

飛翔体衝突を受ける建屋及び建屋内包機器の衝撃応答に関する検討

Analytical study on dynamic response of reinforced concrete structure with internal equipment subjected to projectile impact

奥田幸彦*, 康 作夷**, 西田明美**, 坪田張二***, 李 銀生***
Yukihiko Okuda, Zuoyi Kang, Akemi Nishida, Haruji Tsubota and Yinsheng Li

* 日本原子力研究開発機構, 安全研究センター (〒319-1195 茨城県那珂郡東海村大字白方)

** 博 (工), 日本原子力研究開発機構, 安全研究センター (〒277-0871 千葉県柏市若柴 178)

*** 工博, 日本原子力研究開発機構, 安全研究センター (〒319-1195 茨城県那珂郡東海村大字白方)

キーワード: 鉄筋コンクリート構造, 原子力施設建屋, 建屋内包機器, 飛翔体衝突, 応力波伝播

Keywords: Reinforced concrete structure, nuclear facility building, internal equipment, projectile impact, stress wave propagation

1. はじめに

原子力施設建屋に飛翔体が衝突した場合、衝突時に発生する応力波は衝突を受けた壁から建屋内へと伝播する。この応力波は建屋内において高振動数を含む振動を励起する可能性があり、安全上重要な機器への影響評価が課題となっている。このような課題に対し、OECD/NEA では、2010 年に飛翔体衝突による原子力施設への影響評価を目的としたベンチマーク解析プロジェクト(IRIS プロジェクト)を立ち上げ、2016 年からはそのフェーズ 3 (以下、IRIS3 プロジェクト)として建屋内包機器への影響評価に取り組んでいる。著者らは、この IRIS3 のベンチマーク解析に参加し、原子力施設建屋及び建屋内包機器を模擬した構造物への飛翔体衝突試験を対象に再現解析を実施した。本論文では、飛翔体衝突による建屋及び建屋内包機器の衝撃応答について、上記再現解析結果と試験結果の比較により得られた知見を報告する。

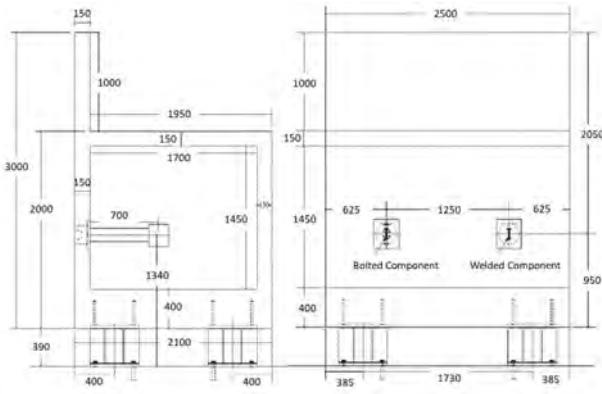
2. IRIS3 プロジェクト概要

OECD/NEA は、2016 年に新たな衝撃解析に係るベンチマーク解析プロジェクト IRIS3 プロジェクトを立ち上げた。IRIS3 プロジェクトは、飛翔体衝突を受けた壁の挙動及び衝突を受けた壁から構造物全体に伝播する応力波及び構造物に設置した機器模擬体の応答に焦点を当てている。IRIS3 プロジェクトは、二つのフェーズ(フェーズ A 及びフェーズ B)に分けて実施された¹⁾。IRIS3 フェーズ A では実験条件のみが提示される解析(ブラ

インド解析)を実施し、その後、IRIS3 フェーズ B として実験結果の再現解析を実施した。本論文では、内包機器への影響評価に着目し、2つの機器模擬体を内包する鉄筋コンクリート(RC)構造物を対象とする IRIS3 フェーズ B の再現解析について報告する。

IRIS3 フェーズ B で対象とした RC 構造物及び飛翔体の概要をそれぞれ図-1 及び図-2 に示す。RC 構造物は幅 2.5m で、飛翔体の衝突を受ける前面壁は高さ 2.0m、背面壁は高さ 3.0m であり、前後の壁を上部スラブ及び下部スラブでつないだ中空の箱型構造となっている。飛翔体衝突による衝撃力は上部スラブと下部スラブを介して伝達され、機器模擬体が設置されている背面壁の振動が励起される構造になっている。RC 構造物は、下部スラブ下 4 点で支持されている。機器模擬体は先端に約 61kg の質量を有する 2 つの梁状構造となっており、背面壁 2 箇所に設置されている。飛翔体は直径 254mm、長さ 1611mm または 2511mm の鋼製パイプであり、先端には薄肉球殻のエンドキャップ、最後部には調整のための質量が付加されている。

飛翔体衝突試験は飛翔体を前面壁の中央に 3 回衝突させて行われた。1 回目及び 2 回目の衝突試験は長さ 1611mm の飛翔体によって行われ、目標衝突速度は 90m/s (実速度はそれぞれ 91.8m/s と 93.5m/s)、3 回目の衝突試験は長さ 2511mm の飛翔体を使用し、目標衝突速度は 170m/s (実速度は 167m/s) とした。衝突試験ケースを表-1 に示す。



単位：mm

図-1 IRIS3 フェーズ B の RC 構造物概要¹⁾

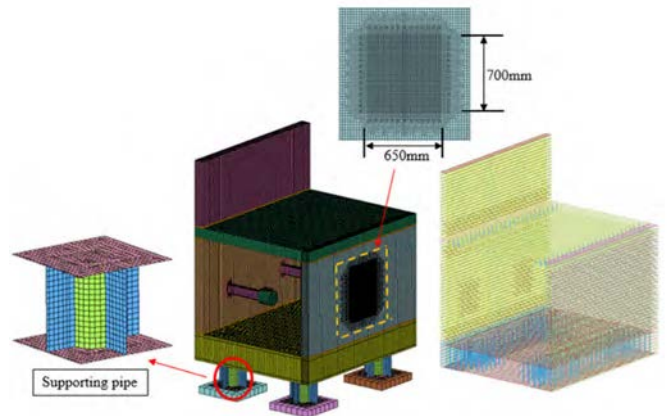
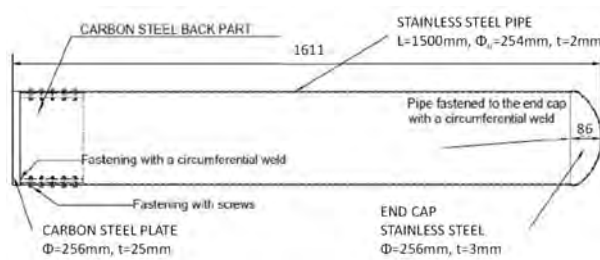


図-3 RC 構造物の有限要素モデル



単位：mm

図-2 IRIS3 フェーズ B の飛翔体の例¹⁾

表-1 衝突試験ケース

Case	1st impact	2nd impact	3rd impact
Projectile length [mm]	1611	1611	2511
Target impact velocity [m/s]	90	90	170
Target projectile mass [kg]	50	50	50
Actual impact velocity [m/s]	91.8	93.5	167
Actual projectile mass [kg]	50.1	50.1	50.26

3. 解析モデル概要

3.1 解析モデル

(1) RC 構造物

解析には汎用有限要素解析コード LS-DYNA R7.1.2 を用い、RC 構造物の解析モデル（有限要素モデル）について、コンクリートは 3 次元ソリッド要素、鉄筋は梁要素を用いてモデル化した。支持部については、円筒部及びフランジ部はシェル要素、支持部を固定するボルトはビーム要素によってモデル化した。コンクリートの平均メッシュサイズは約 25mm である。前面壁の衝撃点近傍（中心部 650mm×700mm）については、これまでの検討事例³⁾を考慮し、メッシュサイズを 10mm とした。

コンクリートと鉄筋及び鉄筋の縦筋と横筋との接合については節点共有とした。RC 構造物の有限要素モデルの概要を図-3 に示す。

(2) 飛翔体

図-4 に示すように IRIS3 フェーズ B では 2 種類の飛翔体を用いられた。いずれの飛翔体も先端の薄肉球殻のエンドキャップ、ステンレス鋼管（本体）及び最後部の 3 つの部品からなる。ステンレス鋼管の中央部は外径 254mm 及び厚さ 2mm で設計されている。エンドキャップは、外径 256mm、高さ 86mm、厚さ 3mm のステンレス製である。最後部は外径 256mm 及び厚さ 25mm の炭素鋼板からなる。飛翔体はシェル要素でモデル化され、平均メッシュサイズは、管軸方向に 10mm、円周方向に 20mm とした。

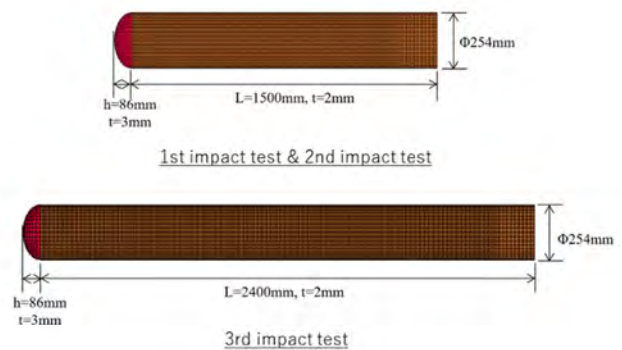


図-4 飛翔体の有限要素モデル

(3) 機器模擬体

RC 構造物には、図-5 に示すように、接合方法の異なる 2 種類の片持ち梁形式の鋼製の機器模擬体が設置された。一方はボルト接合、他方は溶接接合である。機器模擬体のモデル化において、先端部の付加質量はソリッド要素によってモデル化し、H 形鋼からなる片持ち梁部分はシェル要素によってモデル化した。ボルト接合の機器模擬体では、接合部における L 形プレートと背面壁に埋め込まれた鋼製アンカー一部の長方形プレートをボルト接合とし、ボルト接合部のみ節点共有によってモデル化した。溶接接合の機器模擬体では、上述の L 形プレートと長方形プレート間の接続する全

ての節点において節点共有としてモデル化した。

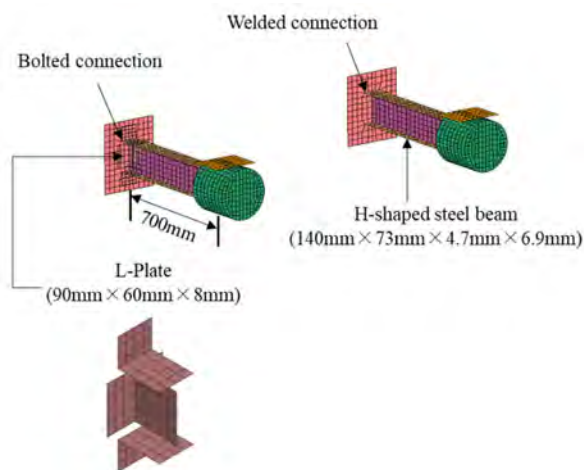


図-5 機器模擬体の有限要素モデル

3.2 材料特性

(1) コンクリート

本論文で用いている LS-DYNA には数多くのコンクリートモデルが実装されており、それらの妥当性に関しては種々の検討が行われている²⁾。本解析では、RC 構造物のコンクリートの材料特性として、図-6 に示す連続表面キャップモデル(CSCM)を適用した。コンクリートの圧縮強度及び引張強度は、表-2 に示すように材料試験結果から得られた値を用いた。RC 構造物で定義されたコンクリートの材料特性を表-3 に示す。

1 回目の衝突試験後、壁とスラブの間の接合部でいくつかの亀裂が観察されている。一般に、RC 構造物の打設において、コンクリートの打ち継ぎ部は連続的に打設された箇所よりも剛性が低くなる可能性がある。そこで、試験の施工時写真等からコンクリートの打ち継ぎが確認された RC 構造物の前面壁と下部スラブの接合部については、コンクリートの剛性を他の部分よりも低めに設定することとし、図-7 に示すように、該当箇所に LS-DYNA に実装されているひび割れを視覚的に表現することができる Winfrith モデルを用いることとした。Winfrith モデルの応力-ひずみ関係の材料特性を表-4 に示す。

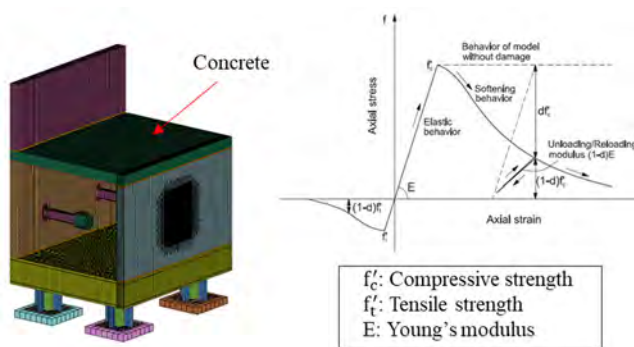


図-6 連続表面キャップモデル(CSCM)²⁾

表-2 材料試験によるコンクリートの材料特性

	Unconfined compressive strength [N/mm ²]	Splitting tensile strength [N/mm ²]	Young's Modulus [N/mm ²]
Floor	52.6	2.92	25960
Walls	52.0	2.88	28856
Ceiling	62.4	2.42	27241
Cantilever	47.0	2.30	27555

表-3 CSCM の材料特性設定値

Concrete	Mass density [t/mm ³]	Poisson's ratio [-]	Compressive strength [N/mm ²]	Aggregate size [mm]
Floor	2.5×10^{-9}	0.2	52.6	8
Walls	2.5×10^{-9}	0.2	52.0	8
Ceiling	2.5×10^{-9}	0.2	62.4	8
Cantilever	2.5×10^{-9}	0.2	47.0	8

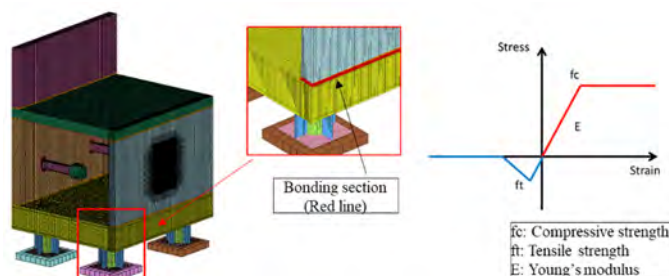


図-7 コンクリート打ち継ぎ部 (左) と Winfrith モデル (右)

表-4 Winfrith モデルの材料特性設定値

Mass density [t/mm ³]	2.5×10^{-9}
Young's modulus [N/mm ²]	1000
Poisson's ratio [-]	0.2
Compressive strength [N/mm ²]	3.0
Tensile strength [N/mm ²]	0.1

(2) 鉄筋

RC 構造物では3種類の鉄筋¹⁾ (HA6, HA8, HA10) が使用された。材料試験により得られた材料特性を表-5 に示す。これらの鉄筋は等方硬化のバイリニア型の構成則でモデル化を行った。初期剛性および降伏後剛性は材料試験の結果にフィッティングすることで算出した。

表-5 鉄筋の材料特性

Type	Nominal diameter [mm]	Mass density [t/mm ³]	Initial stiffness [N/mm ²]	Poisson's ratio [-]	Yield stress [N/mm ²]	Hardening stiffness [N/mm ²]
HA6	6	7.85×10^{-9}	148,600	0.3	524.3	1,510
HA8	8	7.85×10^{-9}	160,000	0.3	400.0	4,000
HA10	10	7.85×10^{-9}	200,000	0.3	500.0	1,176

(3) 飛翔体

飛翔体も等方硬化則を有するバイリニア型の構成則でモデル化を行った。復元力特性は材料試験の結果を参考に、パラメータを調整して設定した。表-6 に飛翔体の材料特性諸元を示す。

表-6 飛翔体の材料特性

Mass density [t/mm ³]	Young's modulus [GPa]	Poisson's ratio [-]	Yield stress [N/mm ²]	Ultimate stress [N/mm ²]	Hardening stiffness [N/mm ²]
7.86 × 10 ⁻⁹	210	0.3	344.3	400	3.03

3.3 境界条件

RC 構造物の支持部の境界条件は、図-8 に示すようにアンカーボルトの端部のみを固定した。また、支持部を構成する鋼製の円筒やフランジは線形弾性材料としてモデル化した。

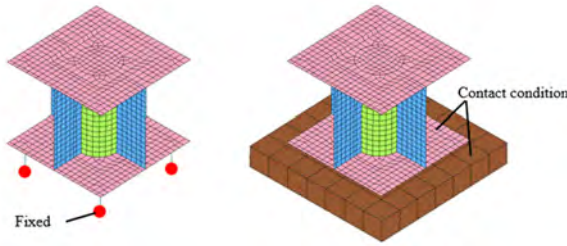


図-8 ベースプレートに対する境界条件の設定
(左：接地面を非表示，右：接地面を表示)

4. 解析

4.1 固有値解析

まず初めに、RC 構造物の固有値解析を実施した。固有値解析では各構造は線形弾性材料として定義した。固有値解析結果より得られた固有振動数と主な固有モードをそれぞれ表-7 及び図-9 に示す。背面壁と機器模擬体との接合部を固定と仮定して得られた機器模擬体の固有振動数は、強軸（鉛直方向）に対して 59Hz、弱軸（水平方向）に対して 17Hz である。図-9 の第 3 モードは溶接接合された機器模擬体の弱軸に対する水平振動モードと対応していると考えられる。一方、ボルト接合の機器模擬体については、第 1 モードに示されるように約 10Hz となっている。第 2 モードは、RC 構造物の水平振動が顕著なモードである。

表-7 RC 構造物の主な固有振動数

次数	固有振動数 (Hz)	備考
1	9.76	機器模擬体 (ボルト接合) 水平 1 次
2	13.53	RC 構造物水平 1 次
3	17.17	機器模擬体 (溶接接合) 水平 1 次
4	24.61	RC 構造物上下 1 次

4.2 動的解析

飛翔体と RC 構造物の連成解析として飛翔体の衝突解析を実施した。本解析では、飛翔体衝突試験と同様に、1 回目から 3 回目までリスタートしながら連続的に解析を実施した。

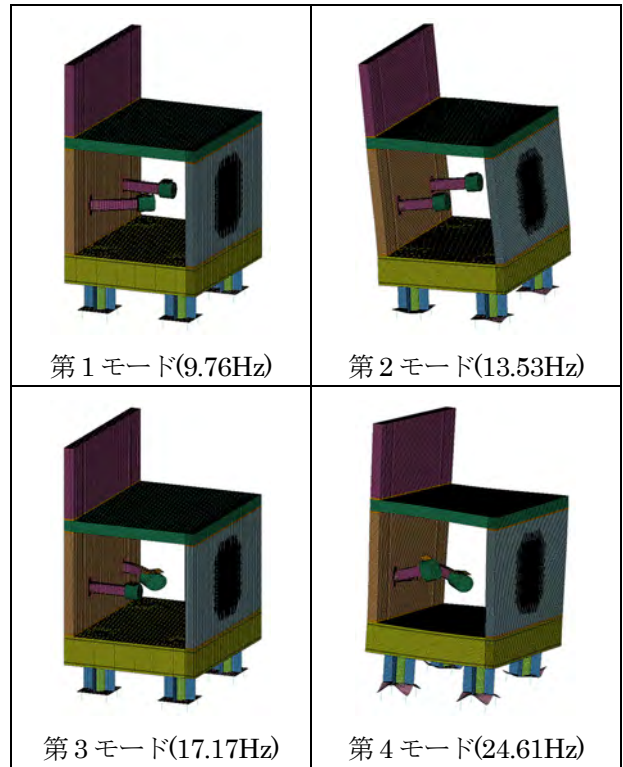


図-9 RC 構造物の主な固有モード
(機器模擬体は、奥が溶接接合，手前がボルト接合)

加速度の出力周波数は 10000Hz とし、実験と同様とした。また、衝突試験結果のデータ処理と同様に、1000Hz のローパスフィルタを適用した。

5. 結果と考察

解析結果と試験結果を比較し、RC 構造物の応答や機器模擬体の接合条件による応答の違い等を考察する。変位及び加速度の計測位置を図-10 に示す。D01, D10, D10', A10H 等の位置について、解析結果と試験結果の比較を行う。

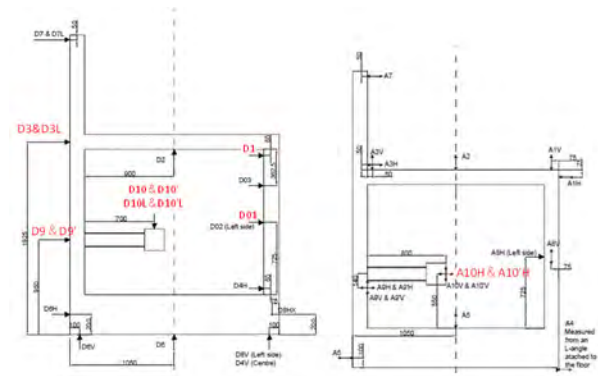


図-10 変位計設置位置 (左) 及び加速度計設置位置 (右) (側面図)

5.1 飛翔体

衝突解析の結果得られた衝突後の飛翔体の変形の様子を図-11~図-13に示す。1回目から3回目までの衝突試験結果及び解析結果をまとめて表-8に示す。解析結果は試験結果と概ね整合している。

表-8 飛翔体の損傷

Test No.	Actual impact velocity [m/s]	Shortening		Number of folds
		ΔL_1 [mm]	ΔL_2 [mm]	
1	Experiment	91.8	851	14
	Simulation	91.8	817	15
2	Experiment	93.5	871	14
	Simulation	93.5	777	15
3	Experiment	167	1561-1716	47
	Simulation	167	1781	40

* ΔL_1 : 初期長さ-衝突後の長さ, ** ΔL_2 : ΔL_1 -座屈長さ

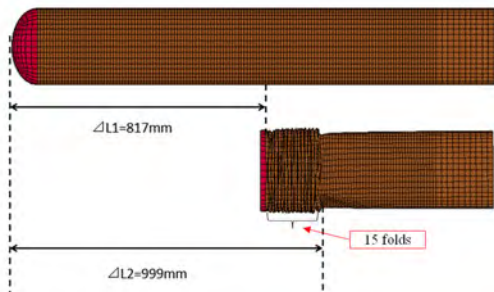


図-11 衝突後の飛翔体の変形 (1回目衝突時)

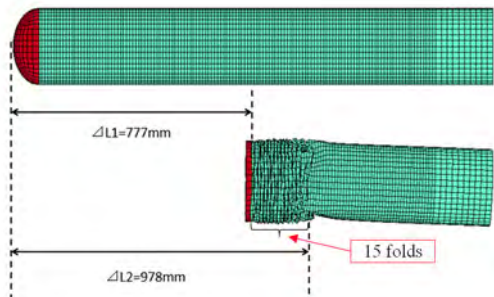


図-12 衝突後の飛翔体の変形 (2回目衝突時)

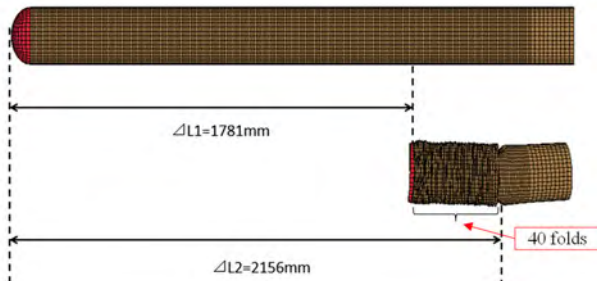
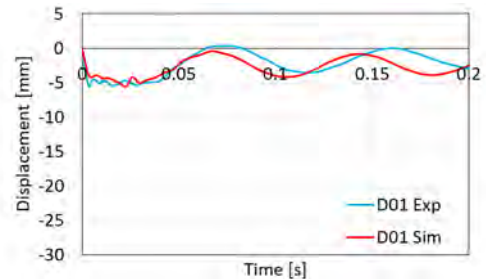


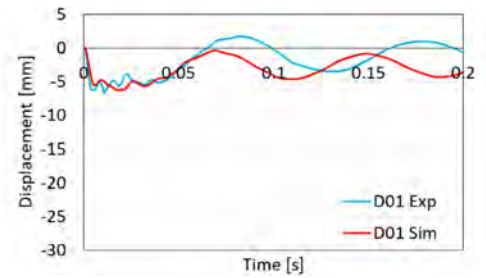
図-13 衝突後の飛翔体の変形 (3回目衝突時)

5.2 RC 構造物

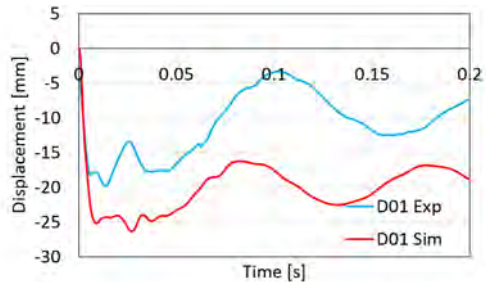
RC構造物の前面壁の裏面 (D01) の変位の時刻歴を図-14に、複数箇所 (前面壁上部D1, 背面壁上部D3, 背面壁中央部D9) における変位の時刻歴及びフーリエスペクトルを図-15に示す。図-14より、3回の衝突試験において、1回目と2回目の結果は変位量もあまり変わらず、試験結果と解析結果の変位振幅もほぼ同じ結果となっているが、3回目の結果は解析結果の振幅が試験結果よりも最大変位で3割程度大きくなっている。3回目はRC構造物の一部損傷が予想されることから、解析による損傷状態は試験結果とは異なっている可能性がある。



(1) 1回目衝突



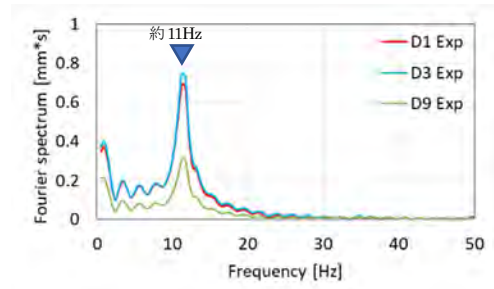
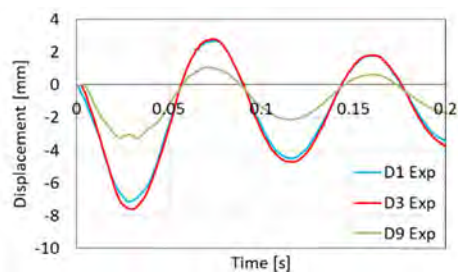
(2) 2回目衝突



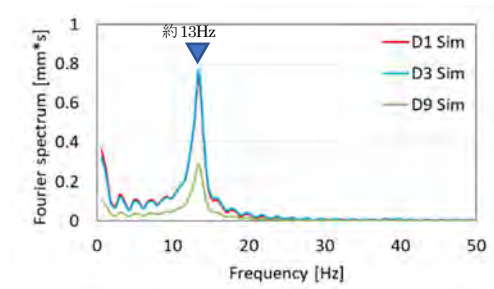
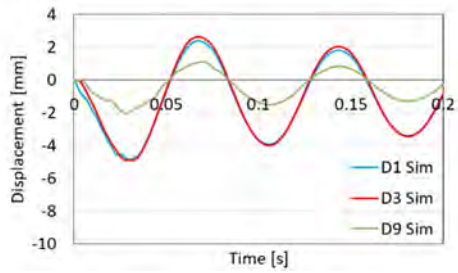
(3) 3回目衝突

図-14 RC構造物の前面壁裏面 (D01) の変位時刻歴

また、図-15よりD1とD3はほぼ同じ変位であり、D9はその半分程度の変位となっていることから、約11HzのRC構造物の振動モード (第2モード) が卓越していることが推定される。解析結果は試験結果よりもわずかに高い振動数となっている。

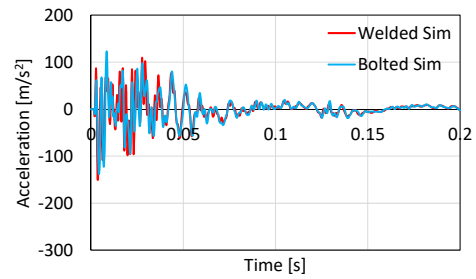
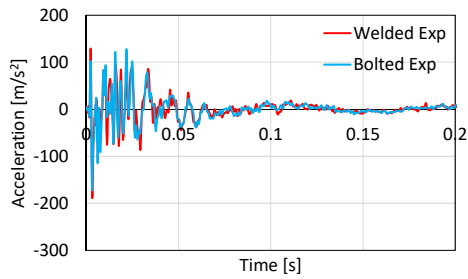


(1) 試験結果

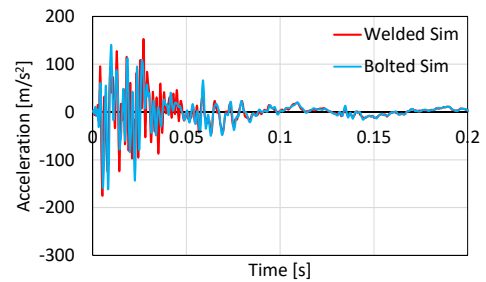
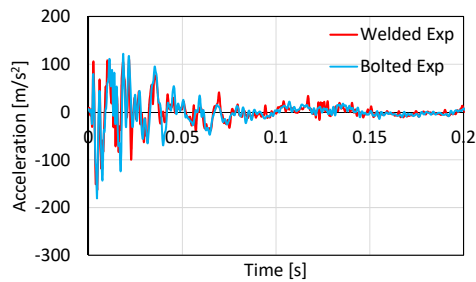


(2) 解析結果

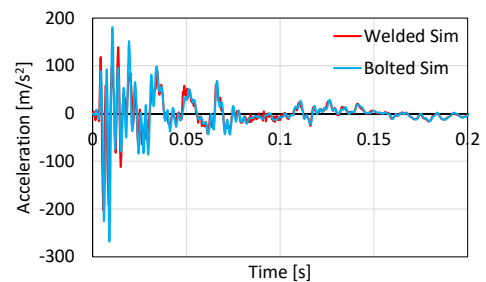
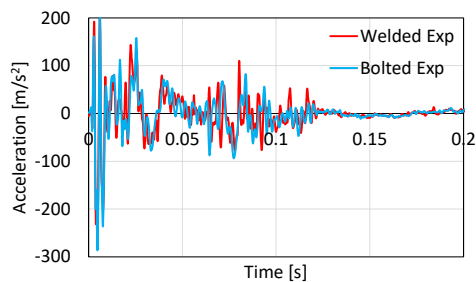
図-15 RC 構造物の前面壁上部, 背面壁上部, 背面壁中央部 (それぞれ, D1, D3, D9) の変位の時刻歴 (左) とフーリエスペクトル (右) (1 回目衝突時)



(1) 1 回目衝突時

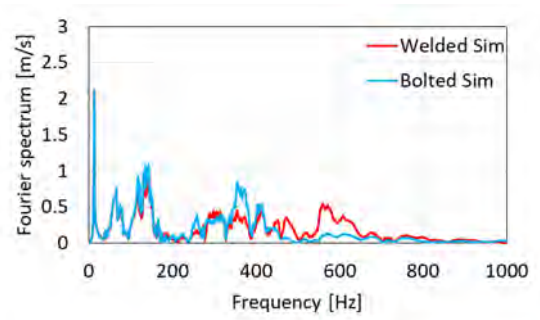
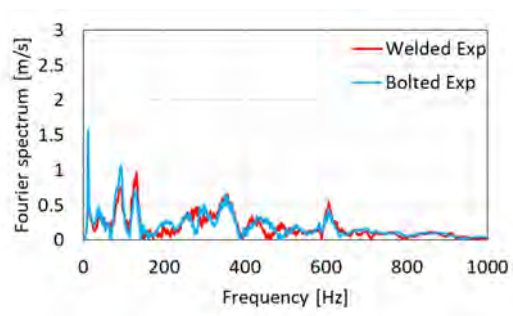


(2) 2 回目衝突時

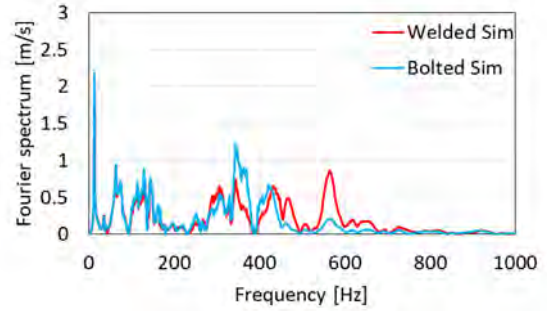
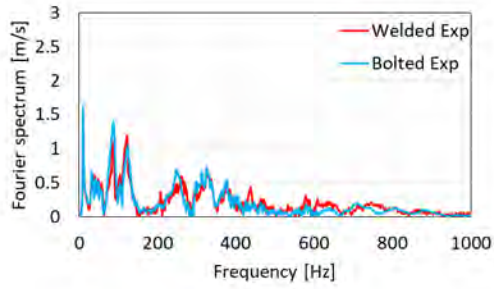


(3) 3 回目衝突時

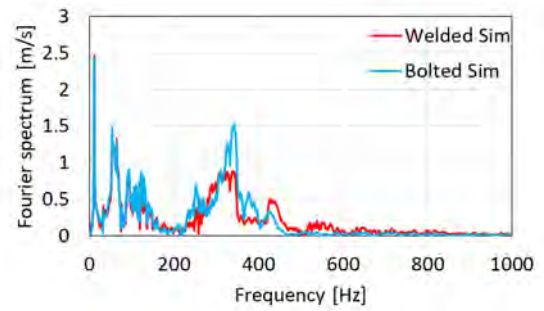
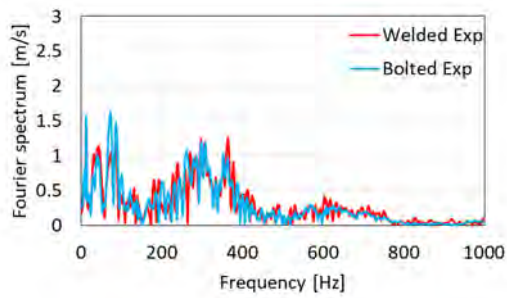
図-16 機器模擬体の水平方向加速度時刻歴の比較 (試験結果 (左) と解析結果 (右)) (Welded: A10' H; Bolted: A10H)



(1) 1回目衝突



(2) 2回目衝突

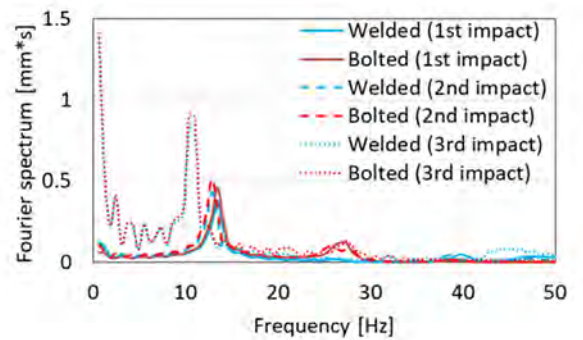
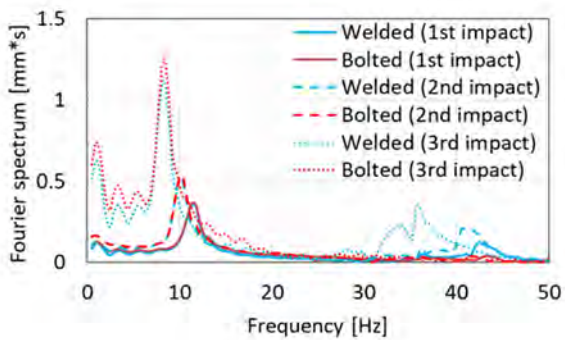


(3) 3回目衝突

試験結果

解析結果

図-17 機器模擬体の水平方向加速度のフーリエスペクトル (溶接接合 (上) とボルト接合 (下))
(Welded: A10' H; Bolted: A10H)



(1) 試験結果

(2) 解析結果

図-18 機器模擬体の水平方向変位のフーリエスペクトル (Welded: D10' ; Bolted: D10)

機器模擬体については、機器模擬体の先端部 (A10'H 及び A10H) の水平方向加速度の時刻歴を図-16 に、フーリエスペクトルを図-17 に示す。図-16 より、試験結果と解析結果の最大加速度はよい一致を示している。1 回目及び2 回目の衝突時は時刻歴も概ね整合しているが、3 回目の衝突時は違いがみられる。図-17 より、解析結果は1 回目の衝突試験の約 10Hz の卓越振動数を捉えているが、試験結果では2 回目の衝突時に卓越振動数が少し低くなっているのに対し、解析結果ではこの傾向がみられない。また、図-16 及び17 より、溶接接合とボルト接合の接合形式による違いはあまり大きくないことが確認できる。機器模擬体先端部の水平方向の変位のフーリエスペクトルを図-18 に示す。試験結果、解析結果ともに、衝突回数を重ねるごとに卓越振動数が低くなる様子を確認できる。また、試験結果の方が解析結果よりも卓越振動数の低減が大きく、剛性がより低下していることが推測される。今後損傷状況に関する詳細情報を入手し、影響要因を確認していく。

6. 結論

OECD/NEA の IRIS3 プロジェクトのフェーズ B において、機器模擬体を含む RC 構造物の飛翔体衝突試験の再現解析を実施した。衝突試験及び再現解析を通して得られた RC 構造物及び機器模擬体の応答に係る主な知見を以下に示す。

- ・ RC 構造物の衝突試験では、飛翔体の衝突方向に対する RC 構造物の水平応答(第 2 モード)が顕著であり、約 11Hz の卓越振動数であった。
- ・ 3 回の衝突試験において得られた結果から、1 回目は弾性範囲内、2 回目は RC 構造物の一部損傷、3 回目はさらに損傷が進んでいる様子が確認できる。解析においても、同様の傾向が確認されたが、卓越振動数の違いがみられる。
- ・ 飛翔体変形については、いずれも飛翔体が座屈し、

解析結果と試験結果の座屈範囲及び座屈状況は良好に対応した。

- ・ 機器模擬体の試験結果において、溶接接合とボルト接合の違いはあまり見られず、衝突回数が増すにつれていずれも卓越振動数の低下が確認された。今後損傷状況に関する詳細情報を入手し、影響要因を確認していく。

今後は、飛翔体衝突後の前面壁から他の部位への応力波の伝播や干渉、回折等の様子を詳細分析し、機器設置位置における衝撃応答評価のための手法の精緻化に取り組む。

参考文献

- 1) OECD Nuclear Energy Agency (NEA), Improving robustness assessment of structures impacted by a large missile at medium velocity, IRIS phase 3, 2016.
- 2) D.K. Thai, S.E. Kim and H.K. Lee, Effects of reinforcement ratio and arrangement on the structural behavior of a nuclear building under aircraft impact. Nucl. Eng. Des. 276 (2014) 228-240.
- 3) Nishida, A., Kang, Z., Minoru, N., Tsubota, H. and Li, Y., 2019, Evaluation of local damage to reinforced concrete panels subjected to oblique impact by soft missile, Nuclear and Engineering Design, Vol. 350, pp. 116-127.
- 4) Y. Okuda, Z. Kang, A. Nishida, H. Tsubota, and Y. Li, Analytical study on dynamic response of reinforced concrete structure with internal equipment subjected to projectile impact, ICONE2020-16849, 2020 International Conference on Nuclear Engineering (ICONE2020), 8/4-5, 2020, Virtual, Online.