

DOI:10.13409/j.cnki.jdpme.2020.03.013

## 飞机模型撞击SC靶板的数值模拟分析\*

赵耀云<sup>1</sup>, 吴昊<sup>2</sup>, 方秦<sup>1</sup>, 张涛<sup>1</sup>

(1. 陆军工程大学爆炸冲击防灾减灾国家重点实验室, 江苏南京 210007;  
2. 同济大学土木工程学院结构工程与防灾研究所, 上海 200092)

**摘要:** 相对于钢筋混凝土(RC), 钢板混凝土(SC)结构由于其优异的抗冲击性能和密闭性能, 越来越多地应用于核电站安全壳结构中。基于有限元程序LS-DYNA对1/7.5缩尺飞机模型撞击SC靶板实验进行数值模拟, 分别采用K&C、Winfrith和CSCM三种模型描述混凝土材料, 通过详细对比飞机模型撞击过程和速度衰减时程、靶板损伤和最大挠度以及引擎破坏的实验数据和数值仿真结果, 验证了Winfrith模型的适用性。进一步讨论了撞击速度、钢板厚度、混凝土强度和栓钉强度对飞机模型速度时程和靶板破坏的影响。结果表明钢板厚度和栓钉强度对SC结构抗飞机撞击性能影响较大, 而混凝土强度影响较小。相关结论可为飞机撞击下核安全壳的损伤破坏分析与结构设计提供一定的参考。

**关键词:** 钢板混凝土; 飞机撞击; 引擎; 数值模拟; 混凝土模型

**中图分类号:** O347 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2132(2020)03-0412-13

## Numerical Simulations of Aircraft Model Impacting on the Steel Plate Reinforced Concrete Target

ZHAO Yaoyun<sup>1</sup>, WU Hao<sup>2</sup>, FANG Qin<sup>1</sup>, ZHANG Tao<sup>1</sup>

(1. State Key Laboratory of Disaster Prevention & Mitigation of Explosion & Impact, The Army Engineering University of PLA, Nanjing 210007, China; 2. Research Institute of Structural Engineering and Disaster Reduction, College of Civil Engineering, Tongji University, Shanghai 200092, China)

**Abstract:** Compared with the reinforced concrete (RC), the steel plate concrete (SC) structure has better impact resistance and sealing performance; therefore, it has been widely used in nuclear power plant containments. In this paper, the numerical simulations of 1/7.5 scaled aircraft model impacting test on SC panels were performed by using the finite element program LS-DYNA. K&C, Winfrith and CSCM constitutive models were used to describe concrete material, respectively. The impact process, the velocity time history of the aircraft model, the damage and the maximum deflection of SC panels, the deformation of aircraft engine are numerically derived and compared with the test results. The superiority of Winfrith model is validated. Furthermore, the influences of impact velocity, steel plate thickness, compressive strength of concrete and yield strength of steel studs on the velocity time-history of aircraft model and SC panel damage are further discussed. The results show that the steel

\* 收稿日期:2018-05-08;修回日期:2018-10-21

基金项目:国家自然科学基金项目(51878507)资助

作者简介:赵耀云(1994-),男,硕士研究生。主要从事飞机撞击核安全壳的数值模拟分析。Email:tingjingzhao@163.com

通讯作者:吴昊(1981-),男,教授,博导,博士。主要从事冲击爆炸效应与工程防化研究。Email:wuhaocivil@tongji.edu.cn

plate thickness and the yield strength of steel studs have significant influences on the impact resistance of SC target under the soft impact, while the concrete strength has relatively slight effect. The conclusions drawn in this study can provide useful references for damage analyses and structural design of nuclear power plant containments subjected to aircraft impacts.

**Keywords:** steel plate reinforced concrete; aircraft impact; engine; numerical simulation; concrete model

## 引言

20世纪中期以来,核能发展迅速。截至2017年10月12日,全球已投产核电机组448座(国内38座),在建核电机组数55座(国内在建19座,位居世界第一<sup>[1]</sup>)。尽管核能具有清洁高效的优点,然而核电站放射性物质的泄露也会带来灾难性后果,如切尔诺贝利和福岛核电站核燃料泄漏事件。同时,随着全球恐怖主义日益猖獗,特别是9/11事件后,大型商用客机对核岛设施特别是核安全壳蓄意和偶然性撞击引起各国政府的广泛关注。2009年,美国国家核能管理委员会(Nuclear Regulatory Commission, NRC)要求新建核电站的结构设计必须考虑大型商用客机的撞击<sup>[2]</sup>。国内于2016年颁布HAF102-2016《核动力厂设计安全规定》<sup>[3]</sup>首次提出核电厂设计必须考虑商用客机的恶意撞击。

飞机机身和引擎在结构质量和质量分布上有较大差异,其撞击混凝土靶板的过程可分别视为软撞击和硬撞击。I. Kojima<sup>[4]</sup>于1987年和1988年间开展了一系列的刚性和变形弹体冲击单、双层以及带内衬钢板的钢筋混凝土(RC)靶板实验,描述了刚性弹和变形弹撞击过程的差异性,发现钢板衬里可提升靶板的抗冲击能力,并能有效抑制混凝土靶背的震塌碎块。1992年,T. Ohno等<sup>[5]</sup>进行了变形弹(由实心弹头和不同强度的空心圆管弹身以及尾部发射装置组成)冲击RC靶板的局部破坏实验,并详细探讨了变形弹撞击RC靶板的损伤机制和主要影响因素(弹身强度和弹头形状等)。1993年,日本Kobori研究中心T. Sugano等<sup>[6]</sup>联合美国Sandia国家实验室开展了F-4原型战斗机撞击RC靶板实验,得到了F-4战斗机的撞击力时程曲线,验证了Riera撞击力计算方法的可行性,为后续飞机撞击的数值和理论研究奠定了重要的实验基础。1999年,日本Kobori研究中心的H. Tsubota等<sup>[7]</sup>基于T. Sugano

等<sup>[6]</sup>的原型F-4撞击实验,进一步开展了1/7.5简化缩尺飞机模型撞击多层RC靶板实验。实验表明,随着第一层靶板厚度的增加,第二层靶板上的冲击荷载明显降低,证实了多层安全壳结构抗飞机撞击的有效性。2005年,日本Kobori研究中心的J. Mizuno等<sup>[8]</sup>进一步针对钢板混凝土(SC)结构进行了简化缩尺飞机模型的撞击实验,通过与文献[7]中的RC靶相比,SC靶板的损伤程度明显降低,后覆钢板有效抑制了混凝土背面碎片的飞溅。

相对于费用昂贵的飞机撞击实验,数值模拟在描述飞射物和混凝土靶板之间的复杂相互作用上有着不可比拟的优势。由于Kobori研究中心于1999~2005年开展的1/7.5缩尺飞机模型撞击RC和SC靶板实验<sup>[7-8]</sup>得到了较丰富的实验数据,而被较多学者引用并作为数值模型和算法的校验依据。H. Morikawa等<sup>[9]</sup>和J. Mizuno等<sup>[10]</sup>运用离散元法(DEM)对上述实验进行了数值模拟,验证了离散元法的有效性。M. Sadiq等<sup>[11]</sup>同样对该实验进行了有限元数值模拟,结果表明在大变形和高应变的情况下,Winfrith混凝土模型优于CSCM模型。H. K. Lee等<sup>[12]</sup>同样基于数值模拟,详细分析对比了SC和RC靶板的抗冲击性能,并对混凝土厚度和配筋率的影响进行了研究。

旨在为核安全壳抗大型飞机撞击分析与设计提供参考,如混凝土数值模型及其相应参数的选取、SC结构重要参数如钢板厚度、混凝土强度以及栓钉强度对其抗软撞击性能的影响等。本文针对AP1000核电站安全壳常用的SC结构,采用有限元程序LS-DYNA对J. Mizuno等<sup>[8]</sup>开展的1/7.5缩尺飞机模型撞击实验进行数值模拟。通过对比飞机模型撞击过程和速度时程、靶板损伤和最大挠度以及引擎破坏的实验数据和数值仿真结果,对三种常用混凝土本构模型(K&C、Winfrith和CSCM)的适用性进行了评估,并进一步开展了详细的参数影响分析。

# 1 缩尺飞机模型撞击实验

J. Mizuno等<sup>[8]</sup>开展的1/7.5飞机模型撞击实验,主要包括两种类型SC靶板:全钢板混凝土(FSC),即混凝土两侧皆用钢板包裹,不配筋;另一种为半钢板混凝土(HSC),即混凝土一侧被钢板包裹,另一侧配置钢筋。钢板的厚度大致为混凝土厚度的1/70~1/100。实验中,飞机模型以约150 m/s的速度撞向靶板中心。实验中混凝土强度和飞机模型撞击速度等参数见表1。

飞机模型由大口径空气炮发射。空气炮示意图如图1所示,主要包括加速器、储气罐、加速轨道、高强牵引索、活塞、活塞加速器和活塞回收装置等。

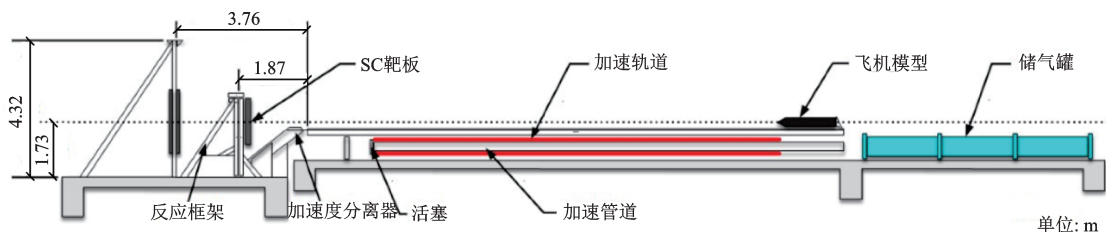


图1 发射装置<sup>[8]</sup>

Fig.1 Gas propelled launcher facility<sup>[8]</sup>

SC靶板四周由螺栓固定,图2给出了HSC-80靶板的钢筋和栓钉分布示意。简化的飞机缩尺模型如图3所示,主要由机身和引擎两部分组成。其中机身由高密度低强度的泡沫材料和2 mm厚的玻璃纤维表皮组成。引擎主要由复合材料核芯和钢表皮构成,钢表皮两端厚度为2 mm,周向厚度为0.127 mm。实验布置两台高速摄像机,一台位于SC靶板的正面记录撞击过程,另外一台置于靶板背面用于观察靶背破坏模式(如贯穿、震塌、隆起等)。部分靶板(如FSC-80、HSC-120)背面布置位移计和应变计,测量侵彻工况下靶背后覆钢板的挠曲和应变情况。

# 2 有限元模型

## 2.1 模型建立

对本文数值模拟采用显示分析动力程序LS-DYNA。为提升计算精度,基于网格收敛性分析,确定靶板单元尺寸为5 mm×5 mm×5 mm,考虑到弹靶均为轴对称,采用1/4模型提高计算效率。图4

表1 实验参数<sup>[8]</sup>

Table 1 Test parameters<sup>[8]</sup>

靶板编号	$t_c$ /mm	$t_s$ /mm	$f_c$ /MPa	$V_0$ /( $m \cdot s^{-1}$ )
HSC-60	60	0.8	36.4	149
FSC-60	60	0.8	37.7	152
HSC-80	80	1.2	38.1	149
FSC-80	80	1.2	39.6	146
HSC-120	120	1.6	40.9	146

注:靶板编号HSC-60表示混凝土厚度为60 mm的HSC靶板, $t_c$ 为混凝土厚度, $t_s$ 为钢板厚度, $f_c$ 为混凝土单轴抗压强度, $V_0$ 为弹体撞击初始速度

飞机模型固定在加速器上,加速器和活塞之间由高强牵引索连接。当飞机模型加载至期望速度时,加速器便与飞机模型分离,飞机模型自由撞击靶板。

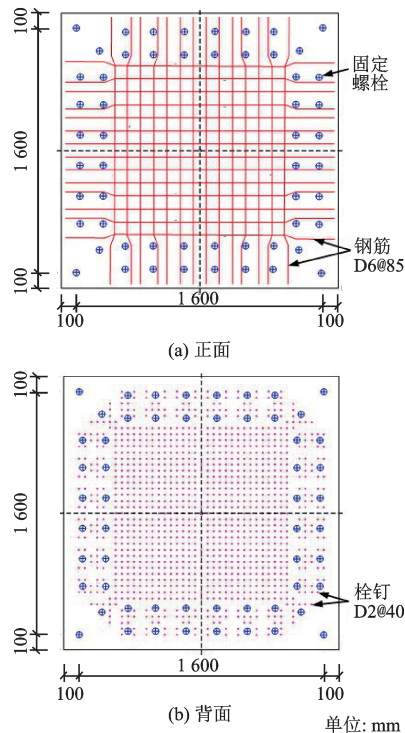


图2 HSC-80靶板钢筋和栓钉布置<sup>[8]</sup>

Fig.2 Layout of reinforcements and studs in the HSC-80 panel<sup>[8]</sup>

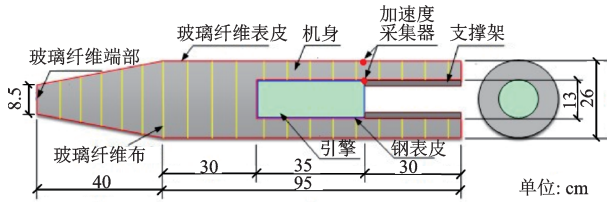


图3 简化飞机模型<sup>[8]</sup>

Fig.3 Schematic view of the simplified aircraft model<sup>[8]</sup>

分别给出了FSC和HSC靶板的有限元模型,其中实验中栓钉所在的靶板区域予以固支。混凝土采用实体单元,钢板采用壳单元,栓钉和钢筋则采用梁单元进行计算。钢板与栓钉以及栓钉和混凝土之间采取共节点方式连接,钢板与混凝土之间采用侵蚀面面接触(CONTACT\_ERODING\_SURFACE\_TO\_SURFACE),钢筋采用耦合的方式(CONSTRAINED\_LAGRANGE\_IN\_SOLID)与混凝土之间相互作用。

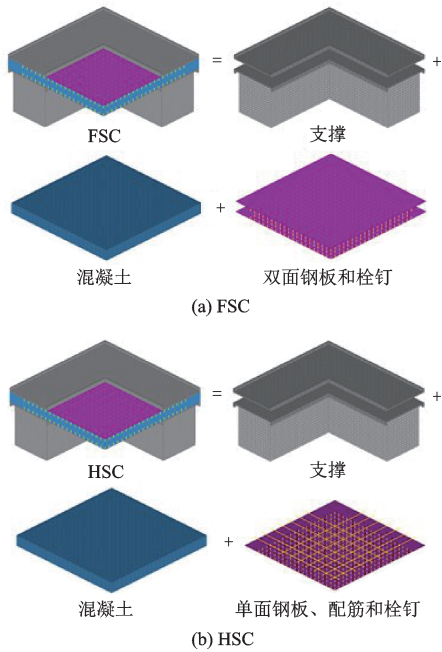


图4 SC靶板有限元模型

Fig.4 Finite element model of the SC panel

图5给出了实验中飞机等效模型的有限元模型,其中引擎内核与机身采用实体单元,引擎表皮和飞机的玻璃纤维表皮采用壳单元。飞机模型与靶板相互作用采用侵蚀点面接触的方式(CONTACT\_ERODING\_NODES\_TO\_SURFACE),引擎与机身间采用自动面面接触(CONTACT\_AUTOMATIC\_SURFACE\_TO\_SURFACE)。

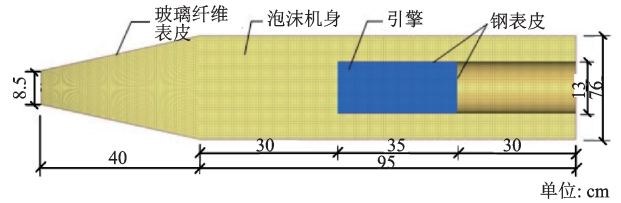


图5 飞机等效模型的有限元模型<sup>[8]</sup>

Fig.5 Finite element model of the equivalent aircraft model<sup>[8]</sup>

## 2.2 混凝土材料模型

### 2.2.1 K&C模型

K&C(Karagozian & Case)混凝土材料模型<sup>[13]</sup>(MAT#72)是LS-DYNA中用于分析冲击荷载作用的常用模型,其综合考虑了钢筋作用、应变率效应、应变强化、损伤效应和软化作用。K&C模型通过初始屈服面、强度破坏面以及残余强度面来描述混凝土类材料复杂的力学行为,强度面之间的荷载面则由上述强度面进行插值确定。其初始屈服面 $\Delta\sigma_y$ 、强度破坏面 $\Delta\sigma_m$ 和残余强度面 $\Delta\sigma_r$ 表达式为:

$$\Delta\sigma_y = \begin{cases} a_{0y} + P/(a_{1y} + a_{2y}), P \geq f_{yc}/3 \\ 1.35f_t + 3P(1 - 1.35f_t/f_{yc}), 0 \leq P \leq f_{yc}/3 \\ 1.35(P + f_t), P \leq 0 \end{cases} \quad (1)$$

$$\Delta\sigma_m = \begin{cases} a_0 + P/(a_1 + a_2), P \geq f_c/3 \\ 1.5/\psi(P + f_t), \left\{ \begin{array}{l} \lambda \leq \lambda_m, -f_t \leq P \leq f_c/3 \\ \text{or} \\ 0 \leq P \leq f_c/3 \end{array} \right\} \\ 3(P/\eta + f_t), P \leq 0 \text{ and } \lambda > \lambda_m \end{cases} \quad (2)$$

$$\Delta\sigma_r = a_{0r} + P/(a_{1r} + a_{2r}P) \quad (3)$$

式中 $a_i, a_{iy}$ 和 $a_{ir}$ ( $i=0, 1, 2$ )为材料参数,通过拟合三轴围压实验数据得到; $\lambda$ 和 $\eta$ 为损伤变量; $f_c$ 和 $f_t$ 分别为混凝土抗压、抗拉强度; $f_{yc}$ 为混凝土单轴屈服强度, $f_{vc} = 0.45f_c$ ;  $P = -(\sigma_{xx} + \sigma_{yy} + \sigma_{zz})/3$ 为平均应力; $\psi(P)$ 为拉压子午线之比,可表示为:

$$\psi(P) = \begin{cases} 1/2 & P \leq 0 \\ 1/2 + 3f_t/2f_c & P = f_c/3 \\ \alpha f_t / \left( a_0 + \frac{2\alpha f_c}{3a_1 + 2\alpha a_2 f_c} \right), P = \frac{2\alpha f_c}{3}, \alpha \approx 1.15 \\ 0.753 & P = 3f_c \\ 1 & P \geq 8.45f_c \end{cases} \quad (4)$$

其它压力下的 $\psi(P)$ 通过对式(4)线性插值得

到。本文使用的是 K&C 模型 Release III 版本,只需输入抗压强度和密度(2 400 kg/m<sup>3</sup>),其他参数自动生成,同时考虑应变率效应。由于 K&C 模型不能定义失效,需要添加 MAT\_ADD\_EROSION 命令,对于 K&C 混凝土,基于对实验中的飞机模型残余速度和靶板挠度进行数值模拟,定义最大主应变为失效应变,取值为 0.4。

这些材料失效的选取使得每一种混凝土本构模型的数值模拟与试验结果吻合最好。在模拟的多种试验工况中,单种混凝土材料模型的失效应变是一样的。但是不同的材料模型损伤判定的准则是不一致的,因此不同材料模型的失效参数的选值并不一样。

### 2.2.2 Winfrith 模型

Winfrith 材料模型<sup>[14]</sup>(MAT#84)考虑了应变率效应,参数输入简单。混凝土动态强度通过混凝土初始强度乘以强度增长因子得到,其中抗拉强度( $E_T$ )和抗压强度( $E_C$ )增强因子由下式得出:

$$\begin{cases} E_T = \frac{(\dot{\epsilon}/\dot{\epsilon}_{0T})^{1.016\delta}}{\gamma}, E_C = \frac{(\dot{\epsilon}/\dot{\epsilon}_{0C})^{1.026\alpha'}}{\gamma} & \dot{\epsilon} \leq 30 \text{ s}^{-1} \\ E_T = \eta\dot{\epsilon}^{1/3}, E_C = \gamma\dot{\epsilon}^{1/3} & \dot{\epsilon} > 30 \text{ s}^{-1} \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\dot{\epsilon}_{0T} = 3.0 \times 10^{-6} \text{ s}^{-1}$ ;  $\dot{\epsilon}_{0C} = 3.0 \times 10^{-6} \text{ s}^{-1}$ ;  $\delta = 1/(10 + 0.5f_{cu})$ ;  $\alpha' = 1/(5 + 0.75f_{cu})$ ;  $\log_{10}\eta = 6.933\delta - 0.492$ ;  $\log_{10}\gamma = 6.156\alpha' - 0.492$ ;  $f_{cu}$  为混凝土的立方体抗压强度。

弹性模量的增强因子  $E_E$  取抗压强度和抗拉强度增强因子的平均值,即:

$$E_E = 0.5 \times \left[ \left( \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_{0T}} \right)^{0.016} + \left( \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_{0C}} \right)^{0.026} \right] \quad (6)$$

以 FSC-60 靶板为例,Winfrith 混凝土模型材料参数见表 2。同样,Winfrith 模型也无法定义材料失效,需要添加 MAT\_ADD\_EROSION 命令,对于 Winfrith 模型,取混凝土失效最大主应变为 0.2。

表 2 FSC-60 靶板 Winfrith 混凝土模型参数

Table 2 Parameters of Winfrith model for FSC-60 panel

材料模型	$\rho$ /(kg·m <sup>-3</sup> )	$E$ /MPa	$\mu$	$f_c$ /MPa	$f_t$ /MPa	$FE$ <sup>[15]</sup> /(N·m <sup>-1</sup> )	$d_a$ /mm
Winfrith 模型	2 400	350	0.19	37.7	2.7	150	2

注: $\rho$ 为密度, $E$ 为弹性模量, $\mu$ 为泊松比, $f_t$ 为抗拉强度, $FE$ 为断裂能, $d_a$ 为骨料粒径

### 2.2.3 CSCM 模型

CSCM 模型<sup>[16]</sup>(MAT#159)是美国联邦公路局(FHWA)针对汽车碰撞作用下高架桥墩防护研究

开发的,通过相乘的方式,实现了硬化压实面(帽盖)和剪切破坏面的连续。屈服函数采用 L. E. Schwer 等<sup>[17]</sup>给出的公式:

$$Y(I_1, J_2, J_3) = J_2 - \Re(J_3)^2 F_f^2(I_1) F_c(I_1, \kappa) \quad (7)$$

式中, $I_1, J_2, J_3$ 分别为应力第一不变量、偏应力第二、第三不变量; $\kappa$ 为硬化参数; $F_c(I_1, \kappa)$ 为帽盖函数; $F_f(I_1)$ 为剪切破坏面; $\Re(J_3)$ 为 Rubin 三参数缩减因子。

剪切破坏面模拟拉伸段和较低围压段,其压缩子午线方程为:

$$F_f = (I_1) = \alpha - \lambda \exp^{\beta I_1} + \theta I_1 \quad (8)$$

式中,材料参数  $\lambda, \theta, \alpha, \beta$  可以通过三轴压缩实验得到。

帽盖硬化面由下式表征:

$$F_c(I_1, \kappa) = \begin{cases} 1 & I_1 \leq L(\kappa) \\ 1 - \frac{(I_1 - L(\kappa))^2}{(X(\kappa)n - L(\kappa))^2} & I_1 > L(\kappa) \end{cases} \quad (9)$$

$$L(\kappa) = \begin{cases} \kappa & \kappa \geq \kappa_0 \\ \kappa_0 & \kappa < \kappa_0 \end{cases} \quad (10)$$

$$X(\kappa) = L(\kappa) + RF_f(I_0) \quad (11)$$

式(9)描述了椭圆形帽盖硬化面( $I_1 \geq L(\kappa)$ ),当  $I_1 = L(\kappa)$  时,帽盖与剪切破坏面相交, $\kappa_0$ 取帽盖面与剪切面初始相交时的  $I_1$  值。帽盖与静水压力轴  $I_1$  相交于  $I_1 = X(\kappa)$ ,交点则依赖于帽盖的椭圆率  $R$ 。数值模拟中 CSCM 模型取最大骨料直径为 2 mm,材料失效应变取 0.2。

### 2.3 其它材料模型

钢板、栓钉、引擎等材料均采用塑性随动硬化模型(MAT\_PLASTIC\_KINEMATIC)描述,该模型考虑了应变率效应和材料失效,相应的参数见表 3。其中  $FS$  为失效应变, $C$  和  $P$  为应变率增强系数<sup>[18]</sup>。

## 3 数值模拟结果与分析

对于缩尺飞机模型的引擎残余速度、靶背混凝土碎片飞溅速度以及靶板的挠曲和破坏类型(是否贯穿),数值模拟结果与相应的实验数据<sup>[8]</sup>以及 DEM 计算结果<sup>[10]</sup>对比见表 4,其中“—”表示实验数据未得到或者相应的 DEM 模拟未开展。总体上可以看出,与 FSC 结构相比,飞机撞击 HSC 结构的残

表3 材料参数<sup>[8]</sup>Table 3 Parameters of various materials<sup>[8]</sup>

材料	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	$\mu$	$E/\text{MPa}$	$\sigma_y/\text{MPa}$	$C$	$P$	$FS$
钢板	7 800	0.3	206 000	406	40.4	5.0	0.15
栓钉	7 850	0.3	210 000	259	40.4	5.0	0.15
钢筋	7 800	0.3	206 000	376	40.4	5.0	0.15
机身	250	0.3	6 000	0.5	40.4	5.0	0.10
飞机表皮	3 770	0.3	6 400	82.1	—	—	0.10
引擎	634	0.3	170	12.9	—	—	0.50
引擎表皮	7 800	0.3	210 000	400	—	—	0.15

余速度和靶板挠度更大。表明了FSC结构的抗冲击性能优于HSC结构,并且靶板的损伤破坏程度随着厚度的增加而减小。下面分别从撞击过程、靶板损伤破坏、飞机模型速度变化时程、SC靶板挠度以及引擎变形破坏五个方面进行对比,讨论上述三种混凝土本构模型的适用性。

### 3.1 撞击过程

以FSC-60靶板为例,图6给出了缩尺飞机模型撞击靶板不同时刻的实验与数值模拟对比。可以看出:在2 ms时,靶板背面开始出现可分辨的微小翘曲;在6 ms时,靶板背面微微隆起,此时内部的引擎已经碰撞到靶板,表明局部破坏主要由引擎硬撞击造成;在10 ms时,实验中靶板已经被贯穿,此时只有CSCM模型靶板发生了贯穿且有部分混凝土碎片飞出,而Winfrith和K&C模型靶板则处于即将贯穿阶段,靶板后覆钢板已经开裂;在20 ms时,靶板已经完全被贯穿并伴有混凝土碎片飞出,其中Winfrith和K&C模型靶板发生冲切破坏,有大块混凝土飞出。Winfrith模型靶板的后覆钢板开裂最严重,与实验现象吻合最好,K&C模型靶板其次,而CSCM模型靶板后覆钢板开裂最不明显。贯穿后飞机模型的机身部分几乎完全破碎,引擎发生了一定的压缩变形。

表4 实验和数值模拟结果对比

Table 4 Comparison between test data and numerical results

靶板类型	方法	引擎残余速度/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	碎片飞溅速度/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	背面最大挠度/cm	开坑大小/cm		破坏类型
					正面	背面	
HSC-60	实验 <sup>[8]</sup>	40	53	—	—	—	贯穿
	K&C	48	70	—	—	—	贯穿
	Winfrith	30	65	—	—	—	贯穿
	CSCM	60	85	—	—	—	贯穿
FSC-60	实验 <sup>[8]</sup>	22	58	16.1	34	55	贯穿
	DEM	40	65	17.9	41	52	贯穿
	K&C	21	55	14.6	30×29	45×31	贯穿
	Winfrith	24	36	16.3	32×30	54×46	贯穿
	CSCM	32	50	8	26×24	34×28	贯穿
FSC-80	实验 <sup>[8]</sup>	—	—	4.3	45	—	未贯穿
	DEM	—	—	4.2	43	—	未贯穿
	K&C	—	—	5.2	32×32	—	未贯穿
	Winfrith	—	—	4.6	33×33	—	未贯穿
	CSCM	—	—	3.4	35×33	—	未贯穿
HSC-80	实验 <sup>[8]</sup>	—	—	7.8	44	—	未贯穿
	DEM	—	—	8.6	54	—	未贯穿
	K&C	—	—	13.4	31×31	—	未贯穿
	Winfrith	—	—	6.5	45×45	—	未贯穿
	CSCM	—	—	3.8	35×34	—	未贯穿
HSC-120	实验 <sup>[8]</sup>	—	—	0.4	—	—	未贯穿
	K&C	—	—	0.8	—	—	未贯穿
	Winfrith	—	—	0.7	—	—	未贯穿
	CSCM	—	—	0.8	—	—	未贯穿

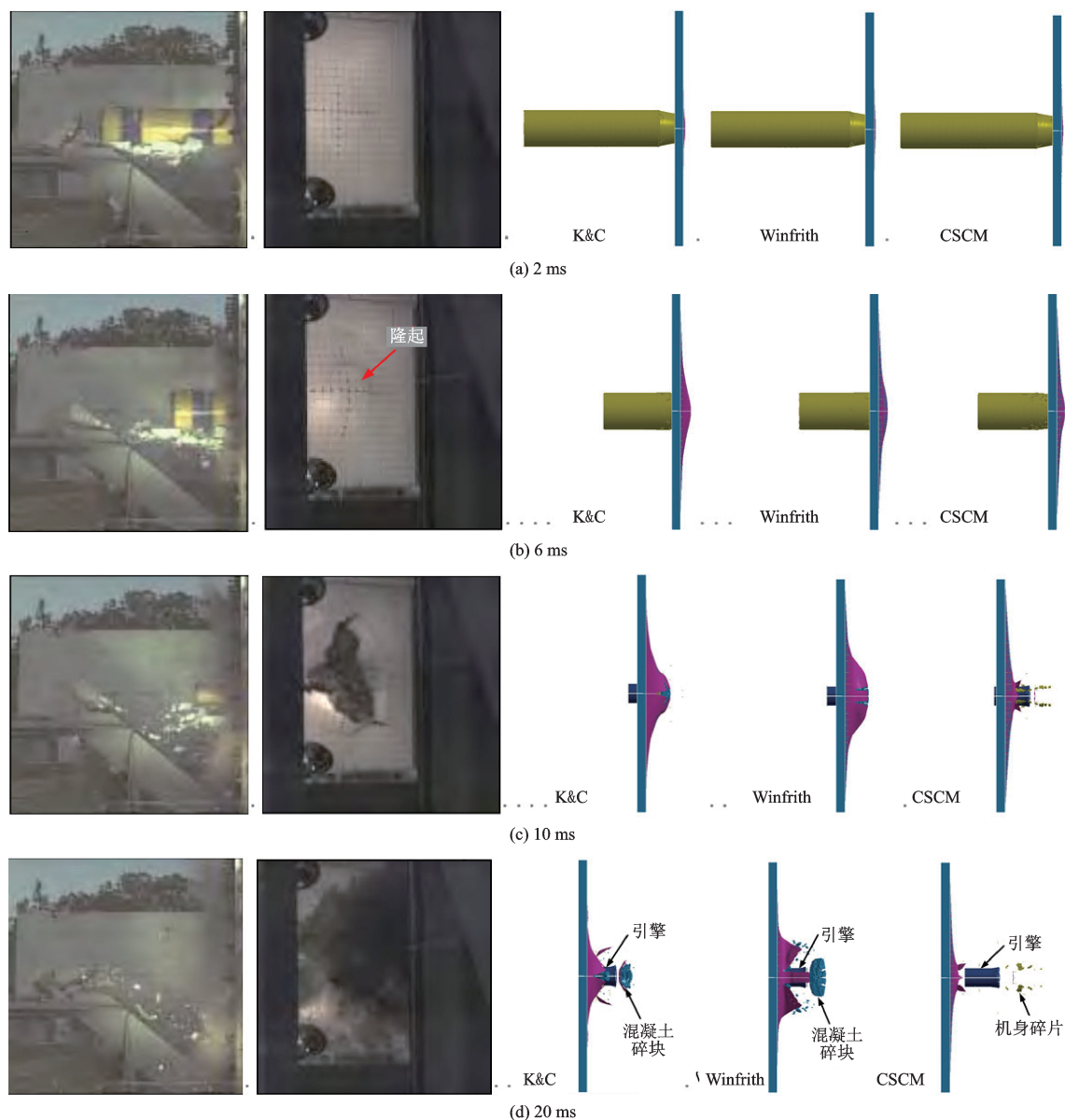


图6 飞机模型撞击FSC-60靶板不同时刻的实验与模拟结果对比  
Fig.6 Comparison of impact process for FSC-60 panel

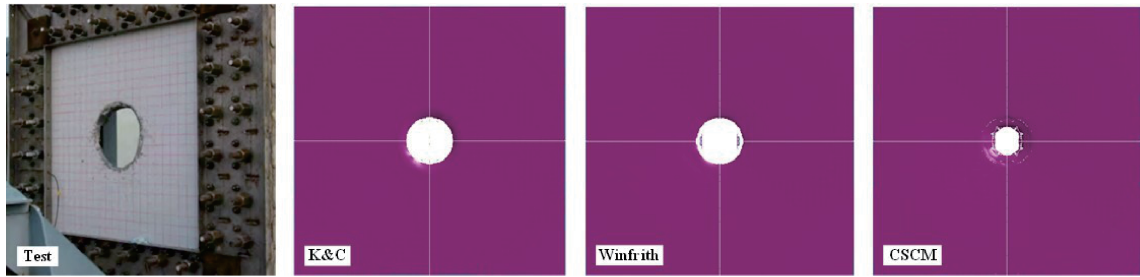
### 3.2 靶板损伤

图7~10分别给出了实验中FSC-60、FSC-80、HSC-80、HSC-120靶板的破坏形态与三种混凝土模型数值模拟结果对比,具体开坑和挠度数据见表5。由于FSC-80和HSC-120靶板背面在实验和模拟中均未出现贯穿现象且挠度很小,所以未给出其靶背图片。比较图7(a)和图7(b),可以看出,靶板正面损伤小于背面损伤,K&C和Winfrith模型靶板冲切现象较为明显。如图9(b)所示,K&C模型靶板背面挠曲最明显,Winfrith模型其次,CSCM模型最不明显。对比图9和图10,可以看出,HSC-120靶

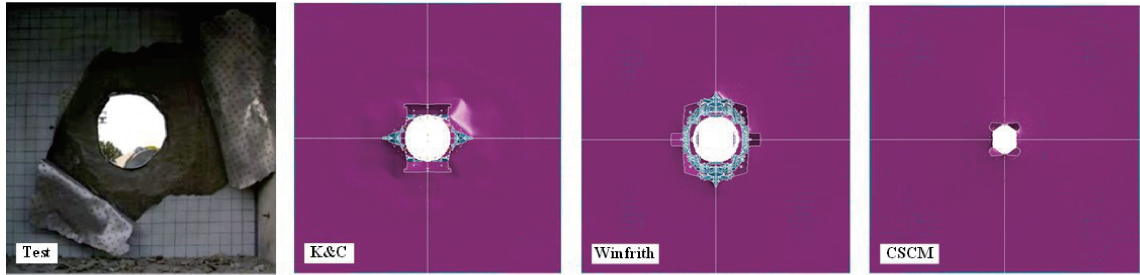
板损伤明显小于HSC-80靶板,说明增加混凝土厚度能够有效地减少损伤,增强结构安全性。

### 3.3 靶板挠度

在三种类型的靶板冲击实验中,靶背钢板最大挠度曲线的实验与数值模拟结果如图11所示。图中横坐标表示测量点距靶板中心的距离,两条实验曲线分别为两个高速摄像机记录的结果,图11(b)还包括一组位移计测量的实验结果。可以看出:撞击区域的挠度最大,且距离撞击中心越远挠度越小;K&C模型靶板在表征FSC结构的挠度特性方面与实验吻合较好,然而对于HSC-80贯穿靶板的



(a) 靶板正面



(b) 靶板背面

图7 FSC-60靶板实验破坏与模拟结果对比  
Fig.7 Comparison of damage for FSC-60 panel

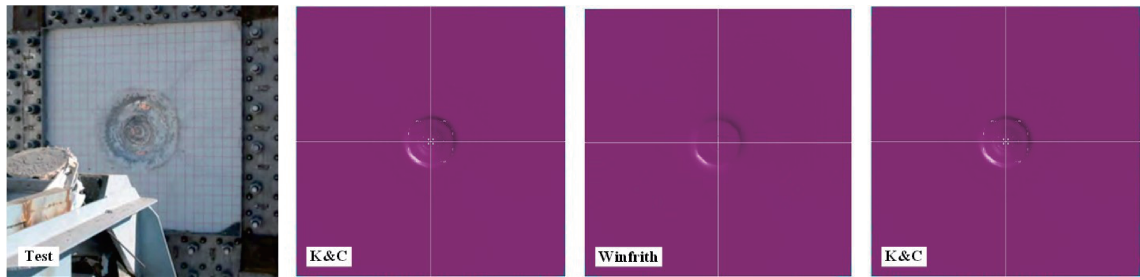
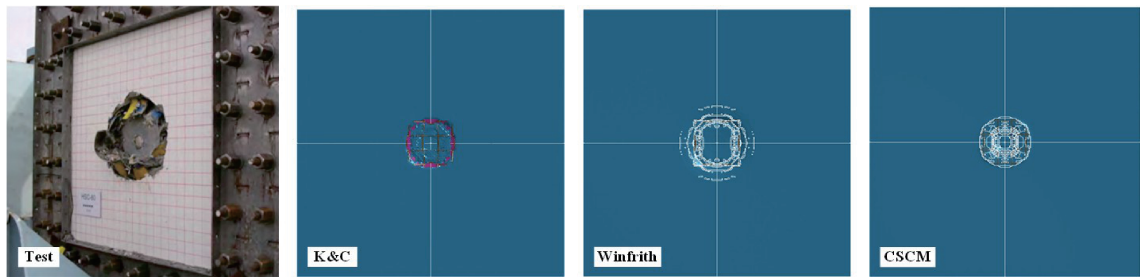
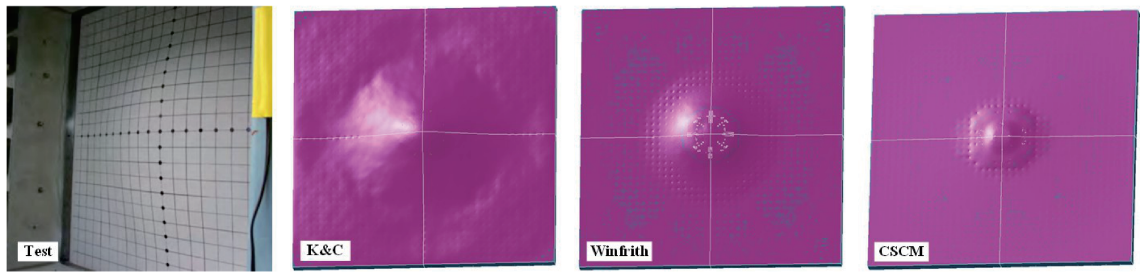


图8 FSC-80靶板实验破坏与模拟结果对比  
Fig.8 Comparison of damage for FSC-80 panel



(a) 靶板正面



(b) 靶板背面

图9 HSC-80靶板实验破坏与模拟结果对比  
Fig.9 Comparison of damage for HSC-80 panel

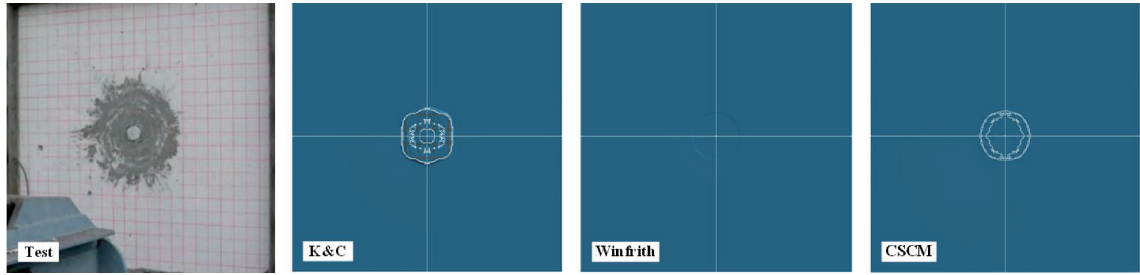


图10 HSC-120靶板实验破坏与模拟结果对比  
Fig.10 Comparison of damage for HSC-120 panel

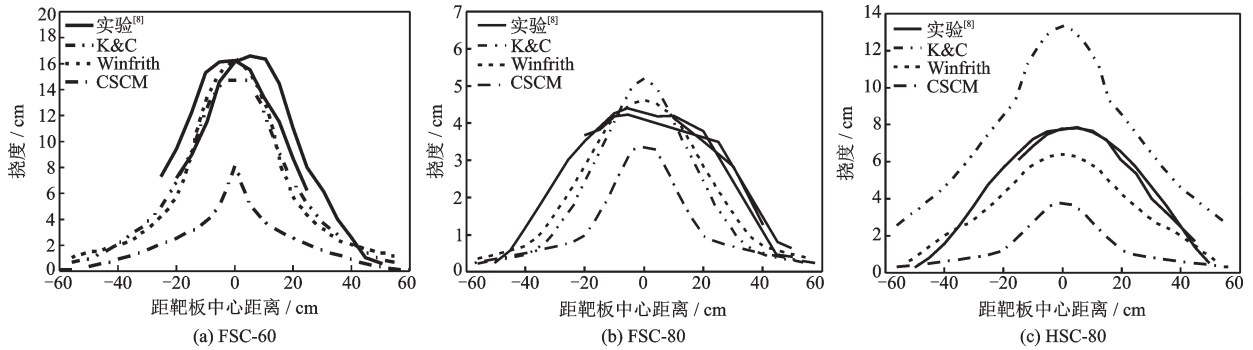


图11 不同类型靶板靶背挠度实验与模拟结果对比  
Fig.11 Comparison of deflection for SC panels

预测结果偏大;CSCM模型靶板的挠度相比于实验较小,且其挠度曲线存在明显的拐点,即在撞击区域与非撞击区域存在明显的转折点,表明在此工况模拟中CSCM模型存在不足。综合比较,Winfrith模型预测的靶板挠度曲线与实验结果吻合最好。

### 3.4 引擎速度

图12给出了在三种类型的靶板冲击实验中,飞机模型的机身和引擎速度时程的实验数据和数值模拟计算结果(对于HSC-120靶板实验没有给出相关速度数据,在此不进行对比)。如图3所示,实验中速度传感器分别放置于引擎尾部和同一截面的

机身中,因此在数值模拟中选取引擎尾部单元的速度均值。此外,由于机身材料强度小,在撞击过程中几乎完全破坏,因此选取整个机身作为一个部件提取其速度。

图12(a)可以看出,对于FSC-60靶板:在0~5.5 ms时机身与靶板发生碰撞,由于机身材料强度较低,飞机速度的衰减较为缓慢;5.5 ms时,引擎与靶板开始发生碰撞,导致其速度快速下降,由于飞机模型中机身与引擎通过导线相连,引擎与机身强度相差较大,所以引擎速度下降速率高于机身;7.5 ms时,引擎贯穿靶板,以较平稳的速度继续飞行,其中CSCM模型靶板预测的引擎残余速度偏

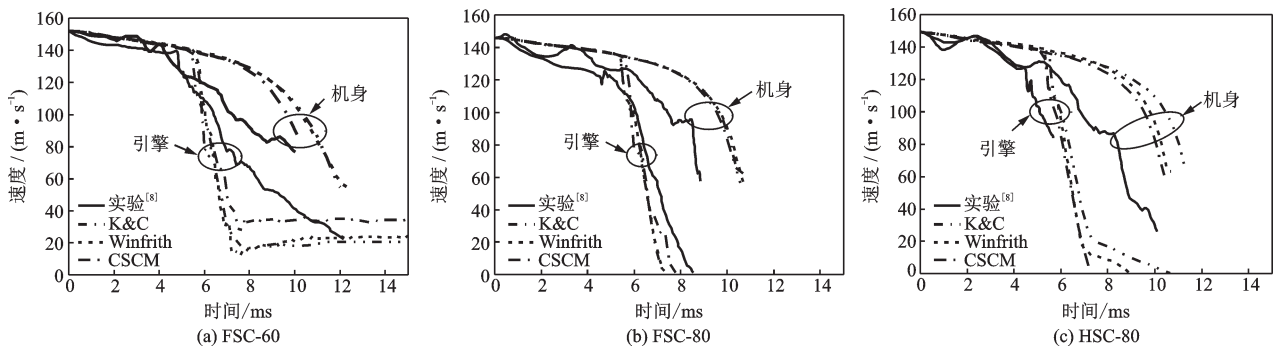


图12 飞机模型速度时程的实验数据和模拟结果对比

Fig.12 Comparison between experimental and simulation results of velocity time history curves of aircraft model

大,而K&C和Winfrith模型预测结果与实验吻合较好。

图12(b)和12(c)可以看出:引擎在7ms后速度已经降为零,表明靶板没有被贯穿;引擎的速度时程曲线与实验吻合较好,由于数值模拟中机身数据测量与实验中不一致,所以二者有一定误差;对于机身完全破坏前的速度,模拟结果与实验吻合较好。由于实验采集的数据有限,得到的引擎速度时程曲线不完整,但是实验结果和模拟曲线的总体趋势比较接近。此外,对于K&C和Winfrith模型靶板,在7ms时引擎速度曲线发生转折,其原因在于此时靶板撞击区域混凝土发生冲切破坏,钢板未被贯穿。

### 3.5 引擎破坏

图13对比了实验和模拟中撞击FSC-80靶板工况下缩尺飞机的引擎模型变形。可以看出,引擎的变形破坏和残余长度均与实验结果吻合较好,验证了飞机引擎模型及其参数的正确性,也表明混凝土模型对于飞机引擎变形破坏预测的影响较小。

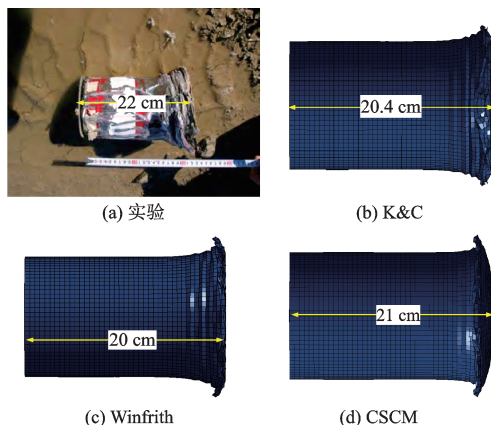


图13 飞机引擎变形破坏的实验与模拟结果对比  
Fig.13 Comparison of deformation for aircraft engine

## 4 参数影响分析

基于上节讨论,本节以两类具有代表性的靶板FSC-60和HSC-80为例,采用Winfrith模型进一步分析撞击速度、钢板厚度、混凝土强度和栓钉强度对撞击结果的影响。

### 4.1 撞击速度

实验中飞机撞击速度为150 m/s左右,数值模拟中选取撞击速度为50~250 m/s进行分析。如图

14所示,当撞击速度小于152 m/s时,飞机未能贯穿靶板。撞击速度为50 m/s时,靶板最大挠度仅为3.4 mm,因此挠度曲线图中未给出该工况。当靶板被贯穿时,靶板挠度并未随着撞击速度的增加而增大,甚至当撞击速度较大时,靶板最大挠度还有所降低,如图16(a)所示。

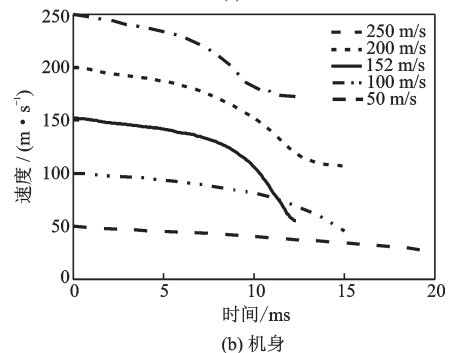
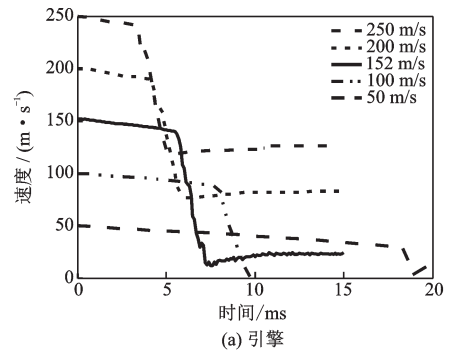
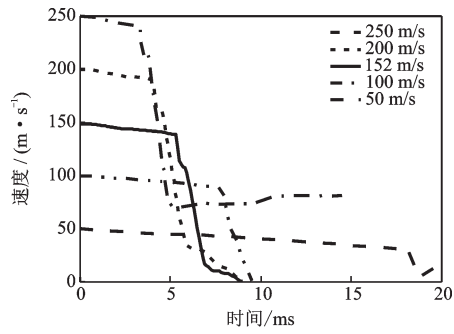


图14 不同撞击速度下撞击FSC-60靶板速度时程曲线  
Fig.14 Velocity time history curves of aircraft model with various initial velocities colliding with FSC-60 panel

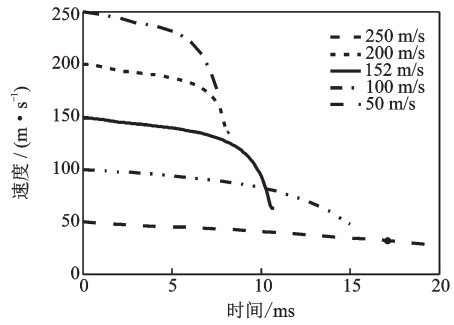
如图15所示,飞机撞击HSC-80靶板时,撞击速度为250 m/s时靶板发生贯穿。如图16(b)所示,当撞击速度为50 m/s,靶板最大挠度为2 mm,因此并未在图中给出;撞击速度为200 m/s时,靶板已经接近贯穿极限,速度再继续增大,靶板挠度并未发生太大变化。比较图16(a)和图16(b)可以发现,在贯穿破坏下,靶板的挠度曲线存在明显的拐点,即破坏区域与非破坏区域挠度差别较大。

### 4.2 钢板厚度

实验中FSC-60靶板钢板厚度 $T_s$ 为0.8 mm,HSC-80钢板厚度为1.2 mm,模拟选取FSC-60靶板的钢板厚度为0.4~1.2 mm,HSC-80靶板的钢板厚度为0.8~1.6 mm。图17给出了飞机模型撞击不同钢板厚度FSC-60靶板的速度时程曲线,图18则给出了FSC-60和HSC-80两种靶板的挠度曲线。



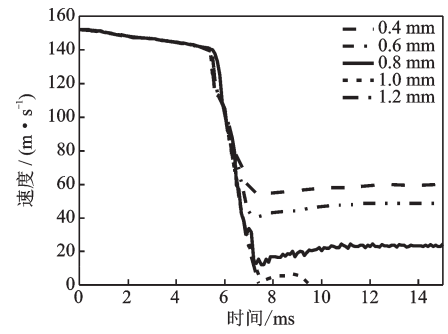
(a) 引擎



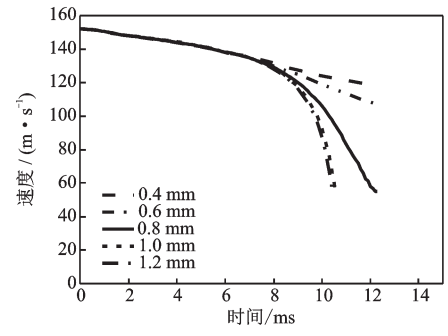
(b) 机身

图15 飞机模型以不同速度撞击HSC-80靶板速度时程曲线

Fig.15 Velocity time history curves of aircraft model with various initial velocities colliding with HSC-80 panel



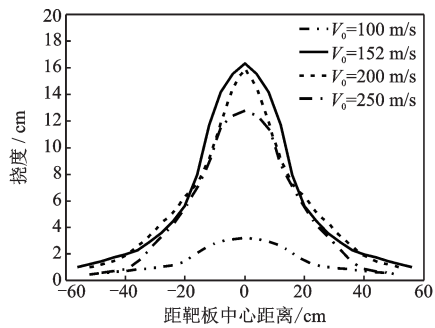
(a) 引擎



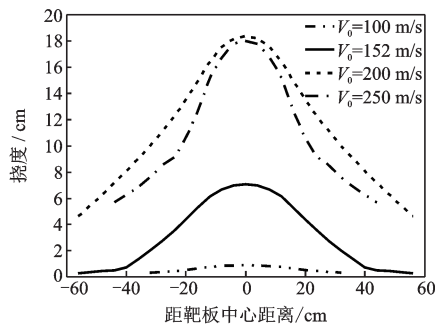
(b) 机身

图17 不同钢板厚度下飞机模型撞击FSC-60靶板速度时程

Fig.17 Velocity time history curves of aircraft model colliding with FSC-60 panel with various steel plate thicknesses



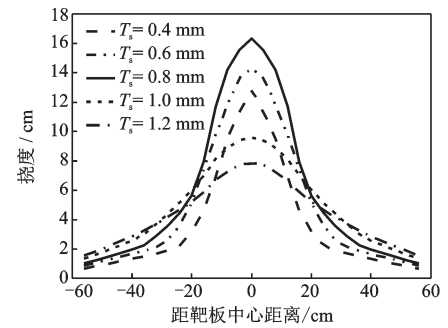
(a) FSC-60



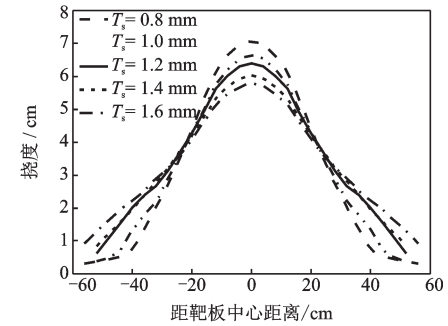
(b) HSC-80

图16 不同速度飞机模型撞击两种靶板的挠度曲线

Fig.16 Deflection curves of SC panels impacted by aircraft model with various velocities



(a) FSC-60



(b) HSC-80

图18 不同钢板厚度下飞机模型撞击两种靶板的挠度曲线

Fig.18 Deflection curves of SC panels with various steel plate thicknesses impacted by aircraft model

### 4.3 混凝土强度

实验中 FSC-60 靶板的混凝土抗压强度  $f_c$  为 37.7 MPa, HSC-80 靶板的混凝土抗压强度为 38.1 MPa, 数值模拟中选取混凝土抗压强度为 20~60 MPa 进行参数分析。需要说明的是, 根据文献[19-20]的研究, 断裂能随抗压强度的增加而提高, 但增加的幅度很不明显。本文中的参数模拟分析中, 混凝土强度的取值为 20~60 MPa, 因此选取强度平均值即 40 MPa 的断裂能进行分析, 断裂能的选取是一致的。

当靶板(FSC-60)被贯穿时, 在讨论的范围内, 混凝土强度对飞机残余速度和靶板挠度的影响不明显; 当靶板(HSC-80)未被贯穿时, 混凝土强度对于飞机速度变化的影响也不明显, 但靶板挠度随混凝土抗压强度的增大而略有减小, 如图 19 所示。

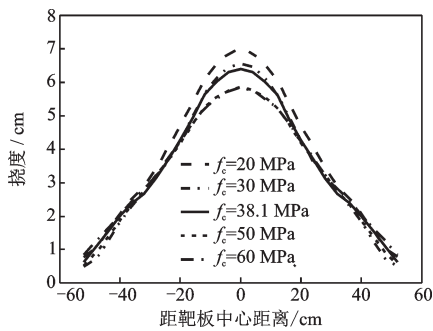


图 19 不同混凝土强度下飞机模型撞击 HSC-80 靶板的  
Fig.19 Deflection curves of HSC-80 panel with various concrete strengths impacted by aircraft model

### 4.4 栓钉强度

实验靶板栓钉强度  $f_s$  为 259 MPa, 数值模拟中选取栓钉强度为 100~420 MPa 进行分析。图 20 和图 21 分别给出了在不同栓钉强度下飞机模型撞击 FSC-60 靶板的速度时程曲线, 以及 FSC-60 和 HSC-80 两种靶板的挠度曲线。可以看出: 当靶板(FSC-60)被贯穿时, 栓钉强度越大, 飞机残余速度越小; 当靶板(HSC-80)未被贯穿时, 栓钉强度对飞机速度时程的影响比较小, 限于篇幅, 飞机速度时程未给出。靶板的挠度随着栓钉强度的增加而迅速降低, 其原因在于, 栓钉强度越大, 钢板与混凝土之间的连接性能越好, 靶板整体刚度就越大, 其抗冲击性能越好。

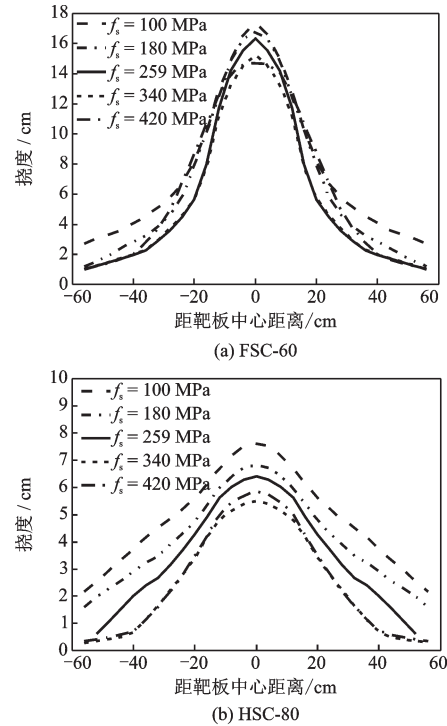


图 20 不同栓钉强度下飞机模型撞击 FSC-60 靶板速度时程

Fig.20 Velocity time history curves of aircraft model colliding with FSC-60 panel with various yield strengths of steel studs

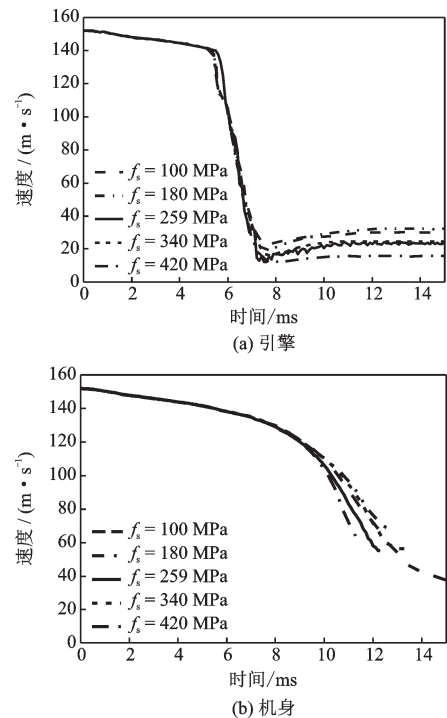


图 21 不同栓钉强度下飞机模型撞击两种靶板的挠度曲线  
Fig.21 Deflection curves of SC panel with various yield strengths of steel studs impacted by aircraft model

## 5 结 论

Winfrith模型在模拟飞机模型软撞击SC结构时,总体上要优于K&C和CSCM模型。进一步采用Winfrith模型讨论了撞击速度、钢板厚度、混凝土强度和栓钉强度对撞击过程和靶板破坏的影响,得出:飞机撞击速度越大,对靶板造成的破坏越大;SC结构的抗冲击性能随钢板厚度的增加而迅速提升;混凝土强度对SC结构抵抗软撞击的影响不大;栓钉作为混凝土与钢板之间的连接件,增加栓钉强度有助于增加SC结构的整体刚度,提升SC结构的抗飞机冲击性能。

### 参考文献:

- [1] <https://www.iaea.org/PRIS/home.aspx>
- [2] Nuclear Regulatory Commission US. 10 CFR 50.150 Aircraft impact assessment [S]. Washington, DC: US Nuclear Regulatory Commission, 2009.
- [3] 核动力厂设计安全规定:HAF 102—2016 [S].[S.l.]: [s.n.], 2016.
- [4] Kojima I. An experimental study on local behavior of reinforced concrete slabs to missile impact [J]. Nuclear Engineering & Design, 1991, 130(2): 121-132.
- [5] Ohno T, Uchida T, Matsumoto N, et al. Local damage of reinforced concrete slabs by impact of deformable projectiles [J]. Nuclear Engineering & Design, 1992, 138(1): 45-52.
- [6] Sugano T, Tsubota H, Kasai Y, et al. Full-scale aircraft impact test for evaluation of impact force [J]. Nuclear Engineering & Design, 1989, 140(3): 373-385.
- [7] Tsubota H, Koshika N, Mizuno J, et al. Scale model tests of multiple barriers against aircraft impact: Part 1. Experimental program and test results [C]//Transactions of the 15<sup>th</sup> International Conference on Structural Mechanics in Reactor Technology, Seoul Korea: [s.n.], 1999.
- [8] Mizuno J, Koshika N, Sawamoto Y, et al. Investigations on impact resistance of steel plate reinforced concrete barriers against aircraft impact part 1: test program and results [C]//Transactions of the 18<sup>th</sup> International Conference on Structural Mechanics in Reactor Technology.[S.l.]:[s.n.], 2005.
- [9] Morikawa H, Mizuno J, Momma T, et al. Scale model tests of multiple barriers against aircraft impact: part 2. simulation analyses of scale model impact tests [C]//Transactions of the 15<sup>th</sup> International Conference on Structural Mechanics in Reactor Technology. Seoul Korea:[s.n.], 1999.
- [10] Mizuno J, Morikawa H, Koshika N, et al. Investigation on impact resistance of steel plate reinforced concrete barriers against aircraft impact part 2: simulation analyses of scale model impact tests [C]//Transactions of the 18<sup>th</sup> International Conference on Structural Mechanics in Reactor Technology.[S.l.]:[s.n.], 2005.
- [11] Sadiq M, Yun Z X, Rong P. Simulation analysis of impact tests of steel plate reinforced concrete and reinforced concrete slabs against aircraft impact and its validation with experimental results [J]. Nuclear Engineering & Design, 2014, 273: 653-667.
- [12] Lee H K, Kim S E. Comparative assessment of impact resistance of SC and RC panels using finite element analysis [J]. Progress in Nuclear Energy, 2016, 90: 105-121.
- [13] Malvar L J, Crawford J E, Wesevich J W, et al. A plasticity concrete material model for DYNA3D [J]. International Journal of Impact Engineering, 1997, 19(9/10): 847-873.
- [14] Schwer L. An introduction to the Winfrith concrete model [R]. 2010.
- [15] 王兆忠,周迎新,陈凤山.混凝土断裂能的研究[J].华南港工, 2005(9): 34-40.  
Wang Zh Zh, Zhou Y X, Chen F Sh. A study on concrete fracture [J]. South China Harbour Engineering. 2005(9): 34-40. (in Chinese)
- [16] 熊益波. LS-DYNA中简单输入混凝土模型适用性分析 [C]//全国冲击动力学学术会议, 2013.  
Xiong Y B. Applicability analysis of simple input concrete models in LS-DYNA [C] //The International Symposium on Shock & Impact Dynamics. [S.l.]: [s.n.], 2013. (in Chinese)
- [17] Schwer L E, Murray Y D. A three invariant smooth cap model with mixed hardening [J]. International Journal for Numerical & Analytical Methods in Geomechanics, 2010, 18(10): 657-688.
- [18] Lemmen P P M, Vredeveldt A W. Application of explicit finite element method in ship collision analysis [R]. TNO, Report 93-CMC-R1153, 1993.
- [19] Giaccio G, Rocco C, Zerbino R. The fracture energy (G, F) of high-strength concretes [J]. Materials & Structures, 1993, 26(7):381-386.
- [20] Kim J K, Lee C S, Park C K, et al. The fracture characteristics of crushed limestone sand concrete [J]. Cement & Concrete Research, 1997, 27(11):1 719-1 729.

(本文责编:池营营)