出跑道的基本事件,然后对冲出跑道的基本事件发生概率赋值,计算基本事件概率重要度以及顶事件发生的概率,并且指出了基本事件发生概率对顶事件发生概率的导致的影响。

1.5 飞机道面拦阻系统的使用状况

1.5.1 飞机道面拦阻系统的安装情况









飞机道面拦阻系统作为一种替代跑道安全区防护功能的装置,可以有效地避免由于飞机冲出跑道造成的重大伤亡。目前 EMAS 系统广泛地安装在无法达到 FAA 标准的机

场中。世界上第一个 EMAS 拦阻系统于 1996 年安装在肯尼迪国际机场，自此之后美国工程材料拦阻公司的 EMAS 系统共在全美 67 座机场的 109 条跑道上完成安装，目前还有 5 座机场计划安装 6 个 EMAS 防护系统。此外，在我国的某些机场同样安装了 EMAS 防护系统，例如 2006 年四川省九寨沟黄龙机场从美国工程材料拦阻公司引进了 EMAS 防护系统，这是亚洲第一条 EMAS 防护系统，也是 EMAS 系统第一次安装在美国境外。我国自主研发和生成的飞机道面拦阻系统于 2013 年在云南腾冲机场正式安装。

1.5.2 飞机道面拦阻系统的成功案例

飞机道面拦阻系统对机场跑道端的安全防护发挥着重要的作用，场拦阻系统的安装完成进一步提升了机场的安全保障能力，可以有效避免飞机冲出跑道对飞机结构以及飞机乘员造成的严重伤害。EMAS 系统至今已经成功拦停了 12 架冲出跑道的飞机，共有 284 名机组及工作人员的生命安全得到了保障，表 2 给出了在美国成功拦停冲出跑道的成功案例及相关的拦阻信息。

表 2 在美国成功拦停冲出跑道的成功案例及相关的拦阻信息

 <p>May 1999 SAAB 340 overrun JFK International New York, NY.</p>	 <p>May 2003 MD-11 cargo plane overrun JFK International New York, NY.</p>	 <p>January 2005 B-747 cargo plane overrun JFK International New York, NY.</p>	 <p>July 2006 Falcon 900 overrun Greenville Downtown Airport, Greenville, SC.</p>
 <p>July 2008 Airbus A320 overrun O'Hare International Chicago, IL.</p>	 <p>January 2010 CRJ-200, aborted takeoff Yeager Airport Charleston, WV.</p>	 <p>October 2010 Gulfstream G-IV overrun Teterboro Airport Teterboro, NJ.</p>	 <p>October 2016 Boeing 737 overran the runway in Flushing, New York, NY.</p>

1.5.3 飞机道面拦阻系统存在的问题

最近的调查研究表明目前安装的飞机道面拦阻系统在发生飞机冲出跑道事故时能够很好地保护飞机结构及乘员的安全，大多数的机场工作人员对飞机道面系统的拦阻性

能表示满意，但是当前使用的 EMAS 拦阻系统同样存在一些困扰机场人员的问题。首先，EMAS 系统的安装费用普遍认为过高，调查结果表明 EMAS 系统的安装费用在 86-110 美元/ft³ 之间，EMAS 中每个泡沫混凝土方块的成本大约为 5000 美元^[118]。此外，机场人员无法获取关于 EMAS 系统维修核心技术的相关信息，导致维修人员不能够获得 EMAS 系统中泡沫混凝土的力学性能。因此，EMAS 系统的维修必须依赖于工程材料拦阻系统公司。飞机道面拦阻系统也存在连接相关的失效问题，例如拦阻床表面的涂层失效、密封破损以及泡沫混凝土材料的老化现象。这些问题都可能引起雨水入侵等问题，进而导致飞机拦阻材料的退化甚至拦阻床结构的破坏。最后，飞机道面拦阻系统的施工周期较长，对机场飞机的正常运营带来不利影响。根据不完全统计，EMAS 总的建造时间大约在 60-82 天之间，因此施工周期长的问题亟待解决。

1.6 本文的主要工作与内容

通过上述对飞机道面拦阻系统的研究工作总结可以得知，目前对于软道面拦阻系统有着初步的理论模型分析以及实验研究，基于 ARRESTOR 的拦阻预测代码能够较好地预测软道面拦阻系统的阻滞性能。飞机拦阻床也试图采用了水、黏土、砾石、酚醛泡沫等作为道面拦阻材料，均可对冲出跑道的飞机进行一定程度的拦阻。但是，随着新型飞机的不断问世，飞机结构重量、进场速度以及飞机载重这些因素对飞机道面拦阻材料提出了更高的要求。ARRESTOR 的拦阻预测代码均未对外公开，而且关于飞机道面拦阻实验的报道也很少，而且目前的道面拦阻材料已经发展到泡沫混凝土材料。因此，本文的主要工作是对工程材料拦阻系统的泡沫混凝土材料的力学性能、飞机机轮-泡沫混凝土材料耦合动力学模型、全尺寸波音 737-300 型飞机的道面拦阻实验以及新型道面拦阻材料的开发等展开系统的研究。

第二章主要是进行了泡沫混凝土材料准静态压缩力学特性的实验研究，考虑到传统拉格朗日方法在模拟泡沫大变形行为时产生的网格畸变导致计算终止的问题，采用自适应网格有限元方法能够精确地模拟泡沫混凝土材料在压入过程中产生的局部压溃行为。基于 Avalle 泡沫本构模型提出了一种考虑飞机机轮与泡沫混凝土材料耦合的理论模型，该模型中考虑了机轮在拦阻过程中承受到的各种阻力，包括泡沫混凝土的压溃阻力、剪切阻力、粘附阻力以及摩擦阻力，可以有效地预测飞机在拦阻过程中的速度历程曲线、加速度历程曲线以及最终的拦停距离。基于 FAA 进行的波音 727 整机拦阻实验测量得

到的垂直载荷以及水平载荷验证了该模型的有效性。最后进行了泡沫混凝土拦阻床的参数化分析研究了拦阻床的高度、材料强度、飞机重量以及机轮半径对拦阻性能的影响

第三章以波音 737-300 飞机为拦阻目标,进行了全尺寸整机拦阻实验以研究泡沫混凝土道面拦阻系统的阻滞性能和验证本课题组提出的理论拦阻预测模型的有效性。对飞机道面拦阻实验的实验方案、飞机机型、飞机拦阻床的铺设、实验测量设备以及实验结果等进行了系统地介绍。通过整机道面拦阻实验得到了飞机的运动速度历程曲线、加速度历程曲线以及拦阻过程中起落架上各测量点的动态应变值,并且将飞机拦阻实验与拦阻预测模型结果进行了对比。

第四章针对目前使用的飞机道面拦阻系统存在的适用性问题,提出了一种能够拦阻多种不同型号飞机的梯度道面拦阻系统。基于单个机轮的压溃阻力、剪切阻力以及摩擦阻力等阻力模型建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统耦合作用的理论模型。基于三维自适应有限元方法建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的 3D 有限元模型来验证梯度理论预测模型的有效性。结合实验设计方法、响应面代理模型以及数值模拟方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化以获得最佳拦阻性能的梯度道面拦阻系统。分析了拦阻床的初始高度、倾斜角以及泡沫混凝土材料强度对阻力比以及穿透深度的影响。最后基于满意度方法完成了梯度道面拦阻系统的多目标优化,得到了具有最佳阻力比以及最小穿透深度的梯度道面拦阻系统。

第五章受雀尾螳螂虾前肢强大的抗冲击能量吸收微结构的启发,基于仿生原理提出了一种新型双曲波纹仿生夹芯板结构。通过有限元数值模拟方法研究了双曲波纹夹芯板结构在准静态载荷作用下的面外压缩力学行为。为了体现出双曲波纹仿生夹芯板结构优异的力学性能,同时还建立了三角形波纹夹心板和正弦波纹夹芯板的三维有限元模型。通过波纹夹芯板的准静态压缩实验验证了该有限元模型的有效性。基于数值模拟方法分析了波纹数目、波纹振幅以及结构厚度对双曲波纹板耐撞性的影响,有利于获得最优的结构参数得到能量吸收最佳以及初始峰值载荷最小的双曲波纹板结构。

第六章提出了一种新型波纹蜂窝结构的概念,可设计出能量吸收行为指标更好的装置。波纹蜂窝结构是由正弦式波纹板与三角管相结合构造出的一种新型蜂窝结构。基于有限元方法建立了准静态压缩载荷作用下波纹蜂窝的有限元模型,研究了波纹蜂窝的力学行为及能量吸收特性。结合偏心因子、振幅因子以及薄壁结构的褶皱机理,基于理想刚塑性模型建立了理论模型来预测在准静态压溃载荷作用下平均压溃力。通过完整的参数化分析研究了波纹振幅、波纹数目以及蜂窝结构的厚度对该波纹蜂窝耐撞性的影响。

第二章 飞机道面拦阻系统理论模型分析

2.1 引言

如绪论所述，由于恶劣天气、操作不当以及湿滑跑道等原因冲出跑道的飞机进入道面拦阻系统后，飞机机轮碾压道面拦阻材料进而形成的压溃阻力作用到轮胎上，能够使该飞机平稳地减速下来从而保护飞机乘员及结构的安全。目前唯一满足 FAA 标准的飞机道面拦阻系统是由工程材料拦阻系统公司研发的 EMAS 系统，而 EMAS 的核心材料为轻质泡沫混凝土，是一种典型的泡沫结构材料。泡沫混凝土材料具备低密度、低阻抗、耐高温以及较好的能量吸收能力等特性，故而作为飞机越界拦阻系统的核心阻滞材料广泛铺设于机场跑道末端。泡沫混凝土材料既要为拦停冲出跑道的飞机提供足够的阻力，又要保证在拦阻过程中的加速度不能过大以防止飞机起落架产生破坏。为了研究飞机拦阻材料的变形破坏机理及其能量吸收特性，本章进行泡沫混凝土材料的准静态压缩力学特性系统的实验研究。考虑到传统的拉格朗日方法在模拟泡沫大变形行为时产生的网格畸变导致计算终止的问题，采用自适应网格有限元方法模拟泡沫混凝土材料在压入过程中产生的局部压溃行为。基于 Avalle 泡沫本构模型提出了一种考虑飞机机轮与泡沫混凝土材料耦合的理论分析模型，该模型中考虑了机轮在拦阻过程中承受到的各种阻力，包括泡沫混凝土的压溃阻力、剪切阻力、粘附阻力以及摩擦阻力，可以有效地预测飞机在拦阻过程中的速度历程曲线、加速度历程曲线以及最终的拦停距离。基于 FAA 进行的波音 727 整机拦阻实验测量得到的垂直载荷以及水平载荷验证了该模型的有效性。最后进行了泡沫混凝土拦阻床的参数化分析研究了拦阻床的高度、材料强度、飞机重量以及机轮半径对拦阻性能的影响。

2.2 泡沫混凝土力学特性研究

2.2.1 泡沫混凝土材料的制备

飞机道面拦阻系统所采用的轻质泡沫混凝土主要是由硅酸盐水泥、膨胀珍珠岩、发泡剂、黏土及沙子等组成。首先按照如表 3 所示的配合比将硅酸盐水泥、膨胀珍珠岩、发泡剂、黏土、沙子以及水搅拌均匀，再加入减水剂以及促凝剂等制备成均匀流浆态混合物。然后搅拌均匀后倒入模具中，再将其置于振动台上振动成型并抹平混合物的上表

面，经过三天后脱模，将其放置在恒温箱中维护 30 天^[119]。最终制备得到的泡沫混凝土材料如图 38(a-b)所示，泡沫混凝土的长、宽、高分别为 30cm×30cm×15cm，其材料密度为 302 kg/m³。

表 3 泡沫混凝土混合物配合比

成分	配合比/(kg·m ⁻³)
硅酸盐水泥	285
膨胀珍珠岩	25
发泡剂	16
高效减水剂	1.2
水	165.8

轻质泡沫混凝土材料为一种闭孔结构的泡沫材料，图 38c 以及图 38d 是扫描电子显微镜下给出的泡沫混凝土材料微观结构图。由于在发泡过程中混合液产生的气泡并没有发生破裂，因此泡沫混凝土材料中的每个空穴都是互相隔离且空穴的分布和方位近似是均匀的。图 38d 是孔壁结构的微观图，泡沫材料的孔壁是由不同排列的盐晶体在高倍率下有序排列而成的，且晶体为细长的圆柱体。这些孔壁结构可以承受压力、剪力以及较大的弯矩。对于这些低密度大孔径泡沫材料而言，较大的泡沫孔穴结构直径会使孔壁结构承受较大的弯矩，降低泡沫材料的压溃强度。

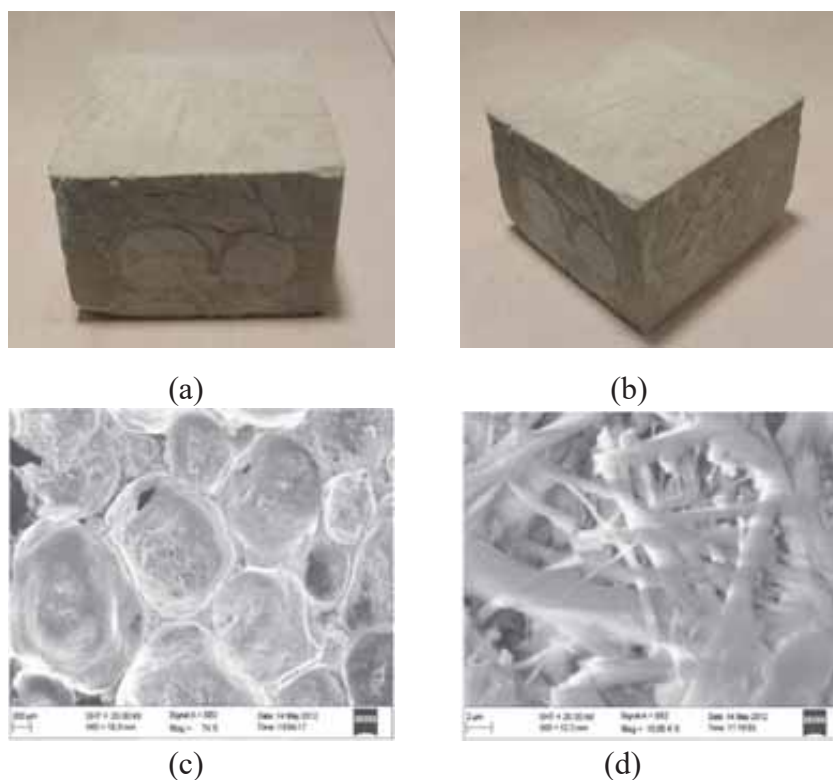


图 38 轻质泡沫混凝土材料

2.2.2 泡沫混凝土材料的压入实验

为准确获得飞机机轮压入泡沫混凝土的力学行为，区别常规的材料准静态压缩实验，本节进行了泡沫混凝土材料的准静态压入实验。实验设备采用图 39a 所示的电子万能拉伸压缩实验机，加载速率设置为 10 mm/min，压头半径为 4 cm。此外为了减小压头与泡沫混凝土材料之间的摩擦力，在压头上涂抹润滑剂。泡沫混凝土材料的长、宽、高分别为 30cm×30cm×15cm，材料密度为 302 kg/m³。在室温条件下通过对泡沫混凝土材料进行准静态压入实验，可得到材料的压入力学特性。图 39b 给出了泡沫混凝土材料在进行压入实验后的结果，由此可见泡沫混凝土在承受压入载荷时具有明显的局部压溃效应。随着压头加载位移的逐渐增大，泡沫混凝土材料会在压头的下端会形成一个如图 39c 所示致密的压实区。

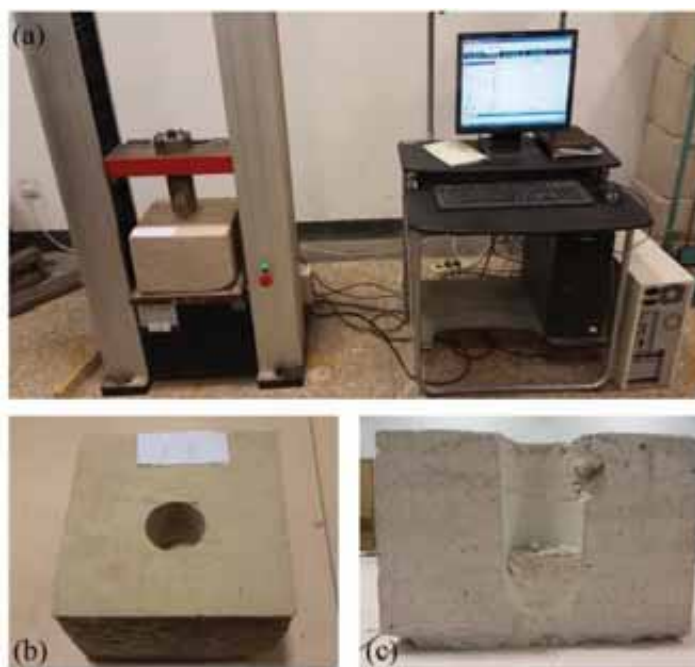


图 39 泡沫混凝土压入实验装置及实验后的剖面结构

图 40 给出了泡沫混凝土典型的应力-应变曲线。泡沫混凝土压入过程大致分为 3 个阶段：微小的弹性段、较长的平台段以及压实段。在弹性段，泡沫混凝土主要发生弹性变形，应力随着应变的增加近似呈线性增加；在平台段，泡沫混凝土发生脆性坍塌和断裂，此时随着应变的增加，变形层不断增厚但应力变化平缓，应力强烈滞后于应变变化从而形成应力平台，载荷在较短时间内达到相对稳定的状态；在压实阶段，应变的增加导致孔隙率的进一步减小，胞壁碎化成粉末状并被压实，此时应力急剧增加。对图 40 中的应力-应变曲线进行量化分析，可得泡沫混凝土的弹性模量约为 13.9 MPa，初始屈服应力为 0.35 MPa，平均平台应力为 0.38 MPa。以上材料数据表明该型泡沫混凝土具有较

低的强度,飞机机轮在碾压过程中不会产生过大载荷,确保了飞机起落架的安全。另外,测得了图 39 中压入实验完成后的泡沫混凝土的压缩率为 76%,与图 40 中应力-应变曲线的最大应变一致,表明该材料在卸载阶段没有回弹现象。

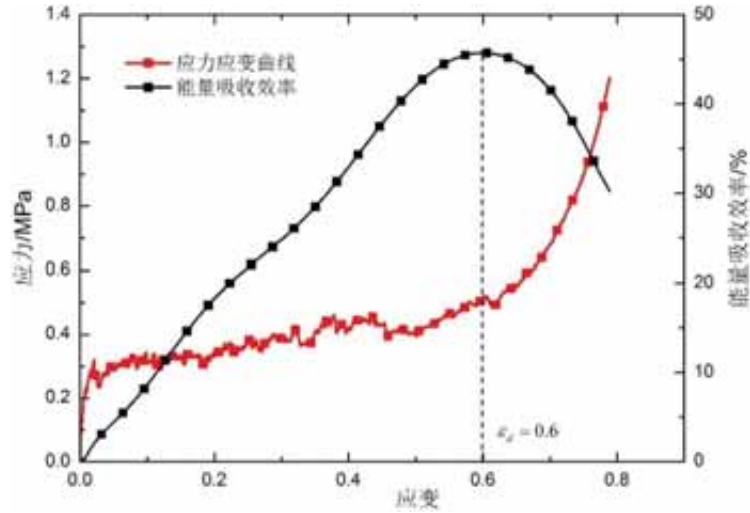


图 40 泡沫混凝土材料的应力应变曲线及能量吸收效率曲线

作为飞机拦阻材料,除了无明显的回弹现象和具有合适的屈服强度外,能量吸收效率和压实应变也是重要的衡量指标。根据 Flores-Johnson^[120]等描述的方法,可采用泡沫混凝土材料能量吸收效率曲线的最大值和应力应变曲线来确定泡沫混凝土的压实应变。能量吸收能力是指单位体积的泡沫压缩至一定应变时所吸收的能量,即泡沫混凝土应力-应变曲线与坐标轴之间所包围的面积:

$$W = \int_0^{\varepsilon} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon \quad (2.1)$$

式中 σ 和 ε 分别为泡沫混凝土的应力和应变。能量吸收效率可表示为泡沫混凝土吸收的能量与其对应应力的比值:

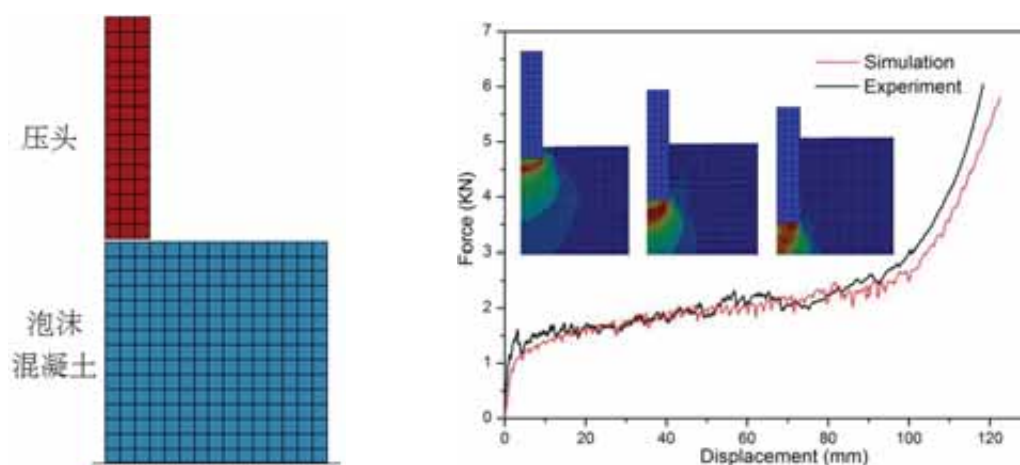
$$\eta(\varepsilon) = \frac{1}{\sigma(\varepsilon)} \int_0^{\varepsilon} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon \quad (2.2)$$

最大能量吸收效率对应的应变即为泡沫混凝土材料的压实应变。根据此方法(2.1)式和(2.2)式,即可得到泡沫混凝土材料的压实应变为 $\varepsilon_d=0.6$,最大能量吸收效率为 46%,如图 40 所示可以看出,本实验所用泡沫混凝土拦阻材料具有很强的能量吸收特性。当飞机机轮冲入泡沫混凝土拦阻材料时,较宽的应力平台段可以保证机轮在压力基本保持不变的情况下很平稳地碾压泡沫混凝土材料,通过泡沫混凝土自身的应变来吸收外部能量,直至混凝土材料达到完全压实状态。综合以上材料实验结果表明:泡沫混凝土材料适合作为飞机道面拦阻材料。

2.2.3 泡沫混凝土材料压入实验的有限元验证

基于上节的压入实验，本节通过有限元方法来模拟泡沫混凝土的压入过程。在泡沫混凝土材料压缩的数值模拟中，通常采用拉格朗日方法。该方法将计算坐标系固定在物体上随物体一起运动，网格点与物质点在变形过程中始终保持重合，显著地简化了控制方程的求解过程，具有较高的计算速度和精度。但是，泡沫混凝土压入行为涉及网格的剧烈变形，从而产生较大的网格畸变。此外，泡沫混凝土材料破碎使得简单连接区域变成多连接区域，网格重叠造成负质量，进而使得求解精度降低甚至计算被终止。为解决以上两个方面的问题，本文使用了脆性泡沫材料压缩的自适应网格方法。

自适应网格方法^[121-123]是指在计算过程中针对某些变形较为剧烈的区域，网格在迭代过程不断调节将网格细化，使网格点分布与物理解耦合，从而提高解的精度和分辨率。通常自适应网格划分方法可分为两种：**h**-自适应方法和**r**-自适应方法。其中，**h**-自适应方法是当单元变形较大时可将单元细分为更小的单元以提高精度，但是此方法仅适用于壳单元；**r**-自适应方法只需重新移动和划分单元，将网格节点重新排列得到时间步长内最优纵横比，适用范围较广。因此，本文采用**r**-自适应方法进行泡沫混凝土压入行为的自适应数值模拟。采用LS-DYNA有限元软件来模拟泡沫混凝土材料的压入实验，建立了如图41所示的有限元模型。由于泡沫材料具有可压碎性的特点及出现大变形压溃现象，泡沫混凝土材料采用可压溃型泡沫材料（MAT63），压头视为刚体（MAT20）。模型中采用的是体积加权的4节点二维轴对称实体单元和基于刚性的沙漏控制。固定泡沫混凝土模型最下方所有节点的自由度，限制压头除竖向压缩方向外的其它自由度，压头与泡沫混凝土之间的接触类型采用二维面-面自动接触。



(a) 压入实验数值模拟有限元模型

(b) 压入实验及有限元力位移结果比较

图 41 泡沫混凝土压入实验数值模拟有限元模型及结果

图 41b 给出了泡沫混凝土压入实验和数值模拟结果的对比曲线,从图中可知泡沫混凝土压入实验与数值模拟结果的力-位移曲线具有很好的一致性。此外,图 41b 还给出了不同压入深度下泡沫混凝土模型的应力云图。从图 41b 中可看出,当压头压入泡沫混凝土后首先会在压头底部形成高应力区,随着压头的进一步压入,处于高应力区的泡沫混凝土会逐渐坍塌溃缩形成压实区域;在整个压入过程中,压头周边的泡沫混凝土没有形成大范围的高应力区,属于典型的局域破坏模式,与图 40 所示的实验结果相吻合。综合泡沫混凝土压入行为的数值模拟和实验结果,可以说明自适应网格方法在泡沫混凝土压缩模拟方面具有很高的准确性。

2.3 飞机道面拦阻系统理论建模

飞机道面拦阻系统涉及到飞机机轮与泡沫拦阻床之间的耦合交互作用机理,当机轮进入泡沫混凝土材料中,机轮碾压泡沫材料进而形成压溃阻力,该压溃阻力作用到飞机机轮后能够使冲出跑道的飞机平稳地减速下来,进而保护飞机乘员及结构的安全。为了全面地分析泡沫混凝土道面拦阻系统的阻滞行为,本节提出了一种飞机机轮-拦阻床耦合的理论分析模型,该模型可以准确地预测飞机在拦阻系统中的运动速度历程曲线、加速度历程曲线以及飞机在拦阻过程中承受的拦阻阻力。图 42 给出了飞机机轮在道面拦阻系统中运动的受力示意图, F_C 表示飞机机轮在拦阻过程中承受的垂直支持力, F_D 表示飞机机轮在拦阻过程中承受的水平阻力,而其在运动过程中受到水平阻力共包括四种阻力:压溃阻力 F_{D1} 、剪切阻力 F_{D2} 、粘附阻力 F_{D3} 以及摩擦阻力 F_{D4} 。

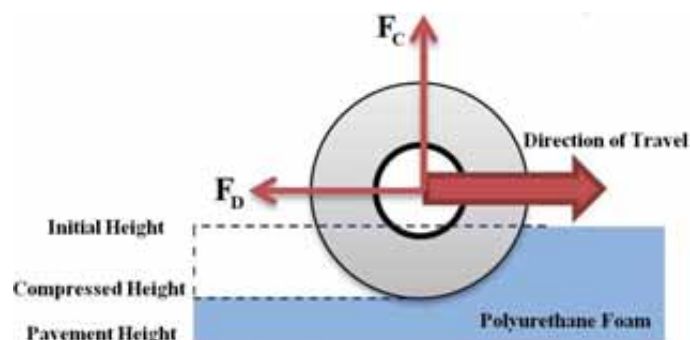


图 42 飞机机轮在拦阻过程中运动示意图

2.3.1 压溃阻力

当飞机机轮进入道面拦阻系统后,飞机在自身重力的作用下压入泡沫混凝土材料中,泡沫材料随之发生局部失效进而在拦阻床中形成一定宽度和长度的印痕。相比于泡沫混

凝土材料，机轮在拦阻过程中产生的变形可以忽略，因此本文中将飞机机轮视为刚体。图 43 给出飞机机轮在压溃泡沫混凝土过程中的受力分析示意图， α 是机轮与泡沫混凝土材料截面圆弧段对应的中心角， h_0 是飞机道面拦阻床的初始铺设厚度， h_1 是拦阻床经机轮压实后的厚度， R 是飞机机轮半径， φ 是机轮与泡沫混凝土材料截面圆弧段上某一点对应的中心角。当飞机机轮进入泡沫混凝土拦阻系统中后由于泡沫材料的受压失效形成的阻力定义为压溃阻力 F_{D1} 。

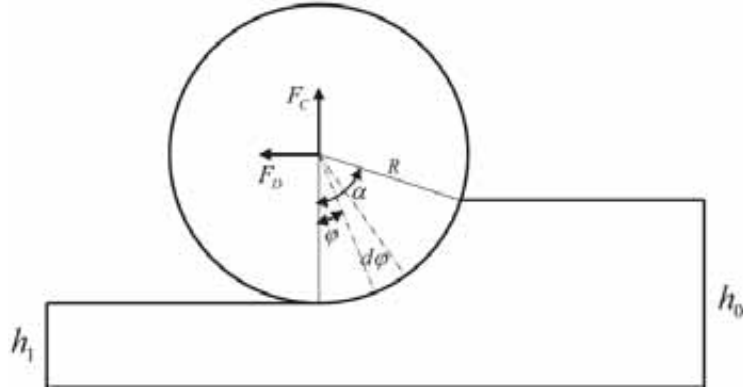


图 43 机轮在压溃泡沫材料的受力示意图

泡沫混凝土材料作用在无限小圆环单元 $d\varphi$ 上的水平阻力为表示为：

$$dF_{D1} = \sigma_c B R \sin \varphi d\varphi \quad (2.3)$$

其中 B 是飞机机轮的宽度， σ_c 是泡沫混凝土材料的压溃强度。

对方程(2.3)在飞机机轮与泡沫混凝土材料接触面上进行积分，由泡沫材料的受压产生的压溃阻力为：

$$F_{D1} = \int_0^\alpha dF_{D1} = \int_0^\alpha \sigma_c B R \sin \varphi d\varphi \quad (2.4)$$

至今，许多学者提出了一系列描述泡沫材料力学行为的本构模型。正如 2.2.2 节中给出的材料，泡沫材料在受压时的应力应变曲线可大致分为三个区域：弹性段、平台段以及压实段。按照 Gibson 泡沫本构关系模型^[124]，其应力应变关系可表示为：

$$\sigma(\varepsilon) = \begin{cases} E\varepsilon & \varepsilon \leq \varepsilon_y \\ \sigma_y + h \cdot \varepsilon & \varepsilon_y \leq \varepsilon \leq \varepsilon_z \\ \sigma_y \cdot \frac{1}{F} \cdot \left(\frac{\varepsilon_F}{\varepsilon_F - \varepsilon}\right)^n & \varepsilon > \varepsilon_z \end{cases} \quad (2.5)$$

其中 σ 和 ε 分别是泡沫材料的工程应力以及工程应变， E 是泡沫材料的弹性模量， ε_y 和 ε_F 是材料的屈服应变以及压实应变， ε_z 是泡沫材料在压缩过程中的平台段以及压实段交点对应的应变。

目前, Avalle^[125]等提出了一种本构模型可以更好地描述泡沫材料的力学特性, 其关系式可以表示为:

$$\sigma(\varepsilon) = A \cdot \left[1 - e^{-\frac{E}{A} \cdot \varepsilon \cdot (1-\varepsilon)^m} \right] + B \cdot \left(\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)^n \quad (2.6)$$

在 Avalle 泡沫材料本构关系模型中共有 5 个材料参数(A , E , B , m 以及 n), 其中 E 和 A 分别表示泡沫材料的初始弹性模量和平台应力, Avalle 模型中的第一项描述泡沫材料在受压过程中的弹性段以及平台段, 第二项描述的是泡沫材料的压实段。

假设泡沫混凝土材料在机轮压溃过程中没有发生回弹现象, 结合方程 (2.4) 以及方程 (2.6) 即可得到泡沫材料承受的机轮压溃力:

$$\begin{aligned} F_{D1} &= \int_0^\alpha \left\{ A \cdot \left[1 - e^{-\frac{E}{A} \cdot \varepsilon \cdot (1-\varepsilon)^m} \right] + B \cdot \left(\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)^n \right\} BR \sin \varphi d\varphi \\ &= AB_0 R \int_0^\alpha \sin \varphi d\varphi - AB_0 R \int_0^\alpha e^{-\frac{E}{A} \cdot \varepsilon \cdot (1-\varepsilon)^m} \sin \varphi d\varphi + BB_0 R \int_0^\alpha \left(\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)^n \sin \varphi d\varphi \end{aligned} \quad (2.7)$$

根据图 43 给出的几何关系, 在微元段 $d\varphi$ 上的压缩应变为:

$$\varepsilon = \frac{\Delta h}{h} = \frac{R(\cos \varphi - \cos \alpha)}{h} \quad (2.8)$$

将方程 (2.8) 代入到方程 (2.7) 中即可得到压溃阻力 F_{D1} 的最终表达式为:

$$\begin{aligned} F_{D1} &= AB_0 R(1 - \cos \alpha) - AB_0 R \int_0^\alpha e^{-\frac{ER}{Ah}(\cos \varphi - \cos \alpha) \left[1 - \frac{R}{h}(\cos \varphi - \cos \alpha) \right]^m} \sin \varphi d\varphi \\ &\quad + BB_0 R \int_0^\alpha \left(\frac{R(\cos \varphi - \cos \alpha)}{h - R(\cos \varphi - \cos \alpha)} \right)^n \sin \varphi d\varphi \end{aligned} \quad (2.9)$$

通过相同的方法, 由泡沫混凝土材料在压溃过程中施加到飞机机轮上的垂直支持力可表示为:

$$dF_{C1} = \sigma_c BR \cos \varphi d\varphi \quad (2.10)$$

对方程 (2.10) 在飞机机轮与泡沫材料的接触圆弧面上进行积分即可得到作用在机轮上的垂直载荷 F_{C1} , 其表达式为:

$$\begin{aligned} F_{C1} &= \int_0^\alpha dF_{C1} = \int_0^\alpha \sigma_c BR \cos \varphi d\varphi \\ &= \int_0^\alpha \left\{ A \cdot \left[1 - e^{-\frac{E}{A} \cdot \varepsilon \cdot (1-\varepsilon)^m} \right] + B \cdot \left(\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)^n \right\} B_0 R \cos \varphi d\varphi \end{aligned} \quad (2.11)$$

根据方程 (2.6), (2.8) 以及 (2.11), 作用在机轮上垂直载荷 F_{C1} 的最终表达式为:

$$\begin{aligned}
F_{C1} &= \int_0^\alpha dF_{C1} = AB_0 R \sin \alpha - AB_0 R \int_0^\alpha e^{-\frac{E}{A} \cdot \varepsilon \cdot (1-\varepsilon)^m} \cos \varphi d\varphi + BB_0 R \int_0^\alpha \left(\frac{\varepsilon}{1-\varepsilon} \right)^n \cos \varphi d\varphi \\
&= AB_0 R \sin \alpha - AB_0 R \int_0^\alpha e^{-\frac{ER}{Ah}(\cos \varphi - \cos \alpha)} \left[1 - \frac{R}{h}(\cos \varphi - \cos \alpha) \right]^m \cos \varphi d\varphi \\
&\quad + BB_0 R \int_0^\alpha \left(\frac{R(\cos \varphi - \cos \alpha)}{h - R(\cos \varphi - \cos \alpha)} \right)^n \cos \varphi d\varphi
\end{aligned} \tag{2.12}$$

2.3.2 剪切阻力

当机轮进入泡沫混凝土拦阻材料后，机轮会沿着两个侧面剪切撕裂飞机泡沫混凝土拦阻床，图 44 给出了沿机轮轮廓撕裂泡沫混凝土拦阻床的剪切线。飞机的部分动能转换为泡沫材料的撕裂能，进而可耗散冲出跑道飞机的动能，在这个过程中产生剪切力的水平分量即为剪切阻力 F_{D2} 。

$$F_{D2} = 2 \int_0^\alpha \gamma R \sin \varphi d\varphi = 2\gamma R(1 - \cos \alpha) \tag{2.13}$$

其中 γ 表示为泡沫混凝土材料的单位面积撕裂能^[126]。

同样地，该剪切力的垂直分量可表示为：

$$F_{C2} = 2 \int_0^\alpha \gamma R \cos \varphi d\varphi = 2\gamma R \sin \alpha \tag{2.14}$$

2.3.3 粘附阻力

当机轮进入拦阻床中辗压泡沫混凝土时，随着机轮的转动，泡沫混凝土颗粒沿着机轮切线方向飞出。假设机轮在拦阻过程中作纯滚动，且机轮底部与泡沫混凝土的接触点为速度瞬心位置，如图 44 所示。因此，泡沫混凝土颗粒的速度等于飞机机轮表面相对应点绝对速度 v_a 的切向分量 v_t 。在此过程中飞机的部分动能转化为泡沫混凝土颗粒的动能。这种物理现象可理解为机轮在运动过程中受到一个与之运动方向相反的阻力作用，此阻力即为粘附阻力 F_{D3} 。

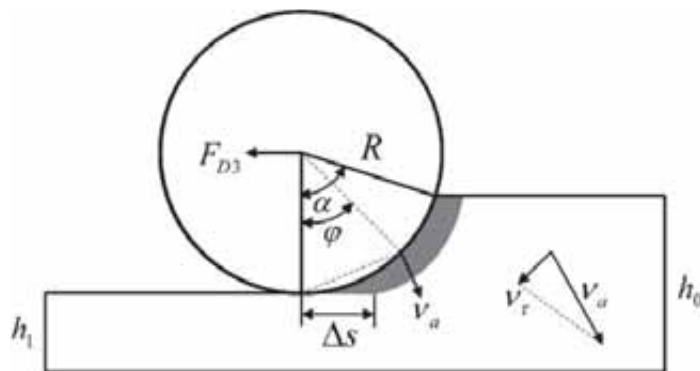


图 44 飞机拦阻过程中泡沫混凝土材料发生的剪切失效

在飞机拦阻过程中假设机轮中心的运动速度为 V ，机轮转动的角速度可表示为：

$$\omega = \frac{V}{R} \quad (2.15)$$

机轮与泡沫混凝土接触面上某一点的绝对速度以及切向速度分别表示为：

$$V_a = 2R \sin \frac{\varphi}{2} \cdot \omega = 2V \sin \frac{\varphi}{2} \quad (2.16)$$

$$V_r = 2V \sin^2 \frac{\varphi}{2} \quad (2.17)$$

假设机轮沿水平方向运动无限小位移 Δs ，溢出泡沫混凝土颗粒的动能可表示为：

$$\Delta T = \frac{1}{2} \Delta s \rho_0 B_0 R \int_0^\alpha V_r^2 d\varphi \quad (2.18)$$

其中 ΔT 表示泡沫混凝土颗粒的动能， ρ_0 是泡沫混凝土材料的密度， B_0 和 R 分别为机轮的宽度和半径。而在这个过程中粘附阻力在这段无限小位移 Δs 上做的功 W 为：

$$W = F_{D3} \cdot \Delta s \quad (2.19)$$

令粘附阻力在这段无限小位移 Δs 上做的功 W 等于溢出泡沫混凝土颗粒的动能即可得到粘附阻力的表达式为：

$$F_{D3} = 2\rho_0 B_0 R V^2 \int_0^\alpha \sin^4 \frac{\varphi}{2} d\varphi = \rho_0 B_0 R V^2 \left(\frac{3}{4} \alpha + \frac{1}{8} \sin 2\alpha - \sin \alpha \right) \quad (2.20)$$

2.3.4 摩擦阻力

飞机轮胎与机场跑道之间的地面摩擦对保证飞机正常起降安全性具备重要的意义，当飞机进入道面拦阻系统中后与泡沫混凝土拦阻材料耦合作用时同样会产生摩擦力，对冲出跑道的飞机具有拦阻作用。飞机机轮和泡沫阻拦材料之间摩擦力包括道面摩擦力和侧面摩擦力。道面摩擦力是飞机机轮外轮廓与泡沫材料之间的摩擦力，侧面摩擦力是飞机机轮两个侧面与泡沫材料之间的摩擦力。而在飞机拦阻过程中由于泡沫材料对机轮两个侧面的压力较小，故而侧面摩擦力可以忽略。因此，机轮与泡沫阻拦材料的摩擦力可以简化为：

$$F_{D4} = \mu F_C = \mu(F_{C1} + F_{C2}) \quad (2.21)$$

其中 μ 为泡沫混凝土拦阻材料与机轮之间的摩擦因子， F_C 为施加在机轮上的总垂直载荷。

$$\begin{aligned}
F_C = F_{C1} + F_{C2} = & AB_0 R \sin \alpha - AB_0 R \int_0^\alpha e^{-\frac{ER}{Ah}(\cos \varphi - \cos \alpha)} \left[1 - \frac{R}{h}(\cos \varphi - \cos \alpha) \right]^m \cos \varphi d\varphi \\
& + BB_0 R \int_0^\alpha \left(\frac{R(\cos \varphi - \cos \alpha)}{h - R(\cos \varphi - \cos \alpha)} \right)^n \cos \varphi d\varphi + 2\gamma R \sin \alpha
\end{aligned} \quad (2.22)$$

2.3.5 控制方程

结合方程 (2.9)、(2.13)、(2.20) 及 (2.21)，飞机机轮在拦阻过程中受到的总阻力可表示为：

$$\begin{aligned}
F_D = & AB_0 R(1 - \cos \alpha) - AB_0 R \int_0^\alpha e^{-\frac{ER}{Ah}(\cos \varphi - \cos \alpha)} \left[1 - \frac{R}{h}(\cos \varphi - \cos \alpha) \right]^m \sin \varphi d\varphi \\
& + BB_0 R \int_0^\alpha \left(\frac{R(\cos \varphi - \cos \alpha)}{h - R(\cos \varphi - \cos \alpha)} \right)^n \sin \varphi d\varphi + 2\gamma R(1 - \cos \alpha) \\
& + \rho_0 B_0 R V^2 \left(\frac{3}{4} \alpha + \frac{1}{8} \sin 2\alpha - \sin \alpha \right) + \mu F_C
\end{aligned} \quad (2.23)$$

当飞机在机场道面滑行时，其沿垂直方向上的受力以及绕飞机重心的俯仰力矩可以近似地认为处于平衡状态。图 45 给出了飞机滑行时的受力示意图。

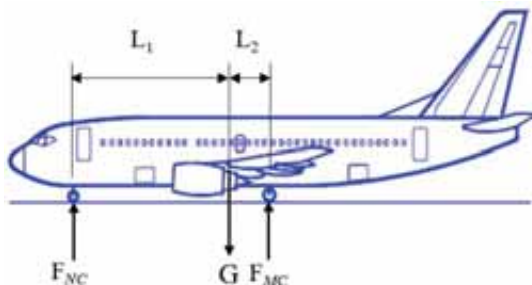


图 45 飞机自由滑行受力示意图

根据沿飞机垂直方向上的受力平衡以及绕飞机重心的俯仰力矩平衡可以得到如下的平衡方程：

$$F_{NC} \cdot (L_1 + L_2) = G \cdot L_2 \quad (2.24)$$

$$2F_{MC} \cdot (L_1 + L_2) = G \cdot L_1 \quad (2.25)$$

根据方程 (2.24) 以及方程 (2.25)，作用在飞机前起落架以及主起落架上的垂直载荷可以表示为：

$$F_{NC} = \frac{L_2}{L_1 + L_2} \cdot G \quad (2.26)$$

$$F_{MC} = \frac{L_1}{2(L_1 + L_2)} \cdot G \quad (2.27)$$

其中 F_{NC} 和 F_{MC} 分别是作用在前起落架及主起落架上的垂直力， L_1 和 L_2 分别是前起落架以及主起落架到飞机重心的水平距离。

机轮与泡沫混凝土材料截面圆弧段对应的中心角 α 可以从方程 (2.20) 以及 (2.27) 中求解得到，令 $F_{MC}=F_C$ 即可得到作用在飞机机轮上的总水平阻力。

根据牛顿第二定律，冲出跑道的飞机在泡沫混凝土道面拦阻系统中滚动的运动方程可表示为：

$$F_D = -m\ddot{x} \quad (2.28)$$

其中 m 和 x 分别为飞机结构的总质量以及其水平位移。

2.4 飞机道面拦阻系统理论模型验证

为了验证在 2.3 节中提出飞机道面拦阻系统理论模型的准确性，本节的主要工作是将该飞机拦阻理论预测模型的结果与 FAA 整机拦阻实验结果进行对比。在 FAA 进行的整机拦阻实验中，初始速度为 50 节的波音 727 飞机能够在泡沫材料拦阻系统中安全地拦停下来。表 4 给出了波音 727 飞机相关的结构参数。本次实验中使用的飞机拦阻床的结构尺寸为 496 英尺 (151.18m) 长、48 英尺 (14.6m) 宽及 18 英寸 (0.4572m) 厚，通过准静态压缩实验得到了该泡沫材料的力学特性信息，图 46 给出了该泡沫材料的应力应变曲线以及拟合得到的 Avalle 泡沫模型参数。

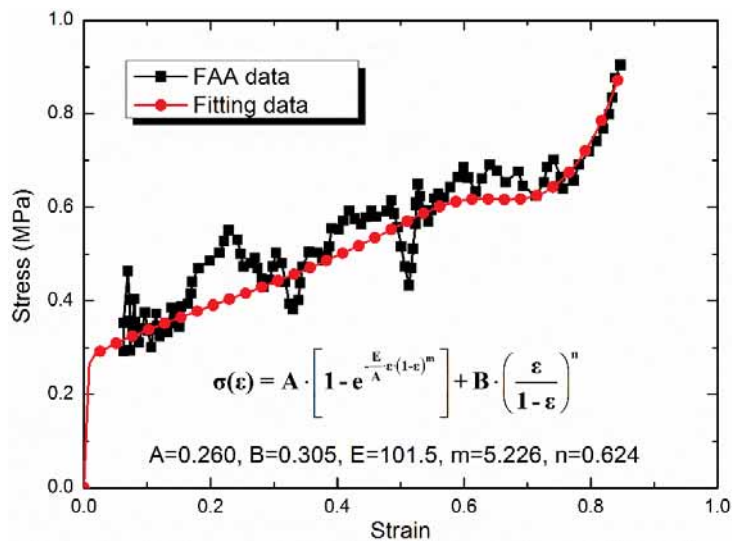


图 46 泡沫材料应力应变曲线以及 Avalle 模型拟合参数

表 4 波音 727 飞机的结构特征参数

飞机类型	速度 (knot)	质量 (Kg)	L_1 (m)	L_2 (m)	H (m)	R (m)	B_0 (m)
B727	50	61236	15.18	1.05	0.4572	0.62	0.439

图 47a 及图 47b 分别给出了波音 727 飞机在拦阻过程中稳定段上主起落架的垂直载荷以及水平阻力的理论分析结果与整机拦阻实验结果的对比, 在实际的 FAA 整机拦阻实验得到的垂直载荷以及水平阻力的值均发生震荡, 这是由于在飞机拦阻过程中绕重心的俯仰力矩发生着微小的变化而引起。但是本文建立的理论模型是针对飞机的单个机轮, 并没有考虑俯仰力矩的变化, 故而得到的垂直载荷以及水平载荷几乎是常数。FAA 整机拦阻实验的平均垂直载荷与理论分析得到垂直载荷的误差为 2.3%, 实验的平均水平阻力与理论分析得到水平阻力的误差为 8.4%, 也就是说垂直载荷和水平载荷的误差值均在 10%, 可以认为本文中提出的理论预测模型可以有效地分析冲出跑道飞机的拦阻性能, 为未来新型飞机道面拦阻系统的研发提供理论基础。

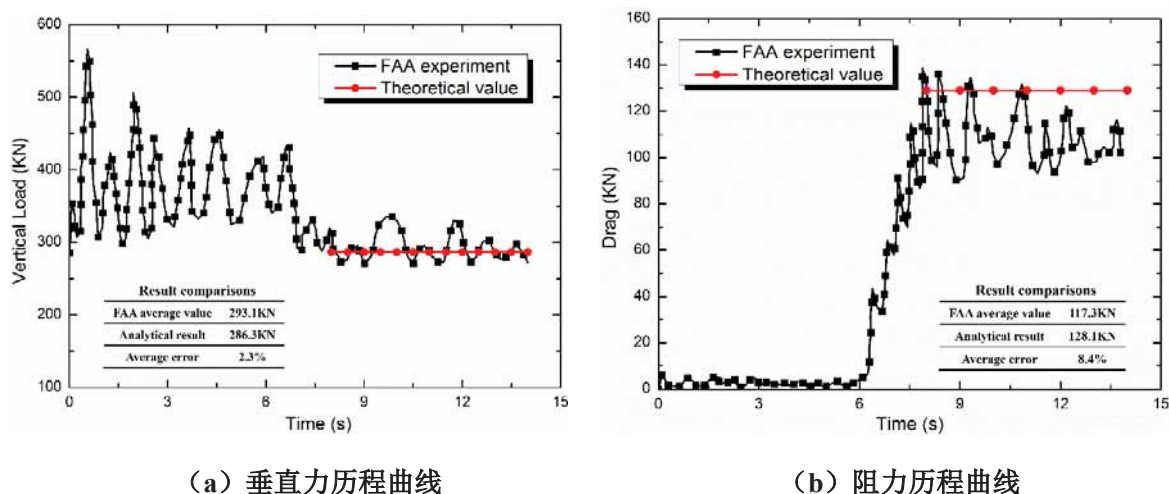


图 47 波音 727 飞机主起落架理论结果以及实验结果的比较

2.5 飞机拦阻的参数化分析

在 2.4 节中证明了本章建立的飞机拦阻预测理论模型的有效性, 因此该模型可以用于飞机道面拦阻系统的参数化分析过程中以全面分析各种结构及材料参数对 EMAS 拦阻性能的影响。图 48 给出了本节参数化分析中所使用的 Avalle 泡沫模型拟合参数: $A=0.32$, $B=0.238$, $E=40$, $m=5.91$ 以及 $n=1.21$ 。本节基于波音 727 飞机进行了不同拦阻床厚度、泡沫材料强度、飞机重量以及机轮半径的参数化分析。

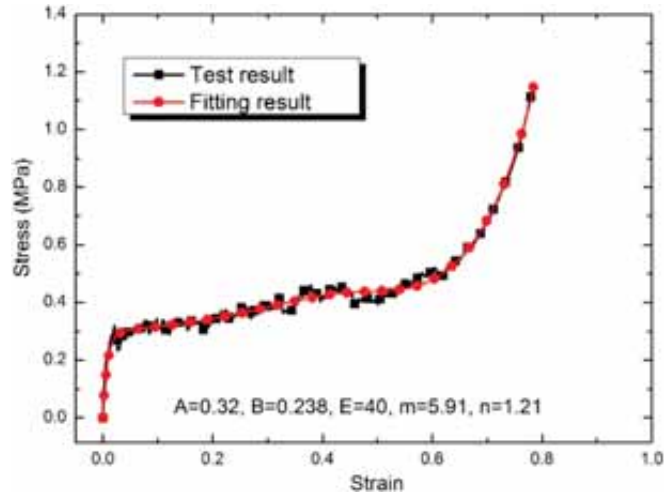
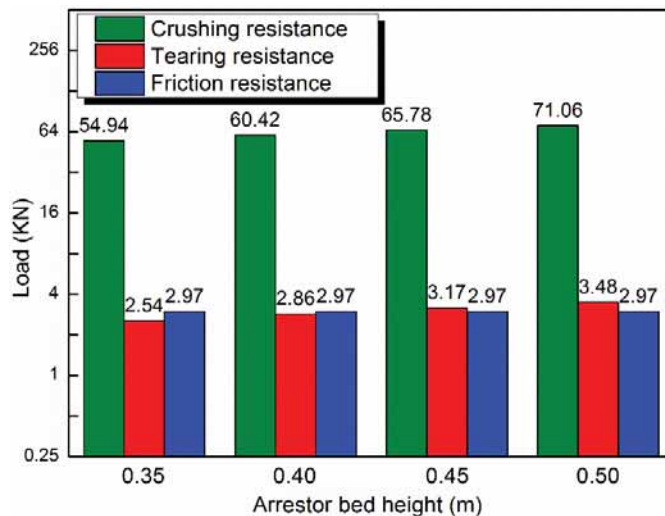


图 48 泡沫混凝土材料的 Avale 拟合参数

2.5.1 拦阻床厚度的影响

飞机道面拦阻系统的厚度直接决定了飞机机轮进入拦阻的深度，因此，拦阻床的厚度对飞机道面拦阻系统的阻滞性能有着直接的影响。本节分析了四种厚度的飞机道面拦阻系统的拦阻性能，即 $h=0.35\text{m}$ ， $h=0.40\text{m}$ ， $h=0.45\text{m}$ 以及 $h=0.50\text{m}$ 。为了保守地分析飞机道面拦阻系统的阻滞行为，飞机的结构质量是按照其最大着陆质量 64700kg 给定的。飞机进入道面拦阻系统中的初始速度为 50 节，该型飞机的机轮半径为 0.62m 。图 49a 给出了冲出跑道的飞机在拦阻过程中的压溃阻力、剪切阻力、摩擦阻力大小。从图中可以看出，随着飞机道面拦阻系统的铺设厚度增大，飞机机轮陷入拦阻床的深度越大，最终导致其压溃阻力和剪切阻力均会增加。但是飞机在拦阻过程中承受的摩擦阻力仅与飞机重量相关，因此摩擦力并不会随着拦阻床铺设厚度的改变而发生变化。



(a) 各阻力随拦阻床铺设厚度的变化

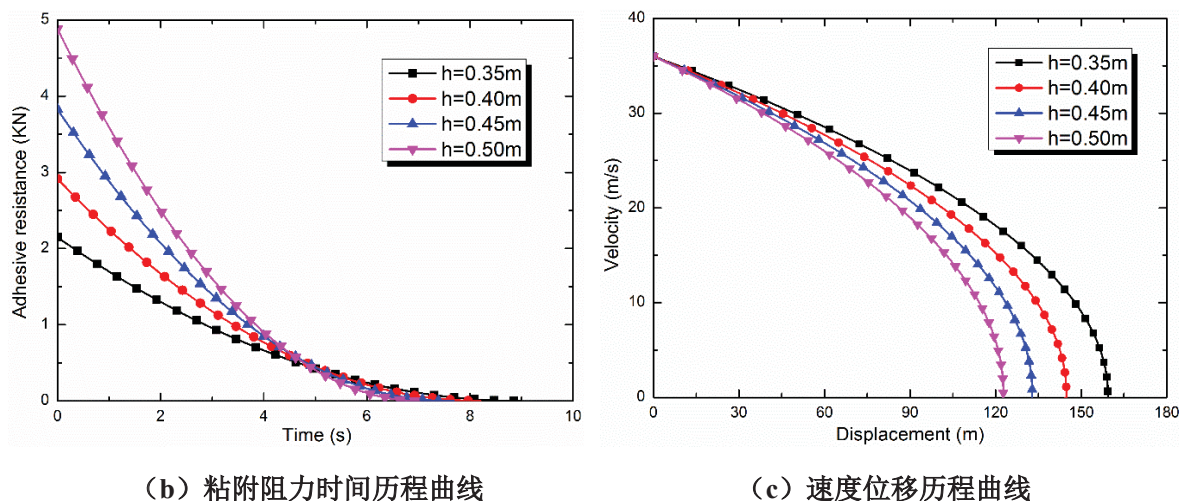


图 49 不同拦阻床铺设厚度的道面拦阻系统阻滞性能评估

如方程 (2.20) 所示, 由于飞机在运动过程中承受的粘附阻力与飞机瞬时速度相关。因此, 在拦阻冲出跑道飞机的过程中粘附阻力是一个变化的值, 故而在这里对粘附阻力进行单独的讨论。图 49b 给出拦阻过程中粘附阻力的时间历程曲线, 随着时间的增加, 飞机机轮速度在减小最终导致粘附阻力减小直至速度为 0。随着铺设厚度的增加, 飞机机轮与泡沫混凝土材料发生耦合作用时进入拦阻床的深度越大, 因此会增大泡沫混凝土材料与机轮弧形截面段对应的中心角 α , 根据方程 (2.20) 粘附阻力会随着中心角 α 的增加而增大。对比图 49a 及图 49b 可知, 泡沫混凝土的压溃阻力对冲出跑道飞机的拦阻起着最主要的作用, 压溃阻力在飞机机轮承受的总阻力中大约占 85%。此外, 图 49c 给出了冲出跑道的飞机在拦阻过程中不同铺设厚度拦阻床对应的速度位移曲线, 从图中可以看出, 随着拦阻床铺设厚度的增加, 其对应的拦停距离减小。

2.5.2 飞机重量的影响

飞机的总重量包括飞机自身结构的重量、飞机乘员重量、燃油重量以及货物重量等, 故而飞机的重量可能会在某些条件下发生变化, 例如在运动过程中的燃油消耗、空投货物等。飞机在起飞或着陆过程中, 飞机机轮上承受的垂直载荷直接由飞机的重量决定。因此, 飞机总重量会直接决定机轮进入泡沫混凝土拦阻系统中的深度, 故而对道面拦阻系统的阻滞性能有着很大的影响。本节中主要考虑了三种类型的飞机重量: 最大着陆重量 (MLW)、最大起飞重量 (MTW) 以及飞机的最大无油重量 (ZFW)。显然, 飞机的最大起飞重量要大于飞机的最大着陆重量。对于波音 727 飞机而言, 最大着陆重量、最大起飞重量及飞机的最大无油重量分别为 12533kg、15129kg 以及 17700kg。B727 飞机

机轮半径以及拦阻床高度分别为 0.62m 和 0.45m，飞机进入实验拦阻床的初始速度为 50 节。

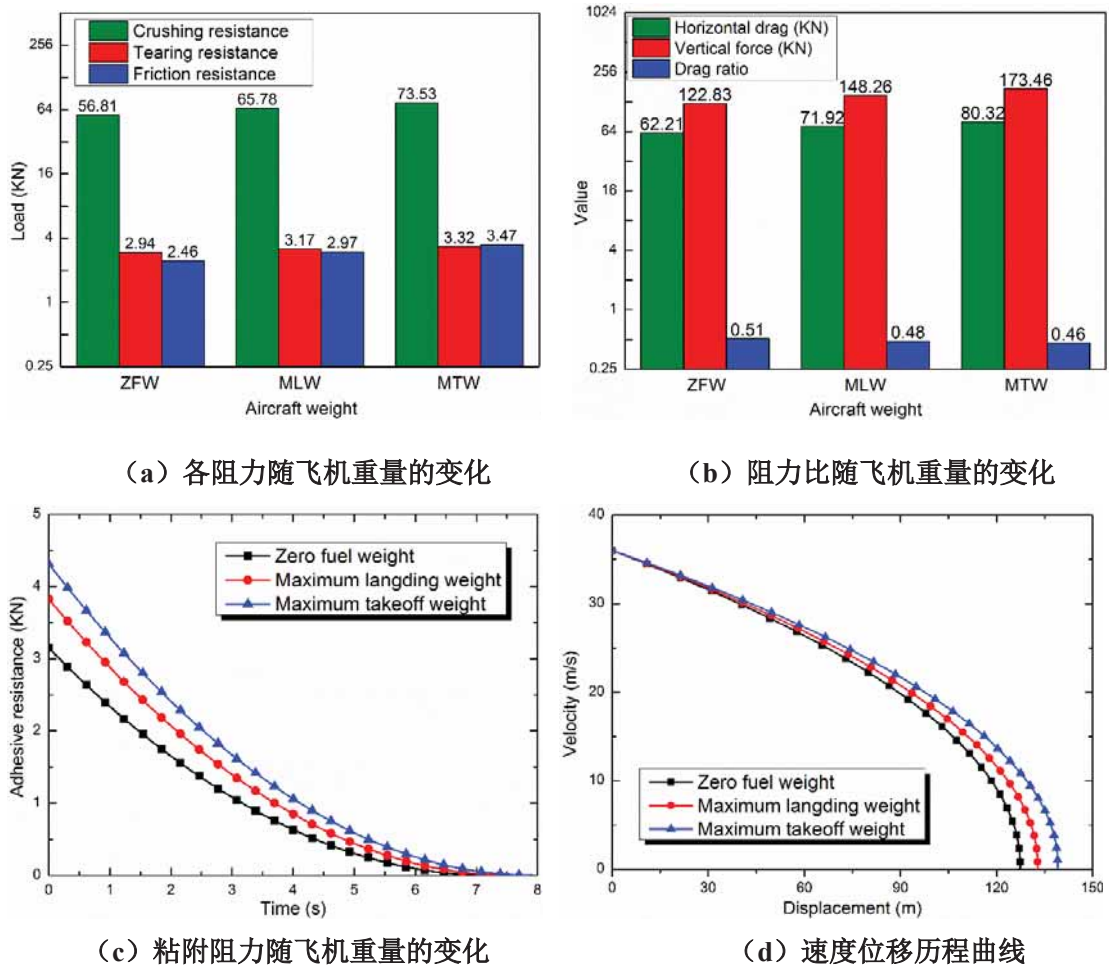


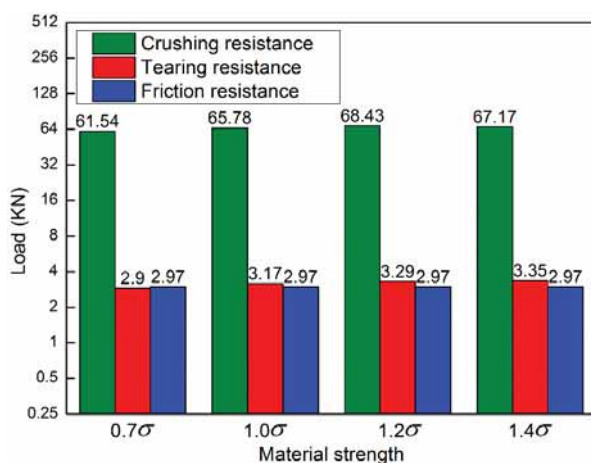
图 50 不同飞机重量对道面拦阻系统阻滞性能的影响

图 50a 给出了压溃阻力、剪切阻力以及摩擦阻力随着飞机重量的变化，图 50c 给出了粘附阻力随飞机重量的变化。从图中可以看出，随着飞机重量的增加，机轮进入泡沫混凝土拦阻床中的深度越大，会导致压溃阻力、剪切阻力以及粘附阻力的增加。此外，飞机重量的增加，施加到机轮上的垂直载荷增大，最终导致摩擦力的增加。图 50b 给出了在拦阻过程中的总水平阻力、总垂直载荷以及阻力比的变化，其中，阻力比是作用在机轮上的水平阻力与垂直载荷的比值，是美国联邦航空条例中提出的一种衡量飞机拦阻效率的指标。一般来说，阻力比越大表明拦阻系统的效率越高，但阻力比过大，飞机起落架承受的载荷过高可能导致起落架结构发生破坏。根据美国联邦航空条例规定飞机滑跑时作用在起落架上的水平极限载荷等于垂直载荷的 0.8 倍，因此拦阻系统阻力比的最佳值为 0.8。从图中可以看出，随着飞机重量的增加，机轮进入泡沫混凝土拦阻床中的深度越大，产生的水平阻力会随之增大，作用到机轮上的垂直载荷也增大，但是阻力比

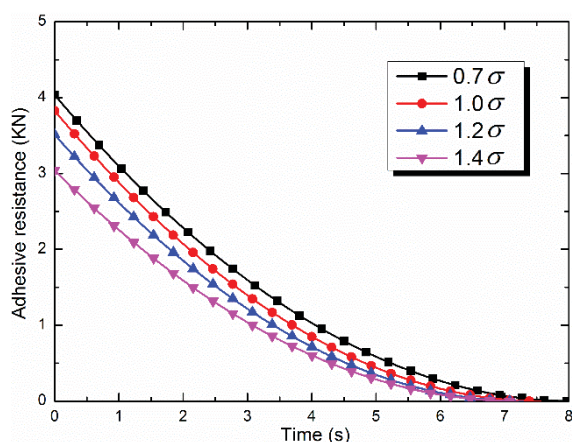
有所下降。因此飞机重量的增加会降低飞机的拦阻效率。图 50d 给出了速度位移历程曲线，从图中可以看出，随着飞机重量的增加，飞机的拦停距离更长，因此对于重量较大的飞机冲出跑道，需要铺设更长的 EMAS 系统才能将其成功拦停。

2.5.3 泡沫材料强度的影响

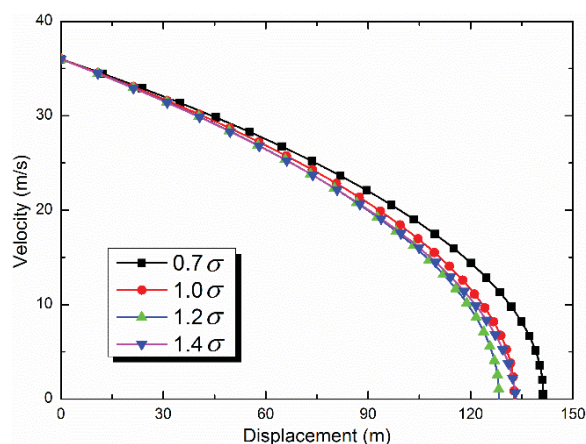
本节研究了泡沫混凝土材料强度对飞机道面拦阻系统阻滞性能的影响，飞机道面拦阻系统采用的轻质泡沫混凝土材料的力学性能与材料组成、工艺过程、温度以及应变率等有关。因此，压入实验获得的基本力学性能参数具有一定的分散性，部分泡沫混凝土真实的力学参数会在典型应力-应变曲线上下波动。因此，本节研究实验得到的泡沫混凝土典型的应力-应变曲线在 20%(即 0.8σ 和 1.2σ ，其中 σ 表示实验测得的泡沫混凝土应力值)范围内波动时对拦阻系统性能的影响。在本节参数化分析中拦阻床的铺设厚度为 0.45m，飞机的重量是按照最大着陆重量给定的，机轮半径为 0.62m。



(a) 各阻力随拦阻床铺设厚度的变化



(b) 粘附阻力时间历程曲线



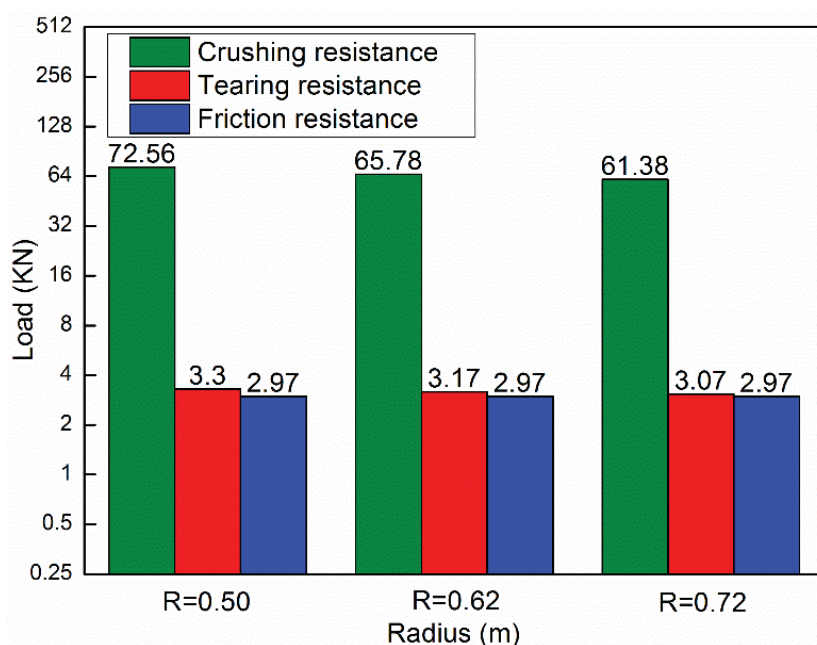
(c) 速度位移历程曲线

图 51 不同泡沫材料强度对道面拦阻系统阻滞性能的影响

图 51a 给出了机轮承受的压溃阻力、粘附阻力以及摩擦阻力随着飞机道面拦阻材料强度的变化。从图中可以看出，随着拦阻材料强度的增加，冲击阻力先增加后减小。当泡沫材料强度增加时，飞机机轮进入到拦阻床中的深度会减小，因此在材料强度与压入深度之间必定存在最佳组合使得压溃阻力达到最佳的效果。图 51b 给出了粘附阻力随泡沫材料强度的变化，从图中可以得知对于强度较低的泡沫材料，其粘附阻力反而更大。这是由于泡沫材料较低时，机轮进入拦阻床的深度越大进而使其弧形截面段对应的中心角 α 增大，而粘附阻力直接与该中心角呈正相关的关系。图 51c 给出了不同泡沫材料强度下，飞机对应的速度位移历程曲线。从图中可以看出，飞机的拦停距离并不是随着材料强度的增大而单调增加，反而出现了先增大后减小的趋势。因此，选择合适的泡沫混凝土材料强度对飞机道面拦阻系统的阻滞性能有着至关重要的影响。

2.5.4 机轮半径的影响

在机场起飞或着陆的飞机型号不尽相同，故而飞机起落架的规格尺寸也有所不同，因此有必要研究飞机机轮半径对道面拦阻系统阻滞性能的影响。在本节中考虑了三种不同大小的机轮半径，分别是 $R=0.5\text{m}$ ， $R=0.62\text{m}$ 以及 $R=0.72\text{m}$ 。在本节飞机道面拦阻系统的参数化分析中，拦阻床铺设厚度为 0.45m ，飞机的重量是按照最大着陆重量给定的，飞机进入拦阻床的初始速度为 50 节。



(a) 各阻力随飞机机轮半径的变化

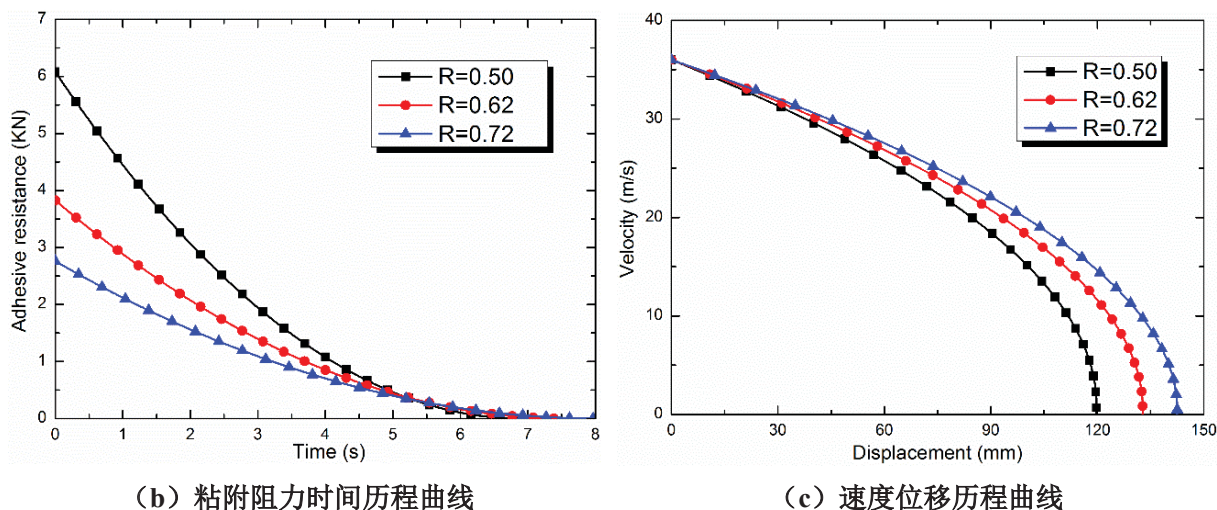


图 52 不同飞机机轮半径对道面拦阻系统阻滞性能的影响

图 52a 给出了机轮承受的压溃阻力、粘附阻力以及摩擦阻力随着机轮半径的变化。从图中可以看出，随着机轮半径的增加，机轮上承受的压溃阻力以及粘附阻力减小。这是由于随着机轮半径增大，机轮压入泡沫混凝土拦阻床的深度减小，导致最终阻力的减小。此外，图 52b 中所示的粘附阻力随机轮半径的变化给出了同样的趋势。图 53c 给出了不同的机轮半径下对应的速度位移历程曲线，从图中可以看出随着机轮半径的增大，对应的拦阻距离也随之增加。

2.6 结论

本章对飞机道面拦阻材料泡沫混凝土的力学特性进行了全面的实验研究，分析了泡沫混凝土材料在准静态载荷作用下的失效特征以及能量吸收机理，并首次通过自适应网格方法建立了泡沫混凝土材料压入实验的有限元模型，能够很好地反映泡沫混凝土材料压缩的实验细节特征。针对飞机泡沫混凝土道面拦阻系统建立了飞机拦阻理论模型来评估 EMAS 的拦阻性能。为了验证该理论模型的有效性，将理论预测结果与 FAA 实验数据作比较并得到了较好的一致性。基于该飞机道面拦阻系统进行了关于拦阻床铺设厚度、飞机重量、泡沫材料强度以及机轮半径对拦阻效率的影响，主要结论有：

(1)、本章进行了泡沫混凝土的准静态压入实验并得到了泡沫混凝土材料的应力应变关系，同时使用有限元自适应网格技术完成了准静态压入实验的数值模拟过程。实验得到的材料应力应变曲线与数值模拟得到的应力应变结果一致，验证了自适应数值模拟的准确性。

(2)、本文提出了机轮在拦阻过程中的压溃阻力、剪切阻力、黏附阻力以及摩擦阻力的理论模型，并且与整机拦阻实验的水平阻力以及垂直载荷数据符合很好。在这四种阻力中，压溃阻力大约占 85%，表明对冲出跑道飞机的拦阻主要依赖于泡沫材料的压溃。

(3)、参数化分析结果表明，对于铺设厚度较大的飞机拦阻床会引起较大的冲击深度。拦阻过程中的黏附阻力与泡沫混凝土材料及机轮弧形截面段对应的中心角直接相关，而摩擦阻力仅与飞机重量相关。对于重量更大的飞机，进入飞机拦阻床的深度越大，最终的总阻力也会增加，但是阻力比反而有所下降。

(4)、随着泡沫材料强度的增加，机轮承受的总水平阻力先增加后减小，因此在一定范围内调整泡沫混凝土的强度，设计出效率更高的拦阻系统。

第三章 飞机道面拦阻系统整机拦阻实验研究

3.1 引言

随着国际航空运输业的高速发展,飞机道面拦阻系统在保障机场跑道端的安全方面起着至关重要的作用。目前,关于飞机道面拦阻系统的研究工作主要集中在建立合适的飞机机轮-道面拦阻材料耦合动力学模型。飞机拦阻预测理论模型可以为道面拦阻材料以及拦阻床相关的物理、几何、力学等参数提供理论指导,对飞机在拦阻过程中的运动速度、加速度以及拦停距离等物理量进行有效地预测,保证飞机道面拦阻系统在对冲出跑道的飞机进行有效地拦阻的同时又可以避免过大的加速度对飞机起落架结构及乘员造成的损伤。近些年来,许多学者提出了一系列飞机道面拦阻系统的阻滞性能预测程序,包括 FAA 开发的 ARRESTOR 拦阻预测代码^[46]、Heymsfield^[50,51]等提出的 SGAS 软道面拦阻预测程序、Zhang^[52]等建立的飞机机轮-泡沫混凝土拦阻预测程序以及本文中基于 Avalle 泡沫本构模型提出的飞机机轮-拦阻材料耦合动力学模型。

所有建立的飞机拦阻理论预测模型必须通过全尺寸客机真实拦阻实验的验证,才能够作为通用的拦阻预测代码应用于 EMAS 系统的研发以及设计工作中。然而,由于全尺寸民航客机的拦阻实验需要较高的实验代价,关于飞机道面拦阻系统实验研究相关的文献较少。目前,唯一能够公开查阅到的拦阻实验结果是 FAA 于 1991 年在美国亚特兰大国际机场针对波音 727 飞机进行的整机拦阻实验研究。该拦阻实验使用的是长 680 英尺、宽 48 英尺以及高 18 英尺的酚醛泡沫拦阻系统,以验证该拦阻系统对于进入速度在 50-60 节的波音 727 飞机的拦阻成功性。实验结果表明:该道面拦阻系统可以在 1000 英尺之内完全拦停以 60 节速度冲出跑道的飞机。拦停之后的飞机能够很顺利地由拦阻床移动出来,并且不会对飞机结构造成严重的破坏。在拦阻冲出跑道的飞机之后,该酚醛泡沫拦阻系统能够很快地进行修复。消防车辆、机场紧急救援车辆以及工作人员能够在该拦阻床中顺利通行。为了验证飞机泡沫混凝土道面拦阻系统对冲出跑道飞机的拦阻性能,北京航空航天大学联合中航空港场道工程技术公司以及中国飞行试验研究院在唐山机场进行了整机道面拦阻实验。本章的主要内容是飞机道面拦阻实验的相关细节介绍,包括具体的实验方案、飞机机型、飞机拦阻床的铺设、实验测量设备以及实验结果分析等。本次飞机道面拦阻实验由本人与课题组张志强等同学合作完成,故而得到的实验数据共享。

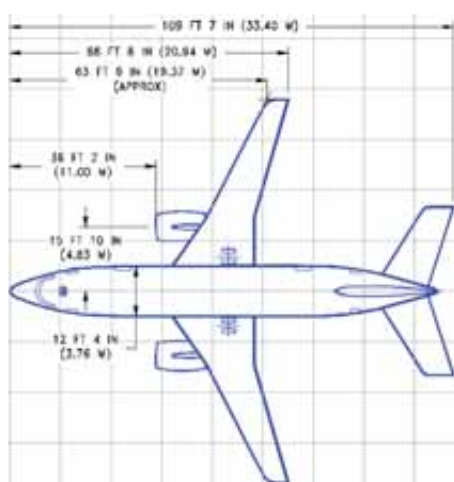
3.2 飞机拦阻实验方案

3.2.1 飞机拦阻实验机型

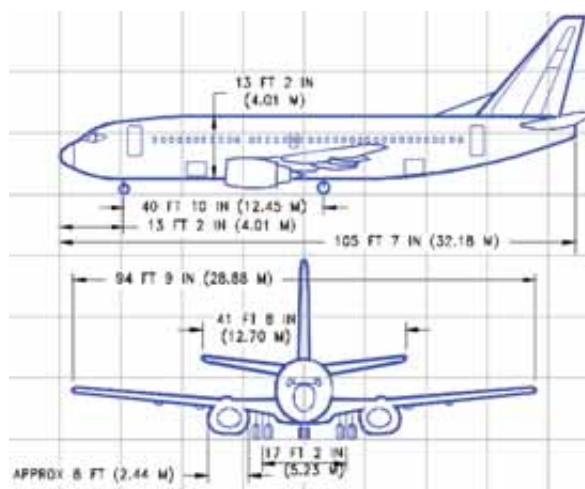
本次全尺寸飞机道面拦阻实验中采用飞机机型是波音 737-300 客机，该型号的飞机为第二代波音 737 客机，是波音 737-300/-400/-500 系列的标准型。波音 737-300 使用的发动机是高涵道比 CFM-56 涡轮风扇发动机，防噪声性能以及经济性得到了大大的改善，且推力比第一代波音 737 飞机所使用的 JT8D 发动机的推力比更高。如图 53a 所示的是在机场进行拦阻实验时拍摄的飞机实景图。图 53b 以及图 53c 分别给出了波音 737-300 型飞机的俯视图、侧视图以及前视图，并且图中给出了与飞机布局及结构尺寸相关的信息。波音 737-300 客机的翼展为 28.9m，飞机机长为 33.4m，飞机高度为 12.5m，客舱宽度为 3.53m，前轮及主轮之间的距离为 12.45m。本次飞机拦阻实验中波音 737-300 客机的重量为 38500kg。



(a) 拦阻实验中采用的波音 737-300 型飞机



(b) B737-300 飞机俯视图



(c) B737-300 飞机正视图及侧视图

图 53 拦阻实验中采用的波音 737-300 型飞机及其结构尺寸

在此次全尺寸飞机道面拦阻实验中，计划将波音 737-300 客机加速到一定速度，再通过泡沫混凝土飞机道面拦阻系统使其平稳地减速下来达到最终的停止，进而完成整个飞机拦阻过程。FAA 调查研究表明大约 90% 冲出跑道飞机的速度为 70 节以下，因此，在本次试验中为了保证飞机结构的安全，设置波音 737-300 飞机的冲出速度是 40 节 (20.58m/s)。

3.2.2 飞机拦阻实验拦阻床

飞机道面拦阻系统中的拦阻床由多个尺寸以及力学性能相同的泡沫混凝土方块堆积铺设而成，每个泡沫混凝土方块的尺寸均为 $1\text{m}\times 1\text{m}\times 0.3\text{m}$ 。在飞机道面拦阻系统的实验中，飞机拦阻床的总长度必须设置得足够长以保证飞机结构以及飞行员的安全。因此，飞机拦阻床的总铺设长度为 140m，总铺设宽度为 15m，拦阻床的总厚度为 0.32m，图 54a 给出了飞机道面拦阻系统的结构尺寸示意图。沿着飞机道面拦阻系统的长度方向上铺设了 140 行，沿着其宽度方向上铺设了 15 列，而在其厚度方向上只铺设了单层泡沫混凝土方块，总共铺设了 2100 块泡沫混凝土材料来构建该飞机拦阻床。此外，为了保证在飞机拦阻过程中起落架承受的载荷不超过其设计载荷以及减小拦阻床对起落架的初始冲击载荷峰值，在拦阻床的前端建立了一个长为 3m 的缓冲过渡坡。该缓冲坡的起始高度为 0.05m，沿道面拦阻系统的纵向 3 米内厚度线性增长到 0.32m。

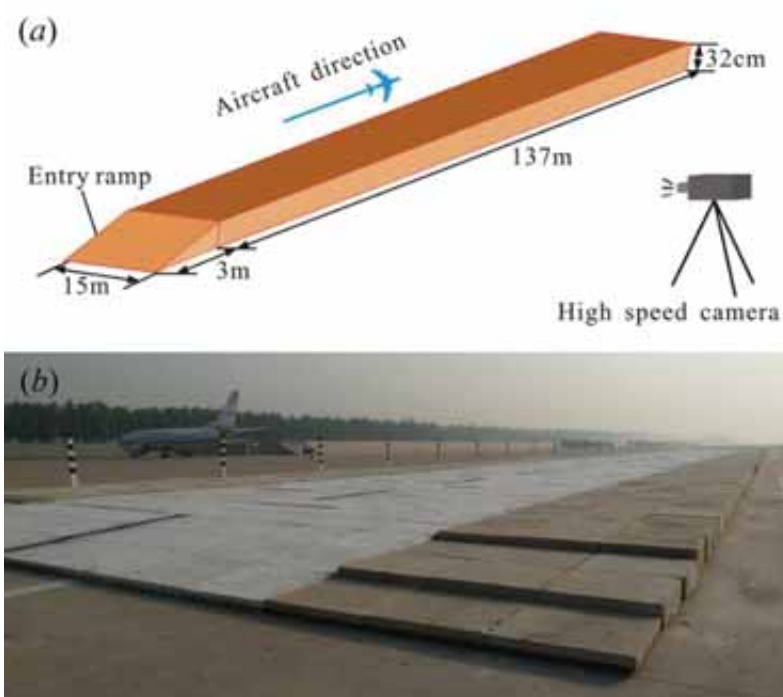


图 54 飞机道面拦阻系统：(a) 拦阻床结构示意图；(b) 实验所用的拦阻床

图 54b 给出了本次实验中使用的飞机道面拦阻系统，其前端台阶式块状铺设的泡沫混凝土材料即为缓冲坡。为了防止泡沫混凝土材料与机场道面发生相对滑动，飞机道面拦阻系统底层的泡沫混凝土材料用环氧树脂胶粘剂 JNLX 与机场跑道粘接在一起。相邻的泡沫混凝土方块材料之间同样用乳胶粘结剂固结在一起，以避免在飞机拦阻过程中相邻泡沫混凝土材料之间发生相对滑动。在泡沫混凝土飞机道面拦阻系统建立完成之后，将塑料薄膜覆盖在飞机拦阻床的表面以防止外界因素对拦阻床引起的初始损伤。此外，在飞机拦阻床的一侧每隔 5m 设置一根标杆直至飞机道面拦阻系统的末端，以便于通过高速摄影仪捕捉波音 737 飞机在拦阻床中的运动情况。

3.2.3 实验测量装置及性能参数

按照 3.2.1 节所述，在本次整机拦阻实验中的实验飞机为波音 737-300 型客机，该飞机的质量约为 38500kg。实验飞机上安装了多种数据实验测量设备，包括全球定位系统 GPS、应变测量仪、同步触发装置、信号处理器以及数据收集系统等。本次拦阻实验中飞机结构响应的测量结果将用于评估泡沫混凝土的拦阻能力以及验证飞机拦阻理论预测模型的有效性。表 5 给出了在此次飞机拦阻实验中的测量内容、测量仪器、测量方式以及仪器的布置等。

表 5 全尺寸波音 737-300 飞机拦阻实验测量内容

测量内容	测试仪器	仪器个数和安装位置
波音 737 客机在飞机拦阻系统中的运动过程	高速摄影仪	放置于 EMAS 拦阻系统的左侧，记录波音 737 客机飞机拦阻全过程
飞机起落架的横向载荷以及垂直方向应变	动态应变片 动态应变仪	12 组应变片分别沿航向和垂向布置于前起落架和主起落架的液压缓冲支柱上，获得瞬态应变波形
波音 737 客机速度以及加速度变化	惯性导航仪 高速摄影仪 GPS 测速仪	测量速度和加速度衰减
EMAS 阻拦系统压缩量	皮尺	实验结束后直接测定
飞机的滑行距离	皮尺	实验结束后直接测定

GPS 测速仪固定于机舱地板上以测量飞机沿运动方向的瞬时运动速度，GPS 系统计算运动速度的原理是利用工作频率为 1575.34M GPS 接收器输出 TTL(Transistor-Transistor Logic)数据计算出每一秒具体的经纬度坐标，然后再除以一秒钟即为运动目标的平均速度。实际上 GPS 接收机在计算运动速度时使用的是多普勒效应。具体的实现过程是通过飞机机翼上表面的天线接收卫星定位系统的信号，然后该信号通过沿机翼表面铺设的电缆经由机身中段右侧的应急舱门进入机舱，而信号最终输入到位于飞机头等舱的数据采集器。该 GPS 测速仪的采集频率是 40Hz，其速度最小分辨率为 0.1m/s。将 GPS 系统得到的飞机速度对时间进行积分即可得到飞机在运动过程中的加速度。

在飞机拦阻过程中通过应变仪来获取飞机起落架结构的动态力学响应，动态应变仪是一种具有自动平衡功能的动态电阻应变仪，该仪器主要用于实验应力应变分析及动态强度的研究，可以对结构及材料的动态应变进行测量。由于飞机起落架结构承受的载荷不能超过其设计载荷，在飞机拦阻实验中起落架结构的动态力学参数对于 EMAS 的设计有着重要的意义^[127, 128]。在起落架结构设计和分析的基本要求以及联邦航空规范中，规定了起落架结构应变测量的重要位置：对于前起落架，测量点如图 55a 以及 55b 所示的 N1, N2 及 N3，分别位于减震支柱、左阻力撑杆及右阻力撑杆的表面；对于主起落架，测量点如图 55c 以及 55d 所示的 MR1, MR2 及 MR3，分别位于减震支柱、阻力撑杆及侧面撑杆的表面。同理，位于 ML1, ML2 及 ML3 处的应变仪可以用于获取左侧主起落架的动态力学响应。



图 55 飞机起落架结构应变测量位置

在这些数据点位置标记于飞机起落架结构上后，用环氧树脂固体胶将应变片粘贴在上述的位置点，并且所有的应变片沿着其长度方向粘贴。这些应变片连接到同步桥式整流模块构成惠斯通半桥，桥式整流模块通过嵌入式实时控制器来控制，该嵌入式实时控制器连接到计算机，在此测量装置中的数据采集系统采用每通道 2000Hz 的采样率，并且在此工作状态下有 9 个通道同时工作。因此，在本次飞机道面拦阻系统实验中所有位置点动态响应的波形可以同时记录下来。



图 56 高速摄影仪

为了清晰地观察飞机道面拦阻的整个过程，本次实验在飞机拦阻床的左侧 80m 处放置了如图 56 所示分辨率为 1024×1024 帧的高速摄影仪，以每秒 300 帧来记录飞机道面拦阻的全过程。此外，如图 54b 所示，在飞机道面拦阻系统的一侧每隔 5m 设置了黑白颜色相间的标杆，以便于高速摄影仪捕捉飞机在拦阻床中的运动情况。基于高速摄影仪的结果可以得出波音 737-300 客机中第一个窗户的位置 P_1 及最后一个窗户的位置 P_2 ，通过 Matlab 软件计算得到飞机重心的瞬时位置 P_0 ，同时飞机的俯仰角可以通过 P_1 与 P_2 的连线与地面的夹角得到。因此，波音 737-300 飞机结构在任意时间的水平速度、加速度以及俯仰角可以通过如下表达式计算得到：

$$V(t) = \frac{P_0(t + \Delta t) - P_0(t - \Delta t)}{2\Delta t} \quad (3.1)$$

$$a(t) = \frac{P_0(t + \Delta t) - 2P_0(t) + P_0(t - \Delta t)}{\Delta t^2} \quad (3.2)$$

$$\theta(t) = \cot\left(\frac{P_1(t) - P_2(t)}{P_1(0) - P_2(0)}\right) \quad (3.3)$$

其中 $\Delta t=1/300$ 是取样时间步长， $P_0(t+\Delta t)$ 、 $P_0(t-\Delta t)$ 及 $P_0(t)$ 表示不同时刻重心的位置， $P_1(t)$ 及 $P_1(0)$ 表示飞机第一个机窗位置， $P_2(t)$ 及 $P_2(0)$ 表示飞机最后一个机窗位置。

3.2.4 飞机拦阻实验过程

如图 56 所示，飞机道面拦阻实验大致可分为三个阶段：实验准备阶段、开始整机实验阶段以及实验后处理阶段。其中，实验准备阶段：包括实验方案讨论、飞机拦阻床的安装、实验测量设备的安装、拦阻实验飞行员的培训工作以及地面实验机轮人员的协调工作等；开始整机实验阶段：包括飞机员启动飞机开始进行飞机拦阻实验以及地面人员开始记录实验数据等。待所有拦阻实验参与人员撤离到安全区域后，飞机滑行至预先设定的起始点，然后减速到飞机拦阻实验设定的初始进入速度，实验过程中不启动飞机的襟翼和阻力板。飞机沿着道面拦阻系统的中线滑行，在飞机机轮进入拦阻跑道之前关闭发动机以使推力对纵向加速度的影响最小化。当飞机滑行开始立即启动数据收集系统并保持工作状态直至飞机在泡沫混凝土拦阻床中完全停止下来；实验后处理阶段：待飞机完全停止之后查看飞机拦阻床的破损情况以及拍摄残余拦阻床的照片，测量试验后机轮留下的印痕深度。根据动态应变仪测量得到起落架最大应变值，查看飞机起落架是否发生破坏。待所有程序完成后将剩余的泡沫混凝土材料从机场跑道清理干净。

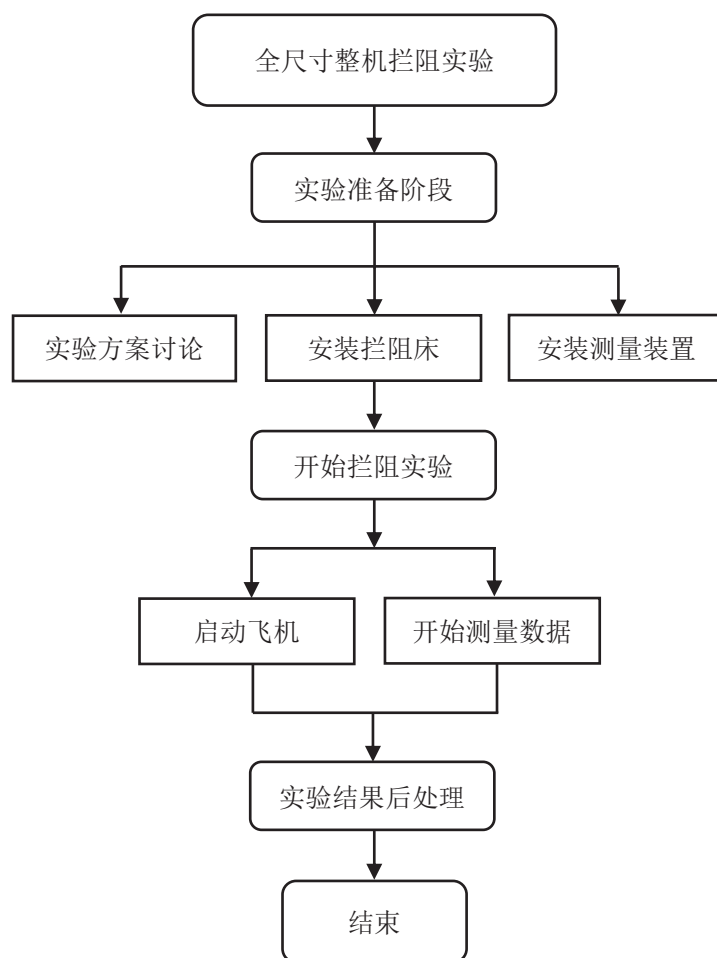


图 56 飞机道面拦阻实验流程图

3.3 飞机拦阻实验结果分析

3.3.1 飞机拦阻过程分析

正如 3.2.3 节中所述，拦阻实验中可以通过高速摄影仪记录飞机在道面拦阻系统中的运动情况，图 57 给出了波音 737 飞机在道面拦阻实验中连续运动变化图。飞机滑行进入飞机拦阻床中的初始位置如图 57a 所示，并设定该位置对应为整个拦阻实验中的零时刻（即 $t=0$ ），GPS 定位系统测量得到此位置飞机的初始速度为 39.4 节。在飞机拦阻实验的初始阶段，由于前起落架与主起落架之间存在一定的距离，这段时间内只有前起落架上的机轮压溃泡沫混凝土材料。大约经过 0.384s 之后，主起落架上的机轮滚动进入飞机拦阻床（如图 57b 所示），当主起落架上的机轮开始压溃泡沫混凝土拦阻床后，由于更多的泡沫混凝土材料参与到飞机拦阻过程中，飞机受到的阻力大大增加。随着机轮进一步压溃泡沫混凝土拦阻材料，会有许多泡沫混凝土颗粒沿着飞机机轮的切线方向飞出拦阻床，导致在飞机后方产生大量如图 57d 以及图 57e 所示的泡沫混凝土灰尘，而这种现象就是产生在建立理论模型过程中提及的粘附阻力，泡沫混凝土颗粒溢出的过程对应的就是该粘附阻力做功消耗动能的过程。经过 5.427s 之后飞机在泡沫混凝土产生的阻滞力作用下达到最终的停止，如图 57f 所示，以 39.4 节速度冲入泡沫混凝土飞机道面拦阻系统的波音 737 飞机的拦停距离为 60.91m。

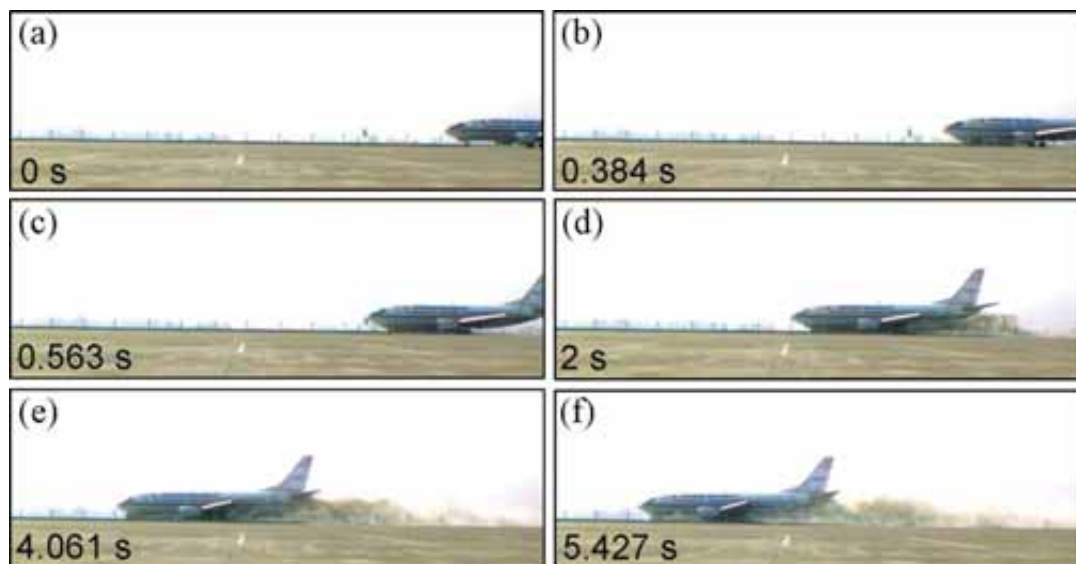


图 57 高速摄影仪捕捉到的飞机运动全景图

图 58 中给出了在全尺寸波音 737-300 飞机道面拦阻实验完成后飞机拦阻床的实景图，道面拦阻系统中的泡沫混凝土材料在经过飞机机轮的冲击压溃之后形成了清晰可见的车辙，这是由于泡沫混凝土材料具有的局部压溃效应引起的。部分泡沫混凝土材料在

受机轮碾压之后形成了大小不规则的碎块，并且在实验之后的飞机拦阻床中存在部分体积较大的泡沫混凝土碎块，这会对飞机道面拦阻系统的阻滞性能造成不利的影响。图 58c 以及图 58d 分别给出了飞机主起落架与拦阻床耦合作用图以及前起落架机轮与拦阻床耦合作用图。机轮除了碾压泡沫混凝土材料形成压溃阻力之外，机轮会沿着两个侧面剪切泡沫混凝土材料，这正好验证在飞机道面拦阻系统理论建模中剪切阻力的存在。此外，在飞机机轮的正前方会出现部分泡沫混凝土材料堆积的情况，这是因为在制备泡沫混凝土方块时材料表面会覆盖一层无纺布以避免泡沫材料的力学性能受到雨水或者湿度的影响，当机轮碾压泡沫混凝土材料时，飞机起落架结构与无纺布缠绕在一起，并与泡沫混凝土周围的无纺布相互缠绕形成绳索效应，从而在飞机机轮的作用下将整块泡沫混凝土带起，使泡沫混凝土方块与塑料底拖分离从而造成了飞机前机轮的堆积效应。

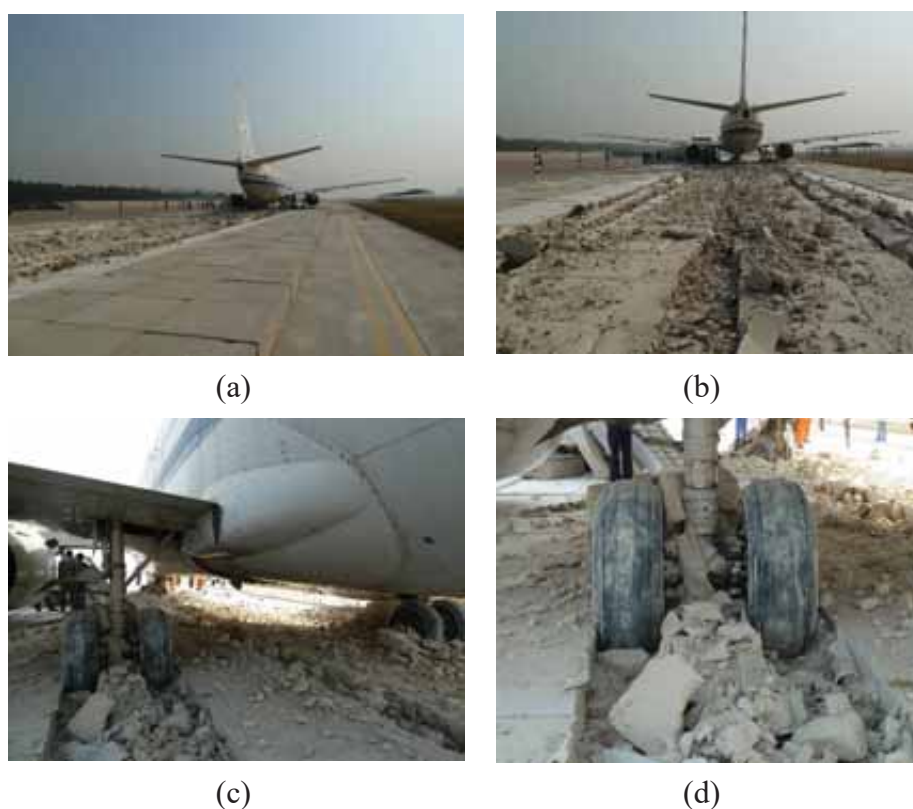


图 58 飞机道面拦阻实验实景图

飞机机轮对泡沫混凝土材料的压溃及剪切作用会在飞机拦阻床中形成很明显的车辙，为了研究车辙深度的变化情况，在飞机拦阻实验完成之后沿着飞机水平运动方向每隔 5m 测量该位置的车辙深度，测量结果如图 59 所示。从图中可以看出由于飞机俯仰角的变化，导致主起落架以及前起落架的车辙深度分布发生着震荡。此外，前起落架的车辙深度的变化比主起落架车辙深度的变化更为剧烈，这是由于前起落架离飞机重心位置更远，导致飞机前起落架机轮陷入飞机道面拦阻系统的深度越大，从而作用在飞机前起

落架机轮上的垂直载荷也较大。

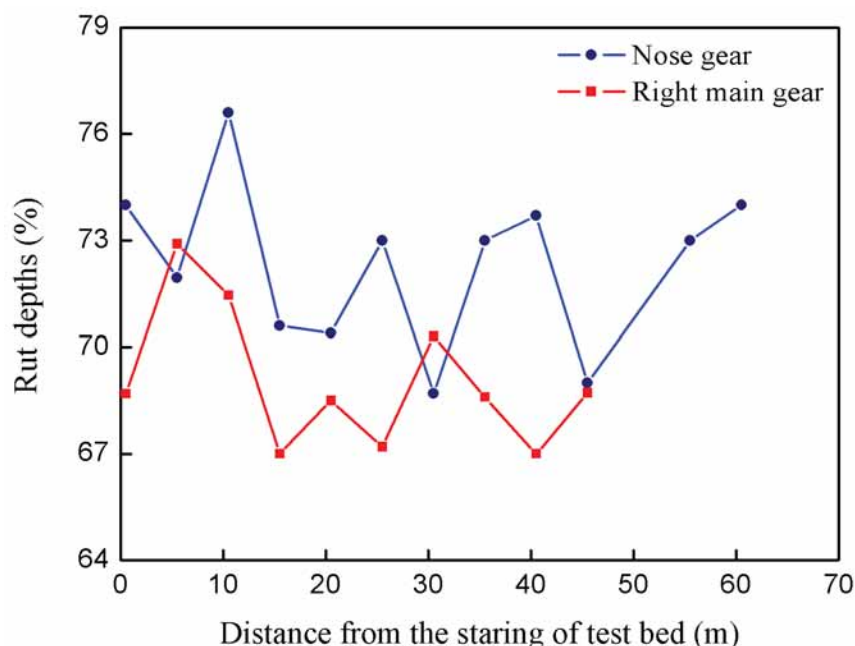


图 59 飞机拦阻床车辙深度分布图

3.3.2 飞机起落架的动态应变分析

在飞机道面拦阻系统的全尺寸波音 737-300 型飞机拦阻实验中，按照 3.2.3 节中所述的方法通过动态应变仪测量飞机前起落架以及主起落架上的动态应变变化。图 60 中给出了各通道得到起落架上各位置点的应变时间历程曲线，其中图 60a, 60b 及 60c 分别对应波音 737-300 前起落架上的 N1, N2 及 N3 测量位置；图 60d, 60e 及 60f 分别对应波音 737-300 右侧主起落架上的 MR1, MR2 及 MR3 测量位置；图 60g, 60h 及 60i 分别对应波音 737-300 左侧主起落架上的 ML1, ML2 及 ML3 测量位置。图中灰色条形图案在坐标轴横轴上对应的截距即为起落架上各测量位置动态响应的持续时间，由于飞机前起落架与主起落架之间存在一段距离，从图中可以发现前起落架上的动态响应持续时间要比前起落架上的动态响应持续时间长 0.384s，而这正好是高速摄影仪捕捉到的图 57a 与图 57b 之间的时间间隔。从图 10 中可以看出，飞机起落架上的缓冲支柱（N1, MR1 以及 ML1）、阻力撑杆（N2, N3, MR2 以及 ML2）以及侧边撑杆（MR3 以及 ML3）上的应变值分别为负数值、正数值以及交替波动变化值，这表明在飞机道面拦阻系统的实验过程中起落架中的缓冲支柱、阻力撑杆以及侧边撑杆分别处于压缩状态、拉伸状态以及压缩-拉伸交替变化状态。对比图 60d-f 与图 60g-i，可以看出飞机左侧及右侧主起落架上的应变值几乎相同且表现出较好的对称性。

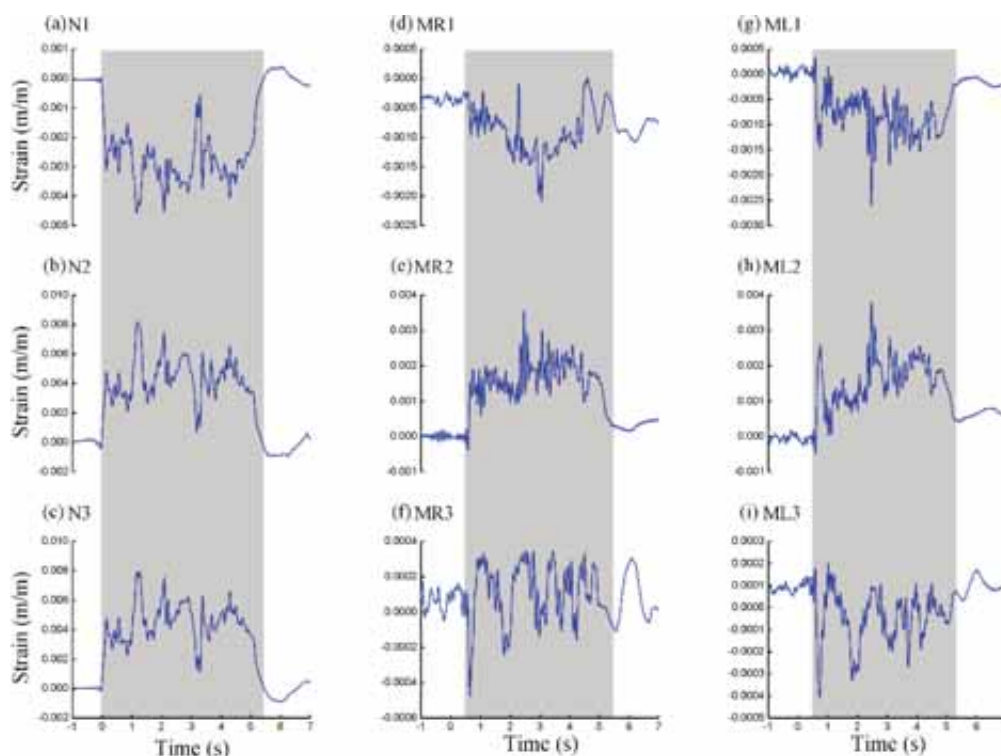


图 60 各位置测量得到的应变结果

此外,从图 60 可以看出在飞机拦阻实验中起落架上各测量位置点的应变峰值大小差异较大,起落架上较大的峰值载荷会引起起落架结构的失效,而飞机起落架上承受的载荷直接决定于拦阻床对机轮施加的阻力大小。因此,实验各位置点测量得到的应变值可作为评估飞机道面拦阻系统的阻滞性能指标之一。表 6 在飞机拦阻实验中各位置点的应变峰值,从表中可以看出各测量位置点中的最大应变峰值为 0.008152,位于前起落架上的阻力撑杆中。飞机起落架中的阻力撑杆是由高强度合金钢制成,而前起落架上的阻力撑杆中应变峰值低于高强度合金钢^[129]。因此,起落架上承受的载荷在设计载荷范围内可保证起落架结构不会发生失效。总体而言,在此次全尺寸飞机拦阻实验中,泡沫混凝土拦阻系统能够将以 40 节进入拦阻床的波音 737-300 飞机顺利地拦停下来,并且不会对飞机起落架以及发动机等结构造成任何破坏。因此,本文中提出并建造的飞机道面拦阻系统可安装于民航机场跑道末端,对冲出跑道的飞机进行有效地安全拦阻。

表 6 拦阻实验中各位置点对应的应变峰值

位置	前起落架	右侧主起落架	左侧主起落架
1	0.004592	0.002075	0.002596
2	0.008152	0.003519	0.003782
3	0.007963	0.000469	0.000411

3.4 整机拦阻实验结果验证

3.4.1 整机拦阻理论预测模型

在 3.2 节以及 3.3 节中主要介绍了此次飞机道面拦阻实验的准备工作、实验方案、实验测量内容以及实验的开展工作。基于高速摄影仪以及动态应变仪得到的相关实验结果对此次飞机拦阻实验进行了完整的分析。本节的主要内容是根据本课题组建立的整机拦阻理论预测模型针对波音 737-300 飞机的拦阻性能进行初步的估算^[52]，将得到的理论结果与整机拦阻实验结果进行比较。

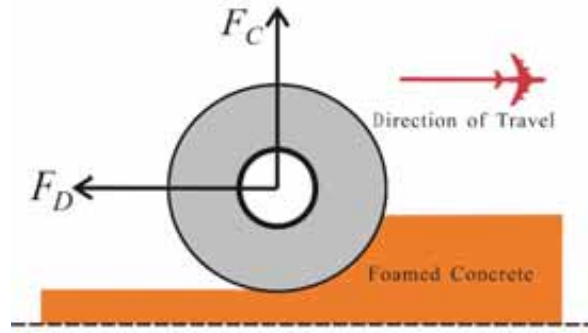


图 61 飞机机轮受力示意图

首先对如图 61 所示的飞机机轮-泡沫混凝土拦阻模型进行简要的回顾。机轮对拦阻材料的碾压作用是一个复杂的动态过程，主要包括泡沫混凝土材料的压实、轮胎两侧面对泡沫混凝土材料的剪切、胎面对泡沫混凝土材料的粘附以及轮胎与泡沫材料的摩擦等能量吸收和转换过程。因此，飞机轮胎所受的水平总阻力 F_D 可以分为压实阻力 F_{D1} 、撕裂阻力 F_{D2} 、粘附阻力 F_{D3} 以及等效摩擦阻力 F_{D4} ，其解析表达式分别表达为：

$$F_{D1} = BR\sigma_0 [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)] + \frac{BkR^{n+1}}{(n+1)h_0^n} [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)]^{n+1} \quad (3.4)$$

$$F_{D2} = 2 \int_0^\alpha \gamma R \sin(\beta + \varphi) d\varphi = 2\gamma R [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)] \quad (3.5)$$

$$F_{D3} = \rho_0 BRV^2 \left(\frac{3}{4}\alpha + \frac{1}{8} [\sin 2(\beta + \alpha) - \sin 2\beta] + [\sin \beta - \sin(\beta + \alpha)] \right) \quad (3.6)$$

$$F_{D4} = \mu F_C = \mu (F_{C1} + F_{C2}) \quad (3.7)$$

$$F_{C1} = BR\sigma_0 [\sin(\beta + \alpha) - \sin \beta] + 2 \frac{BkR^{n+1}}{h_0^n} \sin \beta [\cos \beta - \cos(\beta + \alpha)]^n + \frac{BkR^{n+1}}{h_0^n} \int_0^\alpha [\cos(\beta + \varphi) - \cos(\beta + \alpha)]^n \cos(\beta + \varphi) d\varphi + 2BR \sin \beta \sigma_0 \quad (3.8)$$

$$F_{C2} = 2 \int_0^\alpha \gamma R \cos(\beta + \varphi) d\varphi = 2\gamma R [\sin(\beta + \alpha) - \sin \beta] \quad (3.9)$$

其中 R 为飞机轮胎半径, B 为轮胎宽度, β 由轮胎载荷挠度曲线决定, ρ_0 为泡沫混凝土的表观密度, σ 为泡沫混凝土的初始屈服应力, 幂律指数 n 和系数 k 由泡沫混凝土的幂律本构关系决定, γ 为泡沫混凝土的单位面积撕裂能, α 是与飞机机轮半径、拦阻材料厚度和拦阻材料压实应变有关的几何参数, μ 是等效摩擦因子, V 是飞机的瞬时速度。因此, 泡沫混凝土对单个轮胎的总阻力可表示为:

$$F_D = F_{D1} + F_{D2} + F_{D3} + F_{D4} \quad (3.10)$$

一架波音 737-300 飞机至少有六个机轮, 两个主起落架各有两个机轮, 前起落架有两个轮子。因此, 前起落架水平阻力 F_{ND} 和垂直支持力 F_{NC} 分别为:

$$F_{ND} = 2F_D \quad (3.11)$$

$$F_{NC} = 2F_C \quad (3.12)$$

同理可以得到作用在飞机起落架上的水平阻力 F_{MD} 以及垂直支持力 F_{MC} 。

完成飞机单轮与泡沫混凝土材料的水平阻力以及垂直载荷模型的建模后, 下面进行整机-道面拦阻系统的建模分析。如图 62 所示, 通过弹簧系统与阻尼器组成的多体动力学模型来表示飞机机身结构与起落架之间的连接关系。在建立整机动力学的分析过程中采用了如下的假设:

- (1)、机身俯仰角相对较小, 一般不超过 10° ;
- (2)、飞机作二维运动, 没有偏航运动和滚转运动;
- (3)、将飞机机身结构视为刚体, 不考虑弹性变形;
- (4)、机身和起落架之间通过恒定刚度系数的弹簧以及恒定阻尼系数的阻尼器连接。

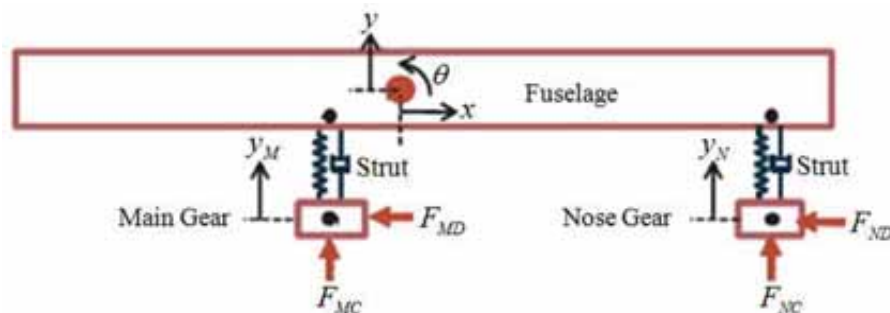


图 62 飞机结构的多体动力学模型

由于机轮在地面进行滚转, 故而上述假设均是合理的。起落架的支撑结构是液压能量吸收装置, 由于其较低的加载速率、最小的支撑运动和较低的黏性, 故而可以用线性

弹簧表示。该飞机多体动力学模型中有 5 个自由度，即飞机沿水平方向上的位移 x 、沿垂直方向上的位移 y 、飞机俯仰角 θ 、主起落架行程改变 y_M 以及前起落架行程改变 y_N 。根据上述建立的飞机机轮-泡沫混凝土拦阻材料耦合作用的阻力模型，当飞机机轮驶入泡沫混凝土中时将受到水平阻力和垂直反力。飞机在道面拦阻系统中的运动可以通过 5 个动态方程来描述，即飞机机身在水平方向上以及垂直方向上的动态力平衡方程、绕飞机俯仰轴的动态力矩平衡方程、以及前起落架和主起落架在垂直方向上的两个动态力平衡方程，这五个方程可通过哈密顿原理推导得出^[53]。

$$M_T \ddot{x} = -F_{ND} - 2F_{MD} \quad (3.13)$$

$$M_F \ddot{y} = k_{NG}(\Delta y_{N0} + y_N - L_N \theta - y) + 2k_{MG}(\Delta y_{M0} + y_M + L_M \theta - y) - M_F g + c_{NG}(\dot{y}_N - \dot{y} - L_N \dot{\theta}) \left| \dot{y}_N - \dot{y} - L_N \dot{\theta} \right| + 2c_{MG}(\dot{y}_M - \dot{y} + L_M \dot{\theta}) \left| \dot{y}_M - \dot{y} + L_M \dot{\theta} \right| \quad (3.14)$$

$$I \ddot{\theta} = k_{NG}(\Delta y_{N0} + y_N - L_N \theta - y)L_N - 2k_{MG}(\Delta y_{M0} + y_M + L_M \theta - y)L_M + c_{NG}(\dot{y}_N - \dot{y} - L_N \dot{\theta}) \left| \dot{y}_N - \dot{y} - L_N \dot{\theta} \right| L_N - 2c_{MG}(\dot{y}_M - \dot{y} + L_M \dot{\theta}) \left| \dot{y}_M - \dot{y} + L_M \dot{\theta} \right| L_M - F_{ND}H_N - 2F_{MD}H_M \quad (3.15)$$

$$M_{NG} \ddot{y}_N = F_{NC} - M_{NG}g - k_{NG}(\Delta y_{N0} + y_N - L_N \theta - y) - c_{NG}(\dot{y}_N - \dot{y} - L_N \dot{\theta}) \left| \dot{y}_N - \dot{y} - L_N \dot{\theta} \right| \quad (3.16)$$

$$M_{MG} \ddot{y}_M = F_{MC} - M_{MG}g - k_{MG}(\Delta y_{M0} + y_M + L_M \theta - y) - c_{MG}(\dot{y}_M - \dot{y} + L_M \dot{\theta}) \left| \dot{y}_M - \dot{y} + L_M \dot{\theta} \right| \quad (3.17)$$

其中 M_T 是飞机的总质量， M_F 是机身和机翼质量， g 是重力加速度， I 是飞机绕俯仰轴的惯性矩， M_{NG} 是前起落架的质量， M_{MG} 是主起落架的质量， k_{NG} 是前起落架的等效刚度， k_{MG} 是主起落架的等效刚度， c_{MG} 是前起落架的阻尼系数， c_{NG} 是主起落架的阻尼系数， L_N 是重心到前起落架的距离， L_M 是重心到主起落架的距离， H_N 是前起落架未变形轮胎到重心的高度， H_M 是主起落架未变形轮胎到重心的高度， y_{N0} 是前起落架的静态伸长， y_{M0} 是主起落架的静态伸长。表 7 中给出了本实验中采用的波音 737-300 型飞机部分结构参数，图 63 给出了波音 737-300 型飞机的前起落架以及主起落架轮胎的载荷变形曲线。

结合飞机机轮-泡沫混凝土材料耦合阻力模型以及动态多刚体运动模型，利用 Matlab 软件就可以分析飞机在该道面拦阻系统中的运动情况。对于该整机道面拦阻预测模型，只需要输入四类参数：泡沫混凝土材料的力学特性、飞机拦阻床的厚度、飞机轮胎的载荷变形曲线以及飞机参数（飞机重量、进入速度和起落架设计参数），根据这些输入参数就可以预测飞机在拦阻床中的运动速度、加速度以及作用在飞机起落架上的载荷。

表 7 波音 737-300 型飞机结构参数

飞机结构	M_T (kg)	M_F (kg)	I ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)	L (m)	L_N (m)	L_M (m)
	38500	37244	1512752	32.18	2.76	2.84
前起落架	M_{NG} (kg)	R_{NG} (m)	B_{NG} (m)	P_{NG} (kPa)	k_{NG} (N/mm)	c_{NG} ($\text{N}\cdot(\text{m}/\text{s})^{-2}$)
	110	0.305	0.197	1144	519	20506
主起落架	M_{MG} (kg)	R_{MG} (m)	B_{MG} (m)	P_{MG} (kPa)	k_{MG} (N/mm)	c_{MG} ($\text{N}\cdot(\text{m}/\text{s})^{-2}$)
	573	0.508	0.368	1241	1301	20506

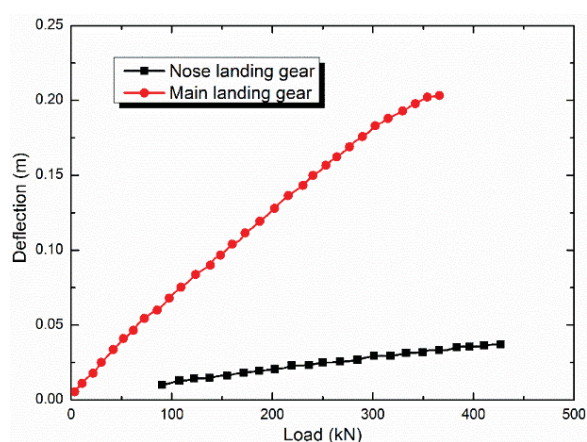


图 63 B737-300 飞机的前起落架及主起落架轮胎载荷变形曲线

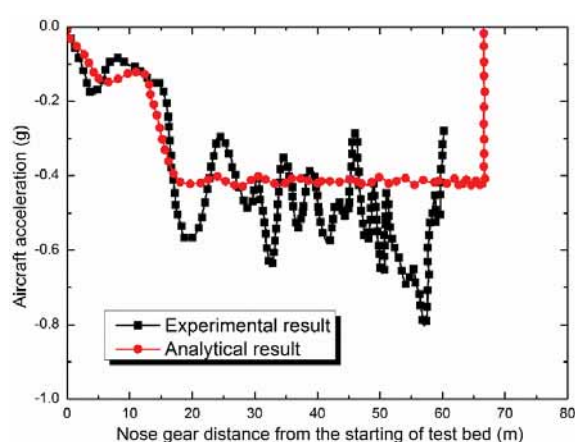


图 64 飞机拦阻实验和理论预测模型得到的加速度-时间曲线

3.4.2 整机拦阻理论预测结果与实验结果比较

在飞机道面拦阻实验中通过 GPS 定位系统或者高速摄影仪等装置得出飞机在运动过程中的速度和加速度的变化，根据飞机机轮-泡沫混凝土材料耦合阻力模型以及动态多刚体运动模型通过 Matlab 软件同样可以得出飞机在该道面拦阻系统中的运动情况。图 64 给出了通过飞机拦阻实验以及理论预测模型得到的飞机在道面拦阻系统中的加速度随时间的变化，这两种加速度时间曲线均是先逐渐增加，这个过程中是飞机的前起落架进入拦阻床之后压溃泡沫混凝土材料形成水平阻力，使得飞机的加速度增大，此时飞机的主起落架仍处于拦阻床之外；当前起落架上的机轮完全进入拦阻床后（此时前起落架距离拦阻床的起始端为 12.45m），飞机的加速度由于主起落架上的四个机轮碾压泡沫混凝土拦阻材料而显著增加。此后由于飞机的俯仰运动，加速度曲线进入了一个震荡的平台区，从图中可以看出，实验测量得到的加速度曲线比理论预测模型得到的加速度曲

线震荡得更为明显，但是实验测量得到飞机加速度的平均值为 $-0.42g$ ，理论预测模型得到的飞机加速度的平均值 $-0.4116g$ ，两种方法得到的平均加速度非常接近。因此，可以认为这两种方法得到的加速度时间曲线是可信的。

图 65 给出了通过飞机拦阻实验以及理论预测模型得到的飞机的速度历程曲线，其中 a 图给出的是飞机拦阻实验以及理论预测模型得到的飞机在道面拦阻系统中的速度随位移的变化，b 图给出的是速度随时间的变化。从图中可以看出，在 $0\sim 1s$ 的时间内，两种方法得到的速度时间曲线吻合得非常好。在 $1s\sim 4s$ 的时间内实验测量结果比理论模型得到的速度要偏大一些，但是在 $4s\sim 6s$ 的时间内理论模型得到的速度要比实验测量的结果要大一些。最终结果如图 65a 所示，理论预测的飞机拦停距离为 $66.73m$ ，而拦阻实验中最终测量得到的拦停距离为 $60.91m$ ，故而实验结果与理论预测结果的误差为 9.56% ，在 10% 的工程误差范围以内。此外，基于飞机拦阻理论预测模型得到的拦停时间为 $6.06s$ 同样高于实验结果。

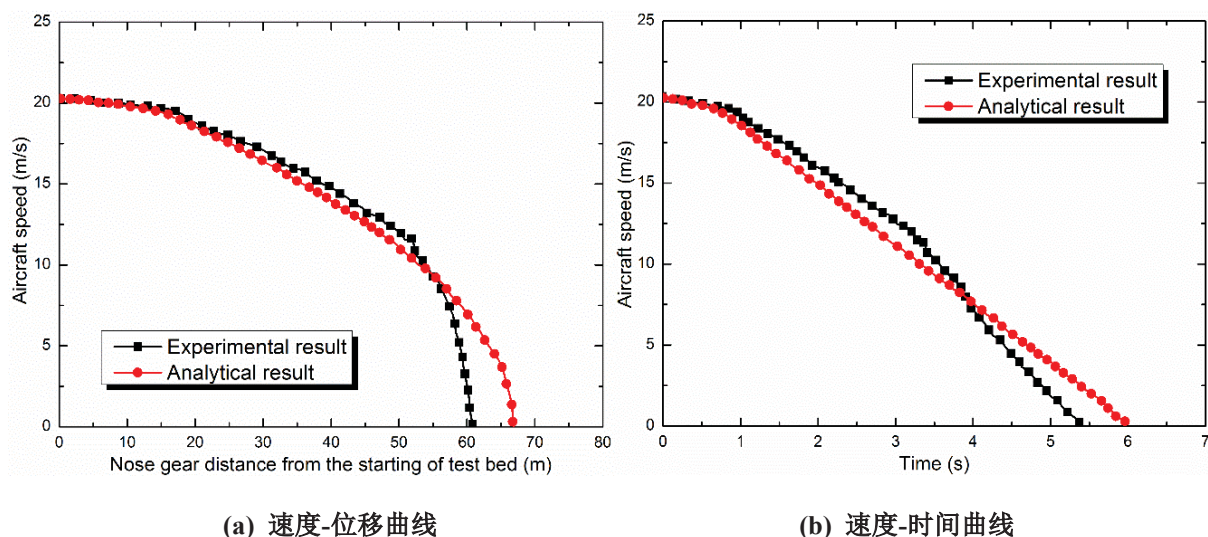


图 65 飞机拦阻实验和理论预测模型得到的速度历程曲线

图 66 给出了通过飞机拦阻实验以及理论预测模型得到的飞机在道面拦阻系统中的飞机俯仰角历程曲线，从图中可以得出：拦阻实验以及理论预测模型得到俯仰角随时间的变化曲线趋势具有很好的一致性。随着飞机前起落架进入飞机拦阻床，飞机的俯仰逐渐增加。当飞机的主起落架进入飞机道面拦阻系统之后，飞机俯仰角开始发生震荡。总体而言，从飞机拦阻实验中得到的俯仰角要比从理论预测模型中得到的俯仰角要稍大一些，而较大的俯仰角会导致飞机起落架上的机轮进入泡沫混凝土拦阻床的深度更大，最终会导致泡沫混凝土材料在飞机机轮上作用更大的水平阻力，从而会引起飞机加速度的增大，但是较大的加速度可能会对飞机乘员或者起落架结构造成严重的破坏。

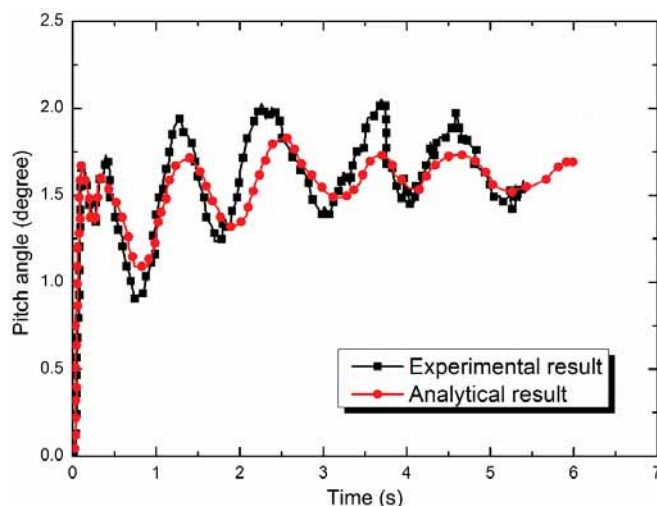


图 66 飞机拦阻实验和理论预测模型得到的飞机俯仰角历程曲线

3.5 小结

飞机道面拦阻系统的全尺寸整机拦阻实验是检验拦阻床阻滞性能的重要手段，对保障机场跑道端的安全具有决定性的作用。本章主要以波音 737-300 飞机为拦阻目标进行了全尺寸整机拦阻实验以研究泡沫混凝土道面拦阻系统的拦阻性能和验证本课题组提出的理论拦阻预测模型的有效性。对飞机道面拦阻实验的实验方案、飞机机型、飞机拦阻床的铺设、实验测量设备以及实验结果分析等进行了系统地介绍。主要得到了以下结论：

(1)、泡沫混凝土飞机道面拦阻系统能够将冲出跑道的波音 737-300 型客机安全地拦停下来，并且不会对飞机乘员或者结构造成任何损伤。在飞机拦阻过程中，起落架结构上承受的载荷在设计载荷以内。

(2)、全尺寸整机拦阻实验能够得到冲出跑道飞机在道面拦阻系统中与各种拦阻性能评估相关的参数，如飞机的运动速度历程曲线、加速度历程曲线以及拦阻过程中起落架上的各测量点的动态应变值。实验得到的结果与飞机拦阻预测结果相比，飞机速度、加速、拦停距离以及拦停时间的误差均在 10% 以内。

(3)、在飞机拦阻实验中观察到飞机前起落架的正前方在拦阻过程中由于绳索效应会产生泡沫混凝土材料的堆积，这可能会使得起落架承受的载荷过大而引起结构的破坏。

第四章 梯度道面拦阻系统的多目标优化设计

4.1 引言

基于飞机机轮-泡沫混凝土拦阻材料耦合阻力模型以及动态多刚体运动模型建立的整机拦阻预测模型可以很好地预测冲出跑道的飞机在道面拦阻系统中的运动特性，并且全尺寸波音 737-300 型飞机的整机拦阻实验结果表明泡沫混凝土飞机道面拦阻系统能够对冲出跑道的飞机进行有效地拦阻进而保护飞机乘员及结构的安全，大大增强了机场跑道端的安全性。通过飞机拦阻理论预测模型可知，飞机道面拦阻系统的阻滞性能与拦阻材料的力学性能、拦阻床的铺设厚度、飞机进入速度以及飞机的结构参数有关。一般来说，机场安装的飞机道面拦阻系统的材料或结构形式比较固定，但是不同型号的飞机以相同速度进入该道面拦阻系统后的阻滞性能可能不尽相同。例如，小型飞机要求拦阻床的铺设厚度稍薄一些，铺设厚度过大会形成较大的阻力进而可能折断飞机起落架结构；而大型飞机要求拦阻床铺设稍厚一些，这样才会形成足够的水平阻力作用于飞机机轮使冲出跑道的飞机安全地拦停下来。这种矛盾的飞机拦阻需求就必然会促进对飞机道面拦阻系统的结构或材料进行改进，以满足飞机道面拦阻系统对不同型号飞机进行安全拦阻的要求。

目前，梯度结构由于其非均匀结构，能够表现出比传统均质材料更为优越的力学性能。材料或结构的梯度设计准则与性能优化机理的结合对于指导高性能梯度材料的设计具有重要意义。本章针对当前使用的飞机道面拦阻存在的普适性问题，提出了一种能够拦阻多种型号飞机的梯度道面拦阻系统。基于上文中的压溃阻力、剪切阻力、粘附阻力以及摩擦阻力等阻力模型建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的耦合作用模型。考虑到自适应网格技术在模拟脆性泡沫局部压溃的优越性，本章中基于三维自适应有限元方法建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的 3D 有限元模型来验证梯度拦阻系统理论预测模型的有效性。结合实验设计方法、响应面代理模型以及数值模拟方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化以获得具备最佳拦阻性能的梯度道面拦阻系统。本章讨论了拦阻床的初始高度、倾斜角以及泡沫混凝土材料强度对拦阻比以及穿透深度的影响。最后基于满意度方法完成了梯度道面拦阻系统的多目标优化。

4.2 梯度道面拦阻系统的理论建模

4.2.1 飞机梯度道面拦阻系统

为了提高飞机道面拦阻系统对不同型号飞机的拦阻能力，本节提出了一种飞机梯度道面拦阻系统来增强机场跑道端的安全性。如图 67 所示，飞机梯度道面拦阻系统的几何截面沿机场跑道方向呈线性增加的，这种独特的结构设计会产生水平递增的阻滞力。对于小型飞机，机轮只碾压拦阻床的前半段即可将冲出跑道的飞机拦停下来；而对于大型飞机，如果前半段拦阻床无法顺利地将飞机拦停，机轮可以继续碾压后半段铺设较厚的飞机拦阻床，随着机轮的进一步压溃后部分较厚的泡沫混凝土材料，可以形成更大的水平阻力来拦阻冲出跑道的飞机。此外，可以通过改变该梯度道面拦阻系统的初始高度、倾斜角度以及泡沫混凝土材料强度使梯度拦阻床对冲出跑道飞机的阻滞性能最优化。

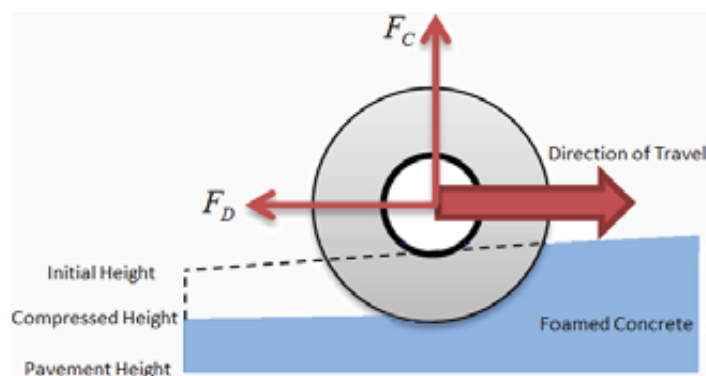


图 67 飞机梯度道面拦阻系统

按照与第二章中相同的阻力模型方法，本节的主要目标是建立飞机机轮-梯度道面拦阻系统耦合作用的理论模型。机轮进入梯度道面拦阻系统中后，当机轮作用在泡沫混凝土的载荷超过其压溃强度时机轮会压溃拦阻床，进而形成压溃阻力作用到飞机机轮使飞机平稳地减速下来。图 67 给出了飞机机轮在梯度道面拦阻系统中运动的受力示意图， F_C 表示飞机机轮在拦阻过程中承受的垂直支持力， F_D 表示飞机机轮在拦阻过程中承受的水平阻力，而其在运动过程中受到水平阻力共包括三种阻力：压溃阻力 F_{D1} 、剪切阻力 F_{D2} 、以及摩擦阻力 F_{D3} 。

4.2.2 压溃阻力

当机轮进入泡沫混凝土拦阻床后，机轮在重力作用下碾压泡沫混凝土材料进而拦阻材料发生破坏形成压溃阻力。考虑到飞机轮胎为高压轮胎，相比于低密度泡沫材料其刚度较大，并且实验结果也表明飞机轮胎的微变形对于飞机道面拦阻系统的影响较小，因

此本节将飞机机轮视为刚体。图 68 给出了机轮在梯度道面拦阻系统中滚动时的受力示意图，经过飞机机轮冲击的拦阻材料可分为两个区域：材料压实区以及材料未压实区；这两个区域对应的中心角分别为 α_1 和 α_2 ， h_0 为拦阻床的初始铺设高度， h_1 和 h_2 分别为机轮与压实区、未压实区接触弧段对应的垂直高度， R 为机轮半径。

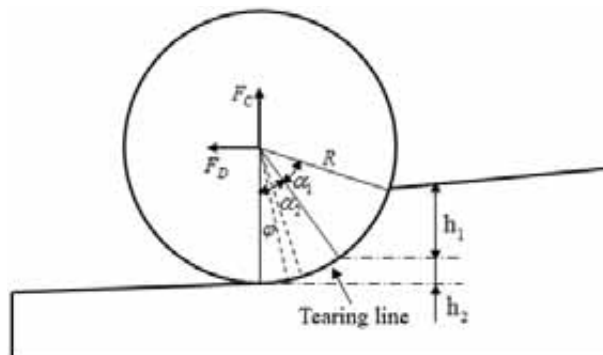


图 68 机轮在梯度床中滚动受力示意图

根据牛顿第三定律，泡沫混凝土拦阻材料作用在无限圆弧单元 $d\varphi$ 上的水平阻力可表示为：

$$dF_{D1} = \sigma_c BR \sin \varphi d\varphi \quad (4.1)$$

其中 B 是机轮宽度、 σ_c 是泡沫混凝土材料的压溃强度。

对方程(4.1)在飞机机轮与泡沫混凝土材料接触面 $(0, \varphi)$ 进行积分，由泡沫混凝土材料受压产生的压溃阻力为：

$$F_{D1} = \int_0^{\alpha_1+\alpha_2} dF_{D1} = \int_0^{\alpha_1+\alpha_2} \sigma_c BR \sin \varphi d\varphi \quad (4.2)$$

一般而言，泡沫混凝土材料在受压缩载荷作用时的应力应变曲线可分为三个区域：弹性段、平台段以及压实段。但是从泡沫混凝土材料的应力应变曲线可以看出，其弹性段的持续时间极短几乎可以忽略。因此，本节忽略泡沫混凝土材料的初始弹性段，如图 69 所示，将其应力应变曲线等效为只有平台区以及线性压实阶段，且平台区与压实区的交点对应的横坐标即为压实应变。

因此，泡沫混凝土材料应力应变曲线的简化模型可表示为：

$$\sigma_c = \begin{cases} \sigma_0 & , \varepsilon \leq \varepsilon_d \\ \sigma_0 + k(\varepsilon - \varepsilon_d) & , \varepsilon > \varepsilon_d \end{cases} \quad (4.3)$$

其中， ε 为泡沫混凝土材料的应变， ε_d 为泡沫混凝土材料对应的压实应变， k 线性压实段的斜率。

假设泡沫混凝土材料在机轮压溃过程中没有发生回弹现象，结合方程 (4.3) 以及方

程 (4.2) 即可得到机轮承受的压溃阻力:

$$F_D = \int_{\alpha_2}^{\alpha_1+\alpha_2} \sigma_0 BR \sin \varphi d\varphi + \int_0^{\alpha_2} [\sigma_0 + k(\varepsilon - \varepsilon_d)] BR \sin \varphi d\varphi \quad (4.4)$$

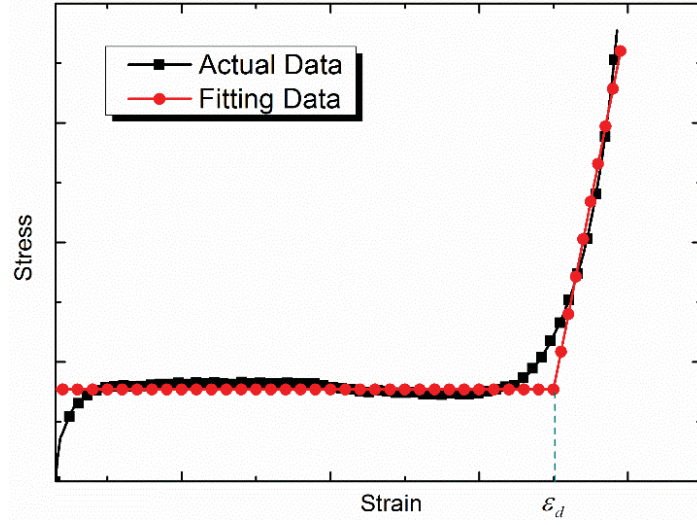


图 69 泡沫混凝土典型的应力应变曲线

根据图 68 所示的几何关系, 无限小圆弧段 $d\varphi$ 上的压缩应变可以表示为:

$$\varepsilon = \frac{\Delta h}{h} = \frac{R(\cos \varphi - \cos \alpha)}{h} \quad (4.5)$$

将方程 (4.5) 代入方程 (4.4) 中即可得到飞机机轮承受的压溃阻力 F_{D1} 。

$$F_{D1} = \sigma_0 BR [\cos \alpha_2 - \cos \alpha] + BR(\sigma_0 - k\varepsilon_d)(1 - \cos \alpha_2) + \frac{kBR^2}{4h}(1 - \cos 2\alpha_2) - \frac{kBR^2 \cos \alpha}{h}(1 - \cos \alpha_2) \quad (4.6)$$

通过相同的方法, 泡沫混凝土材料在压溃过程中施加于机轮的垂直支持力可表示为:

$$dF_{C1} = \sigma_c BR \cos \varphi d\varphi \quad (4.7)$$

对方程 (4.7) 在机轮与泡沫混凝土材料接触面 $(0, \varphi)$ 进行积分即可得到作用在机轮上的垂直载荷, 其表达式为:

$$F_{C1} = \int_0^{\alpha_1+\alpha_2} dF_{C1} = \int_0^{\alpha_1+\alpha_2} \sigma_c BR \cos \varphi d\varphi \quad (4.8)$$

将方程 (4.3) 以及方程 (4.5) 代入方程 (4.8) 中, 垂直载荷最终的表达式为:

$$F_{C1} = \int_{\alpha_2}^{\alpha} \sigma_0 BR \cos \varphi d\varphi + \int_0^{\alpha_2} [\sigma_0 + k(\varepsilon - \varepsilon_d)] BR \cos \varphi d\varphi \\ = \sigma_0 BR (\sin \alpha - \sin \alpha_2) + BR \sin \alpha_2 (\sigma_0 - k\varepsilon_d) + \frac{kBR^2 \alpha_2}{2h} + \frac{kBR^2}{4h} \sin 2\alpha_2 - \frac{kBR^2}{h} \cos \alpha \sin \alpha_2 \quad (4.9)$$

4.2.3 剪切阻力

机轮进入泡沫混凝土拦阻材料后，会沿着两个侧面剪切撕裂飞机泡沫混凝土拦阻床，图 68 给出了沿机轮轮廓撕裂泡沫混凝土拦阻床的剪切线。因此，飞机的部分动能转换为泡沫材料的撕裂能，进而可耗散冲出跑道的飞机动能，在这个过程中产生剪切力的水平分量即为剪切阻力 F_{D2} 。

$$F_{D2} = 2 \int_0^\alpha \gamma R \sin \varphi d\varphi = 2\gamma R(1 - \cos \alpha) \quad (4.10)$$

其中 γ 表示泡沫混凝土材料的单位面积撕裂能。

同样地，该剪切力的垂直分量可表示为：

$$F_{C2} = 2 \int_0^\alpha \gamma R \cos \varphi d\varphi = 2\gamma R \sin \alpha \quad (4.11)$$

4.2.4 摩擦阻力

一般而言飞机结构的重量都较大，因此，摩擦阻力对飞机在道面拦阻系统的阻滞性能有着重要的影响。飞机机轮和泡沫阻拦材料之间摩擦力包括道面摩擦力和侧面摩擦力。道面摩擦力是机轮外轮廓与泡沫材料之间的摩擦力，侧面摩擦力是飞机机轮两个侧面与泡沫材料之间的摩擦力。而在飞机拦阻过程中由于泡沫材料对机轮两个侧面的压力较小，故而侧面摩擦力可以忽略。因此，飞机机轮与泡沫阻拦材料的摩擦力可以简化为：

$$F_{D4} = \mu F_C = \mu(F_{C1} + F_{C2}) \quad (4.12)$$

其中 μ 为拦阻材料与机轮间的摩擦因子， F_C 为施加在飞机机轮上的总垂直载荷。

根据方程 (4.9) 及 (4.11) 可得到作用在飞机机轮上的总垂直载荷：

$$F_C = \sigma_0 BR (\sin \alpha - \sin \alpha_2) + BR \sin \alpha_2 (\sigma_0 - k\varepsilon_d) + \frac{kBR^2 \alpha_2}{2h} + \frac{kBR^2}{4h} \sin 2\alpha_2 - \frac{kBR^2}{h} \cos \alpha \sin \alpha_2 + 2\gamma R \sin \alpha \quad (4.13)$$

4.2.5 梯度拦阻床控制方程

根据方程 (4.6)、(4.10) 及 (4.12)，机轮在道面拦阻过程中受到的总阻力可表示为：

$$F_D = \sigma_0 BR [\cos \alpha_2 - \cos \alpha] + BR(\sigma_0 - k\varepsilon_d)(1 - \cos \alpha_2) + \frac{kBR^2}{4h}(1 - \cos 2\alpha_2) - \frac{kBR^2 \cos \alpha}{h}(1 - \cos \alpha_2) + 2\gamma R(1 - \cos \alpha) + \mu F_C \quad (4.14)$$

同理，按照方程（2.24-2.27）中所述的方法可得到作用在前起落架及主起落架上的垂直力 F_{NC} 和 F_{MC} 。

此外，根据图 68 可得出如下的几何关系：

$$h_1 = h\varepsilon_d = R - R\cos\alpha - h_2 \quad (4.15)$$

$$h_2 = R - R\cos\alpha_2 \quad (4.16)$$

将方程（4.16）代入方程（4.15）中可得到如下的关系式：

$$\cos\alpha_2 - \cos\alpha = \frac{h \cdot \varepsilon_d}{R} \quad (4.17)$$

按照 4.2.1 节中的描述，飞机梯度道面拦阻系统中铺设的泡沫混凝土材料的厚度是在发生变化的。在本章中设定为按线性梯度增长，铺设厚度的表达式为：

$$h = h_0 + s \cdot \tan\theta \quad (4.18)$$

其中 s 是飞机机轮的位移， h_0 是梯度道面拦阻系统泡沫混凝土材料的初始高度， θ 是梯度道面拦阻系统的倾角。

以飞机的主起落架为例，令 $F_{MC}=F_C$ 根据方程（4.13）、（4.18）即可得到在机轮与泡沫混凝土材料接触面上压实段以及未压实段对应的中心角 α_1 和 α_2 。将中心角 α_1 和 α_2 代入到方程（4.14）以及（4.17）中即可得到作用在飞机机轮上的水平阻力。

4.3 梯度道面拦阻系统的有限元模型

在第二章中提及过的自适应网格方法是指在计算过程中针对某些变形较为剧烈的区域，网格在迭代过程不断调节将网格细化，使网格点分布与物理解耦合，从而提高解的精度和分辨率。基于自适应网格技术能够很好地模拟脆性泡沫的局部压溃行为，在使用有限元自适应网格技术进行准静态压入实验的数值模拟过程中，实验得到的材料应力应变曲线与数值模拟得到的应力应变结果一致，验证了自适应数值建模方法的准确性。因此，本节基于 r 自适应方法建立飞机机轮-泡沫混凝土材料耦合的三维有限元模型来验证理论模型的有效性以及评估飞机梯度道面拦阻系统的阻滞性能。图 70 给出了本节中建立机轮-梯度拦阻床三维有限元模型。考虑到飞机轮胎作为高压轮胎，该模型将机轮作为刚体处理，使用 LS-DYNA 中的刚体材料（MAT24），机轮采用六面体实体单元。机轮进入泡沫混凝土拦阻床后不久即可达到稳定的滚动状态，而本文主要是为了得到稳定

段作用在飞机机轮上的阻力。因此，只需建立部分长度的梯度道面拦阻系统。在本节中梯度道面拦阻系统的长度为 6m，倾斜角为 3 度以及初始高度为 0.5m。泡沫混凝土材料的物理参数以及力学属性在第二章中已给出，泡沫混凝土采用的是 LS-DYNA 可压溃泡沫材料 (MAT63)。目前对于实体单元，在 LS-DYNA 软件中只允许对四面体单元进行网格重划分，故而泡沫混凝土材料使用四面体单元。



图 70 飞机机轮-梯度道面拦阻系统有限元模型

考虑到拦阻系统的对称性，本节建立了机轮在梯度拦阻床中滚动的二分之一模型以减小计算时间。为了保证机轮顺利地压入泡沫混凝土拦阻床，在机轮上施加了一个恒定的重力加速度，并对机轮给定 70 节的初始进入速度以及相对应的转速。

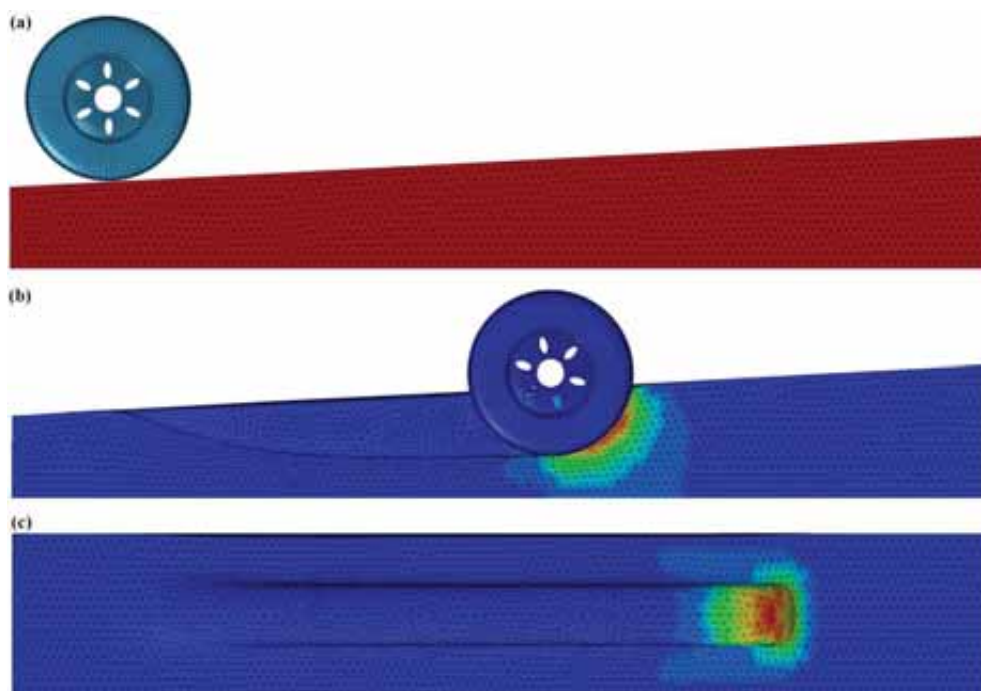


图 71 飞机机轮在梯度道面拦阻系统滚动的有限元结果

从图 71 (b-c) 可以看出，与机轮两侧面相接触的单元产生急剧的变形，主要以剪切变形和拉伸变形为主，但是位于机轮正下方的泡沫混凝土材料主要承受压缩载荷。本节中使用了网格自适应方法，在数值模拟过程中并没有出现网格畸变的现象。图 72 给出

了通过机轮-梯度泡沫混凝土拦阻床理论预测模型以及数值模拟方法分别得到作用在飞机机轮上的水平阻力以及垂直载荷,从图中可知数值模拟方法得到的结果与理论拦阻预测结果吻合得很好。随着机轮在梯度道面拦阻床中的进一步运动,机轮承受的水平阻力逐渐增加,因此该梯度道面拦阻系统可以有效地拦阻各种型号的飞机,提高了道面拦阻系统的适用性。从该图可以看出数值模拟结果要比理论预测结果稍大,这是由于理论分析模型中并没有考虑飞机机轮承受的粘附阻力,但是两者之间的误差在工程允许的范围以内。因此,本节建立的机轮-梯度道面拦阻系统是可靠的并且可以用于后文的多目标优化分析。

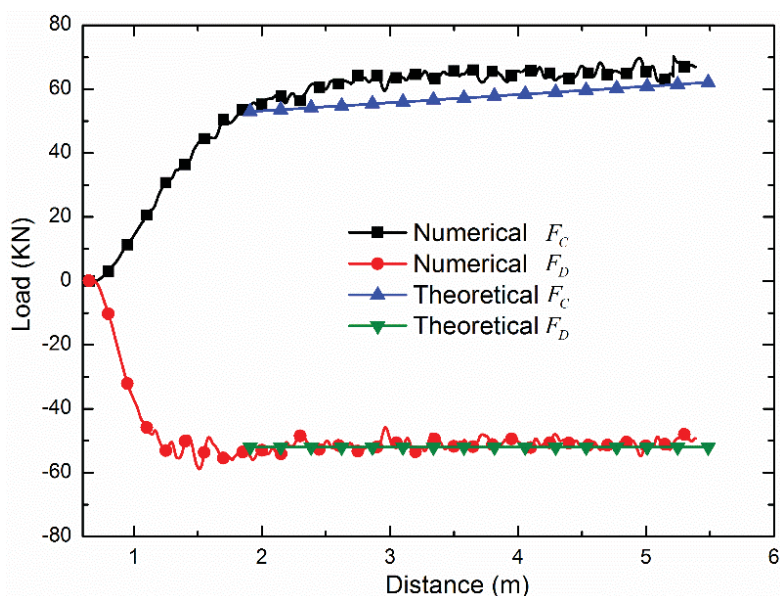


图 72 理论拦阻预测模型以及数值模拟方法得到的水平阻力以及垂直载荷

4.4 响应面模型

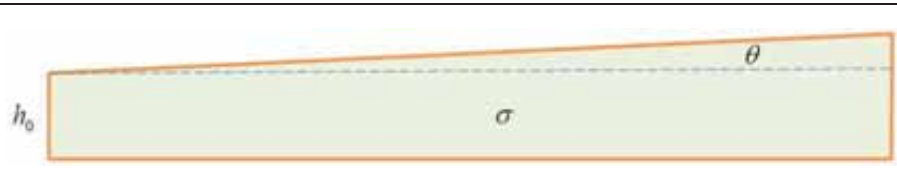
4.4.1 响应面方法

飞机梯度道面拦阻系统作为对传统拦阻床的一种改进,可针对不同冲出跑道的飞机进行安全的拦阻。但是梯度道面拦阻系统涉及的结构以及材料参数众多,目前还没有得出其最优的参数组合。因此,飞机梯度道面拦阻系统的多目标优化工作亟待开展,而其中的第一步工作就是建立合适的代理模型。代理模型通过合适的代理方法对离散数据进行拟合的数学模型,其计算量相对较小但是计算精度与高精度数学模型的计算精度非常接近,故而在进行工程设计优化时可用代理模型完成目标函数的优化工作。一般而言,建立代理模型主要包括 3 个步骤:(1)、通过相关的实验设计方法生成关于设计变量的

样本点；(2)、使用合适的高精度数学模型对生成的样本点进行分析以获得输入-输出数据；(3)、对输入-输出数据进行分析，构造出近似代理模型并基于某种方法对该代理模型进行可信度分析。

在飞机梯度道面拦阻系统的多目标优化过程中，使用的是响应面方法来构造代理模型。响应面方法^[130-132]是基于实验条件寻优的方法，非常适合于处理非线性数据的优化问题。响应面方法主要包括实验设计、代理模型的建立、模型的可靠性分析以及实验结果的最优化。为了完成梯度道面拦阻性能的结果分析以及优化，基于响应面方法建立飞机拦阻响应与设计变量之间的关系。本节选取了相关的几何参数、力学参数以及材料参数作为设计变量。基于实验设计 (DOE) 的方法来确定样本设计点^[133-135]，再根据样本设计点的计算结果来构建代理模型。因此，本节结合响应面模型方法以及有限元数值模拟技术完成飞机梯度道面拦阻系统的多目标优化分析。根据 4.3 节中建立的有限元数值模型的结果及统计学软件 Design-expert 确定样本设计点并建立响应面代理模型^[136]。该代理模型建立的梯度系统的拦阻效率与其材料参数以及几何参数的关系，最后根据该代理模型寻找梯度道面拦阻系统的最佳参数组合。

表 8 设计变量及实验设计水平



设计变量	变量编码	-1	0	1
倾斜角 (°)	A	0	3	6
材料强度 (MPa)	B	0.7	0.95	1.2
初始高度 (m)	C	0.2	0.35	0.5

4.4.2 样本设计点

Design-expert 分析软件中提供了许多进行设计点取样的方法，例如中心组合设计方法、Box-Behnken 方法以及 D 最优方法等。为了减少样本设计点的数目同时保证响应面模型的精度，本节中选取了基于三水平全因子的 Box-Behnken 方法来进行实验设计分析。表 8 给出实验设计的独立变量以及相应的实验设计水平，其中独立变量分别为拦阻床的初始高度 h ，倾斜角 θ 以及泡沫混凝土的材料强度 σ 。设计变量区间范围的选择充分考

虑了梯度道面拦阻床设计的最大范围变化。为了评估梯度道面拦阻系统的阻滞性能，本节选取阻力比以及穿透深度作为设计响应函数。其中，阻力比作为水平阻力与垂直载荷的比值，其表达式如下：

$$\text{Drag Ratio} = \frac{F_D}{F_C} \quad (4.19)$$

其中 F_D 和 F_C 分别表示作用在飞机机轮上的水平阻力以及垂直载荷。

阻力比是衡量飞机拦阻床阻滞性能的一种重要的指标，它与飞机轮胎和机场道面之间的摩擦因子类似。一般来说，阻力比越大表明拦阻系统的效率越高，但阻力比过大，飞机起落架承受的载荷过高可能导致起落架结构的破坏。根据美国联邦航空条例规定：飞机滑跑时作用在起落架上的水平极限载荷应等于垂直载荷的 0.8 倍，因此拦阻系统阻力比的最佳值为 0.8。穿透深度指的是飞机机轮进入泡沫混凝土拦阻床中的最大深度，当机轮的穿透深度较大时，作用在机轮上的载荷可能过大同样会导致起落架结构发生折断。根据实验设计选取的样本点建立相应的有限元模型进行计算分析得到对应的响应值，最终得到的穿透深度以及阻力比如表 9 所示。

表 9 实验设计矩阵

Run	θ (°)	σ (MPa)	h (m)	Depth (m)	DR
1	6	0.95	0.2	0.33	1.22
2	3	0.95	0.35	0.277	1.03
3	3	0.95	0.35	0.277	1.03
4	3	0.95	0.35	0.277	1.03
5	3	1.2	0.2	0.223	0.86
6	3	0.95	0.35	0.277	1.03
7	3	0.95	0.35	0.277	1.03
8	3	1.2	0.5	0.221	0.85
9	3	0.7	0.2	0.32	0.96
10	6	0.95	0.5	0.352	1.23
11	0	1.2	0.35	0.193	0.716
12	6	0.7	0.35	0.55	1.57
13	6	1.2	0.35	0.2549	1.03

14	0	0.7	0.35	0.302	0.82
15	0	0.95	0.2	0.165	0.594
16	3	0.7	0.5	0.409	1.24
17	0	0.95	0.5	0.247	0.817

4.4.3 响应面模型的建立

根据 4.4.2 节中基于样本设计点得到的数值模拟结果，本节着重介绍如何根据数值模拟结果构造响应面模型以及基于逐步回归法确定模型参数。其中，逐步回归法具有去除多项式中非主要模型项的功能。为了准确地获得数值结果的最佳拟合，通过统计学分析方法来确定响应面模型及其所有项的显著性水平。最终最优拟合的输出表明阻力比以及穿透深度的二次模型具备足够的精度来拟合其有限元数值模拟结果。此外，在 Design-expert 统计学分析软件中使用方差分析方法验证响应面模型的精确性。方差分析表中给出了响应方差分析结果、模型每项的显著性水平以及精度测量等，具体为 P 值、决定系数 R^2 、调整后的决定系数 R^2 、预测的决定系数 R^2 以及充足性精度。对于方差分析结果的评估，一般应遵守以下规则：调整后的决定系数 R^2 及预测的决定系数 R^2 均接近于 1，且这两个参数差值应均在 0.2 以内，模型的充足性精度大于 4，才能说明这样得到的模型较好。

➤ 阻力比响应面模型分析

表 10 给出了从响应面模型中得到的阻力比方差分析结果，其中 F 值为 203.51，表示该模型是显著的； p 值为 0.0001 表示该模型由于噪声 F 值可能发生的概率只有 0.01%。调整后的决定系数 R^2 是 0.9913，预测的决定系数 R^2 为 0.9391，这两个参数的差值在 0.2 以内。充足性精度（信号和噪声的比值）是 58.501，表示其充足性精度大于 4。因此，可以证明阻力比的二次模型较好。方差分析表表明对于阻力比，以下的参数项是最显著因素：

- (1)、倾斜角、材料强度以及初始高度的一阶效应；
- (2)、初始高度、材料强度以及倾斜角的二阶效应；
- (3)、倾斜角-材料强度、倾斜角-初始高度以及材料强度-初始高度的二阶耦合效应。

表 10 中同时给出了阻力比二阶模型的表达式，从表中设计空间的 F 值表明：阻力比影

响因素的顺序为 $A > B > AB > C > BC > C^2 > AC > B^2 > A^2$ 。从图 73 可知阻力比模型的结果具有较高的准确度。

表 10 阻力比二次模型的方差分析表

选项	平方和	均方差	F 值	p-值
代理模型	0.84	0.093	203.51	< 0.0001
A-角度	0.55	0.55	1204.13	< 0.0001
B-强度	0.16	0.16	350.12	< 0.0001
C-高度	0.032	0.032	68.89	< 0.0001
AB	0.048	0.048	103.51	< 0.0001
AC	0.011	0.011	24.71	0.0016
BC	0.021	0.021	45.8	0.0003
A ²	7.16E-05	7.16E-05	0.16	0.7046
B ²	2.78E-04	2.78E-04	0.61	0.462
C ²	0.015	0.015	33.71	0.0007
Final equation in term of actual factors				
R ²	0.9962	$D = -0.23909 + 0.26989 * A + 0.29867 * S + 4.49694 * C$ $- 0.14533 * A * S - 0.11833 * A * C - 1.933 * S * C$ $- 4.5833 * A^2 + 0.13 * S^2 - 2.6944 * C^2$		
调整 R ²	0.9913			
预测 R ²	0.9391			
充足性精度	58.501			

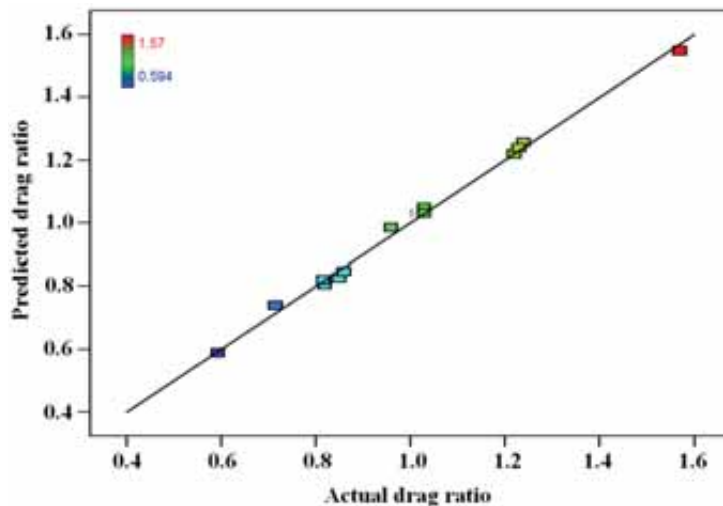


图 73 阻力比的散点图

➤ 穿透深度响应面模型分析

根据相同的方法从响应面模型中得到了如表 11 所示的穿透深度方差分析结果，模

型的 F 值为 43.41 表示该模型是显著的; p 值为 0.0001 表示该模型由于噪声 F 值可能发生的概率只有 0.01%。调整后的决定系数 R^2 是 0.9550, 预测的决定系数 R^2 为 0.7862, 这两个参数的差值在 0.2 以内。充足性精度 (信号和噪声的比值) 是 26.810, 表示其充足性精度大于 4。因此, 可以证明穿透深度的二次模型较好。

表 11 穿透深度二次模型的方差分析表

选项	平方和	均方差	F 值	p -值
代理模型	0.12	0.015	43.41	< 0.0001
A -角度	0.042	0.042	118.13	< 0.0001
B -强度	0.059	0.059	166.8	< 0.0001
C -高度	4.56E-03	4.56E-03	12.81	0.0072
AB	8.66E-03	8.66E-03	24.33	0.0011
AC	9.00E-04	9.00E-04	2.53	0.1504
BC	2.07E-03	2.07E-03	5.82	0.0424
B^2	5.06E-03	5.06E-03	14.21	0.0055
C^2	1.20E-03	1.20E-03	3.38	0.1034
Final equation in term of actual factors				
R^2	0.9775	$D=0.47641+0.094761*A-0.99812*S+1.36034*C$ $-0.06203*A*S-0.033333*A*C-0.60667*S*C$ $+0.55368*S^2-0.74977*C^2$		
调整 R^2	0.9550			
预测 R^2	0.7862			
充足性精度	26.810			

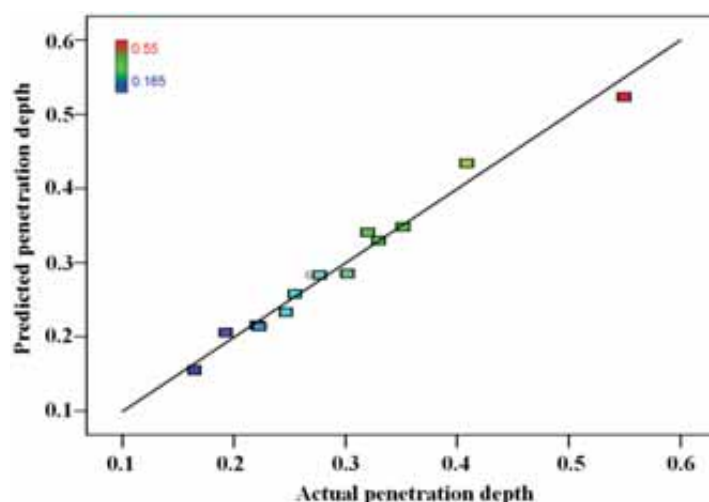


图 74 穿透深度散点图

此外, 方差分析表表明对于穿透深度, 以下的参数项是最显著因素:

- (1)、材料强度、倾斜角以及初始高度的一阶效应;

(2)、材料强度以及初始高度的二阶效应；

(3)、倾斜角-材料强度、材料-初始高度以及倾斜角-初始高度的二阶耦合效应。

表 11 中同时给出了穿透深度二阶模型的表达式，从表中设计空间的 F 值表明：阻力比影响因素的顺序为 $B>A>AB>B^2>C>BC>C^2>AC$ 。从图 74 可知阻力比模型的结果具有较高的准确度。

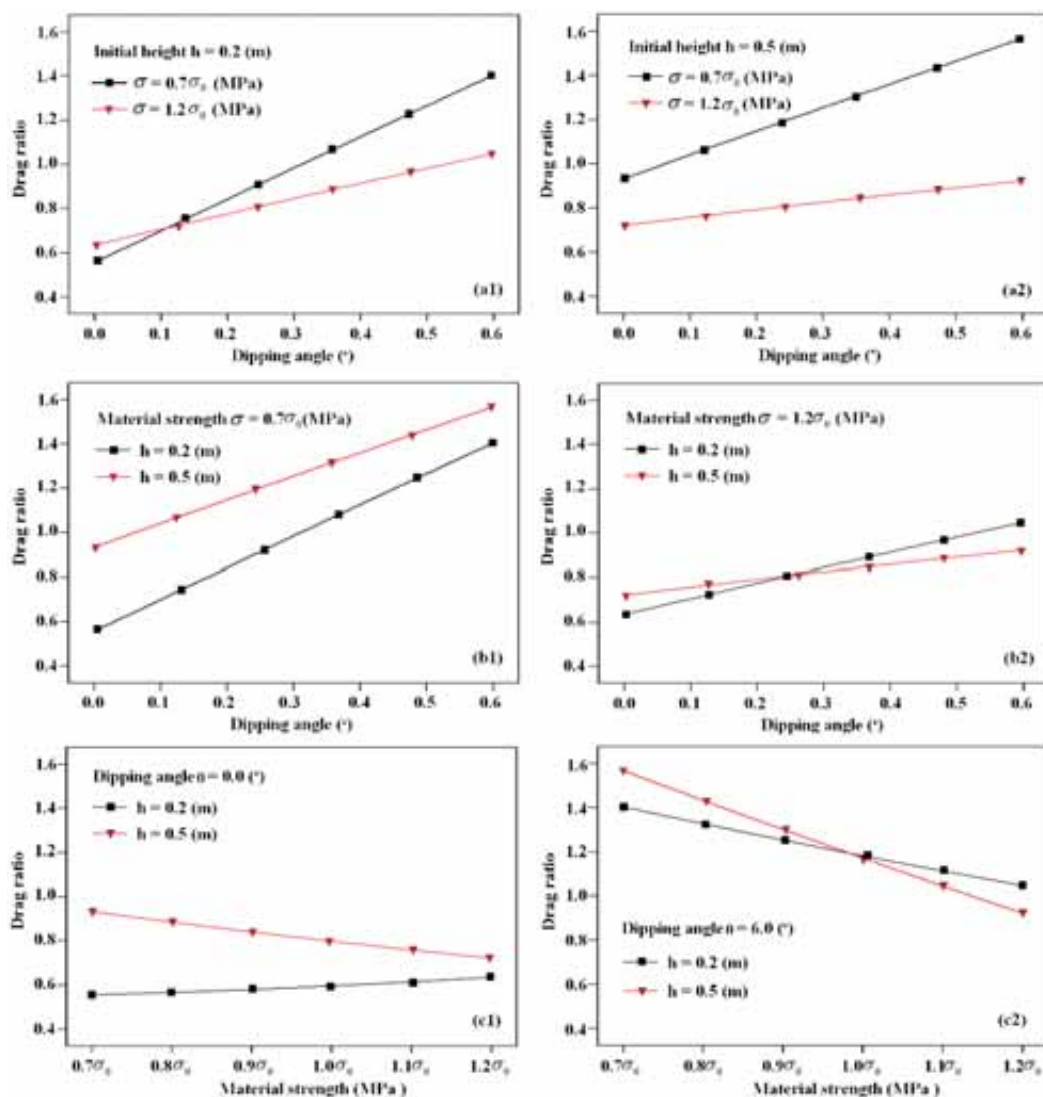


图 75 设计变量对阻力比的影响

4.5 多目标优化设计

4.5.1 设计变量对阻力比的影响

图 75 给出了倾斜角、初始高度以及材料强度之间的耦合因素对阻力比的影响，从图 75 (a1-b2) 可以看出阻力比随着倾斜角的增加而不断增大，这是由于倾斜角增大时

会导致在相同水平位置处其对应的拦阻床厚度增加，最终会引起水平阻力以及阻力比的增大。随着倾斜角的增大部分动能转化为飞机的重力势能，这有利于对冲出跑道飞机的拦阻。此外，方差分析结果表明：在上述三种设计变量中，倾斜角对梯度道面拦阻系统的拦阻效率的影响最大。从图 75 (a1) 及 (a2) 可以看出，相比于高强度泡沫混凝土材料，低强度泡沫混凝土拦阻床的阻力比更大；但是当泡沫混凝土材料强度较低并且倾斜角度较小时，低强度泡沫混凝土拦阻床的阻力比同样较低，因为此时作用在飞机机轮上的水平阻力较低。从图 75 (b1) 及 (b2) 可以看出，较厚拦阻床的阻力比要高于较薄拦阻床的阻力比，这是由于较厚拦阻床对应的穿透深度大一些，对应的水平阻力也较大最终导致较高的阻力比。但是当材料强度增大时，铺设厚度较大的拦阻床对应的阻力比反而大一些。从图 75 (c1) 及 (c2) 可以看出，总体而言随着泡沫混凝土材料强度的增加，阻力比在不断减小。

4.5.2 设计变量对穿透深度的影响

图 76 给出了初始高度、材料强度以及倾斜角对穿透深度的耦合影响，从图 76 (a) 及 (b) 可以看出随着材料强度的增加，飞机机轮的穿透深度在减小。但是倾斜角对穿透深度的影响只有在材料强度比较低时才能够体现出来，因此，可以说明材料强度对穿透深度有着最重要的影响。图 76 (c) 及 (d) 给出的是初始高度及材料强度对穿透深度的影响，穿透深度随着拦阻床初始高度的增加而增加，但是当材料强度较大时会出现相反的现象。较大的倾斜角导致梯度道面拦阻床的厚度增加，最终会引起飞机机轮穿透深度的增加。

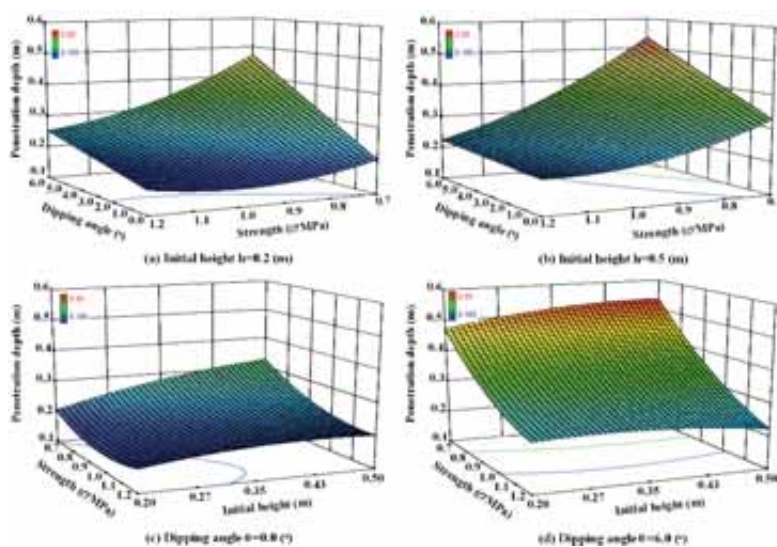


图 76 设计变量对穿透深度的影响

4.5.3 多目标优化变量

梯度道面拦阻系统的参数化分析全面地研究了拦阻床的初始高度、材料强度以及倾斜角度对拦阻效率的影响，但是并未得到一种具有最佳参数组合的道面拦阻系统。作为设计能量吸收系统的重要手段，结构优化可以为能量吸收装置的设计提供最优的参数组合以达到最佳的安全防护功能。单目标优化在许多情况下都得到使用，但是在工程应用中该方法并不实用，所以有必要同时考虑多种与结构响应相关的设计变量。因此，多目标优化常被用于解决实际的工程需求。

在飞机道面拦阻过程中起落架承受的载荷必须低于其设计载荷，联邦航空条例中给出了两种规定：（1）、飞机起落架结构必须能够承受的载荷并且不会引起结构的任何损伤；（2）、飞机起落架结构必须承受的载荷并且结构允许部分损伤但是仍具备完整承载的能力。在本节的多目标优化问题中选取的是极限强度准则，即作用在飞机起落架上的水平阻力等于其最大重量的 0.8 倍。因此，可将阻力比等于 0.8 作为优化目标。此外，为了保证飞机起落架结构的安全，机轮进入拦阻床的深度应该最小化。因此，最终的优化公式可以表示为：

$$\begin{cases} \text{Minimize} & f1 = H(\sigma, \theta, h_0) \\ & 0.8 = DR(\sigma, \theta, h_0) \\ \text{s.t.} & x(l) \leq x \leq x(u) \end{cases} \quad (4.20)$$

其中 H 和 DR 分别为穿透深度以阻力比， $x(l)$ 和 $x(u)$ 分别是设计变量的上、下限。

在生成目标函数模型时需要完成大量设计响应的计算，而这需要耗费大量的时间才能完成，故而对工程优化问题产生巨大的挑战。但是使用代理模型可以很大程度地减小计算需求。响应值可以通过对样本设计点进行插值得到，然后响应值可以用于构建代理模型，反之利用建立的代理模型可以得到在设计空间中任意点的响应值。

4.5.4 多目标优化方法

一般而言存在两种方法来求解公式（4.20）中的多目标优化问题：第一种是 Pareto 最优解方法，该方法将所有的目标单独进行分析然后得到一系列最优解，如使用遗传程序方法来寻找多目标优化问题中的 Pareto 最优解；另外一种方法如最满意度方法，这类优化方法是同时考虑各种目标然后生成一个目标函数来寻找多目标优化问题的最优解。考虑到最满意度方法的简洁性、低计算周期以及快速收敛性，本节采用最满意度方法来寻找飞机梯度道面拦阻系统的最优解。

最满意度方法结合许多响应值生成一个无量纲参数指标, 该指标称为总体满意度函数。该方法将响应值转换为无量纲的单满意度 d_i , 且其范围在(0, 1)。 d_i 值越大表示响应值越准确, $d_i=0$ 表示结果完全不可靠, $d_i=1$ 表示响应值完全可靠。可以通过对单个响应值设置不同的重要度以及权重来改变总体满意度函数, 且其重要度从最不重要的 1(+)到最终要的 5(++++)+, 其权重从 0.1 变化到 10。

针对某个最小化目标函数, 其单满意度函数的表达式为:

$$d_i = \begin{cases} 1 & y_i < T_i \\ \left(\frac{U_i - y_i}{U_i - T_i} \right)^t & T_i \leq y_i \leq U_i \\ 0 & y_i > U_i \end{cases} \quad (4.21)$$

其中 T_i 和 U_i 分别表示目标值以及响应的上限, t 表示权重系数。

针对目标函数值为某个特定大小的值, 其单满意度函数的表达式为:

$$d_i = \begin{cases} 0 & y_i < L_i \\ \left(\frac{y_i - L_i}{T_i - L_i} \right)^{t_1} & L_i \leq y_i \leq T_i \\ \left(\frac{U_i - y_i}{U_i - T_i} \right)^{t_2} & T_i \leq y_i \leq U_i \\ 1 & y_i > U_i \end{cases} \quad (4.22)$$

其中 L_i 表示响应的下限; t_1 和 t_2 权重系数, 这两个权重系数可表示相比于优化目标单个响应的重要度。

总体满意度函数 D 是所有单满意度函数的权重几何平均值, 可以评估所有响应的整体满意度, 其表达式为:

$$D = (d_1^{w_1} d_2^{w_2} \dots d_m^{w_m})^{1/\sum w_i} \quad (4.23)$$

其中 w_i 表示权重因子。

4.5.5 多目标优化结果

基于 4.4.3 节中建立的响应面代理模型来求解梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的多目标优化问题, 获取具备最小穿透深度以及指定阻力比的飞机梯度泡沫混凝土道面拦阻系统。基于满意度方法的多目标问题对应的方程式可表示为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Maximize } D = \sqrt{d_{DR} \cdot d_H} \\ \text{s.t. } \left\{ \begin{array}{l} 0.2m \leq h_0 \leq 0.8m \\ 0.7 \cdot \sigma_0 \leq \sigma \leq 1.2 \cdot \sigma_0 \\ 0^\circ \leq \theta \leq 6^\circ \end{array} \right. \end{array} \right. \quad (4.24)$$

其中针对于道面拦阻系统的阻滞性能要求，为拦阻床的初始高度、材料强度以及倾斜角度设置了合适的设计空间。在求解该多目标优化的过程中，为阻力比以及穿透深度设置了相同的重要度，但是为阻力比设置了最大的权重系数。

表 12 给出了飞机梯度道面拦阻系统的多目标优化问题的最终结果，为了得到最小的穿透深度以及最佳的阻力比效果，其对应的设计变量分别为： $h=0.20m$ ， $\theta=2.20$ 以及 $\sigma=1.11\sigma_0$ 。为了验证飞机梯度道面拦阻系统的多目标优化结果的有效性，本节基于该优化的设计变量建立有飞机-机轮梯度泡沫混凝土拦阻床的有限元模型，有限元仿真结果与响应面预测结果吻合得很好，阻力比以及穿透深度的误差分别为 3.6%以及 6.1%，均在可接受的范围内。因此，可以说明该优化结果是可信的。

表 12 飞机梯度道面拦阻系统的多目标优化结果的验证

倾斜角度($^\circ$)	材料强度(MPa)	初始高度(m)	阻力比	穿透深度(m)	满意度
2.20	1.11	0.2	0.7999	0.200526	0.95
优化结果的验证					
	预测结果	仿真结果	误差		
阻力比	0.799900	0.833	3.6%		
穿透深度(m)	0.200526	0.213	6.1%		

4.6 小结

针对目前使用的常规飞机道面拦阻系统存在的适用性问题，本章提出了一种能够拦阻多种不同型号飞机的梯度道面拦阻系统。基于单个机轮的压溃阻力、剪切阻力以及摩擦阻力等模型建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的耦合作用的理论模型。基于三维自适应有限元方法建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的 3D 有限元模型来验证梯度理论预测模型的有效性。此外，结合实验设计方法、响应面代理模型以及数值模拟方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化以获得最佳拦阻性能的梯度道面拦阻系统。分析了拦阻床的初始高度、倾斜角以及泡沫混凝土材料强度对拦阻比以

及穿透深度的影响。最后基于满意度方法完成了梯度道面拦阻系统的多目标优化，得到了具有最佳阻力比以及最小穿透深度的梯度道面拦阻系统。主要得到了如下的结论：

(1)、基于机轮单个阻力模型建立的飞机机轮-泡沫混凝土道面拦阻系统理论模型，3D 有限元数值结果与理论预测结果吻合较好，可以用于梯度道面拦阻系统的阻滞性能的预测，为梯度道面拦阻系统的设计提供理论基础。

(2)、阻力比过大会引起飞机起落架结构的失效，故而合适的阻力比必须作为飞机梯度道面拦阻系统的设计指标，而泡沫混凝土材料的强度以及拦阻床的倾斜角度对阻力比有着重要的影响。

(3)、飞机机轮压入泡沫混凝土拦阻床的深度过大会使机轮承受过大的载荷，当该载荷超过起落架的设计载荷时可能会使起落架结构发生失效，因此在进行梯度道面拦阻系统的设计时应该使压入深度尽量地小。

(4)、基于最满意度方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化，最终的优化结果表明当拦阻床的初始高度为 0.20m，倾斜角度为 2.20 度以及泡沫混凝土材料的强度为 $1.11\sigma_0$ 时，该拦阻系统具有最小的穿透深度以及最佳的阻力比。

第五章 仿生双曲波纹板道面拦阻材料及其能量吸收特性研究

5.1 引言

飞机道面拦阻系统作为机场跑道端重要的安全防护设施，可以有效地拦阻由于意外而冲出跑道的民航客机，从而避免对飞机乘员以及结构造成损伤。目前，美国工程材料拦阻公司的 EMAS 拦阻系统在全美 67 座机场的 109 条跑道上完成安装。至今飞机道面拦阻系统已经成功拦停了 12 架冲出跑道的飞机，总共有 284 名机组人员及乘客的生命安全得到了保障。因此，可以说飞机道面拦阻系统在飞机起飞和着陆阶段的安全防护方面取得了空前的成功。然而，飞机道面拦阻系统在长期的使用过程中同样也发现了不少问题。例如拦阻床表面的涂层失效、密封材料破损以及泡沫混凝土材料的老化问题，这些问题都可能引起雨水入侵进而导致飞机拦阻材料性能的退化以及飞机拦阻床的破坏。其中道面拦阻材料存在的问题尤为突出，泡沫混凝土材料长期暴晒于室外环境加剧其老化行为，并且泡沫混凝土材料的耐水性较差，遇水之后其力学性能及能量吸收特性会明显降低甚至完全丧失，最终会对飞机道面拦阻系统的阻滞性能产生不利的影响。此外，在飞机拦阻过程中机轮碾压泡沫混凝土拦阻材料，部分泡沫混凝土颗粒会在机轮冲击下从拦阻床中溢出形成大量灰尘，对环境造成很大的影响。因此，新型道面拦阻材料的研发是目前飞机道面拦阻系统发展的瓶颈。

传统的轻质结构包括圆管^[137-139]及其填充结构^[140-142]、蜂窝结构^[143-145]、点阵^[146-148]及泡沫夹心结构等均具有优异的能量吸收能力。目前基于仿生原理设计的新型轻质结构会具有更强的抗冲击力学性能，通过结构的塑性变形、粘性、摩擦或者断裂等方式将冲击能量转换为非弹性能，而在飞机道面拦阻过程中也是通过某种形式将飞机动能转换为非弹性变形能耗散。因此，可以将这些传统的能量吸收结构进行改进成为飞机道面拦阻材料。本章基于仿生的思想，受雀尾螳螂虾前肢强大的抗冲击能量吸收微结构的启发，提出了一种双曲波纹仿生夹芯板结构。通过有限元数值模拟方法研究了双曲波纹夹芯板结构在准静态载荷作用下的面外压缩力学行为。与传统的夹芯板结构相比，双曲波纹板结构具备更为优越的力学性能，更高的比吸能以及更低的初始峰值载荷，避免了在冲击过程中对被保护结构的初始损伤。此外，研究了正弦波的周期、振幅以及结构厚度对双曲波纹板耐撞性的影响，有利于获得最优的结构参数，得到能量吸收最佳的双曲波纹板结构。

5.2 仿生双曲波纹板的几何构造

经过长达 45 亿年的不断进化以及优胜劣汰，自然界中物种结构具备的功能已经尽善尽美，实现了结构与功能的完美融合。基于仿生原理的新材料设计为新型结构制造或材料合成提供了全新的途径。目前，向自然学习是研发新型结构及材料的重要源泉。仿生学是数学、生物学、物理学以及工程技术学等学科相互结合形成的新兴学科，利用自然界物种中存在特殊微结构来指导新型材料或结构的研发。仿生新型材料的设计及制备方法可总结为两种思路：（1）、通过设计制备与生物材料微结构类似的新型材料以替代天然材料所需完成的功能；（2）、仿造自然界中生物微结构的形态以制备人类所需的新材料。例如，海螺壳拥有极其坚硬的外壳，该外壳由三层组成，最外层是粗糙的硫化铁，中间层由有机物组成，最里层是钙化物。基于 3D 打印技术，Gu^[149]等复制拥有这种微结构的复合材料（如图 77a 所示）。当经受落锤试验时该材料能有效防止裂纹扩展，比没有海螺状结构的材料好 85%，比传统的纤维复合材料也好 70%。Mao^[150]等通过介观尺度的“组装与矿化”，在预先制备的层状有机框架上进行矿化生长，模拟软体动物体内珍珠层的生长方式和控制过程，成功制备了毫米级厚度的珍珠层结构块状材料（如图 77b 所示）。所得人工材料的化学组成和多级有序结构与天然珍珠层高度相似，极限强度和断裂韧性也可与其相提并论。

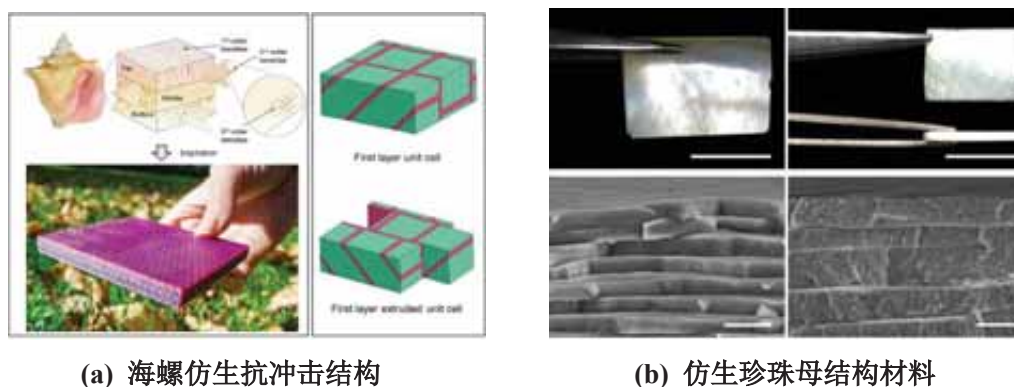


图 77 典型的仿生合成材料

许多自然界生物为新型低密度、高强度及高能量吸收能力复合材料的设计提供灵感。如图 78a 所示，雀尾螳螂虾是一种分布于印度-西太平洋的热带海域、关岛至东非的印度-西太平洋热带海域、中国南海及台湾海域的海洋生物。作为捕食和御敌的利器，雀尾螳螂虾的第二对颚足非常发达，其捕肢最前端呈单刺状，最末端如锥子般尖锐，其根部则凸起加厚（如图 78b）。当它折叠起来时，加厚的部位如锤子一样击碎甲壳类、贝类、螺类等动物的硬壳；当它伸展开时，又可以轻松刺穿动物的软组织。雀尾螳螂虾的猎食范

围非常广泛，包括虾蟹类、鱼类、贝类和螺类等背着甲壳的动物，最常吃的是甲壳类的动物，通常这类防御力颇高的动物会让没有办法破坏硬甲壳的掠食者悻悻离去，而雀尾螳螂虾却是这些动物最大的公敌。雀尾螳螂虾攻击猎物时，可在五十分之一秒内将捕肢的前端弹射出去，最高时速超过 80 千米每小时，加速度超过 5.588 毫米口径的手枪子弹，可产生最高达 60 千克的冲击力，瞬间由摩擦产生的高温甚至能让周围的水冒出电火花。此外，雀尾螳螂虾的前肢重量轻且耐冲击，大约在敲击 5 万次后才会损坏^[151]。因此，可以通过复制雀尾螳螂虾前肢的微结构来设计冲击防护装置，提高传统轻质结构的抗冲击能力以及损伤容限能力。图 78c 给出了雀尾螳螂虾前肢的微观结构图，其冲击区主要由较薄的冲击面和较厚的冲击层组成，而其冲击层是由双向高度有序的正弦式结构组成。正是这种双向正弦式波纹微结构的存在而提高了前肢应力重现分布的能力以及面外刚度。此外，这种双曲波纹式界面增加了裂纹传播的路径长度，从而提高了其能量耗散能力。

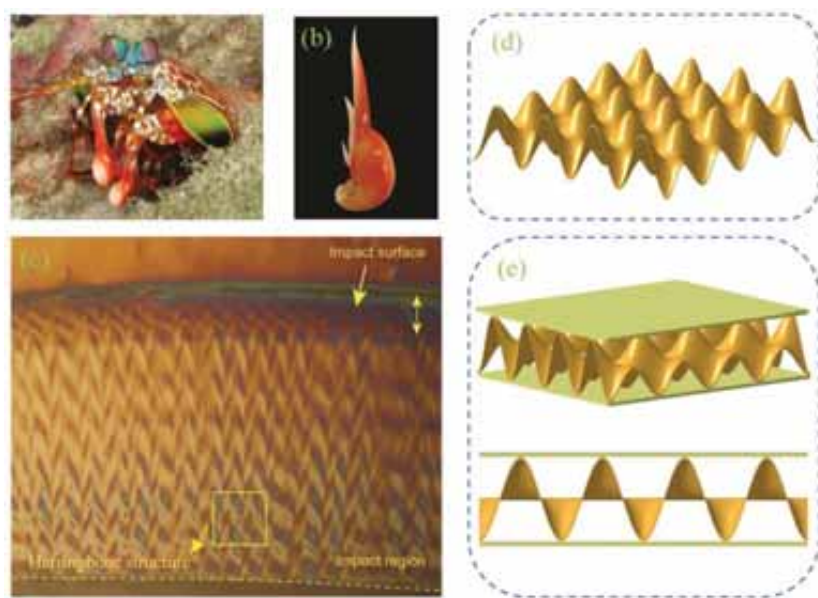


图 78 仿生双曲波纹板结构的设计过程

基于仿生设计的原理，本章提出了一种新型仿生双曲波纹夹心板结构，可提高夹芯板的抗冲击能力。图 78d 给出了基于雀尾螳螂虾前肢的人字形结构设计的双曲波纹板结构，而最终得到的双曲波纹夹芯板结构如图 78e 所示，其结构主要由上层面板、中间双曲波纹板结构以及下层面板构成。其中上、下层面板替代了雀尾螳螂虾中冲击面的功能，而双曲波纹板结构发挥着雀尾螳螂虾中抗冲击层的冲击防护功能。为了设计出拥有这种特殊双曲波纹排列的仿生结构，只需要对一个平面施加复杂的双曲波纹扰动，最终得到的关系式为：

$$Z(x, y) = f \cdot \left[\cos\left(\frac{\pi \cdot n_y}{L_1} x\right) - \cos(\pi \cdot n_x) \right] \cdot \cos\left(\frac{2\pi \cdot n_y}{L_2} y\right) \quad (5.1)$$

其中 x 和 y 分别表示变换前平面内的横坐标以及纵坐标, $Z(x, y)$ 表示平面经过面外双曲扰动之后的面外方向上的坐标, n_x 以及 n_y 分别沿 X 轴方向以及沿 Y 轴方向完整正弦波的个数, L_1 和 L_2 分别为波纹板的长度以及宽度, f 为正弦波的振幅。

5.3 仿生双曲波纹板的有限元模型及实验验证

5.3.1 有限元建模

本节基于显式非线性有限元软件 LS-DYNA 建立了仿生双曲波纹夹芯板在准静态面外单轴压缩载荷下的数值模型。为了体现出双曲波纹夹芯板优异的力学性能, 本节同样建立了如图 79 所示的三角形波纹夹芯板以及正弦波纹式夹芯板结构在相同加载条件下的有限元模型, 其中图 79a1 与 a2 为三角形夹芯板, 图 79b1 与 b2 为正弦式波纹夹芯板, 图 79c1 与 c2 为仿生波纹夹芯板。为了便于比较其力学性能, 这三种类型的波纹夹芯板具有相同的材料属性, 长度均为 48mm, 宽度均为 48mm, 波纹周期均为 12mm, 波纹的振幅均为 5mm, 波纹板的厚度均为 0.2mm。夹芯板的材料均采用 1060 铝合金, 具有较高的比强度以及比刚度。按照 ASTM 标准进行了 1060 铝合金标准的拉伸材料实验, 图 80 给出了通过拉伸实验得到的 1060 铝合金应力应变曲线, 同时给出了拉伸试验件的标准尺寸, 表 13 中给出了 1060 铝合金相关的力学参数。

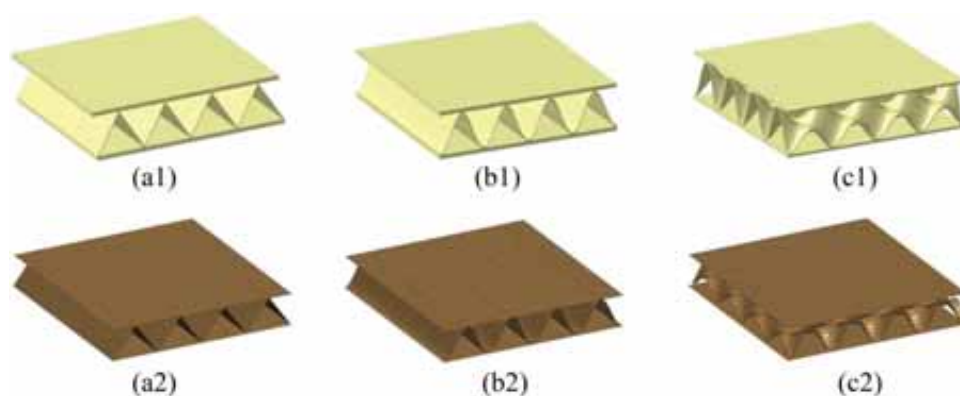


图 79 不同夹芯板结构的几何级有限元模型

表 13 1060 铝合金材料的基本力学参数

密度	弹性模量	泊松比	屈服应力	极限应力
2700 kg/m ³	68 GPa	0.33	65 MPa	74 MPa

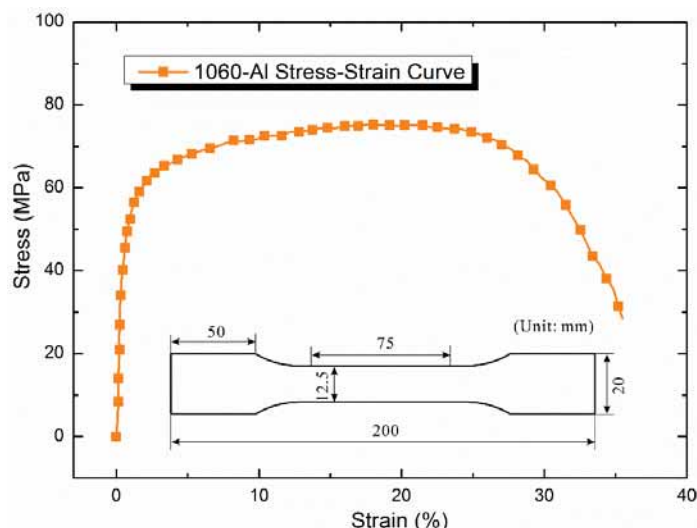


图 80 1060 铝合金材料拉伸实验结果

根据图 79 所示的几何结构分别建立了三角形波纹夹芯板、正弦波纹夹芯板以及双曲波纹夹芯板的有限元模型，结果如图 81 所示。不同的波纹夹芯板分别位于上、下两个刚性板之间，上方的刚性板以 2mm/min 恒定的速度垂直向下压缩波纹夹芯板，而下方的刚性板在模拟过程始终保持固定不动。上、下两个刚性板均采用 8 节点实体单元，而波纹夹芯板采用的是 4 节点 Belytschko-Tsay 壳单元，这种类型的壳单元在面内有 1 个积分点而沿厚度方向上有 5 个积分点。此外，采用了基于刚度的沙漏控制和减缩积分单元以避免零能模式以及体积锁定。采用自动单面接触来模拟波纹板自身的接触行为，采用自动面-面接触来模拟上、下刚性板与波纹夹芯板之间的接触行为。为了确定合适的网格大小以满足减少计算时间以及保证模型精度的要求，本节进行了网格收敛性分析最终选取了 $0.3\text{mm}\times 0.3\text{mm}$ 网格大小。

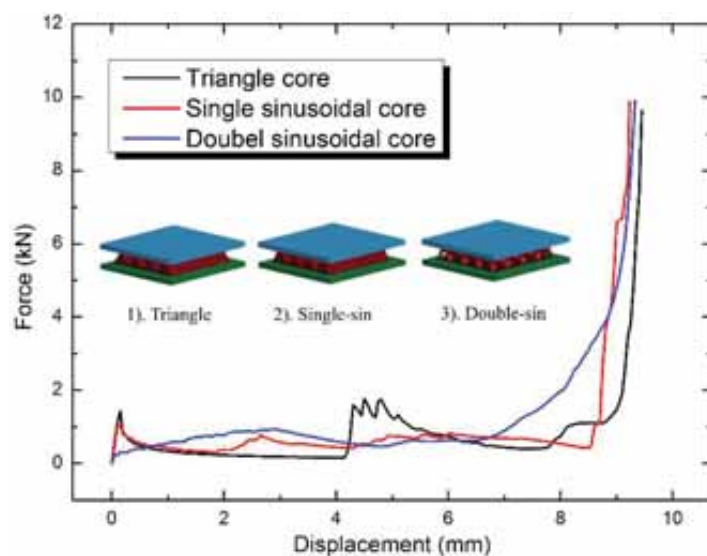


图 81 三种波纹夹芯板对应的载荷位移曲线

图 81 给出了三种波纹夹芯板在准静态压缩条件下的载荷位移曲线。三角形波纹板在压缩过程中会出现两次峰值载荷，这是由于三角形波纹板在承受压缩载荷时，如图 82(A1)所示芯层板的屈曲会产生一个峰值载荷。在每个倾斜的芯层板中间形成塑性铰，而这个塑性铰会将每个倾斜的芯层板分成两部分，这两部分芯层板会绕该塑性铰转动，当下部分芯层板转动至于下层面板垂直时会再次发生屈曲（如图 82(A3)），此时会再次产生一个较大的峰值载荷。对于正弦波纹夹芯板只会在芯层与上下面板接触位置产生塑性铰，中间的芯层会一直保持转动直至正弦波纹夹芯板被完全压实，在压缩过程中并不会产生二次峰值。相比于三角形波纹夹芯板以及正弦波纹夹芯板，双曲波纹板在准静态压缩过程中的载荷位移曲线更为平滑稳定，而且双曲波纹板承受初始峰值载荷更小（如图 83 所示）。对于实际工程应用中的能量吸收装置，如果初始峰值载荷过大会对被保护的结构造成严重的初始损伤，故而具备较低初始峰值载荷的双曲波纹板可有效地降低被保护目标受损伤的风险。此外，作为衡量结构或材料能量吸收能力的重要指标，比吸能表示单位质量工程结构吸收的总能量，其表达式为：

$$SEA = \frac{EA}{m} \quad (5.2)$$

其中 m 表示该结构的总质量， EA 表示在冲击过程中结构吸收的总能量，其表达式为：

$$EA = \int_0^d F(x) dx \quad (5.3)$$

其中 $F(x)$ 是在冲击过程中作用在结构上的载荷， d 为达到压实前结构的有效变形。

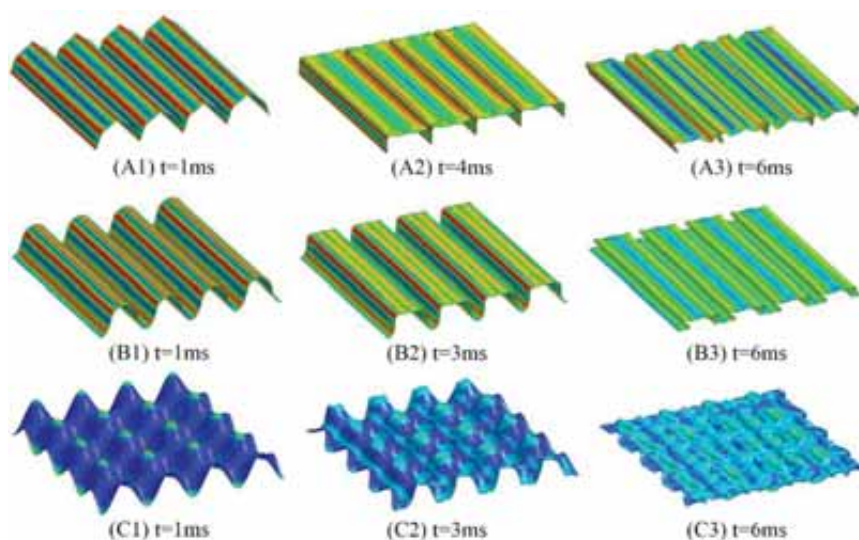


图 82 各波纹夹芯板的失效模式：(A1-A3) 三角形波纹夹芯板；
(B1-B3) 正弦波纹夹芯板；(C1-C3) 双曲波纹夹芯板

图 83 给出了三角形波纹夹芯板、正弦波纹夹芯板以及双曲波纹夹芯板的能量吸收性能比较。从图中可以看出相比于其它两种波纹夹芯板结构，双曲波纹夹芯板的比吸能有很大提高，故其能量吸收性能更好。原因可以从图 82 给出的三种夹芯板在准静态压缩载荷作用下不同阶段的应力云图得出，对于三角形波纹夹芯板和正弦波纹夹芯板只会在波纹板的顶点或者中间产生塑性铰，但是双曲波纹夹芯板的特殊性在于其存在双向曲率以及各种凸起部分，导致该结构更容易产生较大的塑性集中区以及产生局部化变形。从图 82C 中可以看出在双曲波纹夹芯板结构中每一个凸起的顶点位置均会产生一个塑性铰，这样使得更多的材料参与到能量吸收的过程中，进而该结构能够消耗更多的能量，所以双曲波纹板的能量吸收性能要优于三角形夹芯板以及正弦式波纹夹芯板。

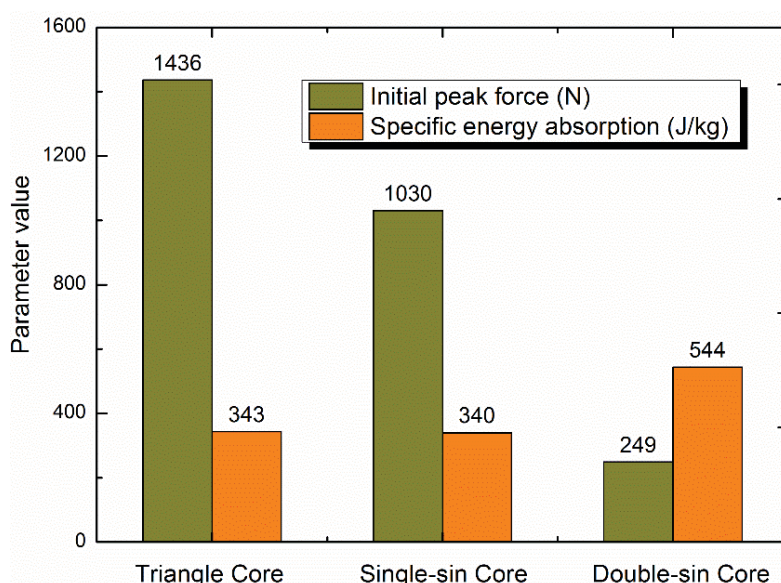


图 83 各波纹夹芯板结构的能量吸收性能比较

5.3.2 有限元结果验证

目前的加工方法很难制备出本章中提出的仿生双曲波纹夹芯板结构，但是，当 $n_y=0$ 时，双曲波纹板的几何特征就会演变为余弦波纹夹芯板，而余弦波纹夹芯板的几何特征又与三角形波纹夹芯板的几何特征极为相似。因此，考虑到波纹夹芯板的加工难易程度，本节选用三角形波纹夹芯板作为实验对象来验证有限元模型的有效性。三角形波纹板是采用 1060 铝合金在如图 84a 所示的模具模压制备而成。考虑到三角形波纹板厚度的影响，该模具上部分的几何特征与其下部分的几何特征稍有不同。然后通过强粘结剂将三角形波纹板与上、下铝合金面板粘接组装成。最终制备得到的三角形波纹板结构如图 84b 所示。三角形波纹夹芯板的单轴压缩实验在如图 84c 所示的 MTS 材料试验机上进行，

其加载速率为 1mm/min。图 85 给出了三角形波纹夹芯板准静态压缩实验与有限元仿真得到的载荷位移曲线比较，从图中可以看出有限元模拟结果与压缩实验结果吻合较好。因此，本节中建立的三角形波纹夹芯板准静态压缩有限元模型是可靠的，可用于双曲波纹夹芯板耐撞性的研究。

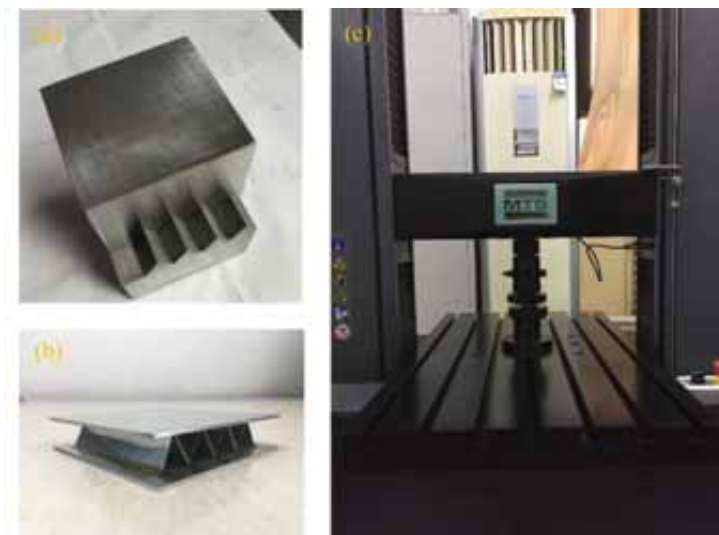


图 84 三角形波纹夹芯板的准静态面外压缩实验：(a) 三角形波纹夹芯板加工模具；
(b) 三角形波纹夹芯板结构；(c) MTS 材料试验机

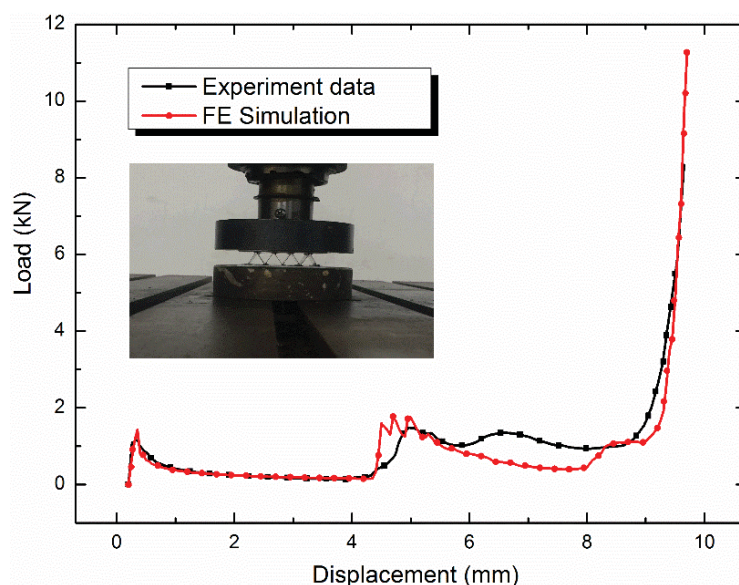



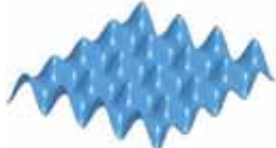
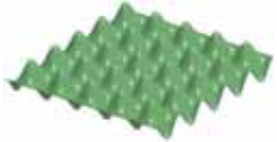

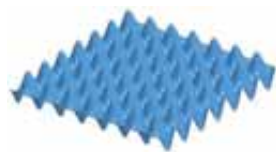








图 85 准静态压缩实验与有限元仿真得到的载荷位移曲线比较

5.4 仿生双曲波纹板的参数化分析

上节通过波纹夹芯板准静态压缩实验与有限元仿真得到的载荷位移曲线进行了比

较并得到非常一致的结果，因此，本节的主要内容是基于该有限元模型来研究仿生波纹夹芯板结构的耐撞性研究。表 14 给出了本节参数化分析中双曲波纹板所有的几何结构特征，包括波纹的振幅、波数以及波纹板厚度。本节对双曲波纹板引入一种命名规则 NmA_n ，其中 N 和 A 分别表示波数以及波纹的振幅，而 m 和 n 分别表示波数大小以及振幅大小。在本章中如果没有特殊说明，双曲波纹板结构的厚度为 0.2mm 。首先分析双曲波纹板的失效模式变化，然后再研究波纹振幅、波数以及结构厚度对双曲波纹板能量吸收性能的影响。

表 14 不同双曲波纹夹芯板结构的几何特征

		双曲波纹板几何构型				
波数	三波		四波		五波	
	六波		七波		八波	
振幅	$A=3\text{mm}$		$A=4\text{mm}$		$A=5\text{mm}$	
	$A=6\text{mm}$		$A=7\text{mm}$		$A=8\text{mm}$	
厚度	 $t=0.2, 0.3, 0.4, 0.5\text{mm}$					

5.4.1 准静态压溃载荷的失效模式

本节主要研究双曲波纹夹芯板结构在准静态压缩载荷作用下失效模式的变化,图 86 给出各夹芯板的数值仿真结果,其变形过程最终可总结为三种典型的失效模式,即全褶皱模式、过渡模式以及整体屈曲模式。如图 86(a-c)所示, N4A4 双曲波纹板在准静态压缩载荷作用下为典型的全褶皱失效模式,同时给出了该波纹板单胞变形失效过程,从图 86a 可知双曲波纹板在承受压缩载荷时,每个顶点位置会产生应力集中。随后在波峰与波谷位置会观察到出现凹痕,波峰位置产生的凹痕沿着垂直方向向下扩展,而波谷位置的凹痕沿着垂直方向向上扩展。最终,当双曲波纹板加载到最大位移时每个波峰位置与波谷位置均产生了剧烈的变形。

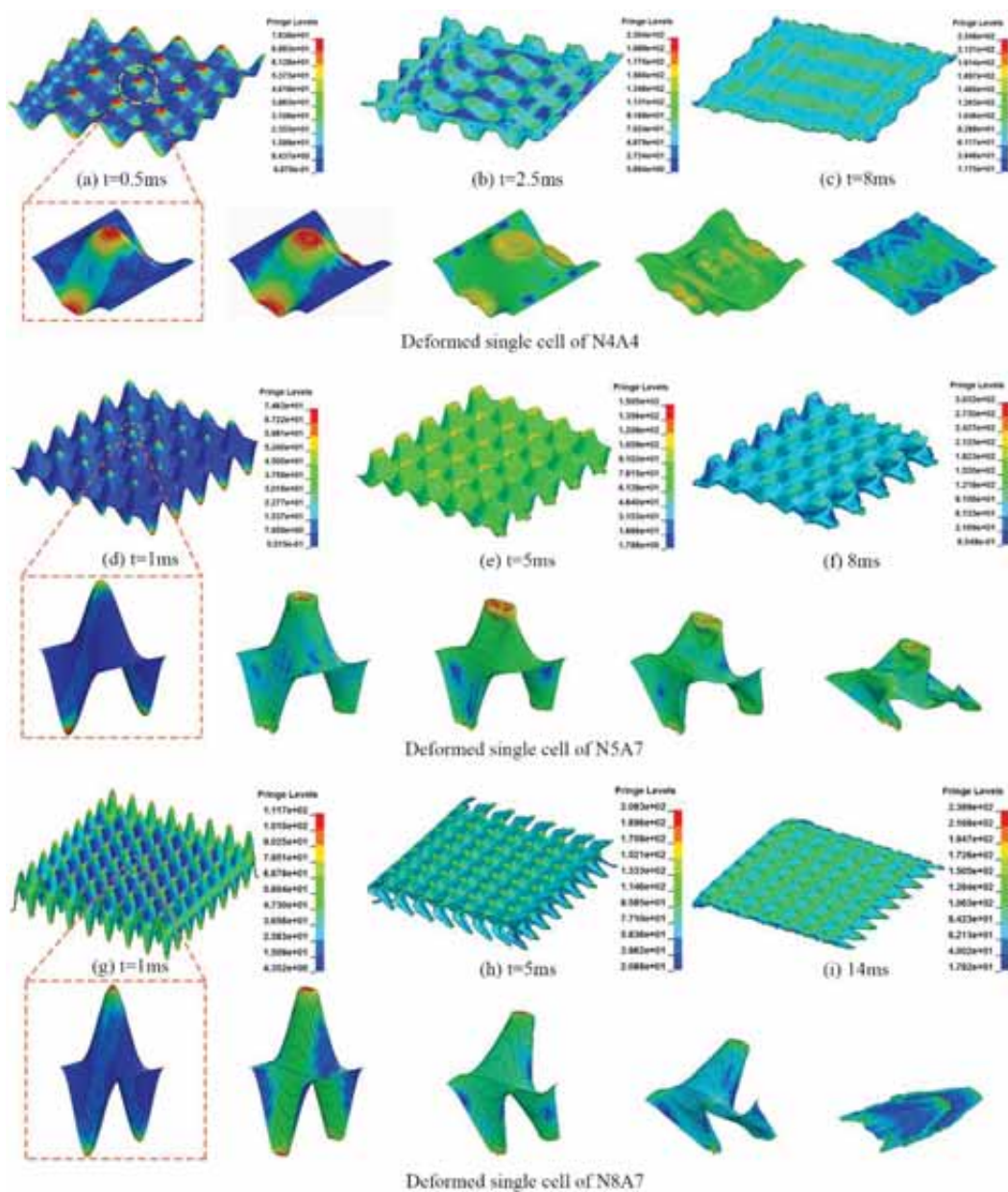


图 86 双曲波纹板三种典型的失效模式

图 86(d-f)给出了 N5A7 双曲波纹夹芯板的失效模式以及其对应最小单胞结构的变形过程，从图中可以看出该波纹板最初的失效模式为渐进式褶皱失效，随着结构进一步压缩，失效模式转变为整体屈曲模式。此外，图 86(g-i)给出了 N8A7 双曲波纹夹芯板的失效模式以及其对应最小单胞结构的变形过程，其波纹振幅为 8mm。同渐进式褶皱模式类似，压缩加载的初始阶段会在双曲波纹板的波峰与波谷位置会产生应力集中。但是随后如图 86h 所示产生了整体屈曲模式且上、下波纹芯层会绕其中心轴发生转动，直至上、下波纹芯层产生接触。当进一步加载时其受力特征就类似于圆管承受横向压溃载荷^[152]，此后双曲波纹板仍然能够承受压缩载荷直至完全压实，该双曲波纹板最终的变形模式如图 86i 所示。显然双曲波纹板结构的失效模式与其几何特征有关，对于比较“平坦”的双曲波纹板结构会产生渐进式褶皱失效模式，而对于比较“尖锐”的双曲波纹板结构会产生整体失效模式。这种现象可以解释为在双曲波纹板中的每个“锥面”与圆管承压时极为相似，对于长径比较大的圆管容易发生整体屈曲，但是对于长径比较小的圆管容易发生渐进式褶皱失效。不同的是在双曲波纹板中的每个“锥面”的失效模式分析中通过波纹周期与振幅的比值 T/A 来判定。为了确定双曲波纹板的失效条件，图 87 给出了不同周期及不同振幅的双曲波纹板的失效模式分布。当 $T/A > 1.5$ 时双曲波纹板发生渐进式褶皱失效；当 $1.3 < T/A < 1.5$ 时发生过渡失效模式；当 $T/A < 1.3$ 时发生整体屈曲模式

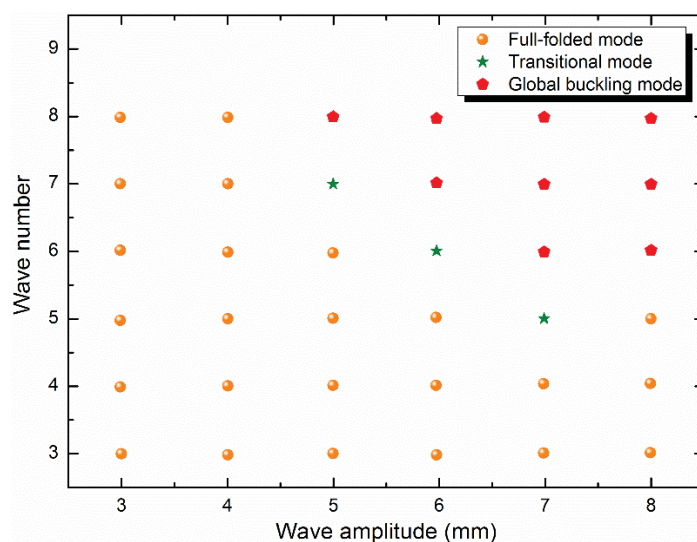
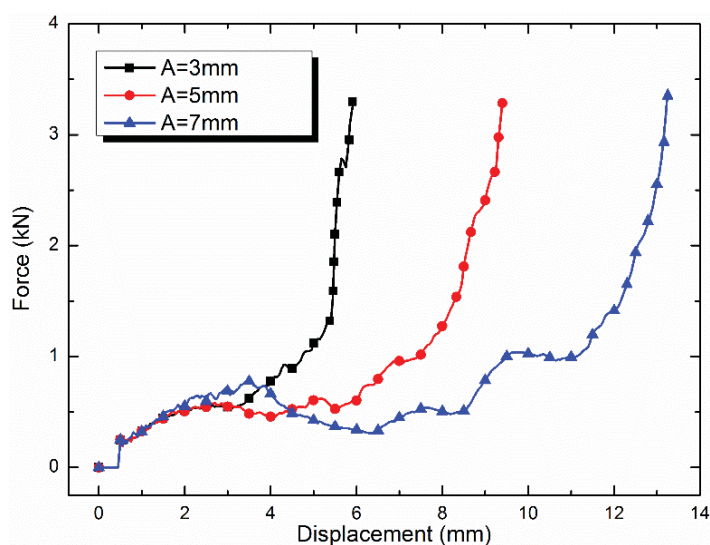


图 87 双曲波纹夹芯板失效模式分布图

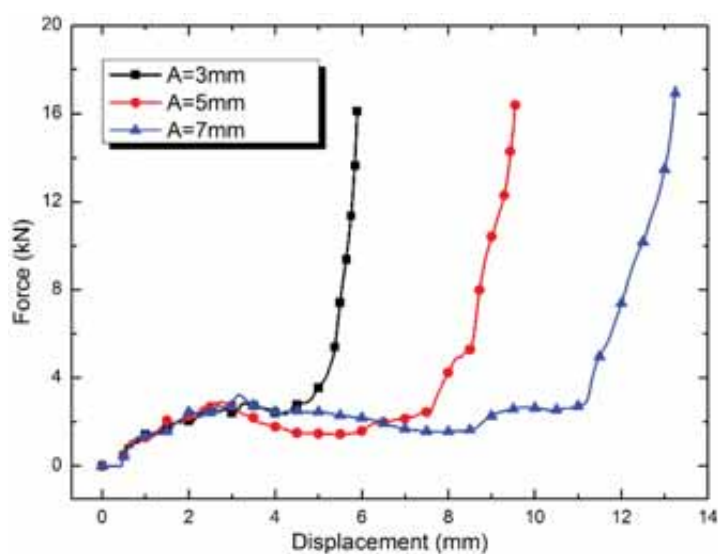
5.4.2 振幅对能量吸收性能的影响

本节主要基于 5.3.1 节中建立的双曲波纹板有限元模型研究波纹振幅对双曲波纹板压缩性能的影响。图 88a 给出了沿结构横向及纵向均有三个完整正弦波的双曲波纹板在

准静态载荷作用下的载荷位移曲线，双曲波纹板的力位移曲线大致可分为三个阶段：(a) 线弹性阶段；(b) 近似的平台段；(c) 压实段。这种载荷位移曲线与 Gibson 模型描述的泡沫本构关系非常相似，但是在初始弹性段后不同振幅的双曲波纹板对应的载荷位移曲线有着不同的变化。对于 $A=3\text{mm}$ 的双曲波纹板由于出现的渐进式失效模式使得力位移曲线出现了近似的线性硬化现象；对于 $A=5\text{mm}$ 的双曲波纹板，其载荷位移曲线有着较好的平台区；对于 $A=7\text{mm}$ 的双曲波纹板，由于出现了整体屈曲失效模式会出现软化的现象。图 88b 给出了有六个完整正弦波的双曲波纹板的载荷位移曲线，其中当 $A=5\text{mm}$ 和 $A=7\text{mm}$ 时均会由于波纹振幅过大引起双曲波纹板发生整体屈曲的行为，最终体现在其载荷位移曲线出现载荷减小的现象。



(a) 三波双曲波纹板载荷位移曲线



(b) 六波双曲波纹板载荷位移曲线

图 88 不同振幅的双曲波纹板在准静态压溃下的载荷位移曲线

图 89 给出了当波数 $N=3, 4, 5, 6, 7$ 以及 8 时，双曲波纹板结构的比吸能随着振幅的变化趋势。从图 89a 和 89b 可以看出当波数为 3 和 4 时，双曲波纹板结构的比吸能随着振幅的增加而增加，这是由于此时振幅较小，在结构承受压缩载荷的过程中产生了渐进式褶皱失效模式，最终导致比吸能随着波纹振幅的增加而增加。但是在图 89c-f 中当振幅超过 6mm 时，波纹振幅的进一步增加会导致比吸能的减小，这是由于振幅较大对应的较小 T/A 而发生了整体屈曲失效模式，故而使得双曲波纹板结构的能量吸收能力降低。特别是当波数 $N=8$ 而振幅超过 6mm 后，双曲波纹板结构由于其整体屈曲使得波纹板的比吸能出现明显下降。

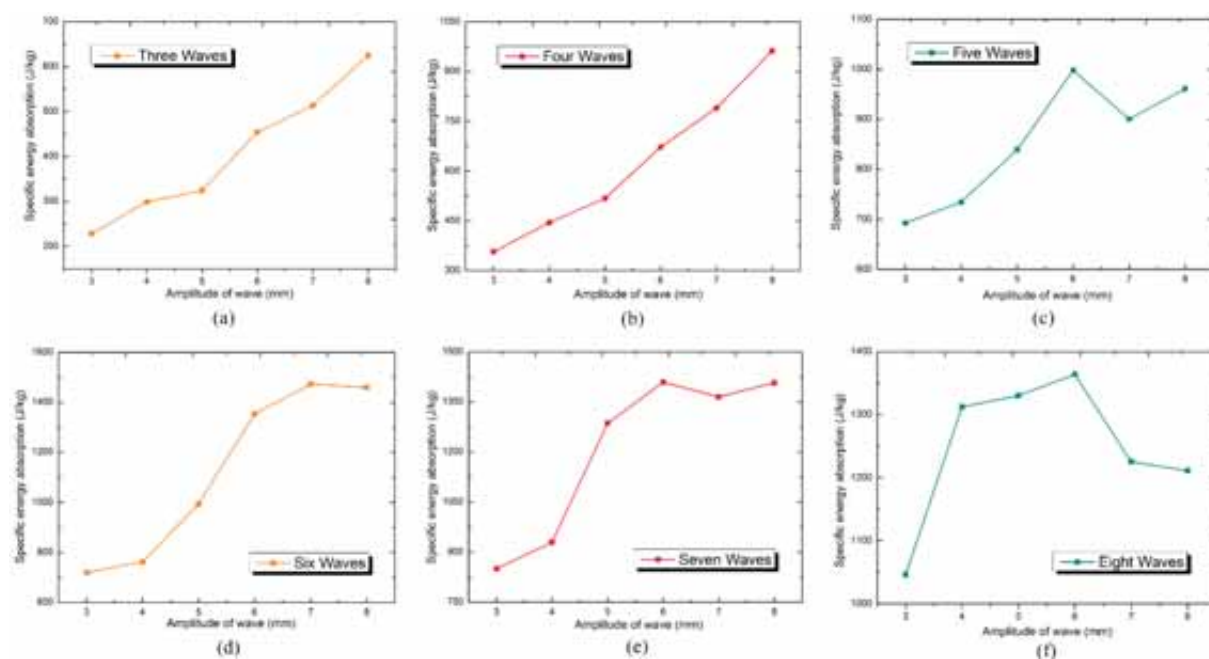


图 89 双曲波纹板比吸能随波纹振幅的变化：(a) $N=3$ ；(b) $N=4$ ；
(c) $N=5$ ；(d) $N=6$ ；(e) $N=7$ ；(f) $N=8$ ；

5.4.3 波数对能量吸收性能的影响

本节主要研究波纹数目对双曲波纹板压缩性能及能量吸收行为的影响，分别进行了 $A=3\text{mm}, 4\text{mm}, 5\text{mm}, 6\text{mm}, 7\text{mm}$ 以及 8mm 时不同波数的双曲波纹板结构准静态压缩行为的有限元模拟。图 90(a-f)给出了不同波数的双曲波纹夹芯板的载荷位移曲线，从图中可以看出，对于沿结构的横向以及纵向均为三波的双曲波纹板结构，其力位移曲线的平台区载荷保持不变或者是有着轻微的增加，很明显对于所有 $N=3$ 双曲波纹板均发生渐进式褶皱失效模式。但是对于 $N=6$ 或 8 的双曲波纹板，其平台区承受的载荷均是先增加到某个峰值载荷，然后出现了结构软化的现象。这是由于随着波数的增加 T/A 会小于 1.3

进而发生整体屈曲失效，特别是在波纹振幅与波纹数目均较大的时候更容易出现整体屈曲失效模式，如图 90f 所示当 $A=8\text{mm}$ 且 $N=8$ 时，双曲波纹板承受的载荷会出现瞬间失效且其平台载荷非常低。

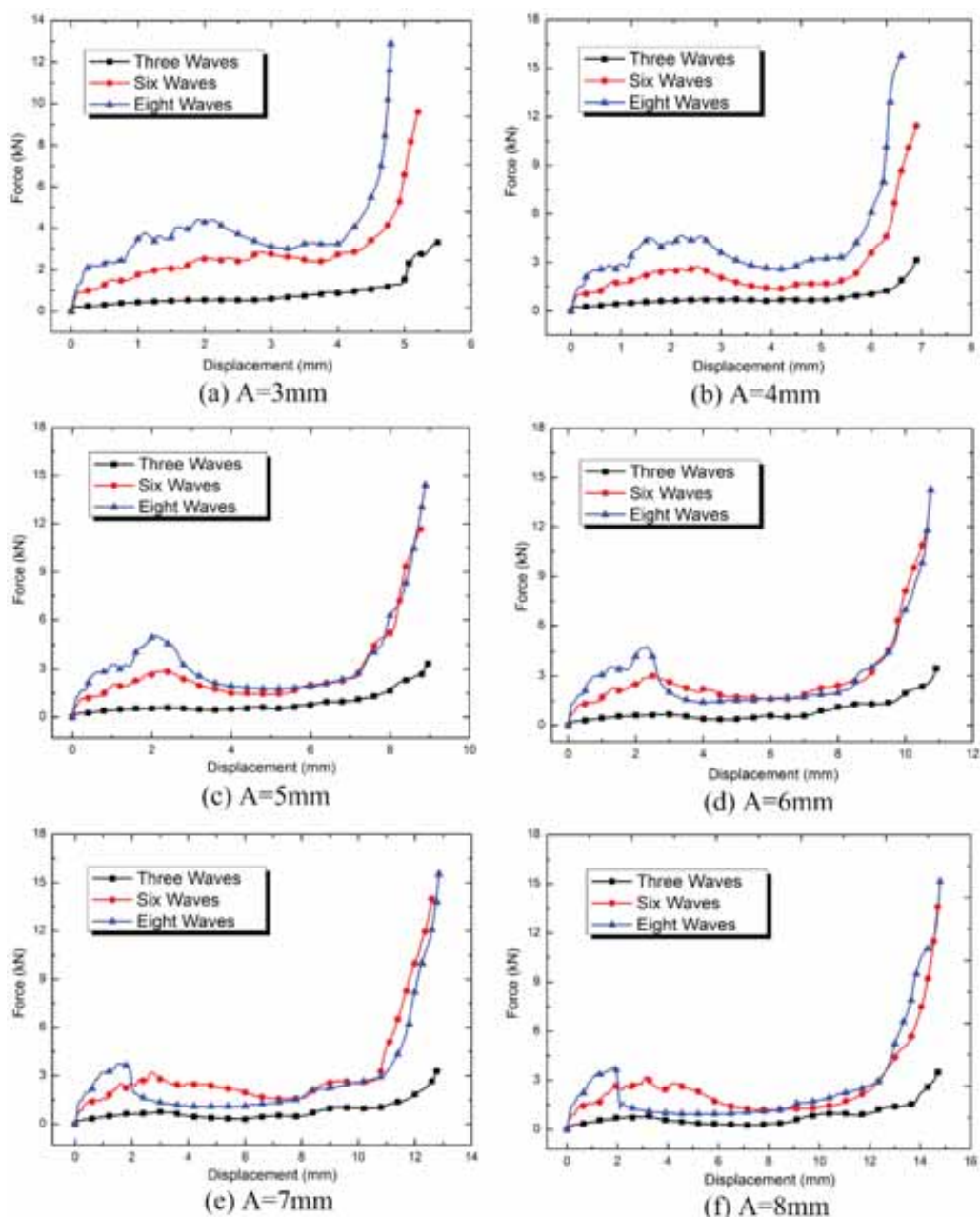


图 90 不同波数的双曲波纹板在准静态压溃下的载荷位移曲线: (a) $A=3\text{mm}$; (b) $A=4\text{mm}$;
(c) $A=5\text{mm}$; (d) $A=6\text{mm}$; (e) $A=7\text{mm}$; (f) $A=8\text{mm}$;

图 91 给出的是振幅分别为 $A=3\text{mm}$, 4mm , 5mm , 6mm , 7mm 以及 8mm 时不同波数的双曲波纹板结构在准静态压缩载荷作用下比吸能的变化。对于图 91(a-c) 中所示的双曲波纹板，比吸能随着沿横向以及纵向分布波数的增加而增大，对于这些双曲波纹板，其失效模式以渐进式褶皱失效模式为主，当波纹数目增加是发生褶皱的部位更多，故而最终

耗散更多的冲击能量使得双曲波纹板结构的比吸能逐渐增加。但是如图 91(d-f)中所示, 双曲波纹板结构的比吸能开始时逐渐增加, 大约在波数 $N=6$ 时其比吸能会出现一个峰值。此后随着波数的进一步增加, 双曲波纹板结构的比吸能会降低, 这是由于波数的增加导致 T/A 减小进而产生了双曲波纹板的整体屈曲失效模式。为了确定波纹振幅以及波纹数目对双曲波纹夹芯板结构能量吸收性能的耦合影响, 图 92 给出了不同波纹振幅以及波纹数目的双曲波纹夹芯板结构的比吸能云图, 从图中可以看出, 当波数 $N=6$ 或 7 且振幅 A 在 7mm 到 8mm 之间时, 双曲波纹夹芯板结构具有最大的比吸能。

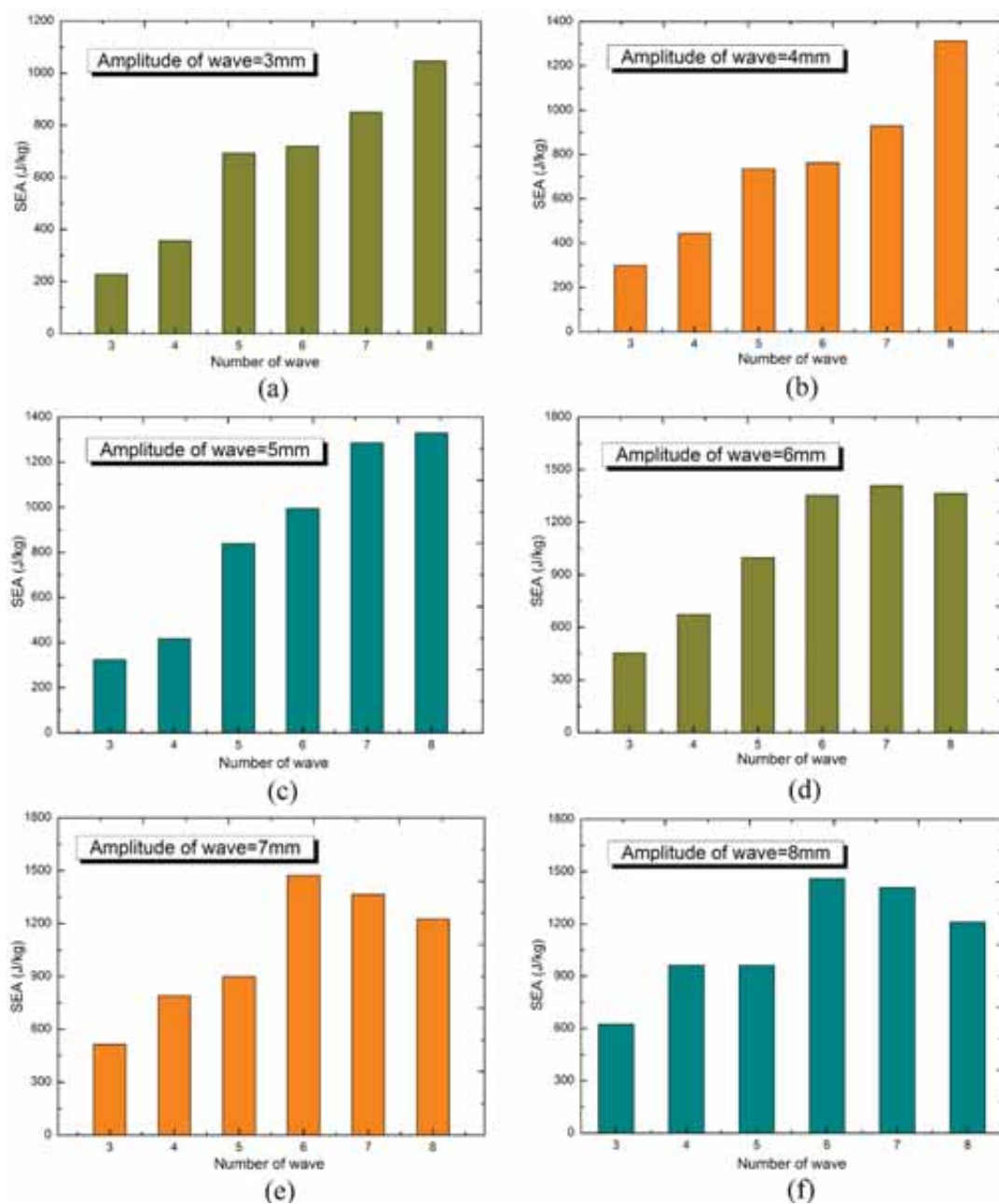


图 91 不同波数的双曲波纹板在准静态压溃下的双曲波纹板比吸能变化: (a) $A=3\text{mm}$; (b) $A=4\text{mm}$; (c) $A=5\text{mm}$; (d) $A=6\text{mm}$; (e) $A=7\text{mm}$; (f) $A=8\text{mm}$;

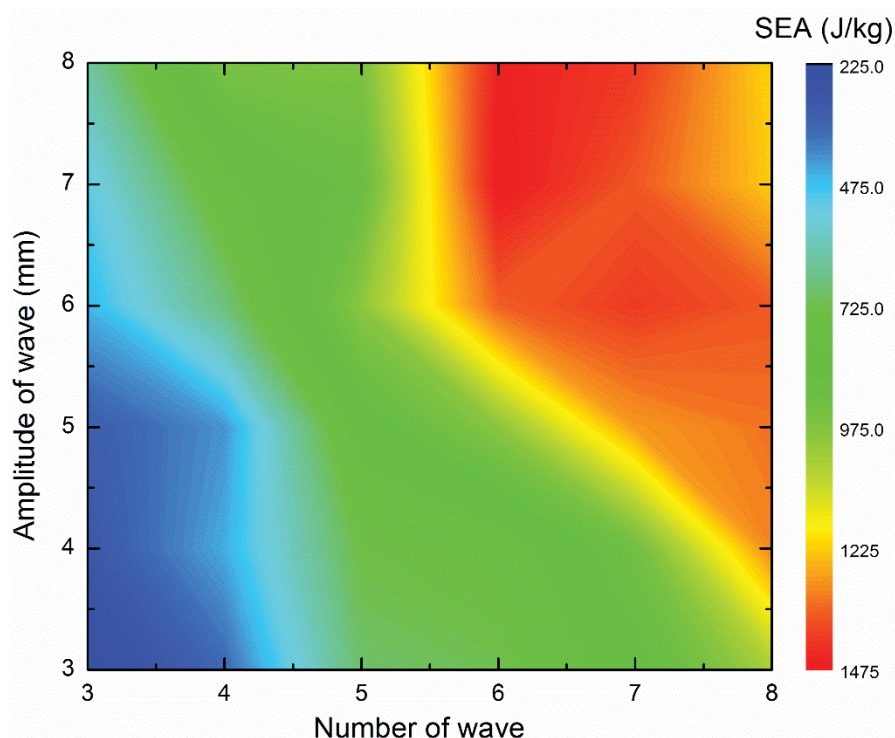


图 92 双曲波纹夹芯板结构的比吸能云图

5.4.4 厚度对能量吸收性能的影响

大多数薄壁结构的厚度都会对其力学性能以及能量吸收行为，而本章中的双曲波纹夹芯板结构也不例外。本节进行了一系列的参数化分析来研究双曲波纹板厚度对其压缩力学性能的影响。考虑到双曲波纹板的波数以及振幅有着多种形式的组合，在本节中选取了三种具有典型失效模式的双曲波纹夹芯板结构：N4A4，N5A7 以及 N8A7。表 15 给出了这三种双曲波纹夹芯板的结构厚度对其失效模式的影响，从表中可以看出对于 N4A4 及 N8A7 双曲波纹夹芯板，结构厚度对其失效模式并没有任何影响；但是对于 N5A7 双曲波纹夹芯板，随着厚度的增大其失效模式由过渡模式转变为渐进式褶皱模式，并且其转变厚度在 0.2mm~0.3mm。

表 15 不同厚度的双曲波纹夹芯板对失效模式的影响

Number	0.1mm	0.2mm	0.3mm	0.4mm
N4A4	F	F	F	F
N5A7	T	T	F	F
N8A7	G	G	G	G

说明：F 为渐进式褶皱失效模式；T 为过渡失效模式；G 为整体屈曲失效模式

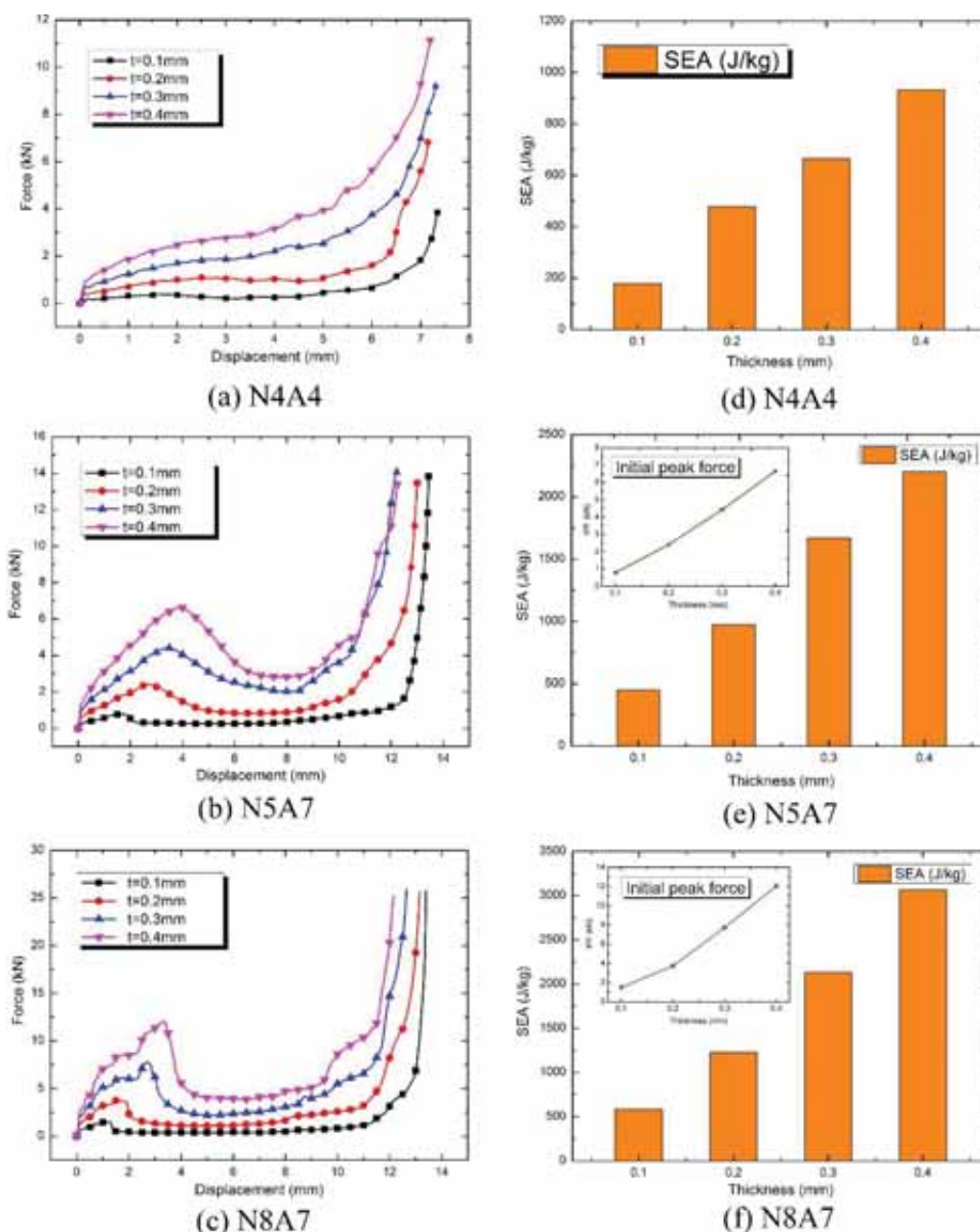


图 93 不同厚度双曲波纹板的载荷位移曲线以及耐撞性指标

图 93(a-c)给出了不同厚度的双曲波纹板在准静态压缩工况下的载荷位移曲线,对于 N4A4 以及 N8A7 双曲波纹夹芯板,其载荷位移曲线基本上保持着相同的变化趋势;但是对于 N5A7 双曲波纹夹芯板的载荷位移曲线的趋势发生了很大的变化,随着厚度的增加由稳定的应力平台转变为波动较大的曲线,这是由于结构厚度的增加最终导致了其变形模式发生了变化。图 93(d-f)给出了不同厚度的双曲波纹板在准静态压缩工况下的比吸能以及初始峰值载荷的变化,从图中可以看出随着结构厚度的增加,双曲波纹夹芯板结构的比吸能基本上呈现线性增加的趋势,但是同时其对应的初始峰值载荷也随之增大。作为工程中实际应用的能量吸收装置,较大的初始峰值载荷会对被保护的结构造成严重

的初始损伤。此外，对于厚度较小的双曲波纹夹芯板结构，其平台区的载荷位移曲线比较稳定；但是对于厚度较大的双曲波纹夹芯板结构，其平台区的载荷位移曲线波动较大，而稳定的应力平台对于能量吸收装置有着重要的意义，可以避免较大的加速度对被保护目标的伤害。因此，选择合适几何特征的双曲波纹板结构必须同时考虑比吸能、初始峰值载荷以及稳定的应力平台的影响。

5.5 小结

本章受雀尾螳螂虾前肢强大的抗冲击能量吸收微结构的启发，基于仿生原理提出了一种新型双曲波纹仿生夹芯板结构。通过有限元数值模拟方法研究了双曲波纹夹芯板结构在准静态载荷作用下的面外压缩力学行为，为了体现出双曲波纹仿生夹芯板结构优异的力学性能，同时建立了三角形波纹夹心板和正弦波纹夹芯板的三维有限元模型。通过波纹夹芯板的面外准静态压缩实验验证了本章中建立的双曲波纹夹芯板的有效性。基于该有限元模型，分析了波纹数目、波纹振幅以及结构厚度对双曲波纹板耐撞性的影响，有利于获得最优的结构参数得到能量吸收最佳以及初始峰值载荷最小的双曲波纹板结构。主要得到了以下的结论：

(1)、与传统的三角形波纹夹芯板以及正弦波纹夹芯板结构相比，双曲波纹板结构具有更为优越的力学性能、更高的比吸能以及更低的初始峰值载荷，避免了在冲击过程中对被保护结构的初始损伤，大大提高了夹芯板的能量吸收性能。

(2)、双曲波纹夹芯板结构在准静态压缩载荷作用下的变形过程最终可总结为三种典型的失效模式，即渐进式褶皱失效模式、过渡失效模式以及整体屈曲失效模式。对于厚度为 0.2mm 的双曲波纹板，当 $T/A > 1.5$ 时双曲波纹板发生渐进式褶皱失效；当 $1.3 < T/A < 1.5$ 时发生过渡失效模式；当 $T/A < 1.3$ 时发生整体屈曲模式。

(3)、双曲波纹夹芯板结构的振幅以及波数对其在准静态压缩下的载荷位移曲线以及能量吸收性能有着重要的影响，当波数 $N=6$ 或 7 且振幅 A 在 7mm 到 8mm 之间时，双曲波纹夹芯板结构具有最大的比吸能。随着结构厚度的增加，双曲波纹夹芯板结构的失效模式可能会发生变化，比吸能基本上呈现线性增加的趋势，但是同时其对应的初始峰值载荷也随之增大。

第六章 波纹蜂窝道面拦阻材料及其能量吸收特性研究

6.1 引言

蜂窝结构，顾名思义来源于自然界中的蜂房，蜂房由许多大小基本相同的房孔构成，每个房孔均呈现正六角形而每个房孔又被其它相同的房孔包围，以这种模式沿面内向四周扩展成蜂房结构。基于仿生学原理设计的蜂窝材料目前广泛应用于各种领域，包括机械工程、交通工程、航空航天、化学工程以及微纳制造等。蜂窝材料作为典型的金属多胞材料可以广泛地作为蜂窝夹层，具有轻质量、高强度、高刚度以及隔音降噪等特殊的功能（如图 94a）。此外，蜂窝结构也可以单独作为优异的能量吸收材料用于抗冲击防护工程领域中。目前应用最为广泛的蜂窝为六边形蜂窝材料，但是同样也提出了一系列不同几何截面的蜂窝结构，包括圆形蜂窝^[153-155]、四边形蜂窝^[156]、kagome 蜂窝^[157]、负泊松比蜂窝^[158-160]以及多级结构蜂窝^[161]等。此外，如图 94b 所示，波纹管结构由于具有较高的比吸收能量以及较低的初始峰值载荷而广泛地应用在冲击能量吸收装置中，在飞行器抗坠毁性、结构抗爆炸性能设计、交通车辆的碰撞等方面发挥着重要作用。波纹管是沿圆管轴向分布正弦式波纹的薄壁结构，该结构在承受冲击载荷时可以有效地降低在压溃过程中产生的初始峰值载荷，避免了对被保护目标产生严重的初始损伤，并且沿着波纹的波峰与波谷位置产生具有渐进式压溃失效模式，可对压溃半波长定向设计。

传统蜂窝结构具备较好的能量吸收特性而被广泛地作为能量吸收结构，而其最大的缺点是具有较高的初始峰值载荷，容易造成过高的初始峰值载荷与平均载荷的比值，使其无法保持冲击载荷的平稳性。而波纹管结构由于其轴向分布的正弦式波纹结构可有效地降低结构承受冲击载荷时产生的初始峰值载荷。因此，可以考虑将较高能量吸收性能的蜂窝结构与较低初始峰值载荷的波纹管结构结合起来，设计出各能量吸收行为指标更好的能量吸收装置。本章提出了一种新型波纹蜂窝结构的概念，是由正弦式波纹板与三角管结构相结合构造出一种截面类似于正六边形的新型结构。基于有限元数值模拟技术建立了准静态压缩载荷作用下波纹蜂窝的有限元模型，对波纹蜂窝的力学行为以及能量吸收特性进行了初步的研究。结合偏心因子、振幅因子以及其褶皱机理，基于理想刚塑性模型建立了理论分析模型来预测在准静态压溃载荷作用下平均压溃力。最后进行了完整的参数化分析来研究波纹振幅、波纹数目以及蜂窝结构的厚度对该波纹蜂窝耐撞性的影响。

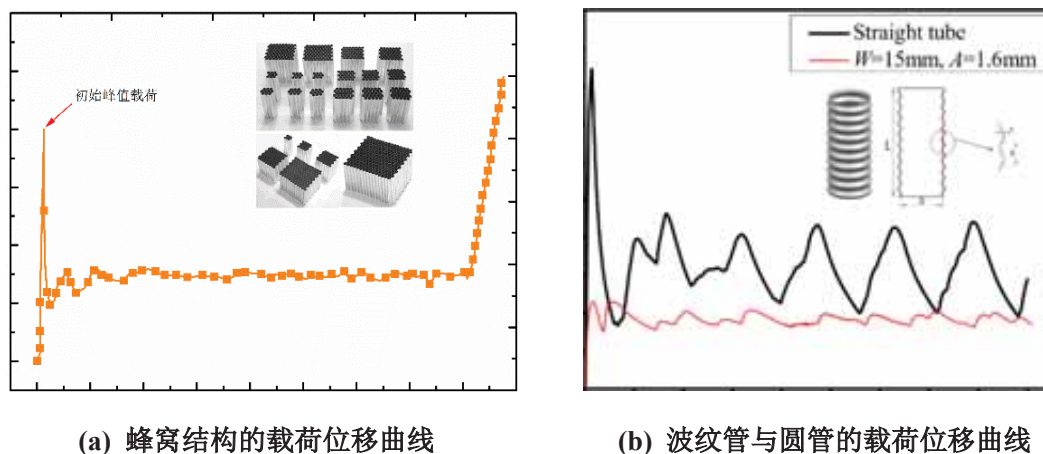


图 94 典型能量吸收结构的载荷位移关系

6.2 波纹蜂窝几何特征

为了有效地降低传统六边形蜂窝结构在承受冲击载荷时产生较高的初始峰值载荷，同时提高蜂窝结构的能量吸收性能，本章提出了一种新型的类六边形波纹蜂窝结构，该结构是由典型的六边形蜂窝与波纹板结构相结合而成。传统的六边形蜂窝结构如图 95a 所示，该结构中的每个单元薄壁均为平直的。图 95c 给出了其几何截面形状，其中的每一个最小单元均为正六边形。本节设计组装的波纹蜂窝结构如图 95b 所示，具备传统六边形蜂窝的几何截面形状，同时又具备典型波纹管结构轴向正弦式分布的几何轮廓形状，这样特殊的设计结合了六边形蜂窝结构和传统波纹管的优势，故而可以更好地发挥其能量吸收的潜力。

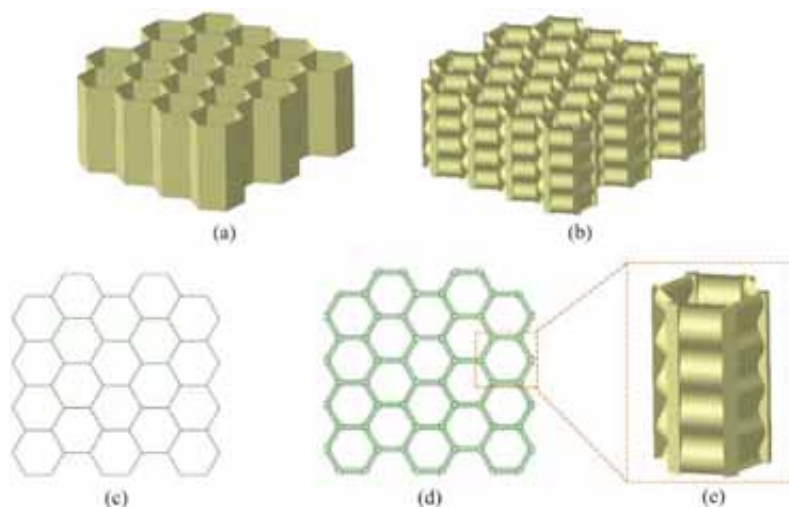


图 95 传统六边形蜂窝结构和新型波纹蜂窝结构：(a) 六边形蜂窝结构；(b) 波纹蜂窝结构；
(c) 六边形蜂窝截面；(d) 波纹蜂窝截面；(e) 波纹蜂窝的最小单元

波纹蜂窝结构的设计类似于侯康伟^[162]等人进行的周期式双向波纹管设计的工作，其具体的实现过程为：针对于传统的六边形波纹蜂窝结构，将其平直的单元薄壁替换为轴向呈现正弦式波纹式分布的波纹板，每个波纹板均以原来的平直单元薄壁为中性面。每三个波纹板通过一个截面为正三角形的直管连接起来，波纹板的中性面与三角管所在平面垂直。两两相邻的波纹板中性面之间的夹角为 120 度，图 95c 给出了波纹蜂窝结构的最小单胞结构，该单胞结构是由六个三角管和六个波纹板组装而成的。波纹板沿轴向的几何形状的表达式为：

$$y = A \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{T} \cdot x\right) \quad (6.1)$$

其中 A 和 T 分别是波纹板的振幅以及周期， x 和 y 分别是轴向高度以及面外距离。

6.3 波纹蜂窝有限元分析

6.3.1 耐撞性评估准则

为了研究波纹蜂窝结构的能量吸收性能，在实际的工程应用中给出了许多评估工程结构耐撞性的指标^[163]。本节中采用了工程应用中三种常用的耐撞性评估指标，即结构承受冲击压溃过程中的初始峰值载荷、压溃力效率以及结构比吸能。这些指标均可以通过结构在准静态压缩载荷作用得到的力位移曲线来确定。

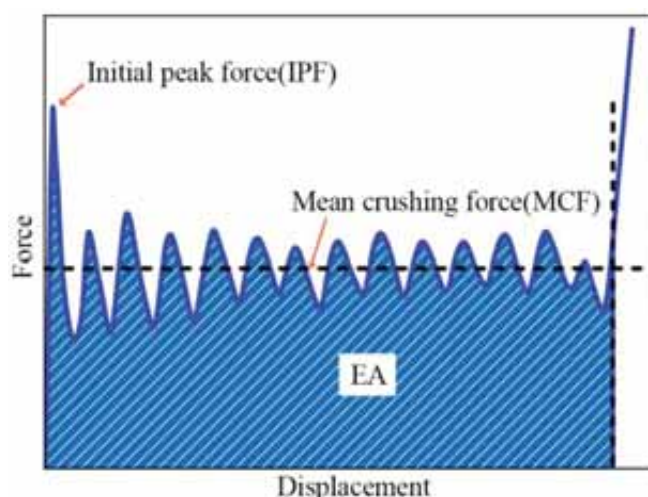


图 96 结构能量吸收性能评估指标

➤ 初始峰值载荷 (IPF)

很多传统的工程结构，例如管状结构、蜂窝结构、点阵结构以及泡沫结构等在承受压缩载荷时，在加载的最初阶段产生屈曲之前会产生一个如图 96 所示较大的初始峰值

载荷。作为一种能量吸收装置，当初始峰值载荷过大时会对被保护目标产生严重的初始损伤，并没有起到冲击防护的作用。因此，对于性能优越的能量吸收装置，一般要求其具有较小的初始峰值载荷。

➤ 压溃载荷效率 (CFE)

压溃载荷效率是结构在承受压缩载荷作用过程中平均载荷与初始峰值载荷的比值。作为耐撞性评估的重要指标，它表示在结构压溃过程中载荷的均匀性。作用于能量吸收装置的外部载荷大小、脉冲形式、方向和分布均具有较大的不确定性。因此，稳定的载荷平台和变形模式对于能量吸收结构有着重要的意义。压溃载荷效率的表达式为：

$$CFE = \frac{MCF}{IPF} \times 100\% \quad (6.2)$$

其中 IPF 和 MCF 如图 96 所示，分别为结构在压缩过程中载荷位移曲线上对应的初始峰值载荷和平均压溃载荷。一般而言，能量吸收装置要求具有较高的压溃载荷效率，压溃载荷效率越高表明该能量吸收装置承载更加均匀。

➤ 吸收的总能量 (EA)

吸收的总能量表示在能量吸收装置在加载过程中由于结构压溃通过塑性变形耗散的总能量，在图 96 中即为结构在压实之前载荷位移曲线与水平坐标轴之间的面积。吸收的总能量广泛作为评估能量吸收性能的指标，其表达式为：

$$EA = \int_0^d F(x) dx \quad (6.3a)$$

其中 $F(x)$ 为结构压缩过程中的载荷历程变化， d 为压实长度。

➤ 比吸能 (SEA)

作为能量吸收装置性能评估最为重要的指标之一，比吸能可用于比较不同质量结构的能量吸收能力。比吸能是单位质量的能量吸收结构吸收的总能量，其表达式为：

$$SEA = \frac{EA(d)}{m} \quad (6.3b)$$

其中 $EA(d)$ 表示如方程 6.3a 给出的结构在压溃过程中吸收的总能量， m 为该能量吸收装置的总质量。显然，比吸能越大，结构的能量吸收性能越好。

6.3.2 波纹蜂窝的有限元建模

为了研究波纹蜂窝结构在准静态面外压缩载荷作用下的耐撞性行为，本节基于 LS-DYNA 软件建立了如图 97 所示的蜂窝结构有限元模型。为了比较出波纹蜂窝结构在能量吸收性能上的优势，同时建立了传统的六边形蜂窝以及三角管增强蜂窝结构的有限元模型。所有蜂窝的高度 h 及胞元壁厚 t 均相同，分别是 $h=20\text{mm}$ 以及 $t=0.075\text{mm}$ ，波纹板的宽度为 5mm ，三角管的边长为 1.732mm 。蜂窝结构位移两块钢板之间，上层钢板以 1m/s 的速度垂直向下压缩蜂窝结构，下层钢板固定不动。该型蜂窝结构采用的是 AA3003 铝合金，其杨氏模量为 69GPa ，泊松比为 0.33 ，初始屈服应力为 115.8MPa ，极限应力为 154.5MPa ^[164]。

蜂窝结构采用的是四节点减缩积分 Belytschko-Tsay 壳单元，这种类型的壳单元在面内有 1 个积分点，沿厚度方向上有 5 个积分点。为了避免采用减缩积分而引起的零能模式，采用了基于刚度的沙漏控制。考虑到蜂窝结构在压缩过程中上、下钢板的变形可以忽略，本节中将两钢板均视为刚体，采用 8 节点实体单元。采用自动单面接触来模拟波纹板自身的接触行为，采用自动面-面接触来模拟上、下刚性板与波纹夹芯板之间的接触行为，各接触面之间的静动摩擦系数分别为 0.2 和 0.3 。为了确定合适的网格大小以满足减少计算时间以及保证模型精度的要求，本节进行了网格收敛性分析最终选取了 $0.3\text{mm}\times 0.3\text{mm}$ 网格大小。

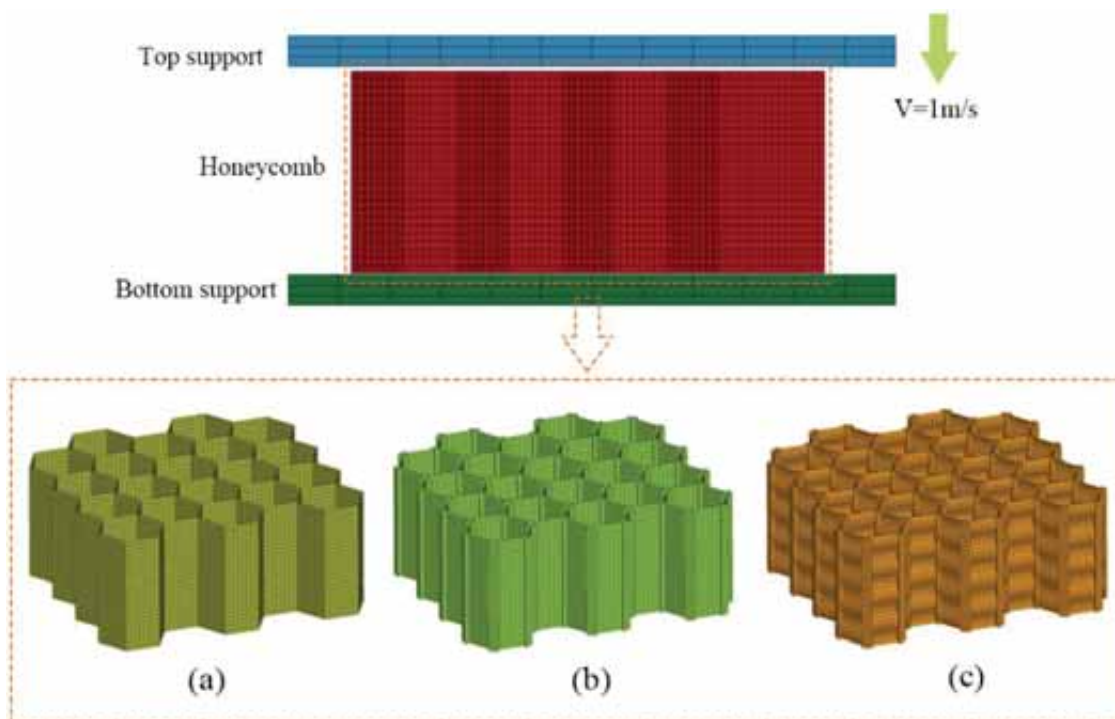


图 97 蜂窝结构的有限元模型

6.3.3 有限元模型验证

目前的制造加工技术很难制备得到波纹蜂窝结构，而传统的六边形蜂窝结构与波纹蜂窝极为类似，本节通过传统六边形铝蜂窝的准静态压缩实验来验证 6.3.2 节中有限元模型的准确性。压缩实验中采用了两种类型的铝蜂窝，分别是 3×3 胞元以及 5×5 胞元的六边形铝蜂窝结构，其单胞边长均为 6mm ，胞壁厚度为 0.075mm 。六边形蜂窝结构有限元模型的建立过程同 6.3.2 节中一样。但是在实际的六边形铝蜂窝加工过程中，是通过将两块几何尺寸相同的梯形波纹板方向粘接在一起制备成六边形蜂窝结构。因此，在六边形铝蜂窝有限元建模过程中，将粘接部位的胞壁厚度设置成两倍即可，这种建模方法已经在很多工程建模中广泛运用并且证明是非常有效的。图 98 给出了通过数值仿真技术和准静态压缩实验得到蜂窝结构的载荷位移曲线，从图中可以看出对于 3×3 胞元以及 5×5 胞元的六边形铝蜂窝，数值仿真结果和准静态压缩实验结果吻合很好。因此，6.3.2 节中建立的有限元模型可以应用到波纹蜂窝能量吸收性能的研究。

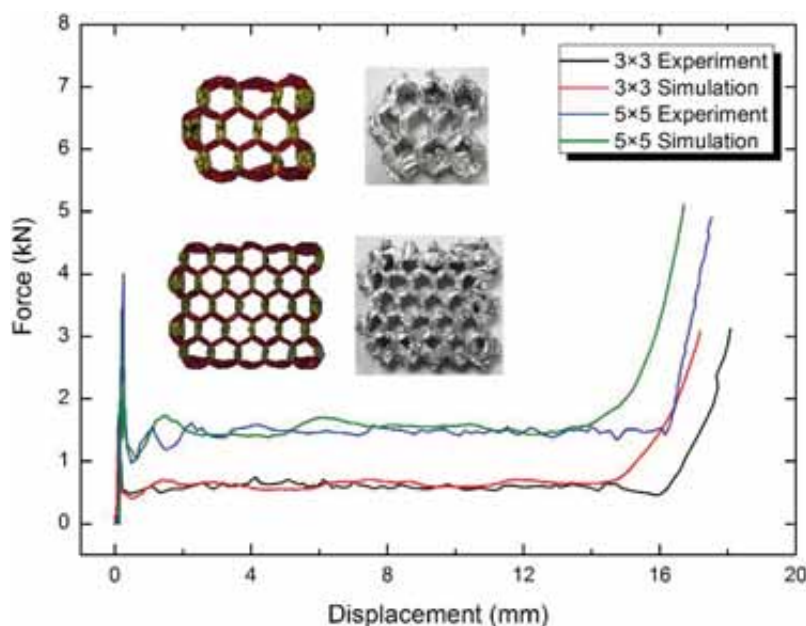


图 98 蜂窝结构的载荷位移曲线的压缩实验与有限元结果比较

6.3.4 有限元结果分析

图 99 给出了在准静态压缩载荷作用下波纹蜂窝结构的载荷位移曲线，该型波纹蜂窝的高度、三角管边长以及结构厚度分别为 20mm 、 1.732mm 以及 0.075mm 。波纹蜂窝结构在准静态压缩载荷作用下的载荷位移关系与 Gibson 模型中描述的类似，其力位移曲线大致可分为三个阶段：（1）初始弹性段；（2）载荷平台段；（3）压实段。在波纹蜂

窝结构承受压缩载荷过程中，并没有像传统六边形铝蜂窝出现初始峰值载荷，可以有效地避免对被保护目标的初始损伤。此外，波纹蜂窝结构在压溃过程中其平台段的载荷曲线非常稳定，可以避免过高的减速速率。图 100 给出了波纹蜂窝结构及其单胞的失效过程，波纹蜂窝结构因其正弦式波纹轮廓有着稳定的变形模式。众所周知，在不同的工况下圆管有着多种典型的变形模式，但是圆环模式由于其稳定的渐进式褶皱失效模式而备受青睐。而将正弦式波纹嵌入到蜂窝的薄壁之后，蜂窝的薄壁就会按照正弦波的轮廓产生褶皱，还可以通过调整正弦波的周期以及振幅来改变其褶皱的半波长，进而改变其能量吸收特性。

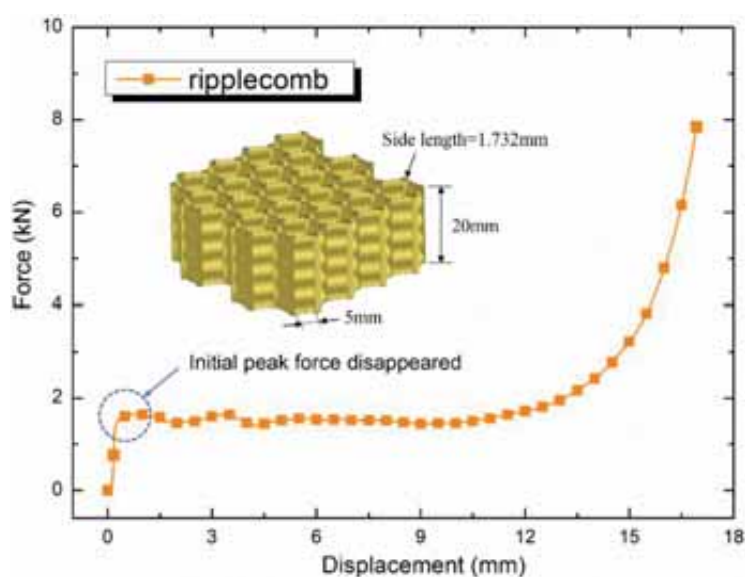


图 99 波纹蜂窝结构在准静态压缩下的载荷位移曲线

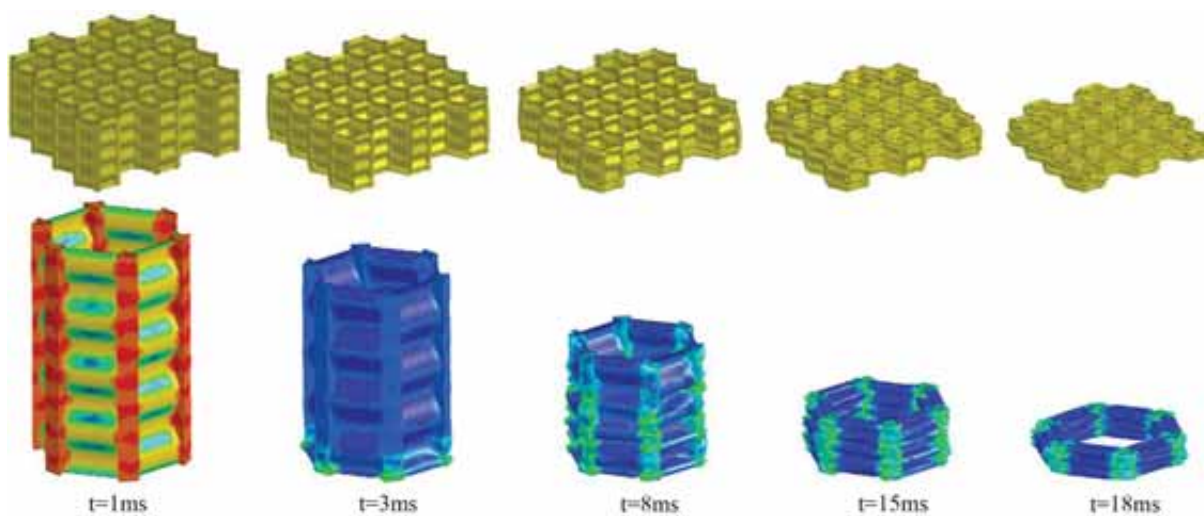


图 100 波纹蜂窝结构及其胞元的失效模式

6.4 波纹蜂窝的理论模型

本节基于静态塑性铰理论和理想刚塑性材料假设，建立波纹蜂窝结构在准静态压缩作用下压溃力学行为的理论模型。在波纹蜂窝结构压溃过程中吸收的总能量等于塑性铰弯曲耗散能和拉伸耗散能。波纹蜂窝结构由三角管和波纹板构成，因此其轴向压溃变形模式与其子结构有着类似的特征。在压溃过程中波纹蜂窝结构耗散的总能量可以分为波纹板耗散的能量和三角管耗散的能量。在一个完整的褶皱过程中，三角管以及波纹板耗散的总能量等于平均压溃载荷所做的功。因此，可以通过蜂窝结构耗散的总能力除以压缩距离即可得到平均压溃载荷^[165]。

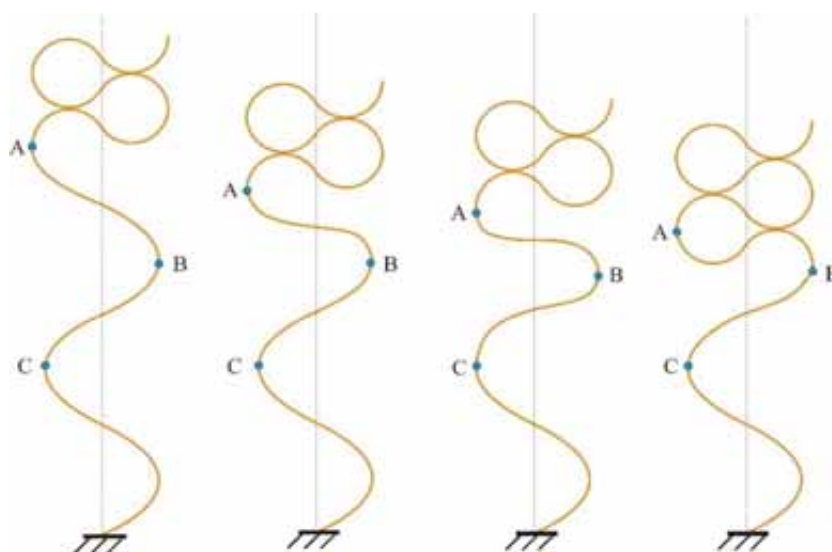


图 101 双单元模型的连续变形过程

6.4.1 波纹板耗散的能量

在过去的工作中已经证明了双单元模型非常适合建立正弦波纹管的理论分析模型^[165]，因此，本节同样采用双单元模型来建立波纹蜂窝中波纹板结构平均压溃载荷的理论模型。图 101 给出波纹结构在压溃过程中等效的双单元模型，AB 段为单元 I，起始于 A 点终止于 B 点；BC 段为单元 II，起始于 B 点终止于 C 点。在一个完整的褶皱过程中，存在两个长度相等的单元（AB 段以及 BC 段）和三个静态塑性铰（分别位于 A 点、B 点以及 C 点）。因此，将双单元褶皱过程分成两个阶段，首先研究单元 I 的渐进式褶皱过程。图 102 给出了单元 I 的等效渐进式褶皱失效模式，AB 段与水平位置的初始夹角定义为 α_0 ，此时 B 点和 C 点仍处于原来的振幅位置（即图 102b 中所示的虚线位置），虚线与中性面之间的距离为 $n \times 2H$ ，而这个距离实际上就是波纹板的振幅。其中，

n 即为振幅因子, $2H$ 即为每个褶皱的半波长且其表达式为:

$$2H = \int_0^T \sqrt{1 + \frac{4\pi^2 A^2}{T^2} \cos^2\left(\frac{2\pi}{T}x\right)} dx \quad (6.4)$$

其中 A 和 T 分别是波纹板的振幅以及周期。

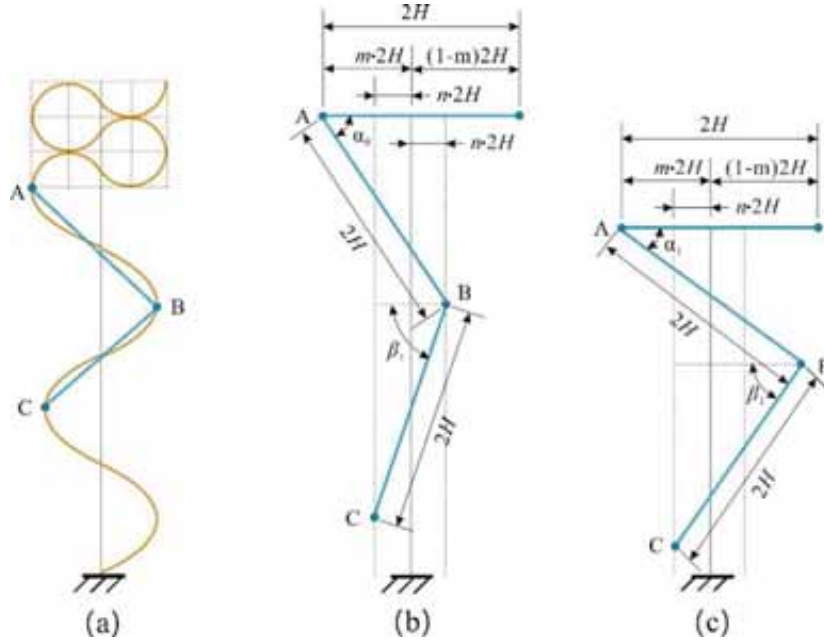


图 102 双单元模型中单元 I 的等效渐进式褶皱过程: (a) 渐进式褶皱单元等效模型;

(b) 双单元模型的初始位置; (b) 褶皱后的任意变形位置

根据图 102b 中描述的几何关系, AB 段与水平位置的初始临界角度 α_0 可表示为:

$$\cos \alpha_0 = \frac{m \cdot 2H + n \cdot 2H}{2H} = m + n \quad (6.5)$$

$$\sin \alpha_0 = \sqrt{1 - (m + n)^2} \quad (6.6)$$

其中 m 为波纹板结构的偏心因子, 定义了 A 点偏离中性面的距离。

随着波纹板褶皱过程的继续, 静态塑性铰 A 沿垂直方向向下移动, 塑性铰 C 沿着虚线运动。在褶皱过程的任一位置, 其几何关系如图 102c 所示, 且 α_1 和 β_1 的几何兼容关系可以表示为:

$$\cos \beta_1 = \frac{2H \cdot \cos \alpha_1 - (m - n) \cdot 2H}{2H} = \cos \alpha_1 - m + n \quad (6.7)$$

对公式 (5.7) 相对于角度 β_1 求导, 角度 β_1 的变化率可以表示为:

$$\dot{\beta}_1 = \frac{\dot{\alpha}_1 \cdot \sin \alpha_1}{\sqrt{1 - [\cos \alpha_1 - m + n]^2}} \quad (6.8)$$

在单元 I 的褶皱过程完成之后，单元 II 开始从 B 点发生褶皱。图 103 给出了单元 II 的渐进式褶皱失效模式的等效模型，如图 103b 所示，单元 II 的初始位置与水平方向的夹角定义为 β_0 。同单元 I 类似，初始角度 β_0 可表示为：

$$\cos \beta_0 = \frac{(1-m) \cdot 2H + n \cdot 2H}{2H} = 1 - m + n \quad (6.9)$$

$$\sin \beta_0 = \sqrt{1 - (1 - m + n)^2} \quad (6.10)$$

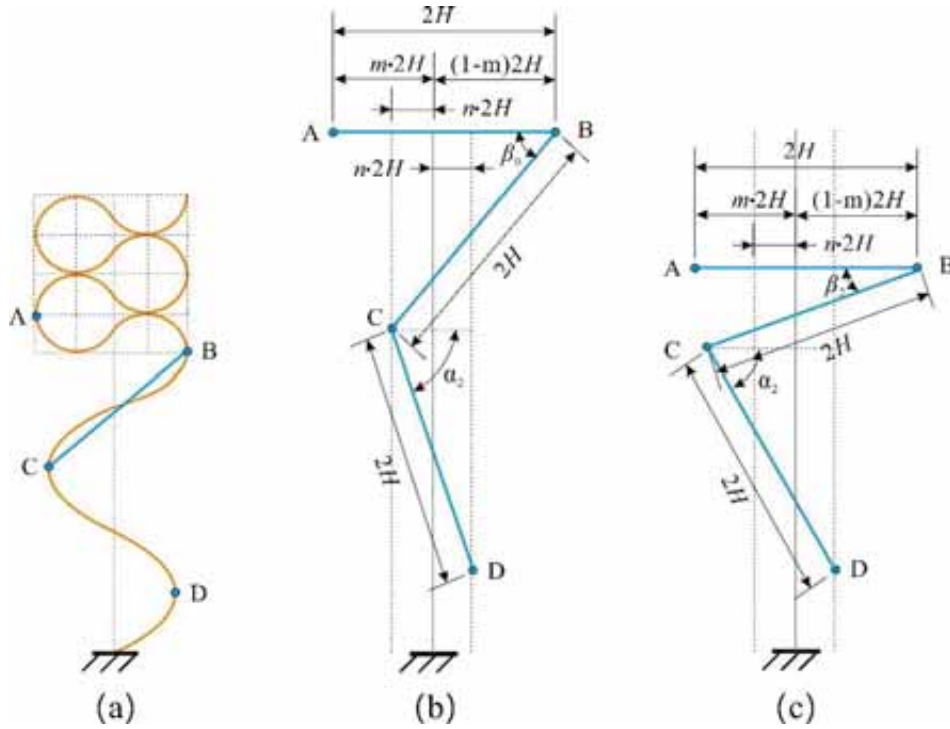


图 103 双单元模型中单元 II 的等效渐进式褶皱过程：(a) 渐进式褶皱单元等效模型；
(b) 双单元模型的初始位置；(c) 褶皱后的任意变形位置

如图 103c 所示， α_2 和 β_2 之间的几何兼容关系可表示为：

$$\cos \beta_2 = \frac{2H \cdot \cos \alpha_2 + [(1-m) \cdot 2H - n \cdot 2H]}{2H} = \cos \alpha_2 + 1 - m - n \quad (6.11)$$

$$\alpha_2 = \arccos(\cos \beta_2 - 1 + m + n) \quad (6.12)$$

同样地，对公式 (5.7) 相对于角度 α_2 求导，角度 α_2 的变化率可表示为：

$$\dot{\alpha}_2 = \frac{\dot{\beta}_2 \cdot \sin \beta_2}{\sqrt{1 - [\cos \beta_2 - 1 + m + n]}} \quad (6.13)$$

在以下的理论模型分析中，基于上述建立的几何关系来得到塑性较弯曲耗散的能量以及拉伸塑性耗散能。

➤ 塑性铰弯曲耗散能

在波纹蜂窝结构中波纹板在一个完整褶皱过程中，塑性铰上的弯曲能量耗散率可以表示为：

$$\dot{E}_b = \sum_{i=1}^n L \cdot M_p \cdot |\dot{\theta}_i| \quad (6.14)$$

其中 L 为塑性铰线的长度， $M_p = Yh^2/4$ 是单位长度的塑性极限弯矩， Y 和 h 分别是波纹板的屈服应力和结构厚度， $\dot{\theta}_i$ 是塑性铰 i 的相对旋转率。

在一个完整的褶皱过程中，该双单元模型存在三个塑性铰，这三个塑性铰相对时间的转动率为：

$$\dot{\theta}_1 - \dot{\alpha}_1 \quad (6.15)$$

$$\dot{\theta}_2 - \dot{\alpha}_1 + \dot{\beta}_1 \quad (6.16)$$

$$\dot{\theta}_3 - \dot{\beta}_1 \quad (6.17)$$

因此，波纹蜂窝中的波纹板的弯曲能量比率可以表示为：

$$\dot{E}_b = 2L \cdot M_p \cdot (|\dot{\alpha}_1| + |\dot{\beta}_1|) \quad (6.18)$$

对方程 (5.18) 对于时间在 $(0, t)$ 上进行积分即可得到弯曲能：

$$E_b = \int_0^{t_f} \dot{E}_b dt = \int_{\alpha_0}^0 \dot{E}_b d\alpha \quad (6.19)$$

对于单元I的褶皱过程，角度 α_1 从 α_0 变化到 0。因此，根据方程 (5.19) 可以最终第一个褶皱过程中的弯曲能量，其表达式为：

$$\begin{aligned} E_{b1} &= 2L_1 \cdot M_p \cdot \left(\int_{\alpha_0}^0 |\dot{\alpha}_1| d\alpha + \int_{\alpha_0}^0 \left| \frac{\dot{\alpha}_1 \cdot \sin \alpha_1}{\sqrt{1 - [\cos \alpha_1 - m + n]^2}} \right| d\alpha \right) \\ &= 2L_1 \cdot M_p \cdot [\arcsin(1 + n - m) + \arccos(n + m) - \arcsin(2n)] \end{aligned} \quad (6.20)$$

同理，角度 β 从 $\pi/2$ 变化到 0，第二个褶皱过程中的弯曲能量可表示为：

$$E_{b2} = 2L_1 \cdot M_p \cdot [\arccos(1 + n - m) + \arcsin(n + m) - \arcsin(2n)] \quad (6.21)$$

将方程 (5.20) 和 (5.21) 相加即可得到这三个塑性铰在转动过程中耗散的总弯曲能，其最终的表达式为：

$$E_b = 2L_1 \cdot M_p \cdot [\pi - 2 \arcsin(2n)] \quad (6.22)$$

➤ 拉伸耗散能

塑性铰之间的所有材料均要经历拉伸变形进而耗散能量，为了计算拉伸耗散能本节采用了膜力单元法^[166]。图 104 给出了波纹板双单元模型中的塑性区，在某一个塑性铰线上膜力单元耗散的能量通过对拉伸区域的面积进行积分即可得到，其最终拉伸耗散能的表达式为：

$$E_{mi} = \int_s YhdS = 2YhS \quad (6.23)$$

其中 S 为拉伸膜力单元的面积，其表达式为 $S=\varepsilon H^2$ ； ε 和 $2H$ 分别为拉伸膜力单元的面积系数和褶皱半波长。

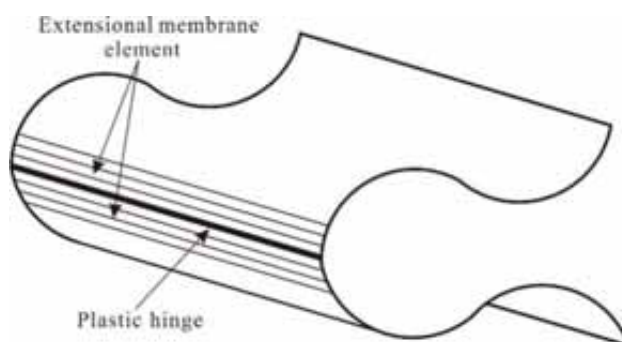


图 104 波纹板双单元模型中的塑性区

如图 102 所示，在波纹板的波峰与波谷位置均会产生塑性铰。因此，最终的总弯曲耗散能 E_b 和拉伸耗散能 E_m 可以分别表示为：

$$E_{pb} = 2N_0L_1 \cdot M_p \cdot [\pi - 2\arcsin(2n)] \quad (6.24)$$

$$E_{pm} = \sum_{i=1}^N E_{mi} = 2N_0YhS \quad (6.25)$$

其中 N_0 是在波纹板中塑性铰的总数目，因此，单个波纹板耗散的总能量可以表示为：

$$E_p = 2N_0L_1 \cdot M_p \cdot [\pi - 2\arcsin(2n)] + 2N_0YhS \quad (6.26)$$

6.4.2 三角管耗散的能量

针对薄壁结构的压溃力学行为，Wierzbicki 和 Abramowicz^[167]建立了如图 105 所示的理论模型方法。该理论分析模型基于褶皱压溃力学模型，可以用于确定薄壁结构的平均压溃载荷。压溃中耗散的总能量可以表示为：

$$E_T = M_p \left(16I_1 \frac{L_2 r}{h} + 2\pi c + 4I_3 \frac{L_2^2}{r} \right) \quad (6.27)$$

其中 $I_1(\psi, \alpha)$ 以及 $I_3(\psi, \alpha)$ 分别表示为:

$$I_1(\psi, \alpha) = \sin \alpha \int_0^{\beta(\alpha)} \frac{dx}{\sqrt{\tan^2 \psi + \cos^2 x}} - \left[\frac{\pi}{2} - \psi - \arctan \left(\frac{\cos \beta(\alpha)}{\tan \psi} \right) \right] \quad (6.28)$$

$$I_3(\psi, \alpha) = \frac{1}{\tan \psi} \int_0^\alpha \cos \alpha \sqrt{\tan^2 \psi + \sin^2 \alpha} d\alpha \quad (6.29)$$

其中 L_2 是褶皱半波长, h 是薄壁结构的厚度, r 是在运动许可速度场中环形壳的半径, c 是三角管的边长。此外, 对于三角管, 可以通过公式 (5.28) 和 (5.29) 确定 $I_1=0.33$ 以及 $I_2=0.61$ 。

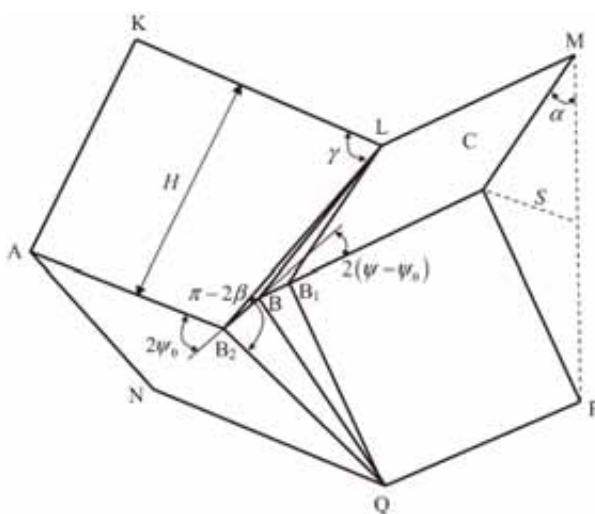


图 105 三角管褶皱失效模式

6.4.3 平均压溃载荷

波纹蜂窝结构在压溃过程中耗散的总能量可以通过将波纹板耗散的总能量和三角管耗散的总能量相加得到, 其表达式为:

$$E = N_1 \cdot E_p + N_2 \cdot E_T \quad (6.30)$$

其中 N_1 和 N_2 分别为波纹蜂窝结构中波纹板以及三角管的个数, 将公式 (5.26) 及 (5.27) 代入到方程 (5.30) 中, 耗散的总能量为:

$$E = N_1 \cdot \left\{ 2N_0 L_1 \cdot M_p \cdot [\pi - 2 \arcsin(2n)] + 2N_0 Y h S \right\} + N_2 \cdot M_p \left(16I_1 \frac{L_2 r}{h} + 2\pi c + 4I_3 \frac{L_2^2}{r} \right) \quad (6.31)$$

在一个完整的褶皱过程中, 波纹蜂窝结构耗散的总能量等于平均压溃载荷 P_m 做的功, 即:

$$P_m \cdot 2L_2 = N_1 \cdot \{2N_0 L_1 \cdot M_p \cdot [\pi - 2 \arcsin(2n)] + 2N_0 Y h S\} + N_2 \cdot M_p \left(16I_1 \frac{L_2 r}{h} + 2\pi c + 4I_3 \frac{L_2^2}{r} \right) \quad (6.32)$$

为了确定环壳的半径，可令平均压溃载荷对半径 r 的导数等于 0，即：

$$\frac{\partial P_m}{\partial r} = 0 \quad (6.33)$$

因此，根据方程（5.33）可以得到：

$$r = \sqrt{\frac{I_3 L_2 h}{4I_1}} \quad (6.34)$$

此外，根据有限元结果中波纹蜂窝结构的失效模式进行分析，可以得到 $L_2 = 2H$ 。波纹蜂窝结构平均压溃载荷的表达式为：

$$P_m = \frac{N_1}{L_2} \{N_0 L_1 \cdot M_p \cdot [\pi - 2 \arcsin(2n)] + N_0 Y h S\} + N_2 \cdot M_p \left(8I_1 \frac{r}{h} + \pi c + 2I_3 \sqrt{\frac{4I_1 4I_1}{I_3 h}} \right) \quad (6.35)$$

6.5 结果和讨论

6.5.1 有限元结果和理论模型的对比

通过平均压溃载荷理论模型和有限元数值仿真技术分别得到的波纹蜂窝结构平均压溃载荷如表 16 所示，该波纹蜂窝结构的高度为 20mm， L 为波纹板的边长， c 为三角管的边长， h 为波纹蜂窝的结构厚度。从表中可以看出，有限元数值仿真得到的平均压溃载荷与基于静态塑性铰机理得到的平均压溃载荷理论预测结果吻合得较好，最大误差为 11.5%。总体而言，平均压溃载荷的理论预测结果要低于有限元仿真结果，这是由于本章中对波纹蜂窝的能量耗散进行分析时采用的是解耦法，忽略了波纹板与三角管之间的耦合交互影响造成的。

表 16 理论预测和数值仿真得到的平均压溃载荷

L (mm)	c (mm)	h (mm)	数值载荷 P_m (N)	理论载荷 P_m (N)	误差 (%)
5	1.732	0.05	928	832	11.5
5	1.732	0.075	1535	1614	4.8

5	1.732	0.10	3084	2790	10.5
4.5	2.598	0.075	1789	1639	9.1
4	3.464	0.075	1791	1645	8.8

6.5.2 不同蜂窝结构的耐撞性分析

为了体现出本章提出的波纹蜂窝具有优异的力学性能,本节基于有限元数值仿真结果研究了传统六边形蜂窝、三角管增强蜂窝以及波纹蜂窝的力学性能。图 106 给出了传统六边形蜂窝、三角管增强蜂窝以及波纹蜂窝在准静态压溃载荷作用下的载荷位移曲线,从图中可以看出尽管波纹蜂窝与三角管增强蜂窝的载荷平台基本相同,但是相比于三角管增强蜂窝结果,波纹蜂窝结构的初始峰值载荷大大地减少,这样可以避免在承受冲击载荷过程中对被保护目标造成严重的初始损伤。与传统的六边形蜂窝相比,波纹蜂窝的载荷平台得到了很大的提高,最终可能提高蜂窝结构的能量吸收能力。一般而言将薄壁结构引入这种波纹式分布的轮廓外形时,会给该结构带来软化现象进而降低结构的载荷平台,但是在波纹蜂窝结构中同时引入了三角管结构,这对于蜂窝结构的整体承载起到了增强的效果。因此,波纹蜂窝具有更加优异的力学性能。

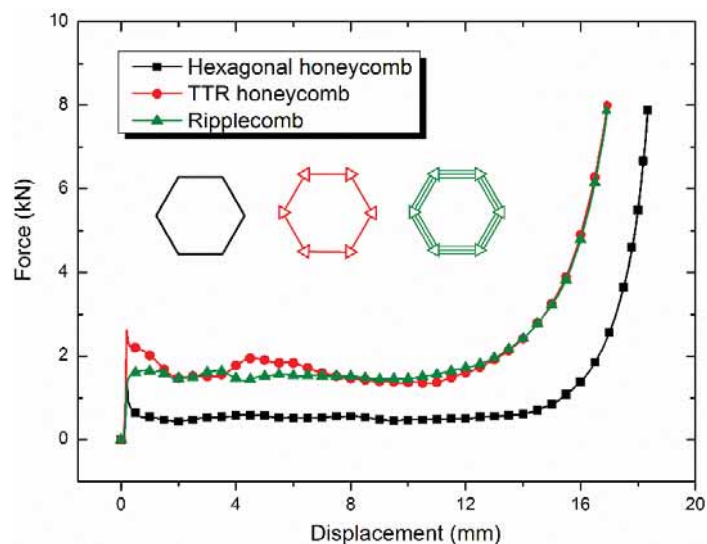


图 106 不同蜂窝的载荷位移曲线

表 17 比较了传统六边形蜂窝、三角管增强蜂窝以及波纹蜂窝在准静态压溃载荷作用下的耐撞性指标。从表中可以看出波纹蜂窝的比吸能为 7.56J/kg, 相比于传统的六边形蜂窝结构提高了 73.8%。因此,三角管结构能够提高蜂窝结构的平台载荷以及增强其能量吸收能力。而六边形蜂窝结构以及波纹蜂窝结构的初始峰值载荷分别为 1418.5N 以及 1649N,这两种结构的初始峰值载荷基本相同,但是波纹蜂窝结构的载荷效率为 92.3%

而传统六边形蜂窝结构的载荷效率为 36.3%，故而波纹蜂窝结构的载荷效率大大提高。相比三角管增强蜂窝结构，波纹蜂窝的比吸能稍小一些，但是三角管增强蜂窝结构的初始峰值载荷几乎是波纹蜂窝初始峰值载荷的两倍，因此，可以说明在这三种型式的蜂窝结构中，波纹蜂窝结构具有最佳的能量吸收性能。此外，图 107 给出了传统六边形蜂窝、三角管增强蜂窝以及波纹蜂窝在准静态压溃载荷作用下的变形失效过程。波纹蜂窝结构由于引入了正弦波纹式轮廓外形，使其具有更加稳定规律的失效模式，并且可以通过改变波纹周期及振幅来改变波纹蜂窝压溃时的半波长。

表 17 三种蜂窝结构的耐撞性指标比较

蜂窝结构	初始峰值载荷(N)	平均压溃载荷(N)	载荷效率(%)	比吸能(J/kg)
六边形蜂窝	1418.5	515	36.3	4.35
三角管增强蜂窝	2623.5	1570	59.8	8.26
波纹蜂窝	1649	1521	92.3	7.56

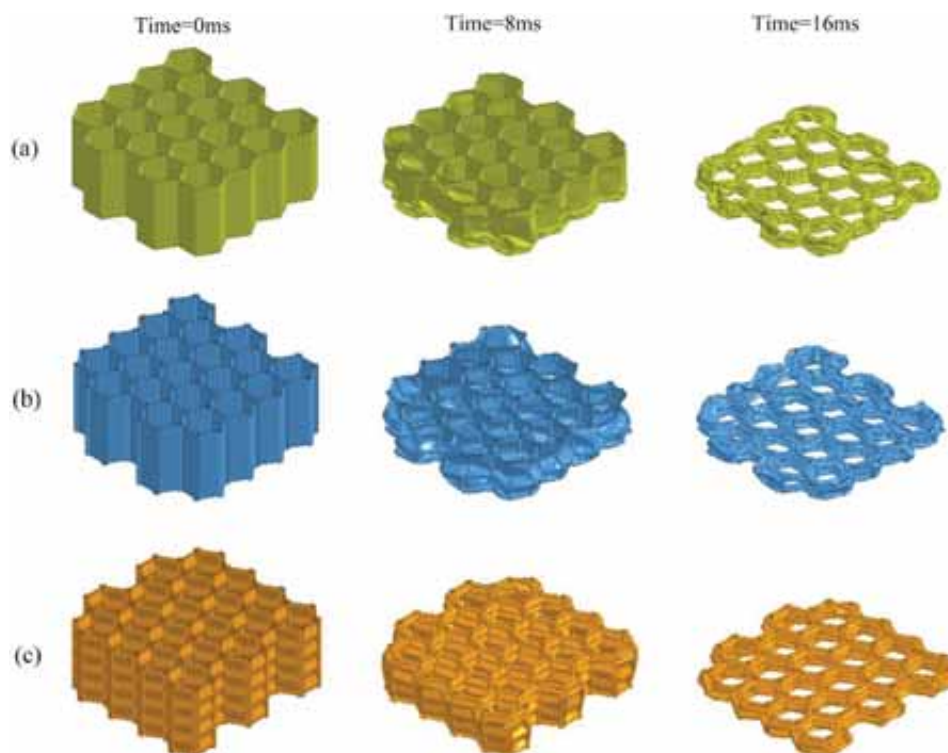


图 107 传统六边形蜂窝、三角管增强蜂窝以及波纹蜂窝的变形失效过程

6.5.3 振幅对波纹蜂窝能量吸收性能的影响

本节基于有限元数值模拟方法研究了波纹蜂窝结构中正弦波的振幅对其能量吸收

性能的影响，主要考虑了四种振幅的波纹蜂窝结构，即 $A=0$ ， $A=0.3\text{mm}$ ， $A=0.5\text{mm}$ 以及 $A=0.7\text{mm}$ 。图 108 给出了这四种类型的波纹蜂窝结构在准静态压缩载荷作用下的载荷位移曲线。显然，三角管结构的引入均能提高蜂窝结构的载荷平台，并具有非常稳定的载荷平台。此外，所有的波纹蜂窝结构均未产生较大的初始峰值载荷，对被保护目标起到很好的初始防护。图 14 给出了不同振幅的波纹蜂窝结构在准静态压缩载荷作用下的能量吸收性能指标的比较。相比于传统的六边形蜂窝结构，波纹蜂窝结构的载荷效率大大提高。蜂窝结构的比吸能随着振幅的增加而增加，与六边形蜂窝结构相比分别增加了 60.7%，73.8%以及 83.7%。但是随着振幅的增大，波纹蜂窝结构的初始峰值载荷并没有发生很大的变化。

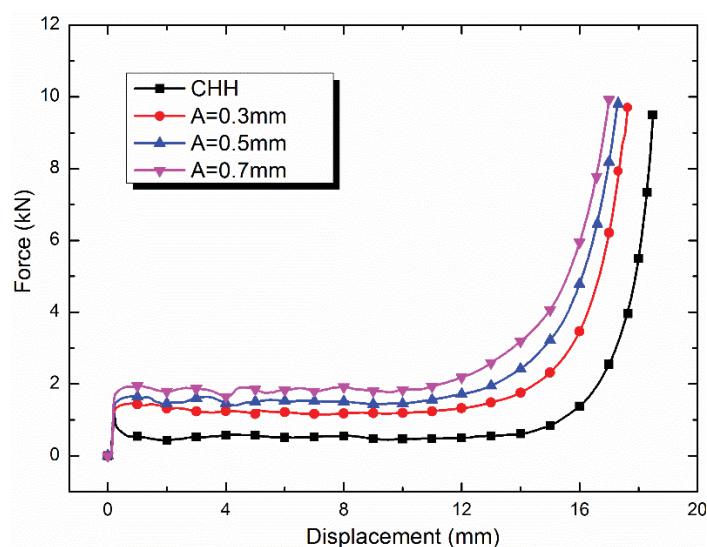


图 108 不同振幅波纹蜂窝结构的载荷位移曲线

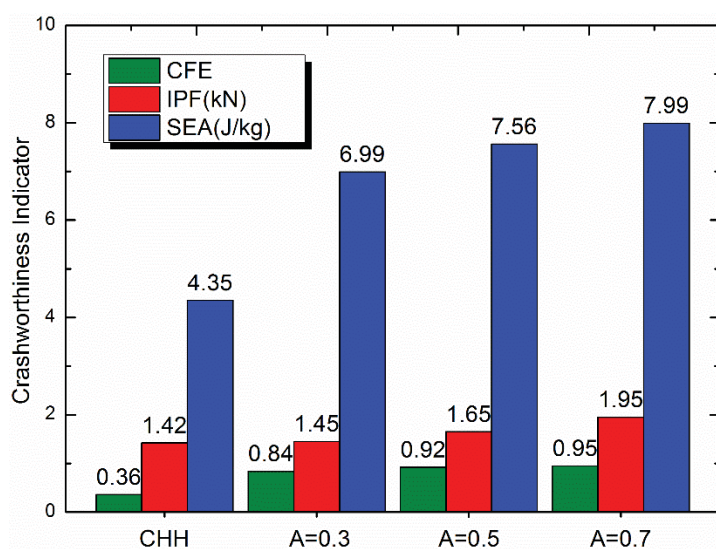


图 109 不同振幅波纹蜂窝结构的耐撞性指标比较

6.5.4 波数对波纹蜂窝能量吸收性能的影响

由于波纹式轮廓的嵌入直接能够增强蜂窝结构的能量吸收性能，而在一次完整褶皱过程中半波长直接由沿蜂窝结构轴向分布正弦波的数目决定，故而改变轴向正弦波的数目就可以直接改变其失效模式。因此，本节主要来研究轴向分布正弦波的数目对波纹蜂窝结构耐撞性的影响，考虑了四种类型的蜂窝结构，即 $N=0$ ， $N=5$ ， $N=8$ 以及 $N=10$ 。图 110 给出了不同波数的波纹蜂窝结构在准静态压溃载荷作用下的载荷位移曲线，从图中可以清晰地看出改变波数对其平台载荷和初始峰值载荷有着重要的影响，随着波数的增加初始峰值载荷和载荷平台均会提高。图 111 给出了不同波数波纹蜂窝结构的能量吸收性能指标的比较。相比于六边形蜂窝结构，三种波纹蜂窝的载荷效率分别增加了 155.6%，161.1%以及 166.7%，而比吸能分别增加了 73.8%，76.3%以及 110.8%，并且蜂窝结构的比吸能随着波数的增加而增加。

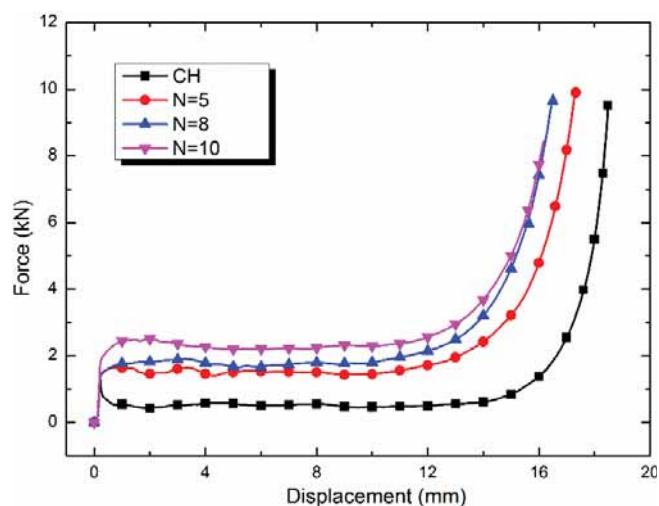


图 110 不同波数波纹蜂窝结构的载荷位移曲线

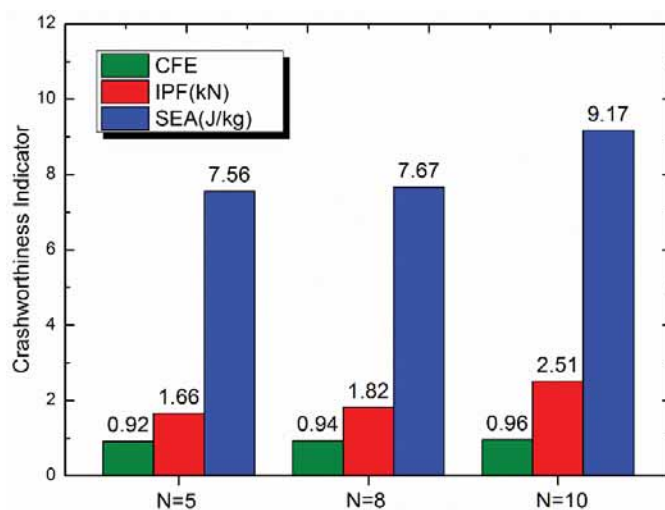


图 111 不同波数波纹蜂窝结构的耐撞性指标比较

6.5.5 厚度对波纹蜂窝能量吸收性能的影响

除了波纹蜂窝的波纹数目及振幅外，蜂窝结构的厚度也直接决定了其整体刚度，对结构的能量吸收行为有着重要的影响。因此，本节主要研究了不同的胞元壁厚对蜂窝结构耐撞性的影响。主要考虑了三种厚度的波纹蜂窝结构，即 $t=0.050\text{mm}$ ， $t=0.075\text{mm}$ 以及 $t=0.085\text{mm}$ 。图 112 给出了不同厚度的波纹蜂窝结构的载荷位移曲线，从图中可以看出对于胞元较薄的波纹蜂窝，其载荷平台比较平整，但是随着结构厚度的增加，其平台段载荷出现了轻微的软化现象。图 113 给出了不同厚度的波纹蜂窝结构的耐撞性指标比较，从图中可以得知随着结构厚度的增加，波纹蜂窝的载荷效率先增加后减小。当厚度为 0.085mm 时，波纹蜂窝结构的初始峰值有很大的增加，对其耐撞性指标有着负面的影响。总体而言，随着结构厚度的增加，波纹蜂窝的比吸能一直提高。

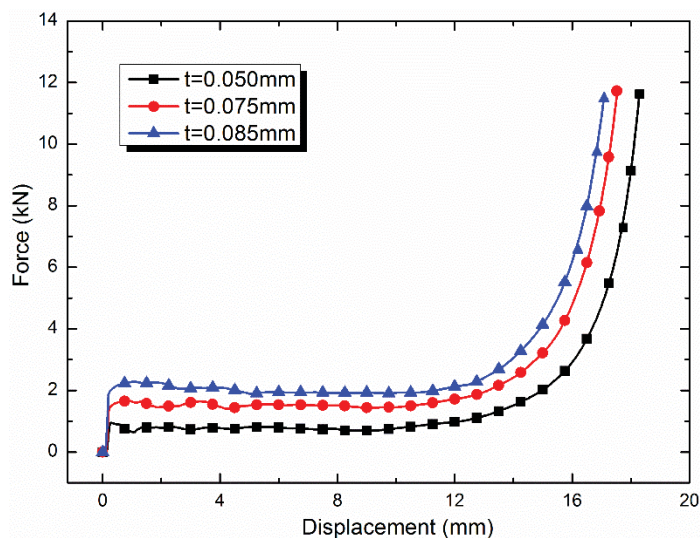


图 112 不同厚度的波纹蜂窝结构的载荷位移曲线

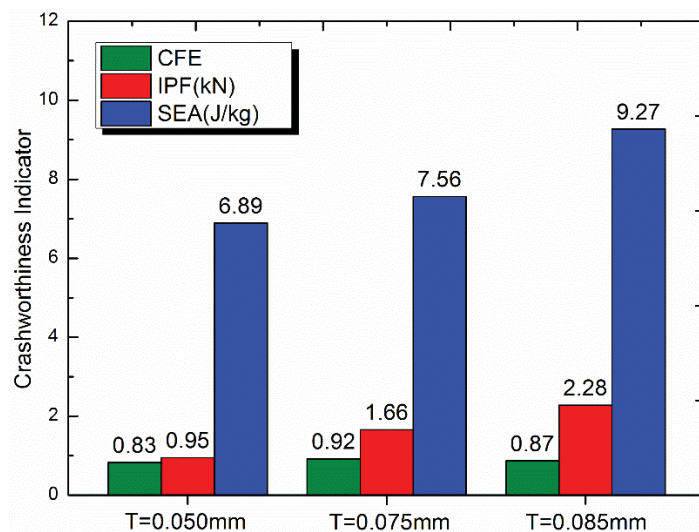


图 113 不同厚度的波纹蜂窝结构的耐撞性指标比较

6.6 小结

结合传统波纹蜂窝结构较高的能量吸收性能以及传波纹管结构承受冲击载荷时产生较低的初始峰值载荷的优势，本章提出了一种新型的波纹蜂窝结构的概念，可以设计出各能量吸收性能指标更好的装置。波纹蜂窝结构是由正弦式波纹板与三角管相结合构造出的新型蜂窝结构。基于有限元数值仿真技术建立了准静态压缩载荷作用下波纹蜂窝的有限元模型，初步地研究了波纹蜂窝的力学行为以及能量吸收特性。结合偏心因子、振幅因子以及薄壁结构的褶皱机理，基于理想刚塑性模型建立了理论模型来预测在准静态压溃载荷作用下平均压溃力。最后进行了完整的参数化分析来研究波纹振幅、波纹数目以及蜂窝结构的厚度对该波纹蜂窝耐撞性的影响。主要得到了如下的结论：

(1)、本章提出的波纹蜂窝结构结合了传统六边形蜂窝结构以及波纹管结构的特点，具备较高的能量吸收能力以及较低的初始峰值载荷，这种独特的设计方法既可保证在承受冲击载荷过程中充分吸收外部冲击能量，又可以避免对被保护目标的初始损伤；

(2)、基于偏心因子、振幅因子以及薄壁结构的褶皱机理提出的波纹蜂窝结构在准静态压缩作用下的平均压溃载荷的理论分析模型可以很好地预测其力学行为，得到的平均压溃载荷理论预测结果与有限元结果吻合较好。

(3)、波纹蜂窝结构的比吸能随着波纹数目、波纹振幅以及结构厚度的增加而增大，但是其初始峰值载荷同样会随着增加。因此，在进行能量吸收装置的设计时必须综合考虑波数、振幅以及厚度的影响。

结论与展望

飞机在起飞和着陆过程中由于意外而冲出跑道端部时，很容易酿成机毁人亡的重大事故。如何有效地减少和消除飞机在发生冲出跑道、提前接地等跑道端事故时所遭受的危害，保障机组人员和乘客的生命安全，最大程度地减少对飞机结构损伤已成为重要的话题。国际飞行员联合会推荐了一种泡沫混凝土拦阻系统，能够有效地拦停冲出跑道的飞机而不引起乘员伤亡和飞机结构损坏。针对这一工程背景，本文对安装于机场末端的飞机道面拦阻系统进行了系统的理论模型分析以及全尺寸飞机拦阻实验研究，并总结了当前使用的泡沫混凝土道面拦阻系统的不足，提出了两种具有优异能量吸收特性的飞机道面拦阻材料。本文的创新性成果如下：

(1) 针对飞机道面拦阻系统的吸能材料泡沫混凝土进行了系统的准静态压缩力学特性实验研究，分析了泡沫混凝土材料的压溃变形、破坏模式以及能量吸收机理。首次采用自适应网格重划分方法精确地模拟泡沫混凝土材料在压入过程中产生的局部压溃效应，成功地解决了拉格朗日方法在模拟低密度脆性泡沫大变形行为时产生的网格畸变问题。基于 Avalle 泡沫本构模型建立了飞机机轮与泡沫混凝土材料耦合的理论分析模型，提出了机轮在拦阻过程中承受的压溃阻力、剪切阻力、粘附阻力以及摩擦阻力的力学模型。该模型可以有效地预测飞机在拦阻过程中的速度、加速度以及拦停距离。基于泡沫混凝土拦阻床的参数化分析研究了拦阻床的高度、材料强度、飞机重量以及机轮半径对拦阻性能的影响。

(2) 考虑到飞机道面拦阻系统的全尺寸整机拦阻实验是检验拦阻床阻滞性能的重要手段，本文以波音 737-300 飞机为拦阻目标完成了国内首次全尺寸整机道面拦阻实验的研究。详细介绍了飞机道面拦阻实验的实验方案、飞机机型、飞机拦阻床的铺设、实验测量设备以及实验结果分析等，对今后飞机道面拦阻系统实验的方案设计和结果讨论提供了参考标准。基于该拦阻的实验结果，验证了本课题组针对冲出跑道的飞机提出的理论拦阻预测模型的可靠性。

(3) 创新性地提出了飞机梯度道面拦阻系统，成功地满足飞机道面拦阻系统对不同型号的飞机进行安全拦阻的需求。基于飞机机轮在拦阻过程中承受的各种阻力模型建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的耦合作用模型。考虑到自适应网格技术在模拟脆性泡沫局部压溃的优越性，基于三维自适应有限元方法建立了飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统的 3D 有限元模型，可以对不同型号的飞机拦阻过程中承受的

水平载荷和垂直载荷进行有效地预测。结合实验设计方法、响应面代理模型以及数值模拟方法进行了梯度道面拦阻系统的多目标优化,得到了具备最佳阻力比以及最小压溃深度的梯度道面拦阻系统。

(4) 受雀尾螳螂虾前肢强大的抗冲击能量吸收微结构的启发,基于仿生的思想提出了一种新型的双曲波纹仿生夹芯板结构。通过有限元数值模拟方法研究了双曲波纹夹芯板结构在准静态载荷作用下的面外压缩力学行为。与传统的夹芯板结构相比,双曲波纹板结构具有更为优越的力学性能、更高的比吸能以及更低的初始峰值载荷,避免了在冲击过程中对被保护结构的初始损伤,故而可以作为新型的道面拦阻材料,成功地避免了传统拦阻材料面临的耐水性以及环保问题。

(5) 提出了一种由正弦式波纹板与三角管结构相结合构造出的截面类似于正六边形的新型波纹蜂窝结构,该结构同时具备传统蜂窝结构较高的能量吸收性能以及波纹管较低的初始峰值载荷。结合偏心因子、振幅因子以及其褶皱机理,基于理想刚塑性模型建立了理论分析模型来预测在准静态压溃载荷作用下平均压溃力。

本文完成了泡沫混凝土飞机道面拦阻系统的机轮-拦阻床耦合动力学模型的研究、全尺寸飞机的道面拦阻实验、梯度道面拦阻系统的理论建模与多目标优化以及新型道面拦阻材料的研发等工作,主要得到了如下的结论:

(1) 从飞机机轮-泡沫混凝土拦阻材料耦合作用模型中得出,拦阻过程中机轮承受的阻力由压溃阻力、剪切阻力、黏附阻力以及摩擦阻力组成,且压溃阻力大约占 85%,表明对冲出跑道飞机的拦阻主要依赖于泡沫材料的压溃。参数化分析结果表明:对于铺设厚度较大的拦阻床会引起较大的冲击深度。拦阻过程中的黏附阻力与泡沫混凝土材料及机轮弧形截面段对应的中心角直接相关,而摩擦阻力仅与飞机重量相关。对于重量更大的飞机,进入飞机拦阻床的深度越大,最终的总阻力也会增加,但是阻力比反而有所下降。随着泡沫材料强度的增加,机轮承受的总水平阻力先增加后减小。

(2) 泡沫混凝土飞机道面拦阻系统能够将冲出跑道的波音 737-300 型客机安全地拦停下来,并且不会对飞机乘员或者结构造成任何损伤。在飞机拦阻过程中起落架结构上承受的载荷在设计载荷范围以内。飞机拦阻实验得到的运动速度变化、加速度变化以及飞机拦停距离与飞机拦阻预测结果吻合较好,误差均在 10%以内。

(3) 建立的飞机机轮-梯度泡沫混凝土道面拦阻系统理论模型与 3D 有限元数值结果吻合较好,该理论模型可以用于预测梯度道面拦阻系统的阻滞性能。阻力比过大以及飞机机轮压入泡沫混凝土拦阻床的深度过大均会使飞机机轮承受过大的载荷,可能会使

起落架结构发生失效。梯度道面拦阻系统的多目标优化结果表明当拦阻床的初始高度为 0.20m，倾斜角度为 2.20 度以及泡沫混凝土材料的强度为 $1.11\sigma_0$ 时该拦阻系统具有最小的穿透深度以及最佳的阻力比。

(4) 与传统的三角形波纹夹芯板以及正弦波纹夹芯板结构相比，双曲波纹板结构具有更为优越的力学性能、更高的比吸能以及更低的初始峰值载荷。该结构在准静态压缩载荷作用下可总结为三种典型的失效模式，即渐进式褶皱失效模式、过渡失效模式以及整体屈曲失效模式。对于厚度为 0.2mm 的双曲波纹板，当 $T/A > 1.5$ 时双曲波纹板发生渐进式褶皱失效；当 $1.3 < T/A < 1.5$ 时发生过渡失效模式；当 $T/A < 1.3$ 时发生整体屈曲模式。当波数 $N=6$ 或 7 且振幅 A 在 7mm 到 8mm 之间时，双曲波纹结构具有最大的比吸能。

(5) 波纹蜂窝结构结合了传统六边形蜂窝结构以及波纹管结构的特点，具备较高的能量吸收能力以及较低的初始峰值载荷，这种独特的设计方法既可保证在承受冲击载荷过程中充分吸收外部冲击能量，又可以避免对被保护目标的初始损伤。蜂窝结构的比吸能随着波纹数目、波纹振幅以及结构厚度的增加而增大，但是其初始峰值载荷同样会随着增加。因此，在进行能量吸收装置的设计时必须综合考虑波数、振幅以及厚度的影响。

本文对飞机道面拦阻系统的理论模型和实验研究进行了完整分析，完成了新型道面拦阻系统的研发，但是尚有一些不足之处。例如，在飞机机轮与泡沫混凝土材料的耦合作用过程中在机轮前方会有泡沫混凝土材料的堆积，但是在建立轮与泡沫混凝土材料阻力模型过程中并没有考虑这种现象，因此会使得作用在飞机机轮上的阻力偏小；在进行飞机道面拦阻实验的过程中由于气候场地、拦阻床铺设周期以及工作协调难度等原因，本次仅进行了 40 节进入速度的拦阻实验，造成实验数据具有一定的局限性；文中提出了飞机梯度道面拦阻系统并建立拦阻预测模型以及三维有限元分析，但是并没有进行梯度道面拦阻系统的实验验证。

参考文献

- [1] David R.E. Location of commercial aircraft accidents/incidents relative to runways[J]. Federal Aviation Administration, Washington, DC. 1990,
- [2] Federal Aviation Administration. Airport Design. Tech. Report 150/5300-13; 1989
- [3] 中国民用航空总局基建机场司译印. 国际民用航空公约.附件 14,机场[M]. 国际民用航空组织, 1990:
- [4] 刘宏伟, 赵国志, 夏松林, 张伟. 飞机网式拦阻系统动力学分析[J]. 力学与实践. 2007, 29: 21-23.
- [5] 邓瑛, 闫晓军, 张辉. 飞机拦停网强度及拦停系统性能评估的数值方法[J]. 北京航空航天大学学报. 2011, 37: 171-174.
- [6] 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: 183-187.
- [7] 梁利华, 万晨, 荀盼盼. 飞机拦阻索动态特性研究[J]. 航空学报. 2013, 34: 833-839.
- [8] Kirkland I.D.L., Caves R.E. New Aircraft Overrun Database, 1980-1998[J]. Transportation Research Record Journal of the Transportation Research Board, Washington, DC., 2002, 1788: 93-100.
- [9] Schönefeld J., Möller D.P.F. Runway incursion prevention systems: A review of runway incursion avoidance and alerting system approaches[J]. Progress in Aerospace Sciences. 2012, 51: 31-49.
- [10] Hu D., Song B., Wang D., Chen Z. Experiment and numerical simulation of a full-scale helicopter composite cockpit structure subject to a bird strike[J]. Composite Structures. 2016, 149: 385-397.
- [11] Yang X., Zhang Z., Yang J., Sun Y. Fluid–structure interaction analysis of the drop impact test for helicopter fuel tank[J]. SpringerPlus. 2016, 5: 1573.
- [12] Kirkland I., Caves R.E., Hirst M., Pitfield D.E. The normalisation of aircraft overrun accident data[J]. Journal of Air Transport Management. 2003, 9: 333-341.
- [13] Hall J., Jr. A., Wong D., Appleyard A., Eddowes M., Shirazi H., Speir R., Pitfield D., Caves R., Selezneva O., Puzin T. Analysis of aircraft overruns and undershoots for runway safety areas[J]. Airport Cooperative Research Program (ACRP) Rep. 3, Transportation Research

- Board, Washington, DC. 2008,
- [14] Ayres M., Shirazi H., Carvalho R., Hall J., Speir R., Arambula E., David R., Gadzinski J., Caves R., Wong D., Pitfield D. Modelling the location and consequences of aircraft accidents[J]. *Safety Science*. 2013, 51: 178-186.
- [15] 李小燕. 近十年全球商用喷气机冲出跑道事故统计分析[J]. *中国民用航空*. 2009, 37-39.
- [16] 周易之, 舒平. 起飞阶段冲偏出跑道事故预防分析[J]. *中国安全科学学报*. 2009, 19: 38-44.
- [17] 崔振新, 陆正, 汪磊. 基于灰色关联的飞机着陆冲出跑道事故影响因素研究[J]. *安全与环境工程*. 2015, 22: 99-104.
- [18] 杜红兵, 张庆庆. 民航飞行事故统计及原因分析[J]. *工业安全与环保*. 2016, 42: 17-20.
- [19] 赵亮. 特性材料拦阻系统(EMAS)建设项目决策方法与设计要点[J]. *低碳世界*. 2017, 239-241.
- [20] Cook RF. *Soft-Ground Aircraft Arresting Systems*. DTIC Document; 1987.
- [21] Bennett D. Engineered materials arresting system (EMAS) for aircraft over runs[J]. *US FAA advisory circular AC*. 2005, 150:
- [22] 中国民用航空局. 特性材料拦阻系统[J]. *中华人民共和国民用航空行业标准*. 2015,
- [23] San Filippo WK, DeLong H. Engineered materials arresting system (EMAS): an alternative solution to runway overruns. 27th International Air Transport Conference June 30-July 3, 2002 | Orlando, Florida, United States 2002. p. 1-12.
- [24] Barsotti M.A., Stevens D.J. Developing Improved Civil Aircraft Arresting Systems[J]. *Acrp Report*. 2009,
- [25] Krüger W.R., Morandini M. Recent developments at the numerical simulation of landing gear dynamics[J]. *CEAS Aeronautical Journal*. 2011, 1: 55-68.
- [26] 徐冬苓, 李玉忍. 飞机起落架数学模型的研究[J]. *系统仿真学报*. 2005, 17: 831-833.
- [27] 朱剑毅, 李麟. 飞机起落架的动力学建模及仿真[J]. *系统仿真学报*. 2006, 18: 1434-1436.
- [28] 吴卫国, 孙建桥, 冷永刚, 贾腾. 飞机起落架动力学建模及着陆随机响应分析[J]. *航空学报*. 2016, 37: 1228-1239.

- [29] Pacejka H. Tire and vehicle dynamics[M]. Elsevier, 2005:
- [30] Ran S., Besselink I.J.M., Nijmeijer H. Application of nonlinear tyre models to analyse shimmy[J]. *Vehicle System Dynamics*. 2014, 52: 387-404.
- [31] 管迪华, 范成建. 用于不平路面车辆动力学仿真的轮胎模型综述[J]. *汽车工程*. 2004, 26: 162-167.
- [32] 王和毅, 谷正气. 汽车轮胎模型研究现状及发展分析[J]. *橡胶工业*. 2005, 52: 58-63.
- [33] Von Schlippe B., Dietrich R. Shimmying of a pneumatic wheel[J]. TM-1365, Aug. 1954, NACA, pp. 125-147. 1954,
- [34] Moreland W.J. The story of shimmy[J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*. 1954, 21: 793-808.
- [35] Collins R.L. Theories on the mechanics of tires and their applications to shimmy analysis[J]. *Journal of Aircraft*. 1971, 8: 271-277.
- [36] Kilner J. Pneumatic tire model for aircraft simulation[J]. *Journal of Aircraft*. 1982, 19: 851-857.
- [37] Phillips N., Cook R. Aircraft Operation on Soil Surfaces—Computer Routine Revisions and Improvements[J]. Volumes I and II, University of Dayton. 1984,
- [38] Badalamenti J.M., Doyle J.G.R. Radial-Interradial Spring Tire Models[J]. *Journal of vibration, acoustics, stress, and reliability in design*. 1988, 110: 70-75.
- [39] Karafiath L.L. Tire-soil interaction model for turning (steered) tires[J]. *Journal of Terramechanics*. 1986, 23: 153-169.
- [40] Doyle G.R. A review of computer simulations for aircraft-surface dynamics[J]. *Journal of Aircraft*. 1986, 23: 257-265.
- [41] Saliba J.E. Elastic-viscoplastic finite-element program for modeling tire/soil interaction[J]. *J. Aircr.* 1990, 27: 350-357.
- [42] Pi W.S. Dynamic tire/soil contact surface interaction model for aircraft ground operations[J]. *Journal of Aircraft*. 1988, 25: 1038-1044.
- [43] Kraft DC, Phillips NS. Landing Gear/Soil Interaction Development of Criteria for Aircraft Operation on Soil During Turning and Multipass Operations. DTIC Document; 1975.
- [44] Gwynne G. urea formaldehyde foamed plastic emergency arresters for civil aircraft[J]. London: Her Majesty's stationery office. 1974,

- [45] Cook R. Aircraft operation on soil prediction techniques[J]. Technical Rep. ESL-84-04, US Air Force Engineering and Services Center, Tyndall Air Force Base, FL. 1985,
- [46] Cook R., Teubert C., Hayhoe G. Soft ground arrestor design program[J]. FAA Technical Center, Atlantic City International Airport, NJ: Technical Report DOT/FAA/CT-95. 1995,
- [47] Heymsfield E, Hale WM, Halsey T. A parametric sensitivity analysis of soft ground arrestor systems. Proceedings of the 29th International Air Transport Conference, Irving, Texas 2007. p. 227-36.
- [48] Heymsfield E., Halsey T. Sensitivity Analysis of Engineered Material Arrestor Systems to Aircraft and Arrestor Material Characteristics[J]. Transportation Research Record: Journal of the Transportation Research Board. 2008, 2052: 110-117.
- [49] Heymsfield E, Hale WM, Halsey TL. Optimizing low density concrete behavior for soft ground arrestor systems. Airfield and Highway Pavements The 2008 Airfield and Highway Pavements Conference 2009.
- [50] Heymsfield E., Hale W.M., Halsey T.L. Aircraft Response in an Airfield Arrestor System during an Overrun[J]. Journal of Transportation Engineering. 2012, 138: 284-292.
- [51] Heymsfield E. Predicting Aircraft Stopping Distances within an EMAS[J]. Journal of Transportation Engineering. 2013, 139: 1184-1193.
- [52] Zhang Z.Q., Yang J.L., Li Q.M. An analytical model of foamed concrete aircraft arresting system[J]. International Journal of Impact Engineering. 2013, 61: 1-12.
- [53] Moon F.C. Applied dynamics: with applications to multibody and mechatronic systems[M]. New Jersey: John Wiley & Sons, 2008: 188-191.
- [54] 陈世民. 理论力学简明教程[M]. 高等教育出版社, 2001:
- [55] 卢文浩, 鲍荣浩. 动态冲击下蜂窝材料的力学行为[J]. 振动与冲击. 2005, 24: 49-52.
- [56] 王博. 蜂窝结构多功能优化设计[D]. 大连理工大学, 2007.
- [57] 张新春, 刘颖, 张建辉. 金属蜂窝材料的面内冲击响应和能量吸收特性[J]. 功能材料. 2013, 44: 2143-2147.
- [58] Zhang Q., Yang X., Li P., Huang G., Feng S., Shen C., Han B., Zhang X., Jin F., Xu F., Lu T.J. Bioinspired engineering of honeycomb structure – Using nature to inspire human innovation[J]. Progress in Materials Science. 2015, 74: 332-400.
- [59] Han B., Qin K., Yu B., Wang B., Zhang Q., Lu T.J. Honeycomb–corrugation hybrid as a

novel sandwich core for significantly enhanced compressive performance[J]. *Materials & Design*. 2016, 93: 271-282.

[60] 冯仁杰, 于九明. 蜂窝夹芯复合板及其在汽车工业中的应用[J]. *汽车工艺与材料*. 2003, 30-32.

[61] 陈金宝, 聂宏, 赵金才, 柏合民, 博伟. 月球探测器软着陆缓冲机构着陆性能分析[J]. *宇航学报*. 2008, 29: 1729-1732.

[62] 杨德庆, 马涛, 张梗林. 舰艇新型宏观负泊松比效应蜂窝舷侧防护结构[J]. *爆炸与冲击*. 2015, 35: 243-248.

[63] Xing Y., Yang X., Yang J., Sun Y. A theoretical model of honeycomb material arresting system for aircrafts[J]. *Applied Mathematical Modelling*. 2017, 48: 316-337.

[64] 李丰羽, 焦宗夏, 桂永全. 飞机软道面安全拦阻系统建模与仿真[J]. *北京航空航天大学学报*. 2010, 36: 945-948.

[65] 王云, 郑小平, 姚福印, 姚振汉. 飞机越界阻滞系统动力学模型[J]. *清华大学学报(自然科学版)*. 2010, 1109-1113.

[66] 王维, 常虹. 飞机道面拦阻系统建模分析[J]. *中国民航大学学报*. 2009, 27: 10-13.

[67] 张志强, 杨嘉陵. 民航客机拦阻系统的一种解决方案. 全国塑性力学会议 2011.

[68] Bolarinwa E., Olatunbosun O. Finite element simulation of the tyre burst test[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*. 2004, 218: 1251-1258.

[69] Baranowski P., Malachowski J., Mazurkiewicz L. Numerical and experimental testing of vehicle tyre under impulse loading conditions[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2016, 106: 346-356.

[70] Ebbott T., Hohman R., Jeusette J.-P., Kerchman V. Tire temperature and rolling resistance prediction with finite element analysis[J]. *Tire Science and Technology*. 1999, 27: 2-21.

[71] Cho J.R., Lee H.W., Jeong W.B., Jeong K.M., Kim K.W. Numerical estimation of rolling resistance and temperature distribution of 3-D periodic patterned tire[J]. *International Journal of Solids and Structures*. 2013, 50: 86-96.

[72] 马改陵, 徐鸿, 崔文勇, 马良清. 子午线轮胎滚动阻力的研究进展[J]. *橡胶工业*. 2005, 52: 501-511.

[73] 王晓军, 李炜, 夏源明. 基于实验的数值反演的滚动轮胎稳态温度场的有限元分析

- [J]. 实验力学. 2005, 20: 1-9.
- [74] Fervers C.W. Improved FEM simulation model for tire-soil interaction[J]. Journal of Terramechanics. 2004, 41: 87-100.
- [75] 闫相桥, 乌大琨, 王友善, 王衍林. 轮胎-地面静态接触的有限元分析[J]. 轮胎工业. 2000, 527-533.
- [76] 柳和玲. 轮胎地面接触变形分析与试验研究[D]. 西北农林科技大学, 2012.
- [77] Behroozi M., Olatunbosun O.A., Ding W. Finite element analysis of aircraft tyre – Effect of model complexity on tyre performance characteristics[J]. Materials & Design. 2012, 35: 810-819.
- [78] Kongo Kondé A., Rosu I., Lebon F., Brardo O., Devésá B. On the modeling of aircraft tire[J]. Aerospace Science and Technology. 2013, 27: 67-75.
- [79] Guo H., Bastien C., Blundell M., Wood G. Development of a detailed aircraft tyre finite element model for safety assessment[J]. Materials & Design. 2014, 53: 902-909.
- [80] Yao S.L., Yue Z.F., Geng X.L., Wang P.Y. Finite element analysis of aircraft tire for safety assessment with CV and CPM methods[J]. Multidiscipline Modeling in Materials and Structures. 2017, 13: 501-518.
- [81] 苗常青, 谭惠丰, 杜星文. 轮胎-松软地面相互作用有限元分析[J]. 兵工学报. 2002, 23: 150-154.
- [82] 刘锋, 李丽娟, 杨学贵. 轮胎与地面接触问题的非线性有限元分析[J]. 应用力学学报. 2001, 18: 141-146.
- [83] 田小锋. 轮胎与地面相互作用的数值仿真[D]. 国防科学技术大学, 2012.
- [84] Xia K. Finite element modeling of tire/terrain interaction: Application to predicting soil compaction and tire mobility[J]. Journal of Terramechanics. 2011, 48: 113-123.
- [85] 任茂文, 张晓阳. 轮胎-地面接触模型研究现状与展望[J]. 中国重型装备. 2010, 40-42.
- [86] 韦鹏飞, 陈浩, 王良杰, 陈海宁. 轮胎—土壤相互作用研究综述[J]. 农机化研究. 2013, 35: 243-245.
- [87] 季学武, 樊慧文, 杨延辰. 轮胎-沙土相互作用的预测模型及试验研究[J]. 农业机械学报. 2000, 31: 8-10.
- [88] 樊慧文, 赵六奇. 轮胎与土壤相互作用的数学模型和实验研究[J]. 清华大学学报

(自然科学版). 1997, 110-114.

[89] 张晓阳, 孙蓓蓓, 许志华, 陈南, 孙庆鸿. 考虑地面变形特性的车辆地面耦合系统的建模与仿真[J]. 机械工程学报. 2009, 45: 212-217.

[90] Hambleton J.P., Drescher A. Modeling wheel-induced rutting in soils: Rolling[J]. Journal of Terramechanics. 2009, 46: 35-47.

[91] Hambleton J.P., Drescher A. On modeling a rolling wheel in the presence of plastic deformation as a three- or two-dimensional process[J]. International Journal of Mechanical Sciences. 2009, 51: 846-855.

[92] Shi Y. EMAS Core Material Modeling with LS-DYNA[J]. 11th International LS-DYNA Users Conference. 2010, 16: 21-36.

[93] Matthew Barsotti M.S. comparison of FEM and SPH for modeling a crushable foam aircraft arrestor bed[J]. 11th International LS-DYNA Users Conference. 2010, 16: 37-54.

[94] Barsotti M. Optimization of a passive aircraft arrestor with a depth-varying crushable material using a smoothed particle hydrodynamics (SPH) model[M]. ProQuest, 2008:

[95] 鹿安理, 史清宇, 赵海燕, 吴爱萍, 蔡志鹏, 王鹏. 焊接过程仿真领域的若干关键技术问题及其初步研究[J]. 中国机械工程. 2000, 11: 210-214.

[96] 李桂清, 吴壮志, 马维银. 自适应细分技术研究进展[J]. 计算机辅助设计与图形学学报. 2006, 18: 1789-1798.

[97] 张文明, 刘彬, 徐刚. 三维实体网格自适应划分算法[J]. 机械工程学报. 2009, 45: 266-270.

[98] 杨先锋, 张志强, 杨嘉陵, 孙玉鑫. 飞机泡沫混凝土道面拦阻系统的阻滞性能研究[J]. 兵工学报. 2017,

[99] Lee Y.S., Kim C.S., Ha W.J., Han J.H. A Study on Evaluation of Aircraft Rapid Arresting System Using the Numerical Analysis[J]. International Journal of Highway Engineering. 2011, 13: 185-195.

[100] Bade E., Minter E. Soft Ground Arresting of Civil Aircraft: Scaled Model VC 10 Tests in Gravel and Sintered Fuel Ash Pellets[M]. Royal Aircraft Establishment (Great Britain), 1971:

[101] Cook R. Soft-Ground Arresting System for Commercial Aircraft[J]. Soft-Ground Arresting System for Commercial Aircraft. 1993,

[102] White J.C., Agrawal S.K. Soft Ground Arresting System for Airports[J]. Soft Ground

Arresting System for Airports. 1993,

[103] 孔祥骏, 史亚杰, 肖宪波, 姚思远. 特性拦阻材料的台架实验装置研制[J]. 实验力学. 2014, 29: 83-88.

[104] 姚红宇, 孔祥骏, 史亚杰, 肖宪波. 飞机拦阻系统拦阻力模型的实验研究[J]. 工程力学. 2015, 32: 243-249.

[105] Haimes Y.Y. Risk modeling, assessment, and management[M]. John Wiley & Sons, 2015:

[106] Stroeve S.H., Blom H.A.P., Bakker G.J. Systemic accident risk assessment in air traffic by Monte Carlo simulation[J]. Safety Science. 2009, 47: 238-249.

[107] Janic M. An assessment of risk and safety in civil aviation[J]. Journal of Air Transport Management. 2000, 6: 43-50.

[108] Shyur H. A quantitative model for aviation safety risk assessment[J]. Computers & Industrial Engineering. 2008, 54: 34-44.

[109] 孙殿阁, 孙佳, 王淼, 秦康. 基于 Bow-Tie 技术的民用机场安全风险分析应用研究[J]. 中国安全生产科学技术. 2010, 06: 85-89.

[110] Kirkland I.D.L., Caves R.E., Humphreys I.M., Pitfield D.E. An improved methodology for assessing risk in aircraft operations at airports, applied to runway overruns[J]. Safety Science. 2004, 42: 891-905.

[111] Wong D.K.Y., Pitfield D.E., Caves R.E., Appleyard A.J. The development of a more risk-sensitive and flexible airport safety area strategy: Part II. Accident location analysis and airport risk assessment case studies[J]. Safety Science. 2009, 47: 913-924.

[112] Arnaldo Valdés R.M., Gómez Comendador F., Mijares Gordún L., Sáez Nieto F.J. The development of probabilistic models to estimate accident risk (due to runway overrun and landing undershoot) applicable to the design and construction of runway safety areas[J]. Safety Science. 2011, 49: 633-650.

[113] Trucco P., De Ambroggi M., Chiara Leva M. Topological risk mapping of runway overruns: A probabilistic approach[J]. Reliability Engineering & System Safety. 2015, 142: 433-443.

[114] Ketabdari M., Giustozzi F., Crispino M. Sensitivity analysis of influencing factors in probabilistic risk assessment for airports[J]. Safety Science. 2017,

[115] 张晓全, 李秋实. 基于 WBA 方法的冲出跑道事故风险管理研究[J]. 中国安全科学

学报. 2012, 22: 67.

[116] 陆正, 崔振新, 汪磊. 基于 Bow-tie 模型的民机着陆冲出跑道风险分析[J]. 工业安全与环保. 2015, 4-8.

[117] 赵宁宁, 赵宇婷. 基于事故树和贝叶斯网络的飞机偏冲出跑道风险分析[J]. 安全与环境学报. 2014, 14:

[118] Ho C.H., Romero P. Investigation of existing engineered material Arresting system at three U.S. Airports[J]. Proceedings of 50th Annual Forum of Transportation Research Forum. 2009, 94: 491-502.

[119] 赵融, 郭伟国, 王建军, 史亚杰, 曾亮. 一种新型轻质泡沫混凝土挤入行为的试验研究[J]. 实验力学. 2012, 27: 354-360.

[120] Flores-Johnson E.A., Li Q.M. Indentation into polymeric foams[J]. International Journal of Solids and Structures. 2010, 47: 1987-1995.

[121] 李裕春, 时党勇, 赵远. ANSYS 10.0/LS-DYNA 基础理论与工程实践[M]. 中国水利水电出版社, 2006:

[122] Flores-Johnson E.A., Li Q.M., Shen L. Numerical Simulations of Quasi-Static Indentation and Low Velocity Impact of Rohacell 51 Wf Foam[J]. International Journal of Computational Methods. 2014, 11: 1344004.

[123] LSTC L.-D. Keyword User's Manual, v971[J]. Livermore Software Technology Corporation. 2007,

[124] Gibson L.J.A.A., Ashby M.F. Cellular Solids: Structure And Properties[J]. Cambridge University Press. 1997,

[125] Avalle M., Belingardi G., Ibbá A. Mechanical models of cellular solids: Parameters identification from experimental tests[J]. International Journal of Impact Engineering. 2007, 34: 3-27.

[126] Olurin O.B., Fleck N.A., Ashby M.F. Indentation resistance of an aluminium foam[J]. Scripta Materialia. 2000, 43: 983-989.

[127] Currey N.S. Aircraft landing gear design: principles and practices[M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, USA, 1988:

[128] Federal Aviation Administration. Part 25-Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes[J]. U.S. Code of Federal Regulations, Federal Aviation Regulations (FAR-25-473),

Washington, DC, USA. 2005,

[129] Tao J.X., Smith S., Duff A. The effect of overloading sequences on landing gear fatigue damage[J]. *International Journal of Fatigue*. 2009, 31: 1837-1847.

[130] Hill W.J., Hunter W.G. A Review of Response Surface Methodology: A Literature Survey[J]. *Technometrics*. 1966, 8: 571-590.

[131] 王永菲, 王成国. 响应面法的理论与应用[J]. *中央民族大学学报(自然科学版)*. 2005, 14: 236-240.

[132] Khuri André I., Mukhopadhyay S. Response surface methodology[J]. *Wiley Interdisciplinary Reviews: Computational Statistics*. 2010, 2: 128-149.

[133] Lenth R.V. The Theory of the Design of Experiments[J]. *Publications of the American Statistical Association*. 2000, 97: 924-924.

[134] 刘瑞江, 张业旺, 闻崇炜, 汤建. 正交试验设计和分析方法研究[J]. *实验技术与管理*. 2010, 27: 52-55.

[135] Chen D. The Theory of the Design of Experiments[J]. *Technometrics*. 2012, 43: 497-497.

[136] Stat-Ease Inc. Design-Expert software V8 user's guide. Minneapolis, MN: Technical Manual[J]. StatEase Inc. 2010,

[137] Guillow S.R., Lu G., Grzebieta R.H. Quasi-static axial compression of thin-walled circular aluminium tubes[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2001, 43: 2103-2123.

[138] Liu K., Zhao K., Gao Z., Yu T.X. Dynamic behavior of ring systems subjected to pulse loading[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 2005, 31: 1209-1222.

[139] Morris E., Olabi A.G., Hashmi M.S.J. Lateral crushing of circular and non-circular tube systems under quasi-static conditions[J]. *Journal of Materials Processing Technology*. 2007, 191: 132-135.

[140] Yin H., Xiao Y., Wen G., Gan N., Chen C., Dai J. Multi-objective robust optimization of foam-filled bionic thin-walled structures[J]. *Thin-Walled Structures*. 2016, 109: 332-343.

[141] Hussein R.D., Ruan D., Lu G., Guillow S., Yoon J.W. Crushing response of square aluminium tubes filled with polyurethane foam and aluminium honeycomb[J]. *Thin-Walled Structures*. 2017, 110: 140-154.

[142] Sun G., Liu T., Huang X., Zhen G., Li Q. Topological configuration analysis and design

- for foam filled multi-cell tubes[J]. *Engineering Structures*. 2018, 155: 235-250.
- [143] Zhao H., Gary G. Crushing behaviour of aluminium honeycombs under impact[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 1998, 21: 827-836.
- [144] Ruan D., Lu G., Wang B., Yu T.X. In-plane dynamic crushing of honeycombs—a finite element study[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 2003, 28: 161-182.
- [145] Hou B., Zhao H., Pattofatto S., Liu J.G., Li Y.L. Inertia effects on the progressive crushing of aluminium honeycombs under impact loading[J]. *International Journal of Solids and Structures*. 2012, 49: 2754-2762.
- [146] Cui X., Zhao L., Wang Z., Zhao H., Fang D. Dynamic response of metallic lattice sandwich structures to impulsive loading[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 2012, 43: 1-5.
- [147] Fan H., Qu Z., Xia Z., Sun F. Designing and compression behaviors of ductile hierarchical pyramidal lattice composites[J]. *Materials & Design*. 2014, 58: 363-367.
- [148] Liu J., Pattofatto S., Fang D., Lu F., Zhao H. Impact strength enhancement of aluminum tetrahedral lattice truss core structures[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 2015, 79: 3-13.
- [149] Gu G.X., Takaffoli M., Buehler M.J. Hierarchically Enhanced Impact Resistance of Bioinspired Composites[J]. *Adv Mater*. 2017, 1700060.
- [150] Mao L., Gao H., Yao H., Liu L., Cölfen H., Liu G., Chen S., Li S., Yan Y., Liu Y., Yu S. Synthetic nacre by predesigned matrix-directed mineralization[J]. *Science*. 2016,
- [151] Yaraghi N.A., Guarin-Zapata N., Grunenfelder L.K., Hintsala E., Bhowmick S., Hiller J.M., Betts M., Principe E.L., Jung J.Y., Sheppard L., Wuhler R., McKittrick J., Zavattieri P.D., Kisailus D. A Sinusoidally Architected Helicoidal Biocomposite[J]. *Adv Mater*. 2016,
- [152] Wang H., Yang J., Liu H., Sun Y., Yu T.X. Internally nested circular tube system subjected to lateral impact loading[J]. *Thin-Walled Structures*. 2015, 91: 72-81.
- [153] Lin T.-C., Chen T.-J., Huang J.-S. In-plane elastic constants and strengths of circular cell honeycombs[J]. *Composites Science and Technology*. 2012, 72: 1380-1386.
- [154] Lin T.-C., Chen T.-J., Huang J.-S. Creep-rupturing of elliptical and circular cell honeycombs[J]. *Composite Structures*. 2013, 106: 799-805.
- [155] Hu L.L., He X.L., Wu G.P., Yu T.X. Dynamic crushing of the circular-celled honeycombs

- under out-of-plane impact[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 2015, 75: 150-161.
- [156] Xue Z., Hutchinson J.W. Crush dynamics of square honeycomb sandwich cores[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 2006, 65: 2221-2245.
- [157] Zhang X., Zhang H. Theoretical and numerical investigation on the crush resistance of rhombic and kagome honeycombs[J]. *Composite Structures*. 2013, 96: 143-152.
- [158] Liu W., Wang N., Luo T., Lin Z. In-plane dynamic crushing of re-entrant auxetic cellular structure[J]. *Materials & Design*. 2016, 100: 84-91.
- [159] Mukhopadhyay T., Adhikari S. Effective in-plane elastic properties of auxetic honeycombs with spatial irregularity[J]. *Mechanics of Materials*. 2016, 95: 204-222.
- [160] Billon K., Zampetakis I., Scarpa F., Ouisse M., Sadoulet-Reboul E., Collet M., Perriman A., Hetherington A. Mechanics and band gaps in hierarchical auxetic rectangular perforated composite metamaterials[J]. *Composite Structures*. 2017, 160: 1042-1050.
- [161] Qiao J., Chen C. In-plane crushing of a hierarchical honeycomb[J]. *International Journal of Solids and Structures*. 2016, 85-86: 57-66.
- [162] Hou K.W., Yang J.L., Liu H., Sun Y.X. Energy absorption behavior of metallic staggered double-sine-wave tubes under axial crushing[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2015, 29: 2439-2449.
- [163] Baroutaji A., Sajjia M., Olabi A.-G. On the crashworthiness performance of thin-walled energy absorbers: Recent advances and future developments[J]. *Thin-Walled Structures*. 2017, 118: 137-163.
- [164] Zhang X., Zhang H., Wen Z. Experimental and numerical studies on the crush resistance of aluminum honeycombs with various cell configurations[J]. *International Journal of Impact Engineering*. 2014, 66: 48-59.
- [165] Jiang W., Yang J.L. Energy-absorption behavior of a metallic double-sine-wave beam under axial crushing[J]. *Thin-Walled Structures*. 2009, 47: 1168-1176.
- [166] Tran T. Crushing and theoretical analysis of multi-cell thin-walled triangular tubes under lateral loading[J]. *Thin-Walled Structures*. 2017, 115: 205-214.
- [167] Wierzbicki T., Abramowicz W. On the Crushing Mechanics of Thin-Walled Structures[J]. *Journal of Applied Mechanics*. 1983, 50: 727-734.

攻读博士学位期间取得的研究成果

- [1] **Xianfeng Yang**, Jialing Yang, Zhiqiang Zhang, Jingxuan Ma, Yuxin Sun, Hua Liu. A review of civil aircraft arresting systems for runway overruns. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018,102:99-121. (SCI 收录, IF= 6.814)
- [2] **Xianfeng Yang**, Jingxuan Ma, Yingli Shi, Yuxin Sun, Jialing Yang. Crashworthiness investigation of the bio-inspired bi-directionally corrugated core sandwich panel under quasi-static crushing load. *Material & Design*, 2017, 135:275-290. (SCI 收录, IF= 5.77)
- [3] **Xianfeng Yang**, Jingxuan Ma, Yuxin Sun, Jialing Yang. Ripplecomb: a novel triangular tube reinforced corrugated honeycomb for energy absorption. *Composite Structure*, 2018, 202:988-999. (SCI 收录, IF= 4.829)
- [4] **Xianfeng Yang**, Yuxin Sun, Jialing Yang. Out-of-plane crashworthiness analysis of bio-inspired aluminum honeycomb patterned with horseshoe mesostructure. *Thin-Walled Structures*, 2018, 125:1-11. (SCI 收录, IF=3.488)
- [5] **Xianfeng Yang**, Zhiqiang Zhang, Yun Xing, Jialing Yang, Yuxin Sun. A new theoretical model of aircraft arresting system based on polymeric foam material. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 66:284-293. (SCI 收录, IF=2.829)
- [6] **Xianfeng Yang**, Zhiqiang Zhang, Jialing Yang, Yuxin Sun. Fluid–structure interaction analysis of the drop impact test for helicopter fuel tank, *SpringerPlus*, 2016, 5(1), 1573. (SCI 收录, IF=1.13)
- [7] **Xianfeng Yang**, Jingxuan Ma, Shoubin Liu, Yun Xing, Jialing Yang, Yuxin Sun. Exact analytical solution for thermoelastic response of clamped beams subjected to movable laser pulse. *Symmetry*, 2018, 10(5), 139. (SCI 收录, IF=2.143)
- [8] **Xianfeng Yang**, Jingxuan Ma, Yuxin Sun, Jialing Yang. Crashworthiness investigation of the bio-inspired double-sine-wave corrugated core sandwich panel. 20th international conference of composite structure, Paris, 2017.
- [9] **Xianfeng Yang**, Yun Xing, Zhiqiang Zhang, Jialing Yang, Yuxin Sun. Theoretical analysis and multi-objective optimization for gradient engineering material arresting system. *International Journal of Crashworthiness*. 2017, 22(5), 41-55. (SCI 收录, IF=1.317)
- [10] **Xianfeng Yang**, Jingxuan Ma, Yuxin Sun, Jialing Yang. An internally nested circular-

elliptical tube system for energy absorption. *Thin-Walled Structures*. 2019, 139: 281-293. (SCI 收录, IF=3.488)

[11] **Xianfeng Yang**, Xulong Xi, Qifan Pan, Hu Liu. In-plane dynamic crushing of a novel circular-celled honeycomb nested with petal-shaped mesostructure. *Composite Structures*. 2019, 226: 111219. (SCI 收录, IF= 4.829)

[12] **Xianfeng Yang**, Xiaochuan Liu, Xulong Xi, Chunyu Bai, Yuxin Sun, Jialing Yang. Crashworthiness design and energy absorption mechanism of helicopter structures: a systematic literature review. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019. (SCI 收录, Q1 区, IF= 6.814, Accepted)

[13] Xiaochuan Liu, Xulong Xi, Chunyu Bai, Jialing Yang, **Xianfeng Yang***. Dynamic response and failure mechanism of Ti-6AL-4V hi-lock bolts under combined tensile-shear loading. *International Journal of Impact Engineering*. 2019, 131: 140-151. (SCI 收录, IF= 3.173)

[14] Yun Xing, **Xianfeng Yang**, Jialing Yang, Yuxin Sun. A theoretical model of honeycomb material arresting system for aircrafts. *Applied Mathematical Modelling*. 2017, 48,316-337. (SCI 收录, IF=2.617)

[15] Jingxuan Ma, **Xianfeng Yang**, Shoubin Liu, Jialing Yang, Yuxin Sun. Exact solution of thermal response in a three-dimensional living bio-tissue subjected to a scanning laser beam. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. (SCI 收录, IF=3.891)

[16] Yuxin Sun, Jingxuan Ma, **Xianfeng Yang**, Shoubin Liu, Jialing Yang. Thermo-elastic response of a simply supported beam irradiated by a movable laser pulse. *Canadian Journal of Physics*. 2017. (SCI 收录, IF=0.983)

[17] **杨先锋**, 张志强, 杨嘉陵, 孙玉鑫. 飞机泡沫混凝土道面拦阻系统的阻滞性能研究. *兵工学报*, 2017(s1):155-162. (EI 收录)

[18] 杨嘉陵, **杨先锋**, 马静轩, 孙玉鑫. 一种嵌套圆管抗冲击多级能量吸收装置: 中国, ZL201710235215.5. (国家发明专利)

[19] 杨嘉陵, **杨先锋**, 刘虎. 一种应用于飞机道面拦阻的新型双曲波纹夹心防护结构: 中国, ZL201710703383.2. (国家发明专利)

[20] 杨嘉陵, 杨先锋, 虞吉林, 孙玉鑫. 一种轴向波纹蜂窝夹心板抗冲击吸能装置: 中国, ZL201811292765.1. (国家发明专利)

致谢

自 2013 年 9 月正式进入北航以来，到如今即将结束博士学术生涯，完成了两年硕士、三年博士的学习阶段。1800 多个日日夜夜里，在这里经历过迷惘、痛苦和悲伤，也有过欢笑、收获和成长。2015 年 9 月 9 日正式成为一名博士研究生开始科研工作，2016 年 4 月 13 号发表第一篇国际期刊学术论文，2017 年 9 月 3 号第一次出国参加国际学术会议，2017 年 9 月 15 日第一次获得博士国家奖学金。博士期间的学习生活经历，让我真正地明白探索科学真理的意义和快乐，在科研中学会思考走向成熟。

饮其流者怀其源，学其成时念吾师，首先，我要感谢我的硕博导师杨嘉陵教授，本文是在杨老师的悉心指导下完成的。从论文选题、工作展开到文章撰写无一不凝聚着杨教授的别具慧眼和谆谆教诲。杨老师深厚的数学功底、扎实的力学基础、严谨的治学态度以及创新的科研思维令我深深折服，受益匪浅，不断为我提升人生的高度。特别是杨老师教会我的第一个人生道理，万事从最简单的入手，循序渐进，理论推导和有限元建模从最简单的模型开始，一步一个脚印稳扎稳打向前走让我受益终身。杨老师给予充分的科研自主权让我游刃有余。每当产生新的科研想法杨老师总能提出中肯意见，遇到问题时总能指点迷津。在此毕业之际对杨老师多年的教诲与栽培表示衷心的感谢。

感谢课题组刘华教授和孙玉鑫副教授，感谢两位老师在科研进展以及论文写作过程中给我的关心和帮助。孙老师作为三清博士，学识渊博高屋建瓴，在学习生活中给予我诸多帮助。感谢课题组张志强博士、刘虎博士、王海波博士、马静轩博士、于晖博士、邢运博士、刘杰博士；感谢司勇、张震、刘睿睿、侯康伟、邢宝峰、李飞、宋华龙、韩易、刘守斌、张新博、靳世成、李江波、龚煜濂、饶章恒等师兄弟。特别感谢师兄张志强博士和刘虎博士在科研工作中引领及榜样作用，感谢马静轩博士五年来陪同我一起走过整个硕博过程。感谢大家在实验室共同学习生活中给我的关心和帮助。

此外，感谢我的高中同学潘博和刘丹萍在北京给予我家乡的温暖；感谢我的本硕博同学史迎利博士九年来对我的关心与帮助；感谢舍友伍洋博士以及王胜博士等同学；感谢 13 系的刘冰河博士以及在海外的尚诗博士和孟康培博士等同学在博士初期的帮助。

最要感谢的是我的父母、大伯、哥哥、妹妹等所有的家人，感谢他们多年来的支持与鼓励才有力量完成博士学业，是他们的关心和温暖让我鼓起勇气，迎难而上，尤其是感谢我的父母和大伯把我培养成人，我无以回报。

再次感谢所有帮助和关心过我的亲人、朋友、老师和同学！

作者简介

杨先锋，男，1988年10月生，汉族，湖北省孝感市人。2009年9月至2013年7月，在西北工业大学航空学院飞行器设计与工程专业学习，获得工学学士学位。2013年9月进入北京航空航天大学航空科学与工程学院飞行器结构强度系攻读硕士学位，2015年硕博连读开始攻读固体力学博士学位，研究方向是冲击动力学与能量吸收结构。博士期间主要获得以下荣誉：

- 2019年09月 北京航空航天大学博士生国家奖学金
- 2019年12月 北京航空航天大学校长奖学金
- 2018年03月 工信部创新奖学金一等奖
- 2018年01月 北京航空航天大学航空学院优秀党员
- 2017年12月 北京航空航天大学2017年度优秀研究生
- 2017年09月 北京航空航天大学博士生国家奖学金
- 2017年09月 北京航空航天大学博士生一等学业奖学金
- 2017年09月 北京航空航天大学2017年度研究生优秀学生论文奖
- 2017年05月 北京航空航天大学博士生卓越学术基金
- 2016年12月 北京航空航天大学2016年度优秀研究生