DOI: 10.11883/bzycj-2016-0337 文章编号: 1001-1455(2018)04-0811-09

飞机模型高速撞击钢筋混凝土载荷特性实验研究*

温丽晶[1],张春明[1],郭 超[1],段 璞[2],张连生[2],段卓平[2]
(1.环境保护部核与辐射安全中心,北京 100082;
2.北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室,北京 100081)

摘要: 为得到大型商用飞机撞击的冲击载荷特性及其计算方法,基于火箭橇加载试验平台,搭建了飞机模型撞击钢筋混凝土运动靶体测试系统,开展了两种不同尺寸飞机模型的撞击试验,利用高速摄影技术获得了飞机模型撞靶前的姿态、着速及飞机模型撞靶的破坏过程。采用加速度测试系统和激光干涉测速系统,分别得到撞击过程中运动靶体的加速度和速度历史,据此得到靶体受到的冲击载荷-时间曲线,二者吻合,验证了测试系统的可靠性。通过飞机模型上安装的机载存储过载测试系统,获得了撞击过程中飞机模型的负加速度-时间曲线,由此确定了修正的 Riera 理论模型中的静载荷项,并进一步计算得到靶体受到的冲击载荷-时间曲线,与通过测试靶体的加速度或速度得到的结果一致,验证了使用修正的 Riera 理论模型计算飞机模型冲击载荷的合理性及计算方法的正确性,同时确定了适合于本试验中飞机模型的修正系数 α。

关键词: 飞机模型;钢筋混凝土;撞击试验;冲击载荷
中图分类号: O342 **国标学科代码**: 13015 **文献标志码**: A

受 2001 年美国“9·11 事件”的影响,核电厂安全壳能否抵御大型商用飞机的恶意撞击成为世界各国核安全监管机构、核电厂研发人员乃至公众关注的重要问题。美国核管理委员会在 2009 年修订了联邦法规 10 CFR 50[1],要求申请新建核电厂时必须评估大型商用飞机撞击对核电厂的影响;中国国家核安全局 2016 年修订 HAF102 法规时在此方面也提出了要求[2]。2011 年美国核管理委员会还发布了飞机撞击超设计基准事件评估相关导则 RG 1.217[3],指出美国电力研究院提出的新建核电厂设计的飞机撞击评估方法(NEI 07-13)[4]是可以接受的,但是同时也说明 RG 1.217 和 NEI 07-13 包含敏感信息,公开版不包含评估方法的具体细节,因此无法获取飞机撞击评估所采用的撞击曲线及详细计算方法。目前,中国正在研发“CAP1400”和“华龙一号”等具有自主知识产权的三代新堆型,设计方也都考虑了安全壳抗大型商用飞机恶意撞击问题;但是中国在此方面还没有具体的技术支持文件,因此为了能够更好地评价大型商用飞机恶意撞击安全壳问题,有必要开展飞机撞击安全壳载荷特性研究,为中国建立一套关于大型商用飞机撞击安全壳的评估方法乃至为国家核安全局出台相关技术文件奠定基础。

早在 20 世纪 60 年代人们就开始了飞机撞击安全壳的相关研究。1968 年,Riera 基于软碰撞假设最早提出了软冲击模型[5],随后多位学者对 Riera 模型进行了验证及修正[6-8]。Eibl[9]和 Koechlin 等[10]则分别对软、硬冲击的判别方法进行了定性和定量研究。Sugano 等[11]完成了 F4 幻影战斗机的撞击试验,验证并修正了 Riera 理论模型。Arros 等[12]和 Kostov 等[13]还分别开展了波音 747 飞机撞击反应堆的数值模拟耦合计算。在 NEI 07-13 飞机撞击评估方法中,考虑发动机的撞击属于硬冲击,机身撞击为软冲击,软撞击的冲击载荷曲线采用修正的 Riera 理论模型进行计算[4],然而出于防恐等原因,并未公开冲击载荷的详细计算方法和计算结果。过去我国的研究主要集中在假定载荷-时间曲线下的安全壳动力响应数值计算[14-16],近年来逐渐认识到应该尽快考虑大型商用飞机撞击问题[17],部分学者也开展

* **收稿日期**: 2016-11-02; **修回日期**: 2017-07-21
基金项目: 国家科技重大专项项目(2013ZX06002001-015)
第一作者: 温丽晶(1981—),女,博士; **通信作者**: 段卓平,duanzp@bit.edu.cn。

了飞机撞击安全壳的数值模拟计算[18-20]，但是对于使用 Riera 理论模型进行冲击载荷曲线计算尚属空白。

本文中开展飞机模型撞击钢筋混凝土运动靶体试验，测量撞击过程中飞机模型和运动靶体的加速度-时间曲线，进而计算出飞机模型的压损载荷（力）及冲击载荷（力）变化曲线，并验证使用修正的 Riera 理论模型计算飞机模型冲击载荷的合理性及具体计算方法的正确性，以期为大型商用飞机撞击的冲击载荷曲线计算提供依据。

1 实验设计

1.1 飞机模型

真实的飞机结构包括桁条、隔框、蒙皮、发动机、燃油、座椅等部件，结构复杂且体积较大，开展全尺寸飞机撞击试验的成本很高，因此有必要设计飞机模型以研究其冲击载荷特性。本文中参考中国产大飞机 C919 的外形尺寸，设计了两种尺寸的飞机模型，长度分别为 2.2 和 3.8 m，如图 1 和图 2 所示。飞机模型与 C919 不完全相似，主要由机身、机翼和尾翼（包括垂尾和平尾）3 部分组成，采用框架＋蒙皮结构。蒙皮材料采用与飞机材料相近的铝合金；由于飞机模型不可能设计得很复杂，所以框架采用密度较高的钢型材，便于兼顾飞机模型的质量分布和总体质量与缩比的 C919 飞机相对应。两种飞机模型的技术参数如表 1 所示，线密度分布分别如图 3 和图 4 所示。

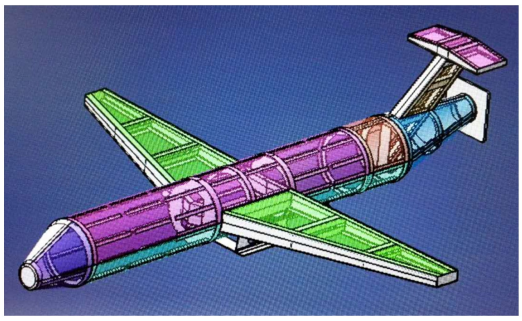


图 1 飞机模型 1

Fig. 1 Aircraft model 1

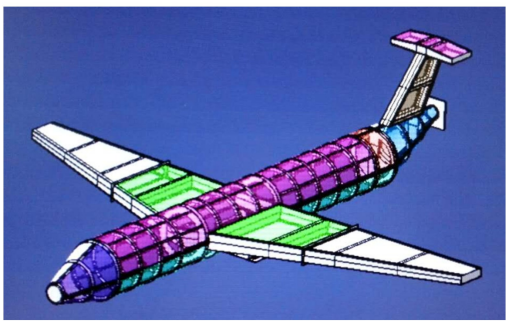


图 2 飞机模型 2

Fig. 2 Aircraft model 2

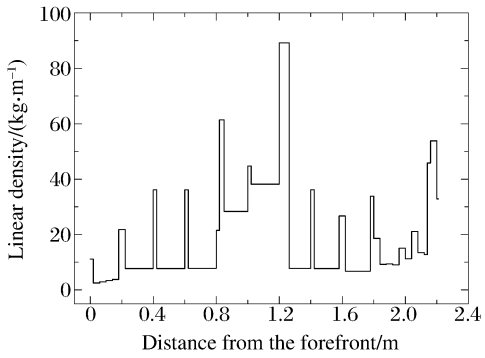


图 3 飞机模型 1 的线密度分布

Fig. 3 Linear density distribution of aircraft model 1

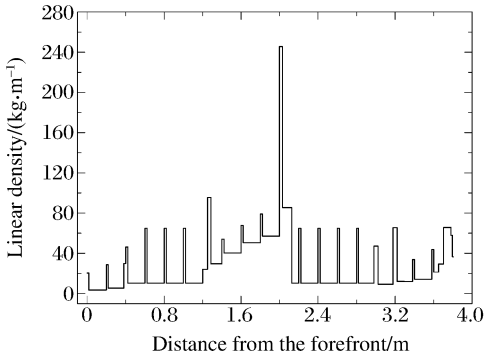


图 4 飞机模型 2 的线密度分布

Fig. 4 Linear density distribution of aircraft model 2

表 1 飞机模型参数

Table 1 Parameters of aircraft models

飞机模型	机长/mm	机身直径/mm	翼展/mm	机高/mm	质量/kg
1	2 200	250	1 800	466	41
2	3 800	400	3 600	861	105

1.2　靶体系统

碰撞过程中，靶体受到的载荷作用面积较大，直接测量比较复杂，且不能保证准确性，因此将靶体设计为可沿撞击方向运动的运动靶体，从而可通过测量撞击过程中靶体的加速度-时间曲线或速度-时间曲线，计算出靶体受到的冲击载荷-时间曲线。靶体系统的总体结构如图 5 所示：上滑道与靶体固连，下滑道与承台固连，中间通过滚轮连接，以降低摩擦阻力。靶体在冲击载荷作用下与上滑道一起滑动，与冲击载荷（力）相比，摩擦阻力可以忽略。

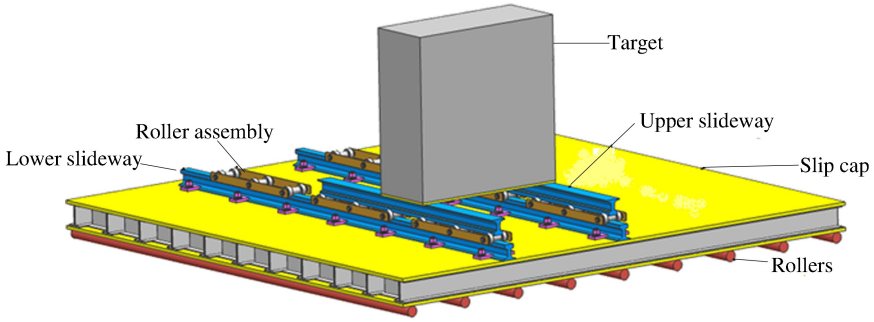


图 5　靶体系统结构

Fig. 5　Structure of target system

为保证在 200 m/s 撞击速度下靶体运动对冲击载荷的影响可以忽略，且便于测量靶体的运动参数，将撞击后的靶体速度控制在 5 m/s 左右，靶体及附属运动部分的质量应远大于飞机模型及附属装置的质量。靶体材料为钢筋混凝土，平均密度约为 2.61×10^3 kg/m^3，设计强度为 C40，质量配筋率大于 2%。靶体设计参数及其与飞机模型的质量对比见表 2。

表 2　靶体的设计参数

Table 2　Design parameters of target system

靶体	靶体尺寸/（m×m×m）	靶体质量/kg	附属运动滑道质量/kg	靶体运动部分总质量/kg	飞机模型总质量/kg	靶体与飞机质量比
1	1.5×1.5×0.4	2 350	562	2 912	41	71.0
2	2.0×2.0×0.6	6 267	562	6 829	105	65.4

1.3　测试系统

使用火箭橇驱动飞机模型加速并以 200 m/s 的速度撞击靶体，设计并布置 4 套测试系统：采用高速摄影系统观测飞机模型撞靶前的姿态、着速及飞机模型撞靶破坏过程；将机载存储过载测试系统（配置 3 个轴向加速度传感器）安装在飞机模型尾部，在飞机模型撞靶过程中完成动态数据采集和存储，试验后将其回收，由计算机处理并再现飞机模型加速飞行以及撞靶全过程的加速度-时间曲线；将 4 个压电加速度传感器均匀安装在运动靶体背面，与电荷放大器和数据采集仪组成运动靶体加速度测试系统，测量飞机模型撞击过程中靶体的加速度-时间曲线；激光干涉测速系统（DISAR）由激光探头、传输光纤、干涉仪、同步机和示波器组成，测量撞击过程中靶体的运动速度-时间曲线，试验时采用 2 路同步测量。

2　试验结果及分析

2.1　测试结果

通过分析高速摄影数据得到飞机模型 1 和飞机模型 2 的着靶速度，分别为 198.4 和 205.2 m/s。图 6 显示了两个飞机模型与靶体在不同时刻（取撞击时刻为时间零点）的撞击图像，图 7 显示了撞击后的飞机模型和靶体。可见，飞机模型完全损毁，靶体未发生破坏，符合 Riera 模型的软冲击假设。

图 8 为飞机模型 1 尾部 3 个加速度传感器测得的加速度（a_t）。图 9 为飞机模型 1 以 198.4 m/s 的速度撞击靶体时，靶体背面 4 个加速度传感器测得的靶体加速度-时间（a_t-t）曲线（已滤波）。图 10 为飞

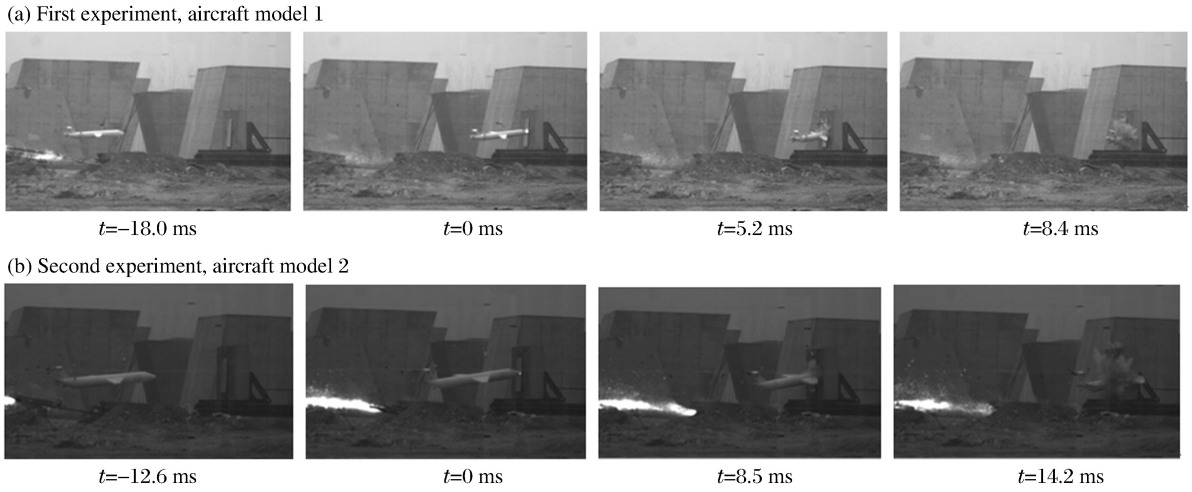


图 6 两个飞机模型撞击靶体过程照片

Fig. 6 Photos of two aircraft models impacting targets

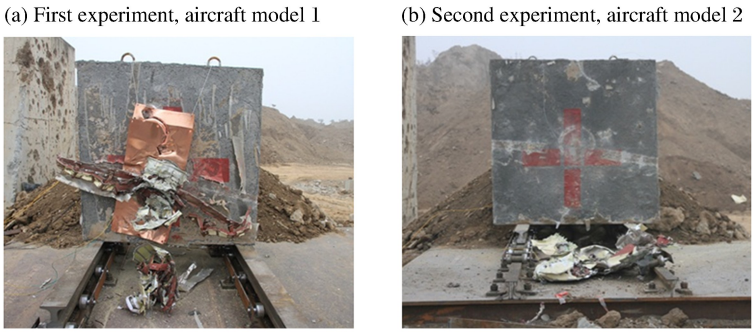


图 7 试验后靶体和飞机模型的形貌

Fig. 7 Aircraft models and targets after impact

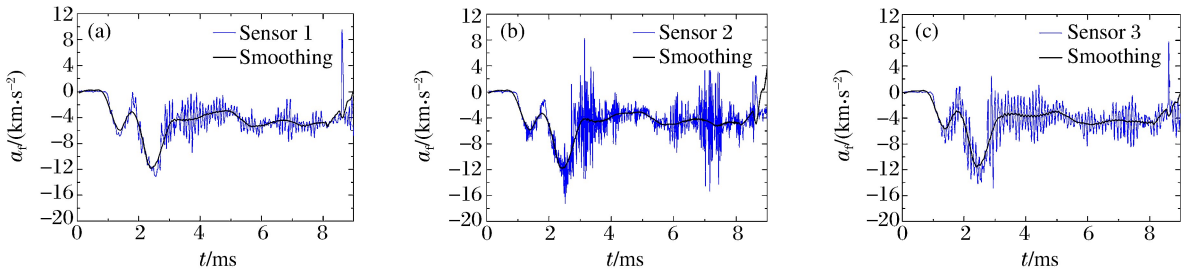


图 8 飞机模型 1 尾部上 3 个加速度传感器测得的信号

Fig. 8 Acceleration histories measured by three acceleration sensors installed on rail of aircraft model 1

机模型 1 尾部 3 个传感器信号相加并平均后得到的飞机模型 1 加速度-时间(a_{fv}-t)曲线。图 11 为飞机模型 1 撞击试验中靶体背面 4 个加速度传感器相加并平均后得到的靶体加速度-时间(a_{tv}-t)曲线。图 12 和图 13 分别为试验测得的飞机模型 2 撞击靶体过程中飞机模型的加速度-时间曲线和运动靶体的加速度-时间曲线。

在飞机模型 1 撞击试验中,靶体背后设置 2 个 DISAR 测点,测得靶体速度-时间(v_{t}-t)曲线,如图 14 所示。可见,靶体受到撞击后速度不断增加,最大速度分别为 4.0 和 3.6 m/s,取平均值为 3.8 m/s。对两测点的平均速度进行微分,得到靶体的加速度-时间曲线,如图 15 所示。图 15 还显示了靶体加速度测试系统直接测得的靶体加速度-时间曲线。通过对比,可以看出:两者的一致性较好,表明靶体加速度测试系统和 DISAR 速度测试系统获得的数据是可靠的。

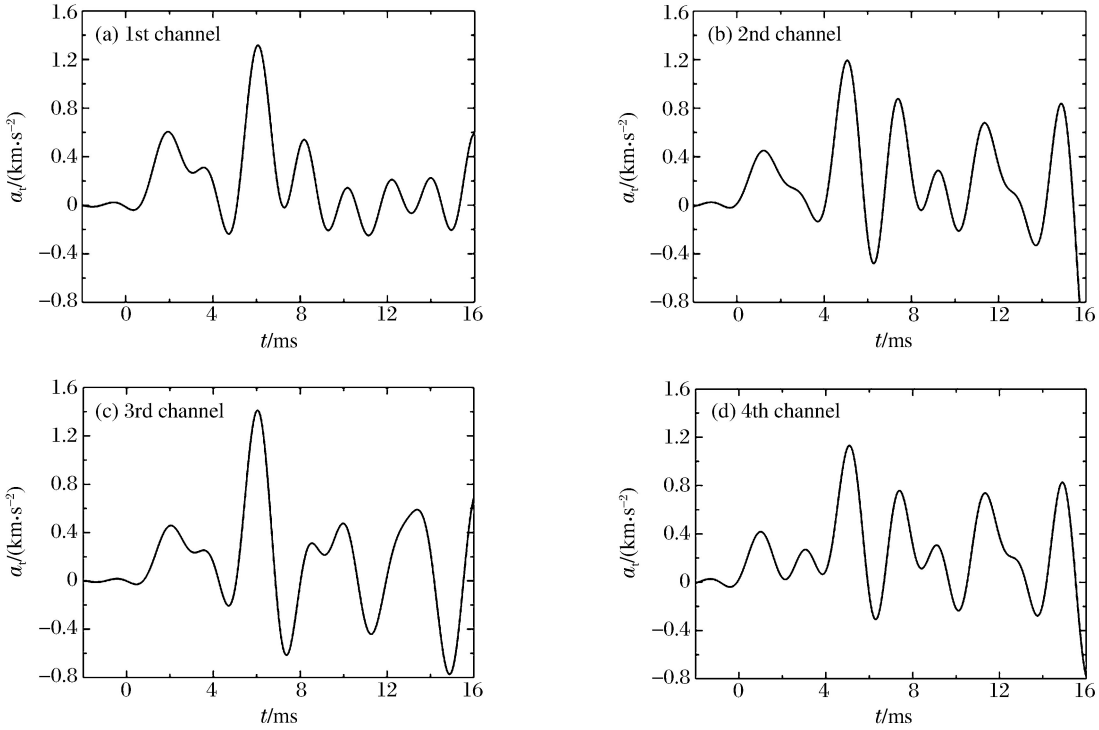


图 9　靶体 1 背面安装的 4 个加速度传感器测得的加速度

Fig. 9　Acceleration histories measured by four acceleration sensors installed on the back surface of target 1

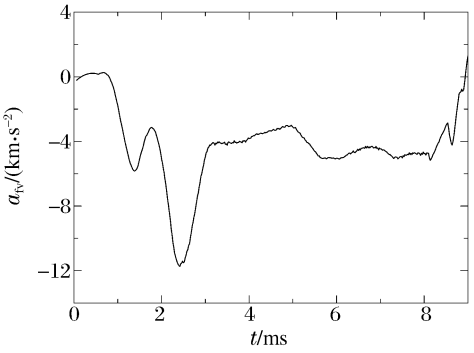


图 10　飞机模型 1 的加速度-时间曲线

Fig. 10　Acceleration-time curve of aircraft model 1

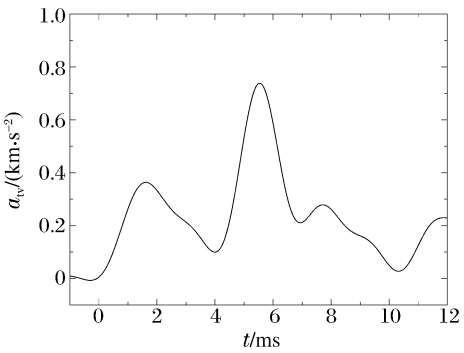


图 11　靶体 1 的加速度-时间曲线

Fig. 11　Acceleration-time curve of target 1

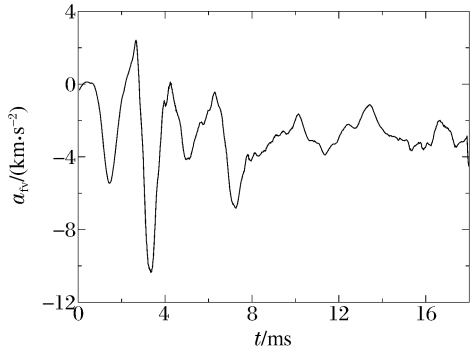


图 12　飞机模型 2 的加速度-时间曲线

Fig. 12　Acceleration-time curve of aircraft model 2

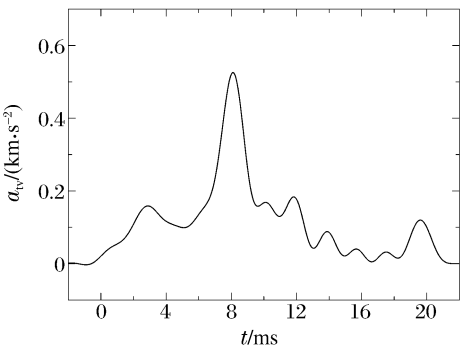


图 13　靶体 2 的加速度-时间曲线

Fig. 13　Acceleration-time curve of target 2

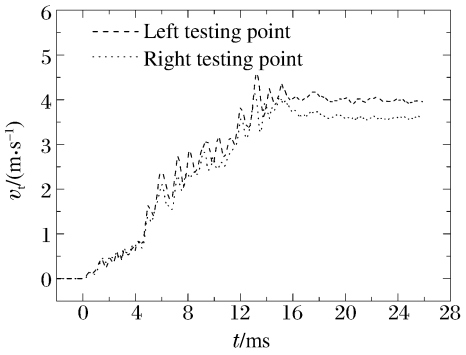


图 14 靶体 1 背后 DISAR 测得的速度-时间曲线

Fig. 14 Velocity-time curve of target 1 measured by DISAR

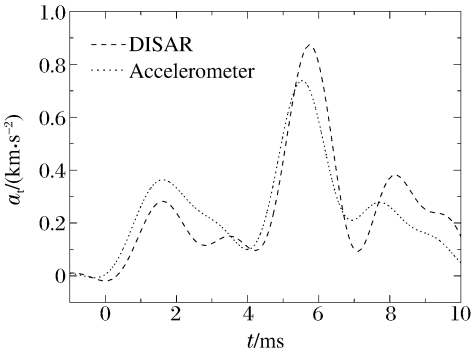


图 15 加速度传感器和 DISAR 得到的靶体 1 加速度对比

Fig. 15 Comparison of target 1's accelerations obtained by acceleration sensors and DISAR

2.2 试验结果分析

2.2.1 靶体冲击载荷计算

根据靶体受到撞击后的加速度-时间曲线或速度-时间曲线，可以计算出靶体受到的冲击载荷 $F_t(t)$，即：

$$F_t(t)=m_t a_t(t) \quad 或 \quad F_t(t)=m_t \mathrm{d}v_t(t)/\mathrm{d}t \tag{1}$$

式中：m_t 为靶体的质量。

2.2.2 飞机模型压损载荷计算

根据 Riera 模型的假设[5]，撞击面处的压损载荷使飞机减速。因此，已知飞机模型的质量和线密度，由测得的飞机模型的初始速度和加速度，就可以计算出飞机模型的压损载荷，迭代计算步骤如下：

$$v_i=v_{i-1}+a_i\Delta t \tag{2}$$

$$L_i=L_{i-1}+\frac{1}{2}(v_i+v_{i-1})\Delta t \tag{3}$$

$$m_i=\int_0^{L_i}\mu(L)\mathrm{d}L \tag{4}$$

$$P_{ci}=(m_0-m_i)a_i \tag{5}$$

式中：P_{ci} 为飞机模型的压损载荷，Δt 为计算时间步长，v_i、a_i、μ、L_i、m_i 分别为飞机模型的速度、加速度、线密度、损毁部分的长度与质量。飞机模型 1 和模型 2 的初始速度 v_0 分别为 198.4 和 205.2 m/s，$L_0=0$，m_0 为飞机模型总质量。

通过计算得到两个飞机模型的压损载荷 P_c 随时间 t 的变化，进而得到压损载荷沿机身长度方向的分布，如图 16 所示。可以看出，两条曲线的特征相似。

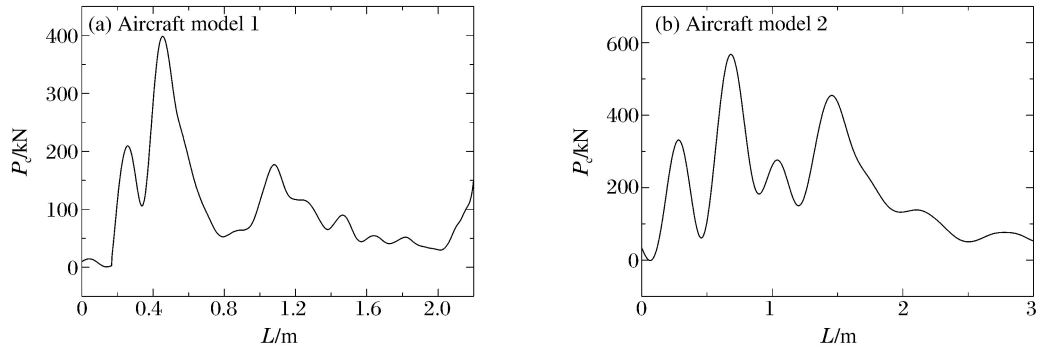


图 16 飞机模型的压损载荷曲线

Fig. 16 Crushing loads of aircraft models

2.3　试验与理论结果对比

Riera[5]假设飞机撞击属于软碰撞，得到作用于靶体碰撞表面的冲击载荷为静载项和动载项之和。Riera 模型关注的是冲击载荷，不考虑局部破坏，主要用于评估安全壳的整体结构响应。Hornyik[7]和 Kar[8]考虑飞机压碎部分的结构破坏特性和压碎质量在靶体表面的飞散分布，引入了修正系数 α，得到修正的 Riera 公式：

$$F_R(t)=P_c(x(t))+\alpha\mu(x(t))v^2(t) \tag{6}$$

式中：等号右边第 1 项为压损载荷项(静载项)，第 2 项为惯性力项(动载项)；$F_R(t)$为冲击载荷，P_c 为飞机结构的压损载荷，μ 为飞机沿轴线分布的线质量密度，v 为飞机破坏时的碰撞速度，$x(t)$为自飞机头部算起的飞机破坏长度。

利用式(6)通过迭代方法可以计算出靶体受到的冲击载荷 $F_R(t)$[5]，进一步积分得到冲击载荷的冲量 $I_R(t)$，即冲击载荷-时间曲线的包络面积。对利用测量的加速度-时间曲线或速度-时间曲线换算得到的冲击载荷 $F_t(t)$进行积分，可以得到试验的冲击载荷冲量 $I_t(t)$。通过对比 α 取不同值时由理论计算得到的冲击载荷的冲量 I_R 和利用加速度测量值换算得到的冲击载荷冲量 I_t，可以确定 α 的合理取值。如图 17 所示，式(6)中 α 取 1.0 时，飞机模型 1 的冲击载荷冲量的理论计算结果与试验测量结果吻合较好；α 取 0.8 时，飞机模型 2 的冲击载荷冲量的理论计算结果与试验测量结果吻合较好。

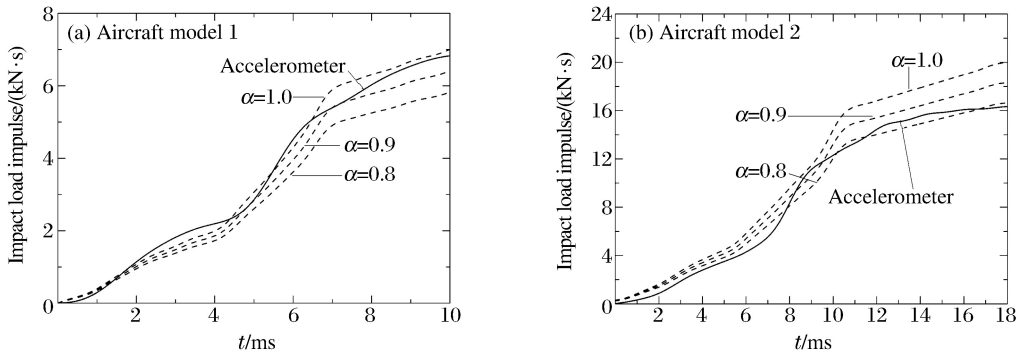


图 17　冲击载荷冲量的理论计算和试验测量结果对比

Fig. 17　Comparison of impact load impulses calculated from different calculation methods and measured data

确定了 α 值后，通过修正的 Riera 公式可以计算出飞机模型的冲击载荷-时间曲线。图 18 为冲击载荷(F)理论计算结果与试验测量结果的对比。可以看出：通过修正的 Riera 公式并利用飞机模型加速度测量结果计算得到的冲击载荷曲线与通过测量靶体加速度或速度计算得到的冲击载荷曲线的波形特征一致，在飞机模型 1 的试验条件下冲击载荷峰值的理论计算值与试验测量值吻合较好，在飞机模型 2 的试验条件下冲击载荷峰值的理论计算值比试验测量值小，但总体来说，理论和试验两种方法得到的冲击

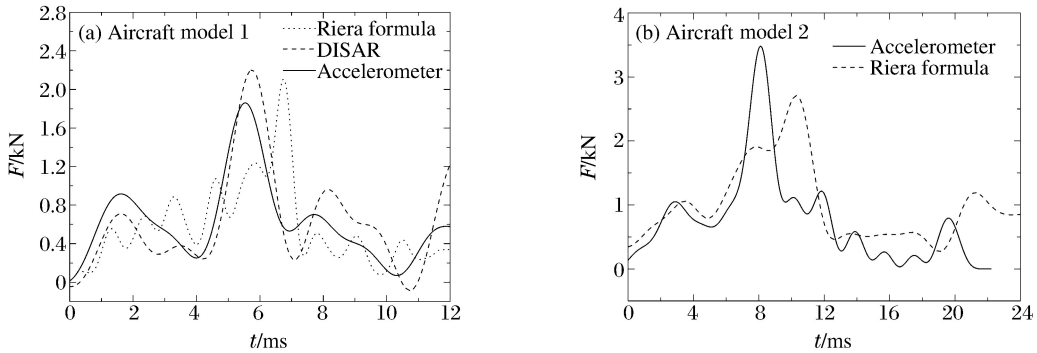


图 18　冲击载荷-时间曲线的理论计算和试验测量结果对比

Fig. 18　Comparison between theoretical and experimental impact load-time histories

载荷的包络面积基本一致，总冲量的相对误差小于 3%。上述结果表明：通过测量撞击过程中运动靶体的加速度-时间曲线或速度-时间曲线，可以得到满足工程计算且可信的冲击载荷-时间曲线，同时也说明 Riera 软冲击模型可以用于预估飞机撞击的冲击载荷。

3 结 论

(1) 通过开展飞机模型撞击试验，验证了通过测试靶体运动获得冲击载荷的试验方法；根据靶体加速度和速度变化曲线计算出的冲击载荷一致，验证了测试系统的可靠性和试验结果的合理性。

(2) 通过测量获得了飞机模型的压损载荷，确定了适用于飞机模型的修正 Riera 公式中动载项的修正系数 α。使用修正 Riera 公式计算的冲击载荷与采用靶体加速度或速度计算出的冲击载荷一致，验证了 Riera 模型对飞机撞击载荷预估的适用性，结果可为大型商用飞机撞击核电厂的冲击载荷计算提供理论依据和方法。

感谢中国兵器工业第 051 基地为试验提供的大力支持！

参考文献：

[1] U. S. Nuclear Regulatory Commission. Domestic licensing of production and utilization facilities: 10 CFR Part 50 [R]. Washington D C: U. S. Nuclear Regulatory Commission, 2009.

[2] 国家核安全局. 核动力厂设计安全规定：HAF102[R]. 北京：国家核安全局，2016.

[3] U. S. Nuclear Regulatory Commission. Guidance for the assessment of beyond-design-basis aircraft impacts: RG 1.217[R]. Washington D C: U. S. Nuclear Regulatory Commission, 2011.

[4] Nuclear Energy Institute. Methodology for performing aircraft impact assessments for new plant designs: NEI 97-13[R]. Walnut Creek: ERIN Engineering & Research, Inc., 2011.

[5] RIERA J D. On the stress analysis of structures subjected to aircraft impact forces[J]. Nuclear Engineering and Design, 1968,8(4):415-426.

[6] DRITTLER K, GRUNER P. The force resulting from impact of fast-flying military aircraft upon a rigid wall[J]. Nuclear Engineering and Design, 1976,37(2):245-248.

[7] HORNYIK K. Analytic modeling of the impact of soft missiles on protective walls[C]// Transactions of the 4th International Conference on Structural Mechanics in Reactor Technology. San Francisco, USA: International Association for Structural Mechanics in Reactor Technology, 1977:1-12.

[8] KAR A K. Impactive effects of tornado missiles and aircraft[J]. Journal of the Structural Division, 1979,105(11): 2243-2260.

[9] EIBL J. Soft and hard impact[C]// Proceedings of the FIP Congress. Edinburgh, Scotland: The Concrete Society, Concrete for Hazard Protection, 1987:175-186.

[10] KOECHLIN P, POTAPOV S. Classification of soft and hard impacts: Application to aircraft crash[J]. Nuclear Engineering and Design, 2009,239(4):613-618.

[11] SUGANO T, TSUBOTA H, KASAI Y, et al. Full-scale aircraft impact test for evaluation of impact force[J]. Nuclear Engineering and Design, 1993,140(3):373-385.

[12] ARROS J, DOUMBALSKI N. Analysis of aircraft impact to concrete structures[J]. Nuclear Engineering and Design, 2007,237(12/13):1241-1249.

[13] KOSTOV M, HENKEL F O, ANDONOV A. Safety assessment of A92 reactor building for large commercial aircraft crash[J]. Nuclear Engineering and Design, 2014,269:262-267.

[14] 王远功，余爱萍. 飞机撞击核反应堆安全壳荷载-时间曲线的确定[J]. 核科学与工程，1991,11(3):208-215.
WANG Yuangong, YU Aiping. The determination of load-time curve for a reactor containment which undergoes the impact of an airplane[J]. Chinese Journal of Nuclear Science and Engineering, 1991,11(3):208-215.

[15] 左家红. 秦山核电厂安全壳在飞机撞击下的非线性分析[J]. 核科学与工程，1992,12(1),35-42.
ZUO Jiahong. Non-linear analysis of Qinshan NPP containment under missile impact[J]. Chinese Journal of Nu-

clear Science and Engineering, 1992,12(1):35-42.

[16] 王晓雯,王明弹,夏祖讽.先进半球顶安全壳在飞机撞击下的动态响应分析[C]//第 15 届全国反应堆结构力学会议论文集.北京:原子能出版社,2008.

[17] 汤搏.关于核电厂防大型商用飞机撞击的要求--核电发展面临的新挑战[J].核安全,2010(3):1-12.
TANG Bo. Discussion on the impact of large commercial airplane to nuclear power plant[J]. Nuclear Safety, 2010(3):1-12.

[18] 徐征宇.机撞击核岛屏蔽厂房的有限元分析[J].核科学与工程,2010,30(增刊 1):309-313.
XU Zhengyu. Finite element analysis for aircraft impact to shield building[J]. Chinese Journal of Nuclear Science and Engineering, 2010,30(Suppl 1):309-313.

[19] 刘晶波,郑文凯.大型商用飞机撞击核电站屏蔽厂房荷载研究[J].振动与冲击,2014,33(6):97-101.
LIU Jingbo, ZHENG Wenkai. Impact load analysis on a nuclear power plant impacted by a large commercial aircraft[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014,33(6):97-101.

[20] 曹健伟,方秦,龚自明,等.商用客机对核安全壳撞击破坏效应的数值模拟分析[J].工程力学,2014,31(9):63-70.
CAO Jianwei, FANG Qin, GONG Ziming, et al. Numerical investigation on response and damage of nuclear containments under aircraft impact[J]. Engineering Mechanics, 2014,31(9):63-70.

Impact load characteristics of aircraft model impacting steel-reinforced concrete

WEN Lijing[1], ZHANG Chunming[1], GUO Chao[1], DUAN Pu[2], ZHANG Liansheng[2], DUAN Zhuoping[2]

(1. *Nuclear and Radiation Safety Center, Ministry of Environmental Protection of the People's Republic of China, Beijing* 100082, *China*;
2. *State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing* 100081, *China*)

Abstract: To investigate the calculation method and the characteristics of the impact load for a large commercial aircraft impacting a nuclear power plant, we developed an integral test measurement system using the experiments of aircraft models impacting a movable steel-reinforced concrete target via a rocket sled loading test platform, and carried out two impact tests on two aircraft models of different sizes. In the two tests, the flying attitude and velocity of the aircraft models and the whole impact process were recorded using a high-speed photography system, and the acceleration and velocity time histories of the target were obtained using an acceleration measurement system and a displacement interferometer system for any reflector (DISAR), respectively. The computed results of the impact loads calculated by the measured acceleration and velocity data, respectively, were found to agree well, verifying the reliability of the measurement system. Moreover, we obtained the acceleration time histories of the aircraft models using the onboard overload storage, and calculated the crushing load of the aircraft model based on the measured data. On the other hand, we also calculated the impact load time histories using the modified Riera equation. Compared the impact load history calculated from the measured acceleration data of the aircraft model with that calculated from the measured acceleration data of the target, the modified Riera model was verified and the coefficient α was determined.

Keywords: aircraft model; steel-reinforced concrete; impact test; impact load

(责任编辑　王　影)