

大型民机机身结构适坠性仿真分析

王跃全¹ 朱书华² 王涛² 童明波²

(1. 南京航空航天大学材料科学与技术学院, 南京, 210016;

2. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016)

摘要:采用非线性有限元法,在 MSC. Patran 软件平台上建立了波音 B737 飞机全尺寸机身结构段垂直坠撞的动力学仿真分析有限元模型,并采用 MSC. Dytran 软件的显式积分求解器对该模型的结构冲击动力学响应进行计算求解。仿真分析结果输出了机身结构的变形过程,座椅导轨和机身框的加速度响应,分析结果与 B737 全尺寸机身结构段坠撞试验数据进行了对比。结果表明,考虑了乘员、行李和前后加强横梁的有限元模型所计算得到的座椅过载和机身框结构的过载与试验实测数据具有良好的一致性。该动力学建模分析方法可为大型客机机身结构的抗坠撞设计与分析提供参考。

关键词:飞行器设计;适坠性;民机机身;结构变形;冲击过载;坠撞;有限元模型

中图分类号: V215.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2013)02-0186-05

Simulation on Crashworthiness of Transport Civil Aircraft Fuselage Structures

Wang Yuequan¹, Zhu Shuhua², Wang Tao², Tong Mingbo²

(1. College of Material Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,
Nanjing, 210016, China;

2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A nonlinear dynamics finite element model (FEM) is developed in MSC. Patran to simulate the vertical drop test of full-scale Boeing B737 fuselage section. The dynamics response of the fuselage structure in the developed FEM is solved by an explicit-integration algorithm integrated in MSC. Dytran. The simulation results can export the history of the fuselage structure deformation and the acceleration response of cabin seat rails and airframes. The comparison of the simulation results with the experiments shows that the calculated overloads of the seats and fuselage frames agree well with the experimental data. The modeling process and structure simplification method used in the developed dynamics FEM can be a valuable reference for the crashworthiness design and the analysis of the large civil aircraft fuselage.

Key words: aircraft design; crashworthiness; civil aircraft fuselage; structure deformation; impact overload; crash; finite element model (FEM)

飞机结构抗坠撞性能是飞机安全性的一个重要方面。国外较早展开了相关研究,包括全尺寸的机身结构坠撞试验^[1-4]和有限元数值仿真分析^[5-14]。数值仿真能够模拟机身结构碰撞冲击历

程,帮助分析乘员和机体结构受到的冲击过载,预测在可生还撞击中造成的结构变形失效以及座椅和乘员冲击响应。但计算工具和建模方法需要验证和确认,这是飞机适坠性研究的一个重要方面^[8]。

基金项目:国家自然科学基金(51208255)资助项目。

收稿日期: 2011-12-30; **修订日期:** 2012-03-07

通信作者: 童明波,男,教授,博士生导师, E-mail: tongw@nuaa.edu.cn。

国内抗坠撞研究还仅限于数值分析^[9,13],缺乏相关坠撞试验支持,分析方法难以得到试验验证,难以用于实际工程应用。当前国内正在大力发展大飞机项目,研究结构适坠性分析方法,验证计算工具和分析方法,对改善飞机坠撞性能、提高乘员和机组人员潜在生存能力、发展飞机结构适坠性评估技术和抗坠撞设计技术具有现实而深远的意义。

本文建立了波音 B737 飞机机身结构全尺寸三维数模,按照 2000 年美国联邦航空局(FAA)所做机身段坠撞试验确定撞击速度等初始条件,分析了撞击过程中机身结构变形过程和加速度响应,并与试验结果进行对比,从而验证所建立的非线性瞬态动力学数值分析方法。

1 试验介绍

FAA 进行了 B737 飞机全尺寸机身段结构坠毁试验^[5],试验装置如图 1 所示。机身段悬挂至 4.27 m 高度,自由坠落至试验台^[2,5,7,10],可以计算得到初始撞击速度为 9.14 m/s。



图 1 FAA 的 B737 机身段坠毁试验

试验机身段共包含 7 个机身框(FS380 至 FS500),每个框间距为 0.508 m,总长度为 3.048 m。机身的右侧包含 1 个货舱门。另外,客舱装有 3 排座椅,每排 6 个座椅,座椅上布置人体模型,如图 2 所示,深色人体模型(左、右侧座椅中间位置)上装有传感器。客舱中还装有行李吊柜,货舱中装满行李。为了最大限度补偿开口造成的机身段结构刚度的损失,试验机身段前后端地板梁下方各增加了一个加强地板梁^[10],如图 2 所示。

在试验机身段的座椅导轨、机身框和中间座椅假人模型盆骨处安装有加速度传感器,用以记录试验中的加速度响应^[10],测量点的详细位置如图 3

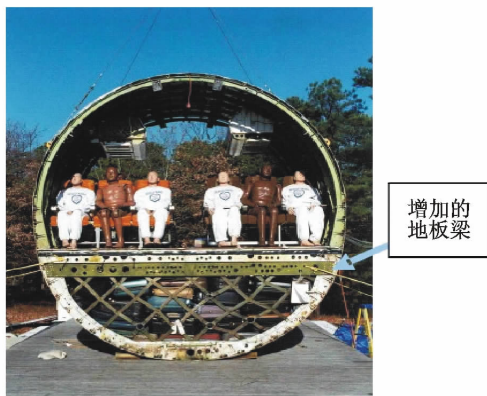


图 2 B737-100 试验件及附加地板梁

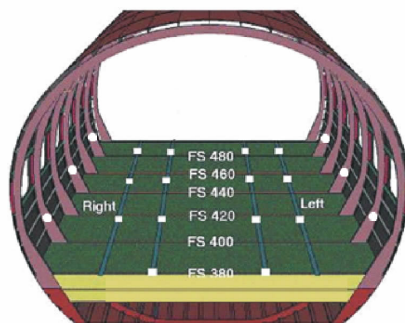


图 3 试验数据测量点位置

所示。在仿真计算中,在模型对应位置设置加速度测量点,以便获取数据与试验对比。

2 有限元模型

2.1 机身结构几何模型

试验机身段结构的几何模型根据真实飞机机身结构详细测绘,并基于 CATIA V5 软件建立。由于机身段结构庞大而复杂,为了便于有限元模型建立,模型做了合理的几何简化,如铆钉等紧固件、接头和保险丝装置以及制造工艺性细节被简化处理。最终建立的几何模型包括蒙皮、长桁、机身框结构组件、客舱地板组件、货舱地板组件和货舱门组件以及货舱门开口周围加强组件、座椅和吊柜等结构,如图 4 所示。

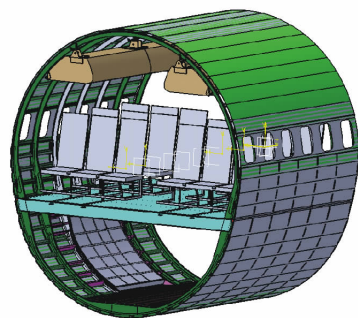


图 4 B737 机身段整体几何模型

2.2 有限元模型

采用 HyperMesh 软件和 MSC. Patran 软件建立有限元模型。飞机机身结构坠毁试验中货舱内行李在撞击过程中压溃破坏吸收大量冲击能量。因此,机身货舱中行李采用实体单元模拟,如图 5 所示,行李单元为从客舱地板梁底部到行李舱地板构成的楔形区域,共 10 648 个六面体单元。

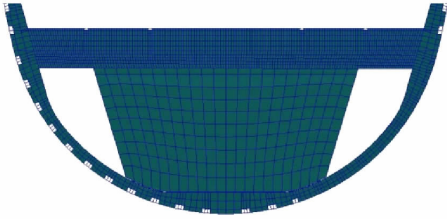


图 5 B737 行李模型

机身框、蒙皮、地板、地板梁、长桁、货舱门及其加强结构、座椅表面和行李吊柜均采用壳单元模拟,座椅四周支撑和行李吊柜的支撑结构进行了简化,采用梁单元模拟,未考虑失效。人体模型和假人模型以集中质量的形式均匀分配至座椅表面,表面通过座椅支撑结构和座椅导轨相连,最终将乘员重量传递至座椅导轨上。通过这种方式模拟乘员模型可最大限度延迟座椅导轨上惯性力的产生。吊柜中的行李,同样将其质量以集中质量的形式平均分配至吊柜表面。试验台面采用刚性面来模拟。整个 B737 机身段有限元模型包含 164 803 个节点、151 666 个壳元、943 个梁元和 9 449 个集中质量单元。有限元模型如图 6 所示。

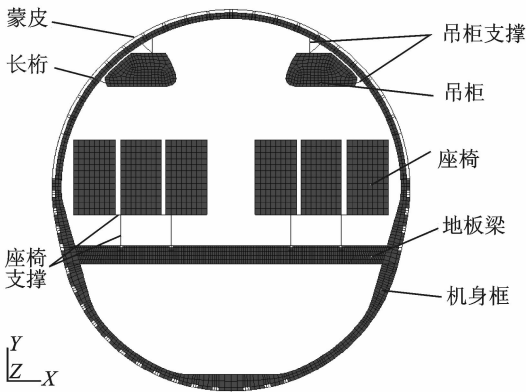


图 6 B737 机身段有限元模型

2.3 材料属性

行李的材料属性参考 FAA 行李箱压损试验中得到的应力-应变曲线^[5],在 MSC. Dytran 中采用泡沫材料模拟。行李重量与试验相同,材料密度

是根据行李的总质量与体积的比值得到。

有限元模型中机身结构材料采用分段线性弹性塑性本构模型定义,屈服条件采用 von Mises 准则,采用最大塑性应变准则来描述材料的破坏。机身段各部件的材料及材料属性如表 1 所示。

表 1 材料属性

部件	材料	弹性模量/GPa	泊松比	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	屈服应力/MPa	失效应变
蒙皮	2024-T3	72.345	0.33	2 795.67	289.38	0.18
门框	2024-T42	72.345	0.33	2 795.67	275.6	0.1
地板梁	7075-T6511	70.967	0.33	2 795.67	496.08	0.11
框、长桁	7075-T62	70.967	0.33	2 795.67	454.74	0.1
导轨	7178-T6511	70.967	0.33	2 823.35	503	0.11

由于有限元模型对实际机身结构进行了合理简化,所以最终建立的有限元模型质量和实际试验质量有略微差别,各部分的详细质量如表 2 所示。

表 2 B737 机身段模型和试验的质量比较

结构	试验质量/kg	仿真质量/kg
机身段	616	645
行李	1 465	1 466
乘客座椅	1 610	1 615
吊柜和行李	196	213
照相机和支架	136	0
总质量	4 023	3 939

3 仿真分析和试验对比

有限元模型的计算条件设置和试验相同,采用 MSC. Dytran 作为求解器。仿真分析共计算了 250 ms 的冲击响应时间。

3.1 结构变形

机身段底部结构在冲击过程中发生压溃变形,图 7 给出了机身框结构在坠撞过程中发生最大结构变形时的塑性应变云图,在机身框底部、底部两侧机身框腹板宽度变化处和左侧机身框与地板梁连接处均发生塑性变形,右侧由于舱门结构影响变形较小,机身结构产生左倾。

由于行李的存在,机身框下部结构拱起变形受阻,造成压溃变形主要集中在机身框下部,说明行李起到很好的缓冲作用,

最终结构变形和试验对比如图 8 所示,仿真结果中吊柜和行李已被隐藏,从图中可知,仿真分析

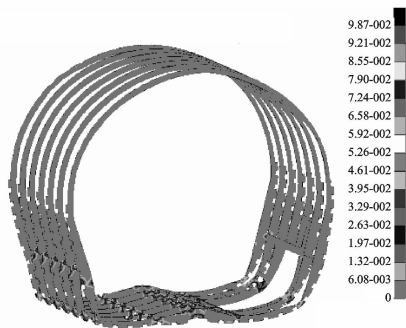


图 7 B737 机身段最大变形时塑性应变云图

结果和试验吻合较好。整个机身结构变形是不对称的,与试验表现一致,后视图显示机身段向左倾斜,左侧破坏较严重,变形也较大,这是由于右侧货舱门和周围加强结构引起的左右刚度差异所致。同时,机身段尾段的破坏明显要多于前段。在试验和仿真的结果中均显示出这种一致的不对称变形形式,主要原因是由于货舱门前后加强短梁长度不一致,前段从 FS420 至 FS440,共 0.508 m;而尾段从 FS492.4 至 FS500,只有 0.193 m。因此,造成了前后结构刚度不同引起破坏的程度也不同。

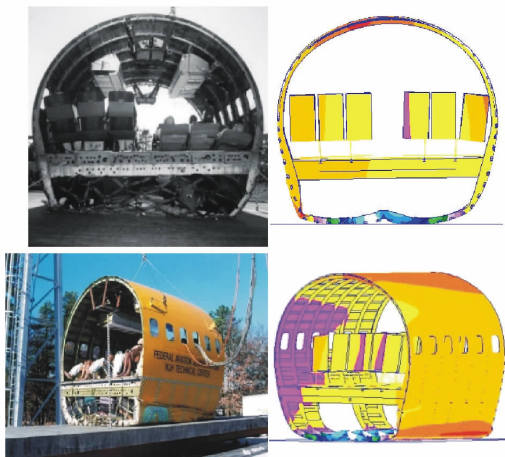


图 8 B737 机身段最终变形对比

从试验结果可以看出,机身段右侧的座椅破坏严重,而左侧的座椅破坏较小。仿真分析中也显示右侧座椅结构变形较为严重的现象,趋势和试验现象吻合。

3.2 加速度响应

本文将测量点仿真计算的加速度响应和试验加速度计测量数据进行对比,测量点位置如图 3 所示。为便于按时间对数据滤波处理,计算结果按照等时间步长输出,滤波基于 SAE J211/1^[14] 标准,

截止频率选用 20 Hz。

图 9,10 给出了 FS418 处内侧座椅导轨加速度响应历程。图中实线为试验测量数据,虚线为仿真计算所得数据。对比显示,数值分析计算数据与试验测量数据在整体形状、峰值大小和脉冲持续时间均与试验数据保持良好的一致性。

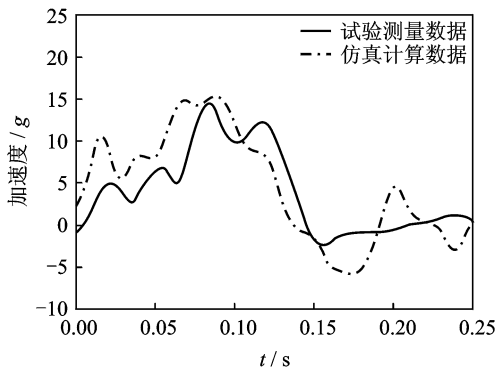


图 9 FS418 左内侧座椅导轨处加速度响应对比

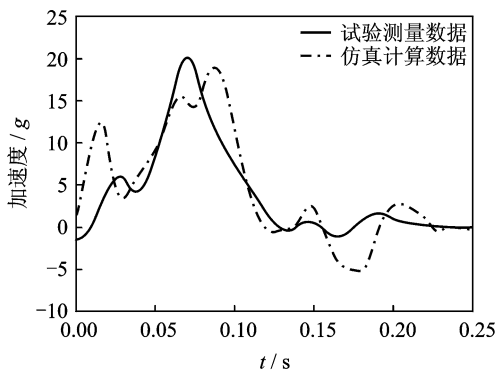


图 10 FS418 右内侧座椅导轨处加速度响应对比

图 11 给出了 FS400 机身框右下侧框腹板处加速度响应对比。对比显示,两者在整体加速度脉冲振形和持续时间上同样具有良好的匹配性。此外,仿真分析也很好地预测了峰值大小。

图 12 显示了左侧前排中间乘员盆骨处加速度响应对比,仿真模型中取左侧前排中间座椅中央位

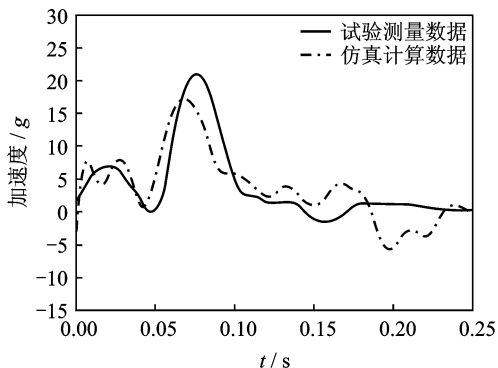


图 11 FS400 右下侧机身框腹板加速度响应对比

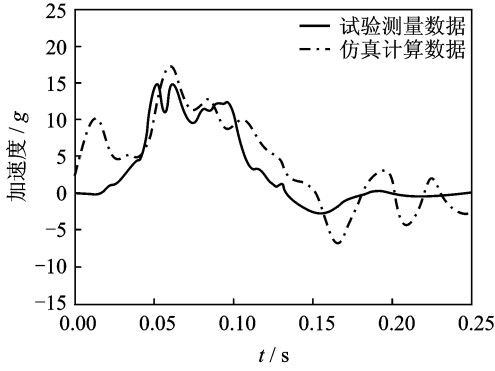


图12 左侧前排中间座椅加速度响应对比

置进行加速度测量。从仿真分析与试验数据对比来看,仿真计算很好地预测了整体形状、持续时间和峰值大小。

4 结 论

本文建立了全尺寸飞机机身段结构垂直坠撞仿真分析有限元模型,分析结果与B737机身段坠撞试验结果对比得出:

(1)仿真模型较好地模拟了地板以下结构在冲击过程中压溃变形过程,最终结构变形的仿真分析结果与试验结果一致性较好。

(2)采用的动力学分析方法能够较好地计算机身结构和乘员在机身坠撞过程中的加速度响应,数值分析结果和试验数据吻合较好。

(3)本文所采用的计算工具和建模分析方法能够较好模拟机身结构碰撞冲击过程,预测在可生还撞击中造成的破坏以及机身结构和乘员冲击响应。该建模分析方法可以为大型民机机身结构的抗坠撞设计与适坠性分析提供参考。

参考文献:

[1] Jackson K E, Fasanella E L. NASA langley research center impact dynamics research facility research survey[J]. *Journal of Aircraft*, 2004,41(3):511-522.

[2] Abramowitz A, Smith T G, Vu T, et al. Vertical drop test of a narrow-body transport fuselage section with overhead stowage bins onboard [R]. DOT/FAA/AR-01/100. Washington DC, USA; Office of Aviation Research, Federal Aviation Administration, 2002.

[3] Abromowitz A, Smith T G, Vu T. Vertical drop test of a narrow-body transport section with a conformable auxiliary fuel tank onboard [R]. DOT/

FAA/AR-00/56. Washington DC, USA; Office of Aviation Research, Federal Aviation Administration, 2000.

- [4] Logue T V, McGuire R J, Reinhardt J W, et al. Vertical drop test of a narrow-body fuselage section with overhead stowage bins and auxiliary fuel tank system on board[R]. DOT/FAA/CT-94/116. Atlantic City NJ, USA; FAA Technical Center, 1995.
- [5] Jackson K E, Fasanella E L. Crash simulation of vertical drop tests of two Boeing 737 fuselage sections [R]. DOT/FAA/AR-02/62. Washington DC, USA; Office of Aviation Research, Federal Aviation Administration, 2002.
- [6] Fasanella E L, Jackson K E. Best practices simulation for crash modeling and simulation[R]. NASA/TM-2002-211944, 2002.
- [7] Jackson K E, Fasanella E L. Crash simulation of a vertical drop test of a B737 fuselage section with overhead bins and luggage [R]. NASA 20040086068, 2004.
- [8] Noor A K, Carden H D. Computational methods for crashworthiness[R]. NASA-CP-3223, 1993.
- [9] 何欢,陈国平,张家滨.带油箱结构的机身框坠撞仿真分析[J]. *航空学报*, 2008,29(3):627-633.
He Huan, Chen Guoping, Zhang Jiabin. Crash simulation of fuselage section with fuel tank [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008,29(3):627-633.
- [10] Byar A D. A crashworthiness study of a Boeing 737 fuselage section [D]. Philadelphia, U. S.: Drexel University, 2003.
- [11] Adams A, Lankarani H M. A modern aerospace modeling approach for evaluation of aircraft fuselage crashworthiness[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2003,8(4):401-413.
- [12] Jackson K E, Fasanella E L. Crash simulation of a vertical drop test of a commuter-class aircraft[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2005,10(2):173-182.
- [13] Zheng J, Xiang J, Luo Z, et al. Crashworthiness design of transport aircraft subfloor using polymer foams[J]. *International Journal of Crashworthiness*, 2011,16(4):375-383.
- [14] Society of Automotive Engineers. Instrumentation for impact test—Part1—Electronic instrumentation [S]. SAE J211/1 2007. Warrendale PA, USA; SAE International, 2007.

