航空機ジェットエンジンの高速衝突を受ける鉄筋コンクリート板 の衝撃応答とその予測に関する研究

実大実験結果との比較検証

PREDICTION OF IMPACT RESPONSE OF REINFORCED CONCRETE SLABS SUBJECTED TO IMPACT OF AIRCRAFT ENGINE MISSILE

Verification by the Results of Full-scale Impact Tests using Real Jet Engine

内田 孝*, 大野 友則**

Takashi UCHIDA and Tomonori OHNO

It is of importance to investigate and predict the response of reinforced concrete structures to impact loading from the view point of disaster prevention at nuclear power plant facilities, and there is an urgent requirement for establishment of design methods against the impact of aircraft and/or its engine. The authors proposed a numerical approach for assessing local response characteristics by the high-velocity impact of deformable missiles, and the results of numerical analyses were verified by that of full-scale impact tests using real engine body (GE-J79) reported by Muto et al. The relation between the crash strength of engine body and the limit thickness of perforation was calculated and illustrated in this paper.

Keywords : aircraft jet engine, high-velocity impact, impact response, local damage, reinforced concrete slab, full-scale impact test

航空機ジェットエンジン、高速衝突、衝撃応答、局部損傷、鉄筋コンクリート板、実大衝突実験

1. はじめに

近年、原子力プラント関連施設など重要な産業施設の安全性確保の観点から、衝突・爆発等によって発生する衝撃的外乱に対する鉄筋コンクリート（以下、RCと呼ぶ）構造物の耐衝撃設計の必要性が求められるようになってきている。本研究は、原子力発電関連施設に航空機が衝突するような場合を含めた飛翔体の高速衝突に対するRC板の耐衝撃設計法を確立するための基礎的研究の一つである。飛翔体の高速衝突に対する局部損傷の評価あるいは予測に関する既往の研究^{1)~7)}は、ほとんどが剛飛翔体がコンクリートへ衝突し貫入する、「剛対柔」の問題、あるいは柔飛翔体が剛体へ衝突する「柔対剛」の問題である。しかしながら、実際の現象では衝突時に変形しない剛飛翔体は稀であり、一般には衝突にともなう飛翔体自体も変形する柔飛翔体として取り扱う必要がある。このため、本研究が対象とするのは、柔飛翔体がコンクリートへ衝突しクラッシュしながら貫入するという「柔対柔」の衝

突問題である。

著者らは、これまで柔飛翔体の高速衝突によるRC板の局部損傷を予測する手法について検討し、小型柔飛翔体を用いた高速衝突実験（飛翔体直径3.5cm、重量0.45kgfの鋼製円筒、衝突速度170m/sec）の実験結果との対比から実験値と計算値が良好に一致することを確認した⁸⁾。この結果に基づいた上で実際問題への適用を試みるために、この計算法を用いて音速で飛翔する実ミサイルの単純モデル（直径0.35m、長さ5.0m、重量0.66tonfの金属薄肉円筒、衝突速度340m/sec）の筒殻強度および筒殻重量と、このミサイルの衝突を受けるRC板の貫通限界厚との関係について調べた⁹⁾。しかしながら、この計算結果は実験の裏付けがなく、実大衝突実験による検証が必要であった。幸いにも最近、武藤らによるF-4ファントム戦闘機の実エンジンGE-J79（直径：0.76m、長さ：3.1m、重量：1.80tonf、衝突速度：205~210m/sec）をRC壁へ衝突させた実験の結果が公表された^{10), 11)}。

* 防衛大学校土木工学科 元教授・工博

** 防衛大学校土木工学科 教授・工博

Ex-prof., Dept. of Civil Engineering, National Defense Academy, Dr. Eng.

Prof., Dept. of Civil Engineering, National Defense Academy, Dr. Eng.

本論文の目的は、著者が提示した計算法を用いて得られたエンジンモデルの衝突応答結果を、この実大実験結果と比較してその適用性を検証するものである。また、実験では測定されていないが、RC板の全体損傷を評価するために必要なエンジンの衝突荷重およびRC板の貫入抵抗力の時刻歴を算定するとともに、エンジンのクラッシュ強さと貫入限界厚の関係を調べている。

飛翔体のRC板への貫入、貫通およびRC板自体に生じる裏面剥離といった局部損傷は、コンクリート材料の最大強度以降に生じる現象であり、ひびわれの発生、応力集中、寸法効果、ひずみ速度効果、周辺摩擦抵抗などの影響も無視できない。一般に広く用いられているFEM解析法は、構造物または部材の動的弾塑性応答を解析する場合に非常に有効な方法であるが、これらの影響を解析法の中に導入することは困難である。設計の観点からは、コンクリートの局部損傷を現象的にシミュレートするより、設計に直接必要な衝突荷重や貫入抵抗などの特性値を得ることの方が重要である。

本研究の方法は、「剛対柔」の衝撃問題に提案された既往の多くの局部損傷評価式^{1)~7)}を準用するとともに、基本的には、実験結果に基づいて得られた実験式を直接利用した実体論的段階の研究であると言える。

2. 実大衝突実験の概要

武藤らによって行われた実験の概要^{10)~12)}は、以下の通りである。図1に、実験に用いられた実エンジンの側面と寸法を示す。また、エンジンの静的クラッシュ強度 P_c および単位長さ当たりの質量分布を、それぞれ図2および図3に示す。実験では、幅7m、高さ7mで厚さが異なる4種類のRC壁(0.90、1.15、1.35および1.60m、コンクリート強度 240kgf/cm^2 、試験体は4隅点支持)にエンジンを速度 205m/sec で衝突させている。

図1 実験に用いた実エンジン(GE-J79)の側面および寸法

厚さ0.90mのRC壁に衝突させた結果では、エンジンはクラッシュしながらコンクリート中へ貫入して大きな貫入孔を生じさせたが、エンジンの残部は衝突面側に落

下している。これは、「ちょうど貫通」と評価された。この際、エンジンの衝突にともなう速度～時間関係(減速曲線)が計測(実験No.1)されている。継続時間は、17msであった。また、エンジンの残部の長さは0.6mであった。厚さ1.15mの試験体に速度 215m/sec で衝突させた実験結果(実験No.2)では、エンジンは貫通せず試験体中に停止したが、試験体裏面にはコンクリートの剥離が生じた。エンジンの残部の長さは0.8mであった。実験¹²⁾によって得られた減速曲線を、図4に示す。

図2 エンジン(GE-J79)のクラッシュ強度分布¹²⁾

図3 エンジン(GE-J79)の質量分布¹²⁾

3. エンジンの衝突に対する衝撃応答

前述のように、既往の研究における衝突問題は「柔対剛」および「剛対柔」である。ここでは、エンジンが壁に単純に衝突する問題を考え、次に「柔対柔」の衝突問題と比較する。

計算に用いる座標、計算式および文中で用いる記号の定義は以下の通りである。

A: 飛翔体頭部の断面積(cm^2)

d: 飛翔体頭部の直径(cm)

図4 衝突したエンジン(GE-J79)の減速曲線¹²⁾

- e : 貫通限界厚 (cm)
 F : 衝突力 (kgf)
 F_c : コンクリートの静的圧縮強度 (kgf/cm²)
 K_m : RC壁の有効質量係数 (無次元)
 M : RC壁の有効質量 (kg)
 M_m : 飛翔体の全質量 (kg)
 N : 飛翔体の先端形状係数 (平坦=0.72、半球=1.00、先鋭=1.14)
 P_c : 飛翔体のクラッシュ強度 (kgf)
 R : コンクリートによる貫入抵抗力 (kgf)
 R_0 : 飛翔体の単位面積当りの貫入抵抗力 (kgf/cm²)
 V : 飛翔体の速度 (cm/sec)
 V_0 : 初期条件としての飛翔体の衝突速度 (cm/sec)
 x : 飛翔体のクラッシュ長さ (cm)
 y_{12} : 飛翔体頭部のコンクリートへの貫入量 (cm)
 $(=y_1 - y_2$: 相対変位)
 y_1 : 飛翔体頭部の絶対変位 (cm)
 y_2 : RC壁の有効質量部分の絶対変位 (cm)

3.1 エンジンが剛壁に衝突する場合 (柔対剛)

図5に、柔な飛翔体が剛壁に衝突する場合の衝突モデルを示す。衝突直後、飛翔体には弾性波頭 (弾性波速度 $C_0 = \sqrt{E/\rho_0}$) とそれに遅れて進行する塑性波頭 (塑性波速度 C_p) が生じている。図中、 A_0 、 A はそれぞれ飛翔体健全部および塑性変形 (クラッシュ) した部分の断面積である。また、 σ_y を飛翔体の降伏応力度、 ρ_0 を健全部の密度とすると、塑性波頭面に作用する力は

$$\sigma_y (A - A_0) \quad \dots (1a)$$

である。さらに、この面での単位時間当りの運動量の変化は、

$$\rho_0 A_0 (V + C_p) \cdot \{ (V + C_p) - C_p \} \quad \dots (1b)$$

図5 柔飛翔体の剛壁に対する衝突モデル (柔対剛モデル)

となる。この両者は等しいので

$$\sigma_y A = \sigma_y A_0 + \rho_0 A_0 (V + C_p) \cdot V$$

の関係があり、 $V \gg C_p$ のとき、上式は

$$\sigma_y A = \sigma_y A_0 + \rho_0 A_0 V^2 \quad \dots (1c)$$

となる。いま、 F を衝突力、クラッシュ荷重を P_c 、 $d\mu/dx$ をクラッシュ部分の単位長さ当りの質量とすると、

$$F = \sigma_y A, P_c = \sigma_y A_0, (d\mu/dx) = \rho_0 A_0$$

だから、結局

$$F = P_c + (d\mu/dx) V^2 \quad \dots (1d)$$

ここに、 μ はクラッシュ部分の質量でクラッシュ長さ x の関数、 P_c は飛翔体先端からの距離 x の関数、 V は衝突速度である。エンジン (GE-J79) が衝突速度 $V = 205$ m/sec で剛壁に衝突する場合を、式 (1) を用いて計算すると、図6の結果が得られる。なお、計算に用いた μ および P_c は図2、3中にそれぞれ直線の折れ線で近似 (破線で示している) した値を用いている。図6中の各曲線に付した数字は、以下の通りである。また、縦軸の目盛り (div.) は、各応答1)~4)によって異なる値をとる。

- ① エンジンの非クラッシュ部 (尾部) の速度 V :
20 (m/s) / 1 div.
- ② エンジンの非クラッシュ部長さ L' と衝突前の長さ L の比 $(L'/L) : 0.1 / 1 \text{ div.}$
- ③ 衝突力 F : 500 (tonf) / 1 div.
- ④ クラッシュ部の単位長さ当りの質量 μ :
1.0 (kg/cm) / 1 div.

エンジン尾部の速度①は、クラッシュの進行②にともなって10ms付近から急激に減少する。衝突力③は、エンジン速度が大きい間はクラッシュ端部の単位長さ

図6 計算による衝突応答の時刻歴
(柔対剛の場合)

当りの質量に比例してほぼ一定値を示すが、5msで質量の増加とともに急激に増加することがわかる。

なお、剛壁に対する衝突問題（式(1)による）では、エンジンの壁への貫入量、貫入抵抗力および壁の応答速度は求めることができない。また一般に、ドイツでは原子力プラント施設構造物の設計に用いる航空機の衝突荷重として、被衝突体（構造物）の特性に無関係に「柔対剛」の衝突問題から得られる衝突力を用いている。

3.2 エンジンがRC壁に衝突する場合（剛対柔）

この場合の衝突モデルは、図7のように表すことができ、運動方程式は次式で与えられる。

$$M_m \frac{d^2 y_{12}}{dt^2} + R = 0 \quad \dots (2)$$

ここに、 R は衝突体（エンジン）がコンクリート中へ貫入する際に受ける貫入抵抗力（ $= R_0 \cdot A$ ）であり、次に示すNDRC式を用いて算定する。

$y_{12} \leq 2d$ のとき

$$R_0 = 58.9 \cdot F_c^{0.5} \left\{ \frac{1}{d} \left(\frac{dy_{12}}{dt} \right) \right\}^{0.2} \cdot \frac{y_{12}}{2 \cdot d \cdot N}$$

$y_{12} > 2d$ のとき

$$R_0 = 58.9 \cdot F_c^{0.5} \left\{ \frac{1}{d} \left(\frac{dy_{12}}{dt} \right) \right\}^{0.2} \cdot \frac{1}{N}$$

図8は、剛なエンジンの速度、RC壁へのエンジンの貫入量、貫入時にエンジンがRC壁から受ける貫入抵抗力の時刻歴を示している。縦軸の目盛りは、①～⑥に示した値をとる。また、各曲線に付した数字は以下を表す。

- ①、② 剛なエンジンの頭部、尾部の速度：
20 (m/s)/1div
- ③ RC壁へのエンジンの貫入量：10 (cm)/1div.
- ④ エンジンの非クラッシュ部長さ L' と衝突前の長さ L の比 (L'/L)：0.1/1div

図7 剛飛翔体のRC壁に対する衝突モデル
(剛対柔モデル)

図8 計算による衝突応答の時刻歴
(剛対柔の場合)

- ⑤ エンジンが受ける貫入抵抗力（＝衝突力）：

500 (tonf)/1div

- ⑥ エンジンのクラッシュ強度：500 (tonf)/1div

剛なエンジンがRC壁に貫入すると、コンクリートによる貫入抵抗力の増大に伴って速度は減少し、ある貫入深さで抵抗力は極値を示す。なお、エンジンは剛

体とみなしているため、エンジンの頭部と尾部の速度は同一である。

4. 柔なエンジンがRC壁に衝突する場合 (柔対柔)

本章が、本研究の主題である。

4.1 計算手順および方法

図9に、柔飛翔体がRC壁に高速衝突する場合、すなわち衝突によって飛翔体はクラッシュ変形し、RC壁には貫入と変位が生じる場合の、衝突モデルを示す。この場合の衝突問題は、以下の式で表される。

$P_c > R$ のとき

$$M_m \frac{d^2 y_1}{dt^2} + R = 0 \quad \dots (4a)$$

$$(M_m + M) \frac{d^2 y_2}{dt^2} - R = 0 \quad \dots (4b)$$

$P_c \leq R$ のとき

$$(M_m - \mu) \frac{d^2 y_1}{dt^2} + F = 0 \quad \dots (4c)$$

$$\mu \frac{d^2 y_{12}}{dt^2} + R - F = 0 \quad \dots (4d)$$

$$(M + \mu) \frac{d^2 y_2}{dt^2} - R = 0 \quad \dots (4e)$$

$$F = P_c + \left(\frac{d\mu}{dx} \right) \left(\frac{dy_{12}}{dt} \right)^2 \quad \dots (4f)$$

衝突力 F は、式(4)を解くことによって求められる。貫入抵抗力 R がクラッシュ強度 P_c より小さいならば、飛翔体はクラッシュせず衝突力は作用しない。貫入抵抗力がクラッシュ強度より大ならば、エンジンがクラッシュして衝突力が作用すると考える。

貫通限界厚 e は、本計算法で算定した飛翔体頭部の貫入量 y_{12} ($= y_1 - y_2$) を既往の貫通限界厚評価式に代入することにより求める。

剛飛翔体がコンクリートに衝突した場合に生じる局部損傷のうち貫通限界厚の評価式として、修正Petry式、浜田式、ACE式、NDRC式、修正BRL式、IRS式、Kar式、CEA-EDF式、Degen式、Chang式、Adeli-Amin式、UKAEA式、CRIEPI式(電研式)など数多く提案されている。これらのほとんどは、独自の実験結果を統計的手法により整理して定式化したものである。すなわち実験条件や手法が異なるため、採用する式によって得られる結果に大きな相違がある。このうちNDRC式は、マシブなコンクリートに剛飛翔体が衝突した場合の局部損傷を、理論的・実験的考察に基づいて定式化したもので精度良く試験条件の範囲外にも外挿できるという利点がある。しかしながら、最近の研究によれば本式はかなり安全側の値を与えることが指摘されている¹⁴⁾。一方Degen式は、最近実施された多くの実験結果に統計的手法を用いて

図9 柔飛翔体のRC壁に対する衝突モデル
(柔対柔モデル)

NDRC式の貫通限界厚評価式を修正したものである。

本研究では、評価式の適用条件外にも精度良く外挿できるというNDRC式の長所とそれを修正したDegen式(式(5))を採用して、貫通限界厚 e を算定する。

$$e = \begin{cases} 2.2y_{12} - 0.3 \frac{y_{12}^2}{d} & : y_{12} \leq 1.52d \\ 0.69d + 1.29y_{12} & : 1.52d \leq y_{12} \leq 13.4d \end{cases} \quad \dots (5)$$

ここに、 y_{12} : 飛翔体頭部の貫入量である。

剛体の貫入量を求める式はNDRC式とDegen式では同一であるが、貫入量から貫通限界厚を求める段階で、Degen式による値がNDRC式から得られる値より小さくなる。ちなみに、エンジン(GE-J79)を剛飛翔体と仮定して貫通限界厚を計算すると、NDRC式では208cm、Degen式では166cmとなる。

以上は、剛飛翔体が衝突する場合の貫通限界厚を求める手順である。柔飛翔体の場合については、まず飛翔体頭部の貫入量を図10に示す手順にしたがって求め、次にDegen式を用いて貫通限界厚 e を計算する。衝突の

ターゲットであるRC壁の有効質量係数 K_m や動的強度増加率の値が、RC壁の局部損傷の大きさに及ぼす影響は小さいことがわかっているため、概略の値を与えてもさしつかえない。ただし有効質量係数は、周辺単純支持板に等分布荷重が作用して弾性変形する場合は0.31、変形が4角錐形状ならば等分布荷重および集中荷重に対して1/6、たわみ変形でなく板の全体移動ならば1.0とする。実験では、4隅点単純支持であり対角線方向の弾性変形であったので、0.5の値を用いた。結果的に本計算例では、有効質量係数の値が貫通限界厚の大きさに及ぼす影響は1~3%程度であった。

計算終了は、飛翔体最後部の速度がターゲットの変位速度と等しくなった時（貫通終了時）、または飛翔体のクラッシュ長さが飛翔体の元の長さと同じになった時（飛翔体全体がクラッシュ破壊したとき）とする。

4.2 計算例

図11に、エンジン（GE-J79）が速度205m/secでRC壁（辺長：7m×7m、壁厚：0.85m、コンクリート強度：240kgf/cm²）に衝突したときの計算結果を示す。図中に付した数字および縦軸の目盛りは、以下の通りである。

- ①エンジン尾部の速度：20(m/s)/1div.
- ②エンジン頭部の貫入速度：20(m/s)/1div.
- ③エンジン頭部のコンクリート中への貫入深さ：10(cm)/1div.
- ④エンジンの非クラッシュ部長さ L' と衝突前の長さ L の比(L'/L): 0.1/1div
- ⑤エンジンに対する貫入抵抗力：500(tonf)/1div.
- ⑥エンジンクラッシュ端に作用する衝突力：500(tonf)/1div.
- ⑦エンジンクラッシュ端のクラッシュ力：500(tonf)/1div.

図10 柔対柔の衝突応答の計算手順

図11 計算による衝突応答の時刻歴(柔対柔の場合)

図12 衝突にともなうエネルギー応答の時刻歴(柔対柔の場合)

⑧エンジンクラッシュ部の単位長さ当たりの質量：

1(kg/cm)/1div.

⑨RC壁の有効質量部の速度：20(m/s)/1div.

図から、エンジン尾部の速度①は衝突の経過にしたがって減少し、時刻15.7msでターゲットの速度⑨と等しくなって衝突が終了する。エンジン頭部の速度②は、貫入にともなってコンクリートから抵抗力⑤を受けて急激に減少するが、衝突力⑥が抵抗力を上回ると速度はやや増加して、衝突部分の質量⑧が最大に達したときに最大となる。時刻11msでターゲットの速度⑨と等しくなり、貫入は一旦停止する。時刻13msで、大きな質量⑧が衝突して再び衝突力が抵抗力より大きくなるとさらにわずかに貫入を開始する。時刻15.7msで尾部の速度①がゼロ、すなわち衝突力⑥もゼロとなって貫入は停止する。

RC壁の有効質量部の速度⑨は、エンジン頭部の貫入がほぼ終了する時刻(≦4ms)ではまだゼロに近い。また、この間にエンジン全貫入量の3/4が貫入している。一般に、RC壁の質量が飛翔体質量の大きさの10倍以上であれば、貫通限界厚はRC壁の質量の大きさにはあまり関係しない。したがって、有効質量係数の値を0.5とするか0.16とするかはあまり重要でない。衝突終了時刻15.7msのとき最大速度は5m/secである。

エンジン頭部の貫入深さ③は、衝突直後急激に増加するが、次第に緩やかになり貫入量が42.0cmに達して終了する。この貫入量から貫通限界厚をDegen式を用いて算定すると、85.5cmとなる。本計算例に用いたRC壁の厚さは85cmだから、エンジンは貫通することになる。図において、時刻14.5msのときの貫入深さ(曲線上の○印)は、貫通が生じたことを示す。このときのエンジン頭部速度②とRC壁の速度⑨はほぼ等しくなる。したがって、貫入相対速度はほぼゼロとなり、絶対速度は約10m/secである。エンジンが貫通すれば、これが頭部の

貫通絶対速度となる。一方、尾部はまだ60m/secの速度が残存している。貫通したエンジンは頭部と尾部が一体となって飛翔し、頭部速度は尾部の運動量を得て増速するはずであるが図には表れていない。図に示した各応答は、エンジンが貫通しないという前提での応答値を示している。しかしながら、図中の○印が衝突終了直前にあることは、厚さが85cmのRC壁は「ちょうど貫通」とみなしてもさしつかえなく、これは実験結果と一致する。

なお、NDRC式を用いて計算すると貫通限界厚は117cmとなる。貫入量が小さい範囲では、NDRC式による結果はDegen式の結果に対して1.2～1.4倍ほど大きな値となる。非クラッシュ部の長さ④は、クラッシュ端部の質量⑧の大きさに無関係で様に減少する。計算結果によれば、全長の80%に相当する250cmがクラッシュし、20%の63cmはクラッシュせずに残存する。クラッシュ長さは、クラッシュ強度の大きさに大きく依存する。衝突力⑥が貫入抵抗力⑤より大きくなるのは、短い期間である。クラッシュ端部質量⑧が最大となるとき、衝突力⑥および貫入速度②は増加する。

ドイツにおける原子力発電所航空機安全性評価基準¹³⁾では、飛翔体が剛壁へ衝突する場合の衝突力を設計に用いているが、コンクリートへの貫入を考慮する場合と比較して衝突力の評価に大きな相違が生じる。また、RC壁の全体損傷の算定には貫入抵抗力⑤を用いる必要があるが、剛壁への衝突を対象とする場合には貫入抵抗力は無視されることになる。

貫入抵抗力の最大値(2930tonf)をエンジンの断面積(4534cm²)で除したみかけの最大応力度は709kgf/cm²に達する。このように、コンクリートの静的圧縮強度の約3倍にもなる理由は、この時点での貫入深さが40cmであり、支圧強度効果、周辺拘束効果、ひずみ速度効果あるいは飛翔体筒部の摩擦効果などの複合作用によるものと考えられる。図12は、図11に対応するエネルギー応答

の時刻歴である。各曲線の値は、衝突前のエンジンの運動エネルギーを1として表示している。また、曲線に付した数字は、以下を表す。

- ①非クラッシュ部の運動エネルギー
- ②クラッシュ部の散逸エネルギー
- ③クラッシュに要するエネルギー
- ④貫入に要するエネルギー
- ⑤RC壁の運動エネルギー
- ⑥全エネルギー (=①+②+③+④+⑤)

全エネルギーは、常にほぼ1となり、エンジンの衝突後もエネルギーが保存されることを示している。

4.3 計算結果と実験結果との比較

図11に示したエンジン尾部の速度曲線①（図4中に太い実線で示す）は、実験で計測された結果（図4の減速曲線No.1）と比較的一致することが認められる。実験で計測された他の結果（貫通限界厚、クラッシュ後のエンジンの残留長さおよび衝突継続時間）を計算値と比較すると、表1のようになる。

表1 計算値と実験値の比較

	計算値	実験値 (実験No.1)
貫通限界厚 (cm)	85.5 (Degen式)	90
クラッシュ長さ (cm)	250	251
残留長さ (cm)	60	60
衝突継続時間 (msec)	15.7	17.0

5. エンジンのクラッシュ強度の相違による貫通限界厚

エンジン (GE-J79) の軸方向の質量分布およびクラッシュ強度の分布は一定（同一の曲線の形状を用いる）とし、クラッシュ強度の大きさ（強度倍率）を変化させたとき、強度の相違が貫通限界厚に及ぼす影響を調べる。

図13に、強度倍率と貫通限界厚の関係を示す。衝突速度は $V_0=205, 410$ および 615m/sec 、コンクリート強度は $F_c=240, 480\text{kgf/cm}^2$ とする。貫通限界厚は衝突速度に比例し、コンクリート強度に反比例することがわかる。実験と同一の条件（衝突速度 $V_0: 205\text{m/sec}$ 、コンクリート強度 $F_c: 240\text{kgf/cm}^2$ 、強度倍率: 1）で行った計算値（図中、●印で示す）は、実験結果とほぼ一致していることが認められる。

図14は、クラッシュ強度倍率と低減係数（柔飛翔体による貫通限界厚を剛飛翔体の場合の貫通限界厚で除した値）の関係を表す。図から、剛飛翔体の衝突と柔飛翔体の衝突の相違が明確に確認できる。実エンジン

図13 エンジンの強度の相違による貫通限界厚の比較

図14 エンジンのクラッシュ強度の相違による低減係数

を柔飛翔体とみなした場合の低減係数は0.54となる。また、強度倍率が0の場合の低減係数は0.52であることから、クラッシュ強度が0の飛翔体でも剛エンジンの衝突に比較して0.52倍の貫通能力を有していることになる。これは、実エンジンの貫通能力にほぼ等しい。つまり、著者の論文⁸⁾で「地対艦ミサイルSSM1の貫通能力は、筒殻強度を増加させても増大は僅かである。筒殻強度を増すために重量を増やすより、積載重量（燃料、炸薬、誘導装置など）を増加させる方が得

策である。」という結果と一致する。

また、コンクリート強度を一定 ($F_c: 240\text{kgf/cm}^2$) として、衝突速度だけを2倍 ($V_0: 410\text{m/sec}$)、3倍 (615m/sec) にした場合の低減係数は、強度倍率が0で両者は0.74~0.75となり、0.54より大きくなる。強度倍率の増加にしたがって、衝突速度が増加しても低減係数の増加割合 (勾配) は $V_0=205\text{m/sec}$ の場合より緩やかである。衝突速度 V_0 を一定 ($=205\text{m/sec}$) とし、コンクリート強度だけを変えた場合 ($F_c=240, 410\text{kgf/cm}^2$) の低減係数は、強度が大きくなると $F_c=240\text{kgf/cm}^2$ に対する強度倍率と低減係数の関係をほぼ右にずらした結果になる。つまり、コンクリート強度を増加すれば、低減係数はGE-J79エンジンモデルの強度倍率の増加傾向に対応する。

6. 結言

本研究は、柔飛翔体がRC壁 (板) に高速衝突する場合の衝撃応答を簡易に予測する手法について提案し、その妥当性と適用性を実大実験結果によって検証したものである。

(1) 本計算法による計算結果は、大型実大実験の結果とほぼ一致した。また、別に行った小型実験の結果とも一致しており、柔飛翔体のRC壁への衝撃応答の予測は本計算法により可能であることが認められる。

(2) 飛翔体の筒殻強度がRC壁の貫通能力の大きさに及ぼす影響は小さい。

(3) 衝突速度の大きい柔飛翔体のRC壁に対する貫通能力は、剛飛翔体の貫通能力に近くなる。

謝辞

鹿島建設技術研究所 第3研究部 室長 河西良幸博士他には、有益なご意見や資料の提供をいただきました。ここに深く感謝申し上げます。

参考文献

- 1) Amirkan, A.: Design of Protective Structures, Report NT-3726, Bureau of Yards and Docks, Department of the Navy, 1950.8.
- 2) Kennedy, R.P.: Effects of an Aircraft Crash into a Concrete Reactor Containment Building, Holmes & Narver Inc., 1966.7.
- 3) Kar, A.K.: Projectile Penetration into Buried Structures, Journal of the Structural Division, ASCE, Vol. 104, No. ST1, 1978.1.
- 4) Degen, P.P.: Perforation of Reinforced Concrete Slabs by Rigid Missiles, Journal of the Structural Division, ASCE, Vol. 106, No. ST7, 1980.7.
- 5) Chang, W.S.: Impact of Solid Missiles on Concrete Barriers, Journal of the Structural Division, ASCE, Vol. 107, No. ST2, 1981.2.
- 6) Halder, A. and Miller, F.J.: Penetration Depth in Concrete for Nondeformable Missiles, Nuclear Engineering and Design, Vol. 71, 1982.
- 7) 能町、木田、大沼、伊藤: 鉄筋コンクリート平板の剛飛来物衝突による弾塑性応答、日大生産工学部報告、第22巻第2号、1989. 12.
- 8) 内田 孝、大野友則: 柔飛翔体の高速衝突による鉄筋コンクリート板の局部損傷の予測、防衛大学校理工学研究報告、

第29巻第2号、平成4年3月

- 9) 内田 孝、大野友則: ミサイル等の柔飛翔体の衝突による鉄筋コンクリート板破壊の予測、防衛学研究、第6号、1991年10月
- 10) Muto, K. et al.: Experimental Studies on Local Damage of Reinforced Concrete Structures by the Impact of Deformable Missiles, Part 3-4, Proc. of the 10th SMIRT Conference, J14-18, pp. 271-284, 1989.
- 11) Sugano, T. et al.: Full-scale Aircraft Impact Test for Evaluation of Impact Force, Nuclear Engineering and Design 140, 1993
- 12) Sugano, T. et al.: Local Damage to Reinforced Concrete Structures caused by Impact of Aircraft Engine Missiles, Part 1-2, Nuclear Engineering and Design, Vol. 140, No. 3, 1993
- 13) KTA (Kerntechnischer Ausschuss): KTA -Dok-No. 2202/80/3 (原子力発電所の航空機落下に対する防護原則及び設計荷重に関する基準), 1980. 10.
- 14) 土木学会: 構造物の衝撃挙動と設計法、構造工学シリーズ6、pp. 275-289、1994.

付録 本文中の式(1d)の別誘導

図5において、 L は衝突前の飛翔体の全長、 $(L-x)$ は衝突中の任意時刻における非塑性領域 (健全部) の長さ、 $(M_m - \mu)$ を非塑性領域の質量、 μ を塑性領域 (クラッシュ部) の質量、 F_L を衝突中に飛翔体の塑性領域部分から非塑性領域部分に作用する力、 V を非塑性領域端部の絶対速度、 C_p を塑性波頭の絶対速度、 P_c を塑性荷重 (クラッシュ荷重) とすると、運動量の変化から F_L は、

$$F_L = \frac{d}{dt} [(M_m - \mu) \cdot V] \quad \dots (Ia)$$

$$= \frac{d}{dt} (M_m - \mu) \cdot V + (M_m - \mu) \frac{dV}{dt}$$

一方、非塑性領域部分 $(M_m - \mu)$ における力のつり合いから、

$$(M_m - \mu) \frac{dV}{dt} + P_c = 0 \quad \dots (Ib)$$

また、

$$\frac{d}{dt} (M_m - \mu) = -\frac{d\mu}{dt}$$

$$= -\frac{d\mu}{dx} \cdot \frac{dx}{dt} = -\frac{d\mu}{dx} \cdot (V + C_p)$$

ここで、 $V \gg C_p$ とすると、

$$\frac{d}{dt} (M_m - \mu) = -\frac{d\mu}{dx} \cdot V \quad \dots (Ic)$$

$d\mu/dx$ は、飛翔体の塑性化する前の単位長さ当りの質量である。(Ib)、(Ic)を(Ia)に代入すると、

$$F_L = -P_c - \frac{d\mu}{dx} \cdot V^2 \text{ となる。また、} F_R \text{ を非塑性領域}$$

$(M_m - \mu)$ から塑性領域 (μ) に作用する力とすると、 $F_R + F_L = 0$ の関係から、

$$F_R = -F_L = P_c + \frac{d\mu}{dx} \cdot V^2 \quad \dots (Id)$$

を得る。

(1994年8月8日原稿受理、1995年2月24日採用決定)