

平成27年度 安全研究センター報告会

# 航空機衝突に対する 原子力発電所施設の耐衝撃設計

2016年1月22日

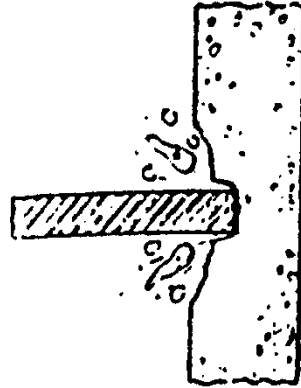
前橋工科大学 非常勤講師

坪田 張二

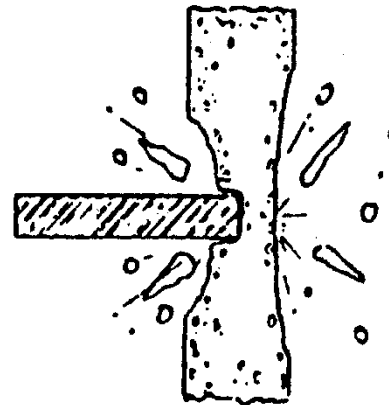
# 飛来物の衝突による損傷

## 局部損傷

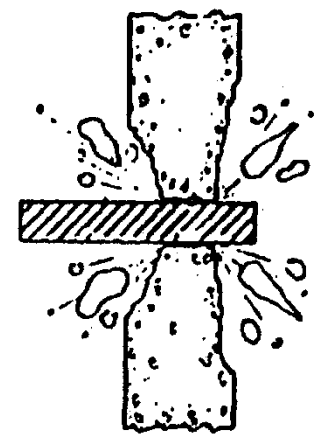
(応力波応答)



貫入



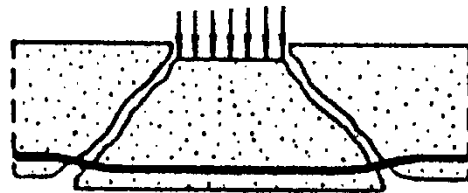
裏面剥離



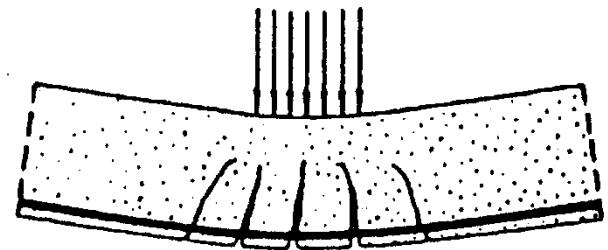
貫通

## 全体損傷

(弾塑性応答)



パンチングシア破壊



曲げ破壊

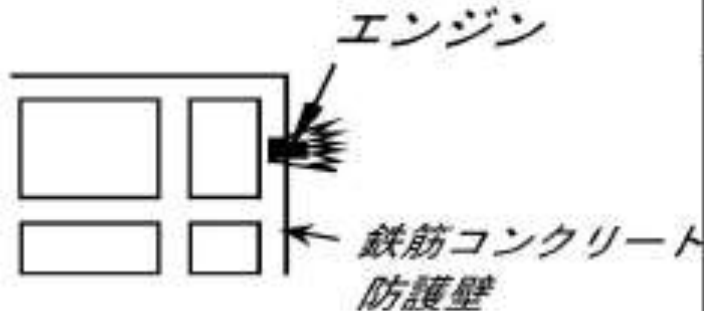
# 航空機衝突に対する耐衝撃設計法の流れ

## 設計条件の設定

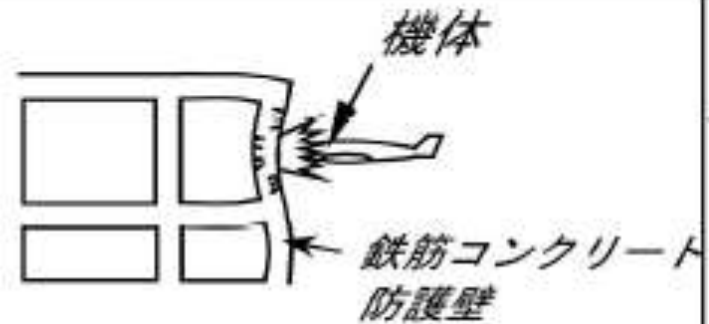
- 想定航空機の種類
- 衝突速度
- 衝突角度
- 衝突位置



機体のうち比較的硬い  
エンジンの貫通防止設計



機体全体の衝撃荷重による屋根  
及び壁の全体的破壊の防止設計

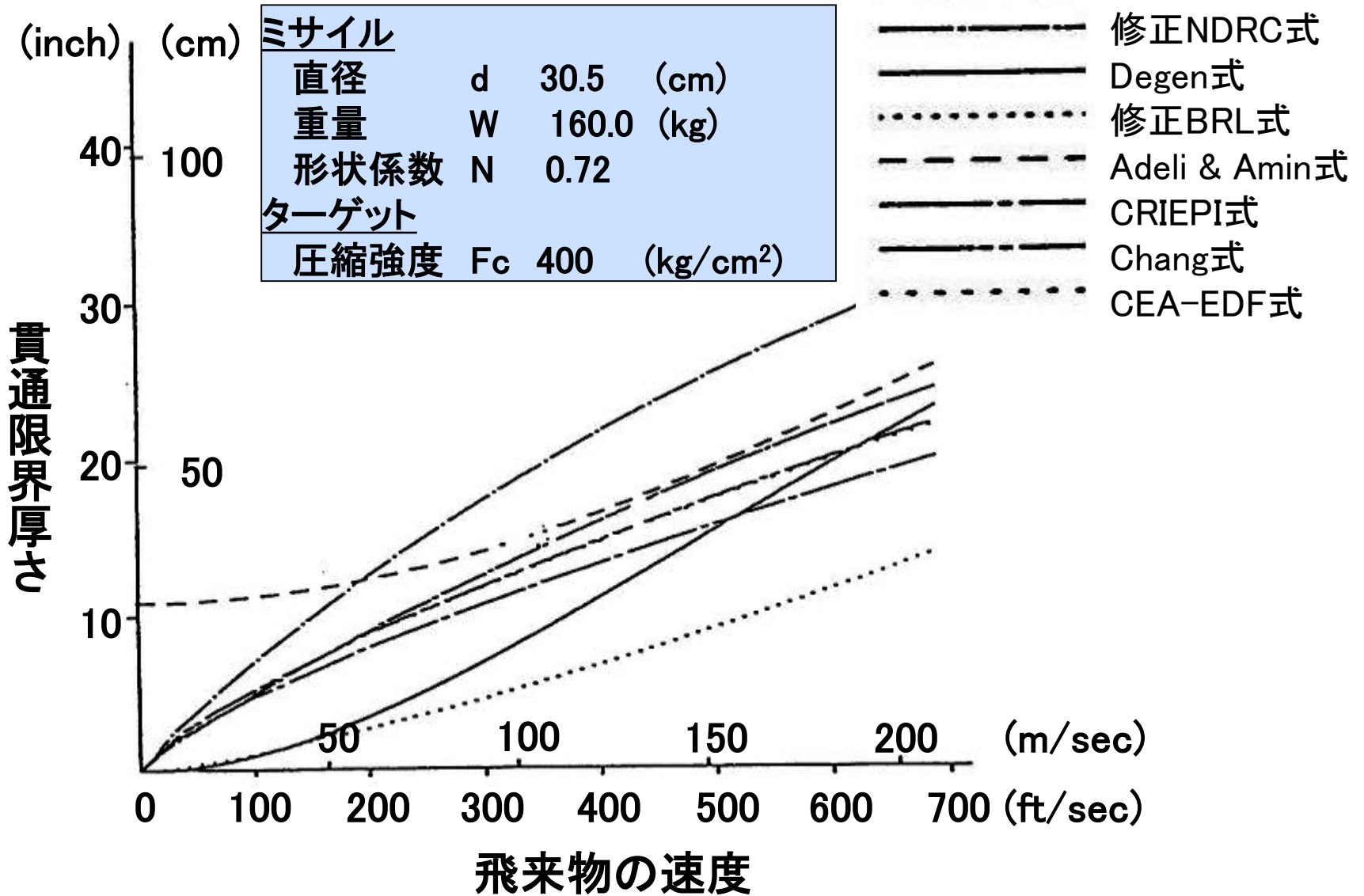


# エンジン衝突に対する貫通防止設計(局部破壊)

## ■ 既往研究と実験目的

- ◆ 主に**軍事研究をベース**にした貫通限界厚、裏面剥離限界厚の評価式(実験式)
- ◆ 速度、飛来物重量、直径、先端形状、コンクリート強度等をパラメータとした実験式
- ◆ 主に対象は**剛飛来物**
- ◆ **航空機のエンジン**は剛飛来物ではなく、衝突時に変形する**柔飛来物**
- ◆ 柔飛来物に対する貫通限界厚、裏面剥離限界厚の評価式(実験式)はない
- ◆ エンジンを対象とした局部損傷評価式の確立を目的として小型・中型・大型実験を計画・実施

# 既往の研究：貫通限界厚さ評価式



# エンジン衝突による局部破壊に関する実験研究

小型実験  
(縮尺1/7.5)



中型実験  
(縮尺1/2.5)



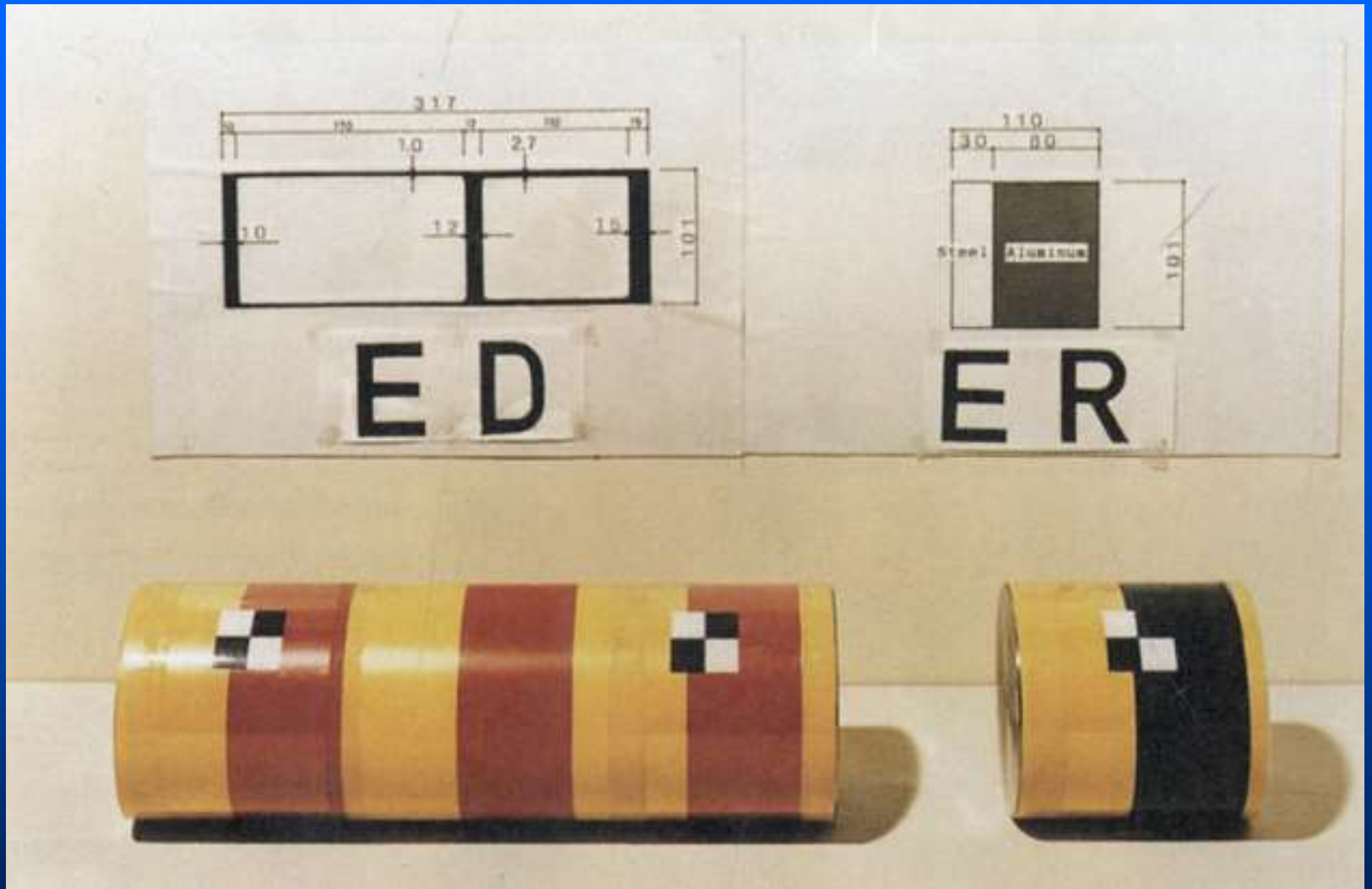
大型実験  
(実大実験)

# ■柔飛来物（航空機エンジン）の小型衝撃実験 （1987年：鹿島技術研究所で実施）

- ・ **エンジンと等価な剛飛来物**の貫通限界厚さ、裏面剥離限界厚さの既往実験式との整合性の検討
- ・ **エンジンを模擬した柔飛来物**の貫通限界厚さ、裏面剥離限界厚さを実験により評価し、評価式を提案

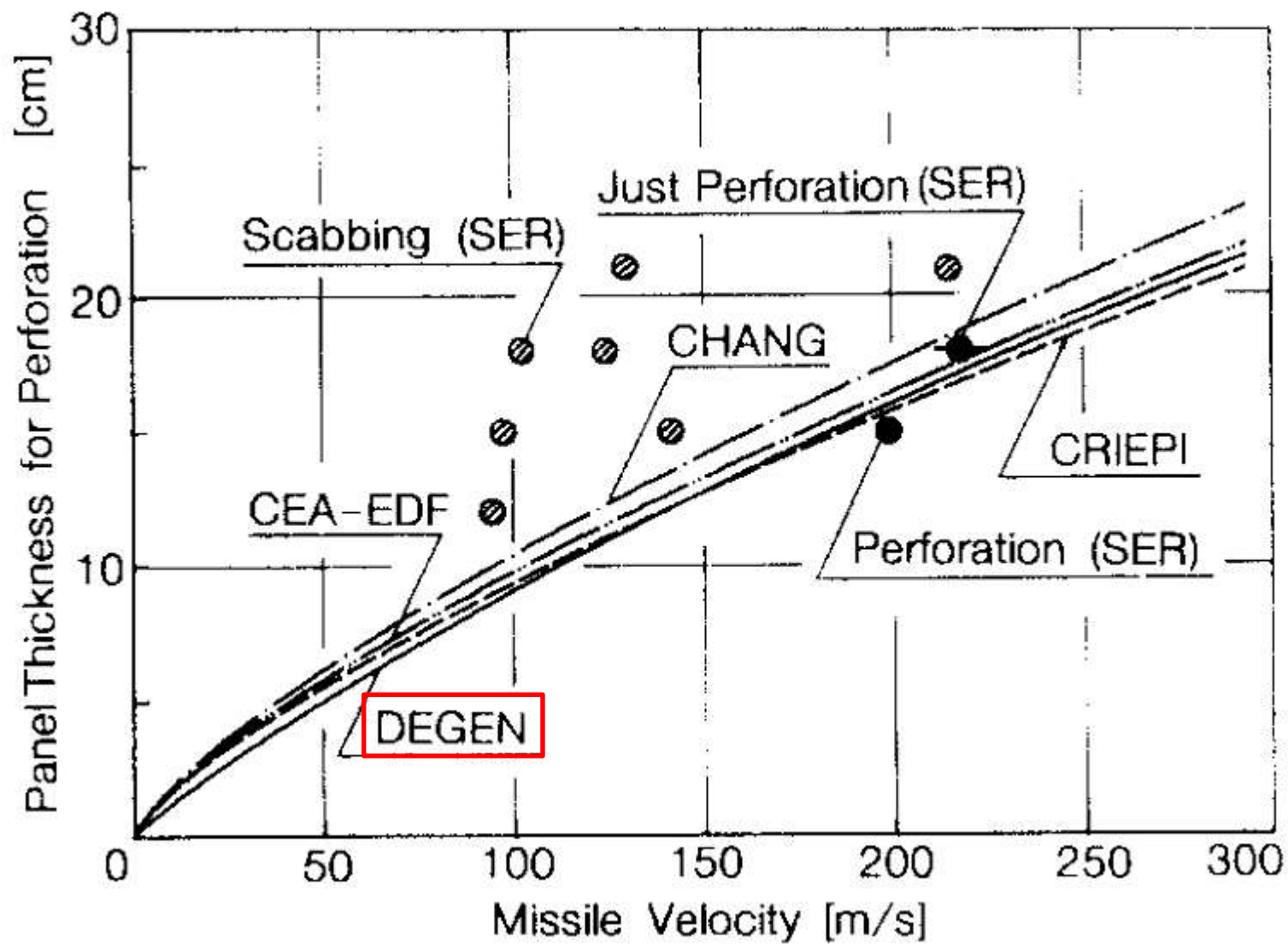


実験装置

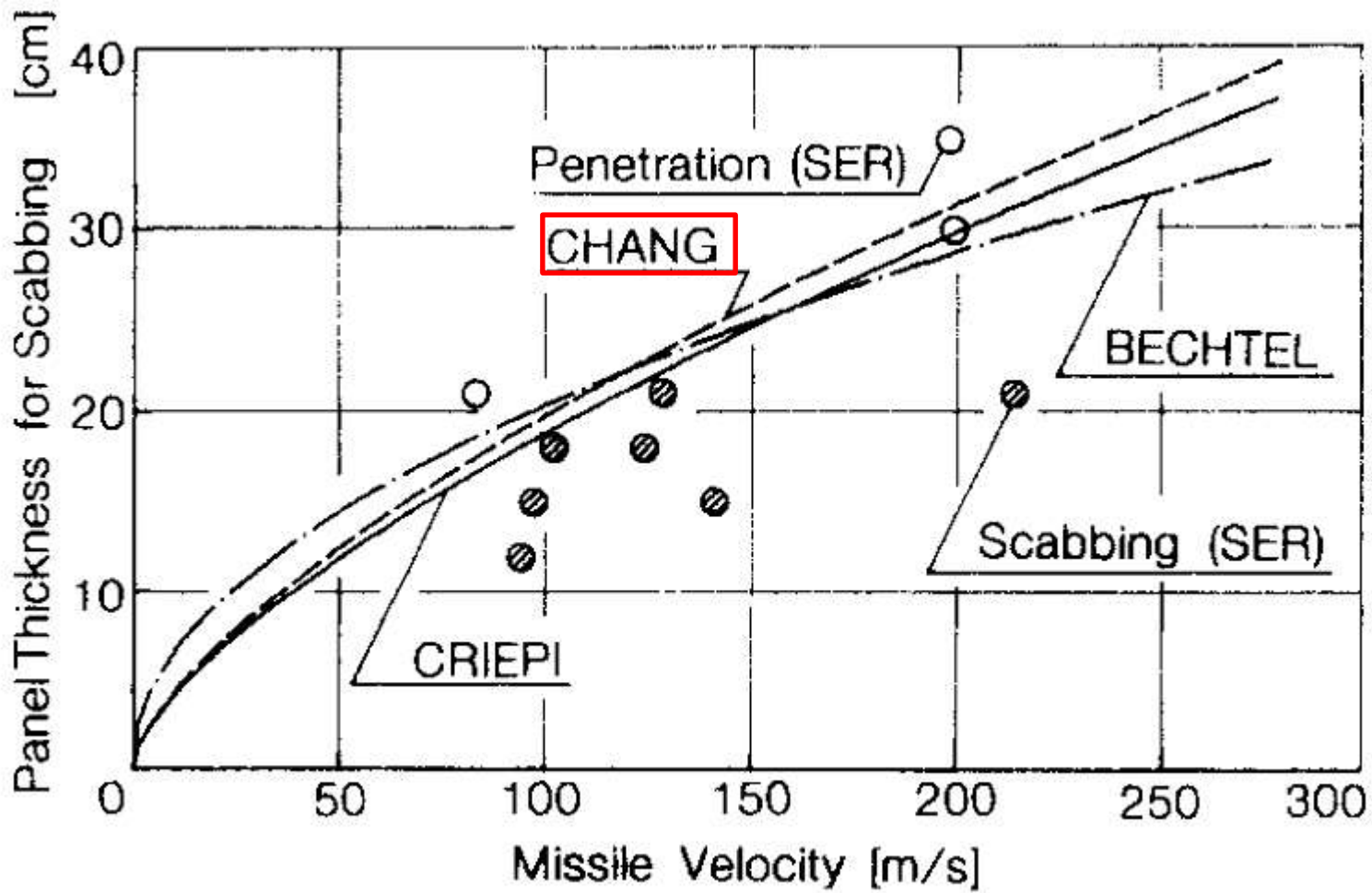


小型実験で用いた飛来物

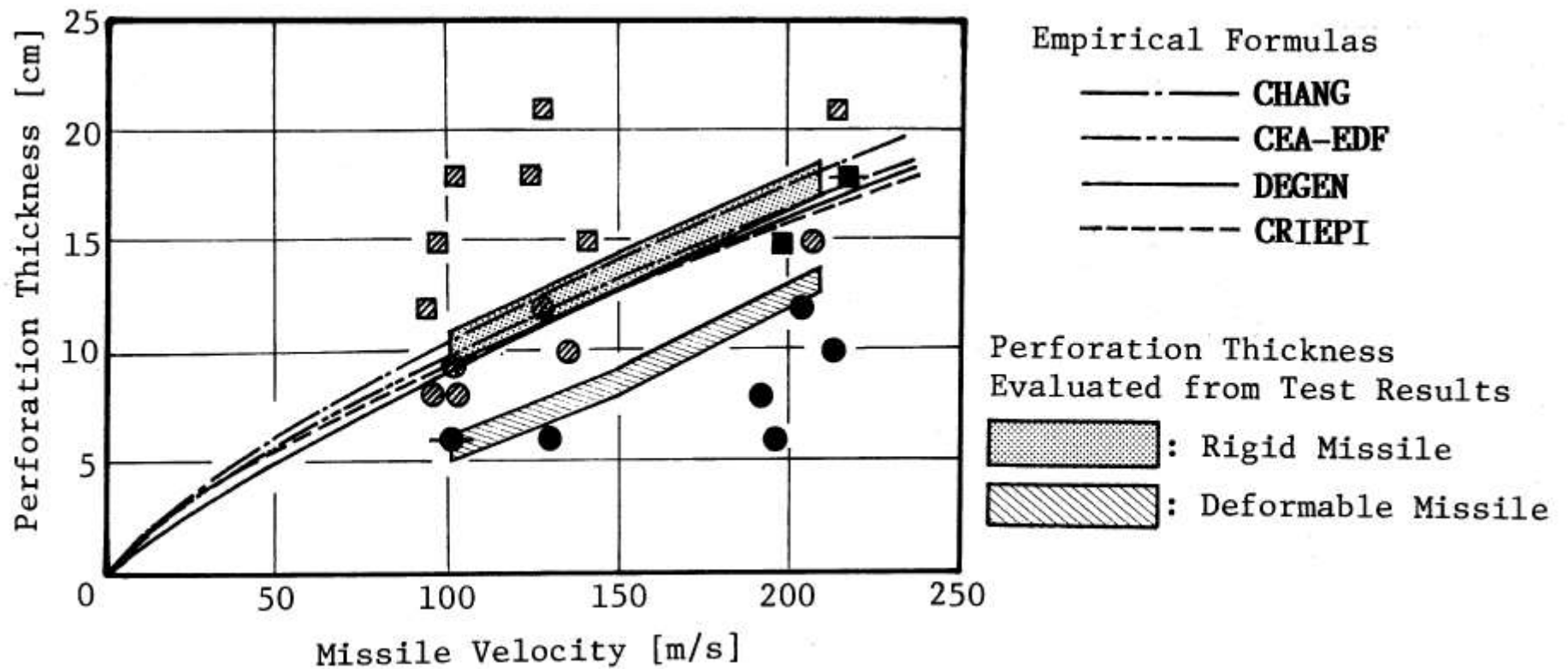




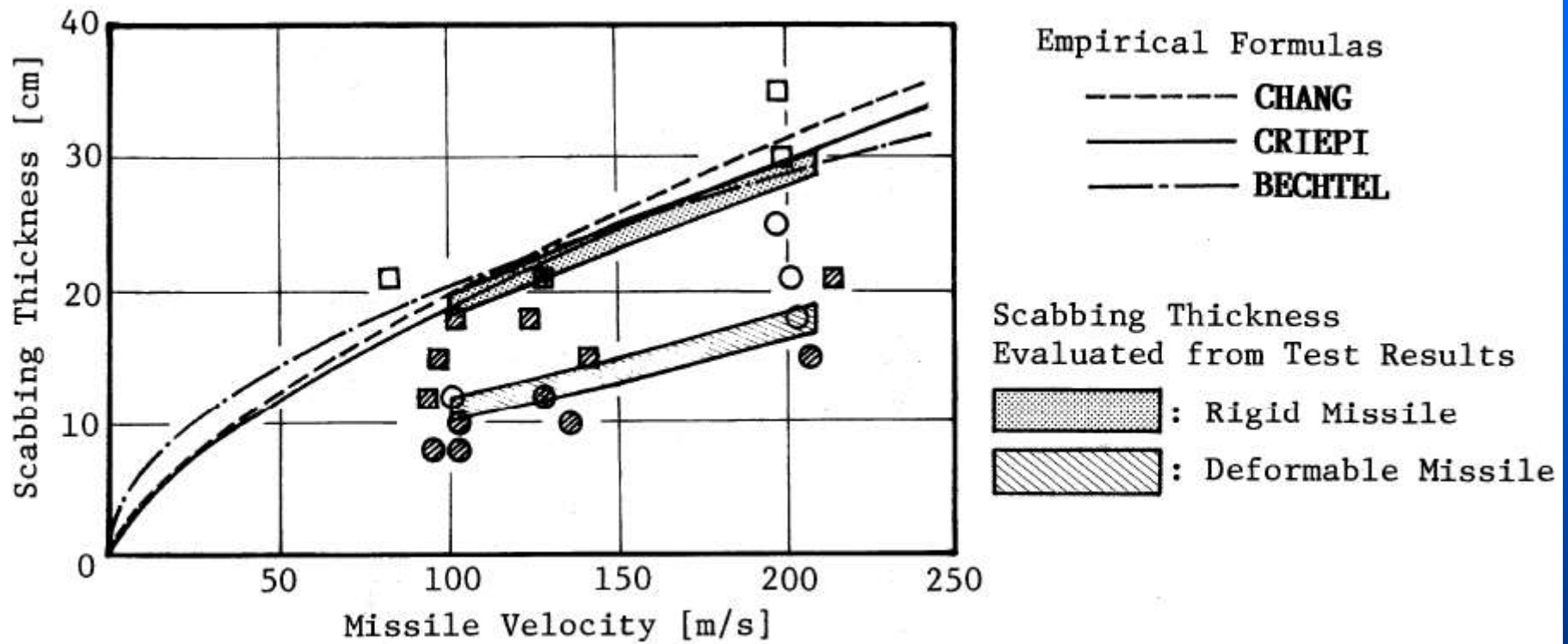
貫通限界厚さと実験式の比較(剛飛来物)⇒Degen式



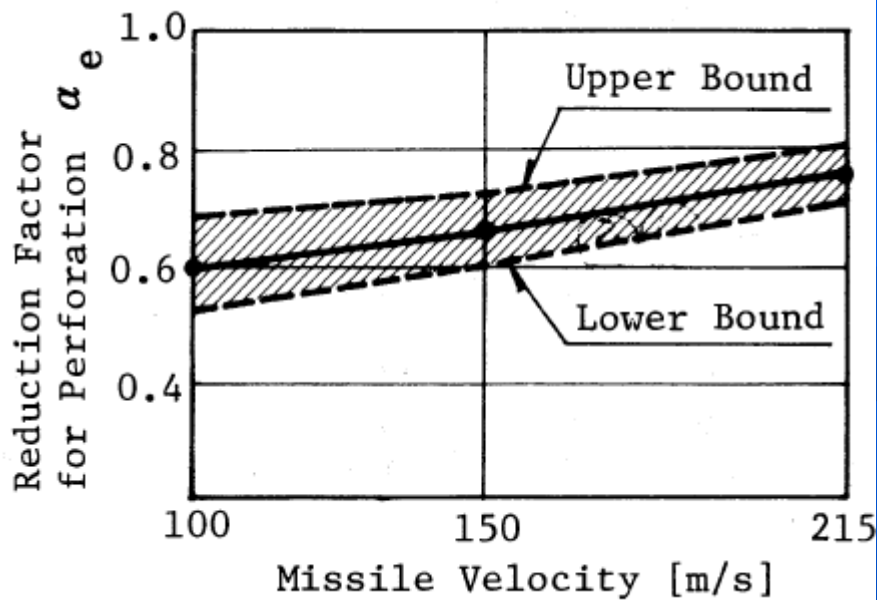
裏面剥離限界厚さと実験式の比較(剛飛来物)⇒Chang式



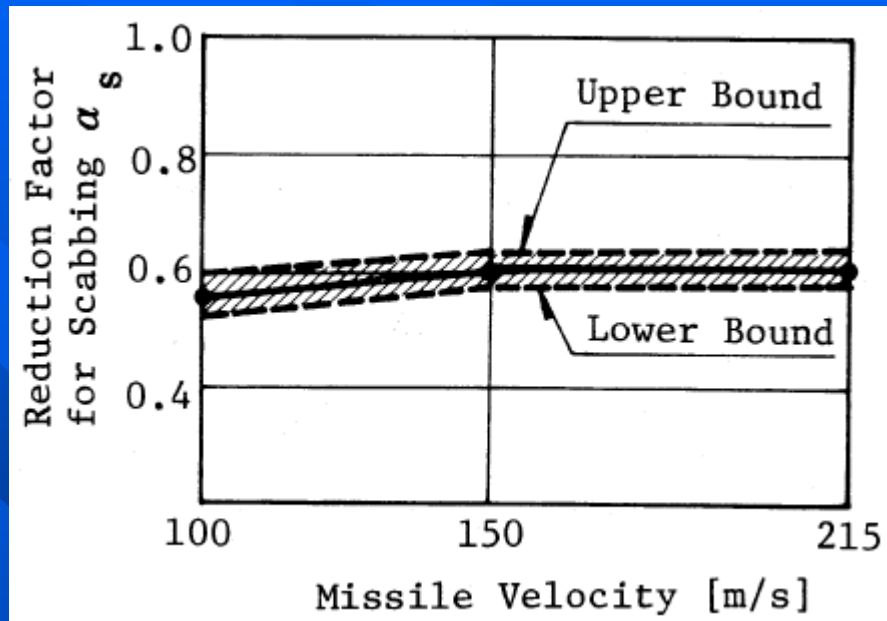
柔飛来物と剛飛来物の貫通限界厚さの比較



柔飛来物と剛飛来物の裏面剥離限界厚さの比較



$\alpha_e$ : 貫通限界厚さ低減係数



$\alpha_s$ : 裏面剥離限界厚さ低減係数

柔飛来物による限界厚さ低減率の評価

## ■ 中型実験(電中研が実施)

縮尺:1/7.5

飛来物重量:100kgf

飛来物直径:300mm

衝突速度:100,150,215,250m/s

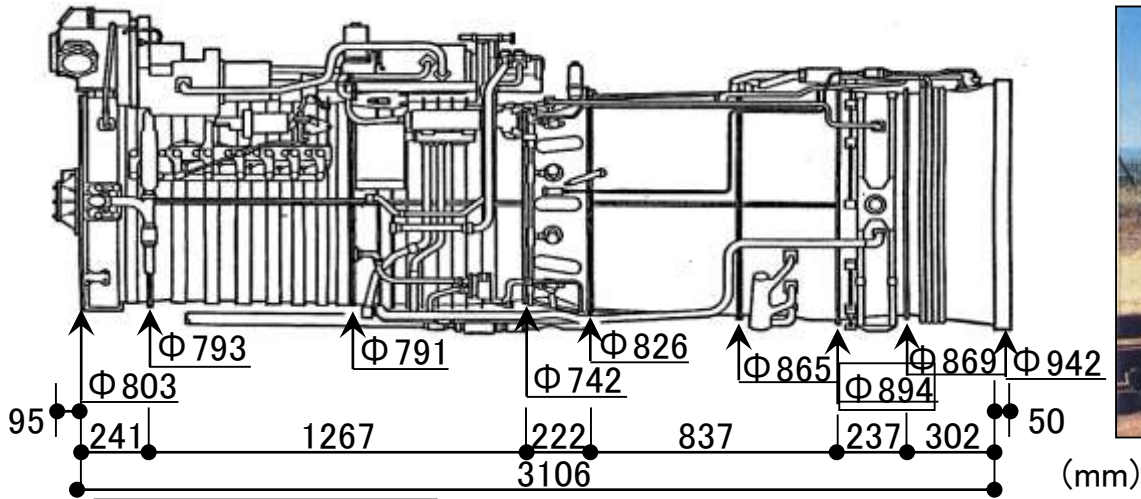
試験体:4m×4m

版厚:40cm~100cm

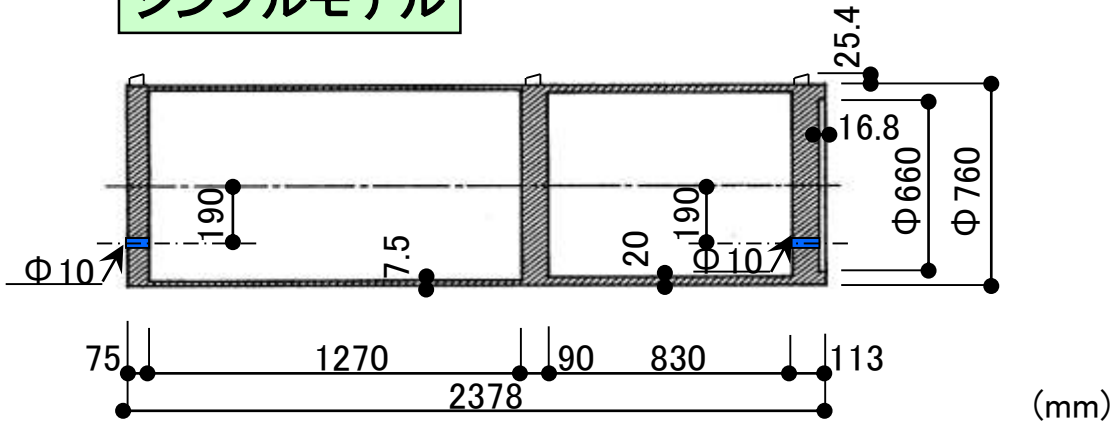


# 大型実験で用いた飛来物

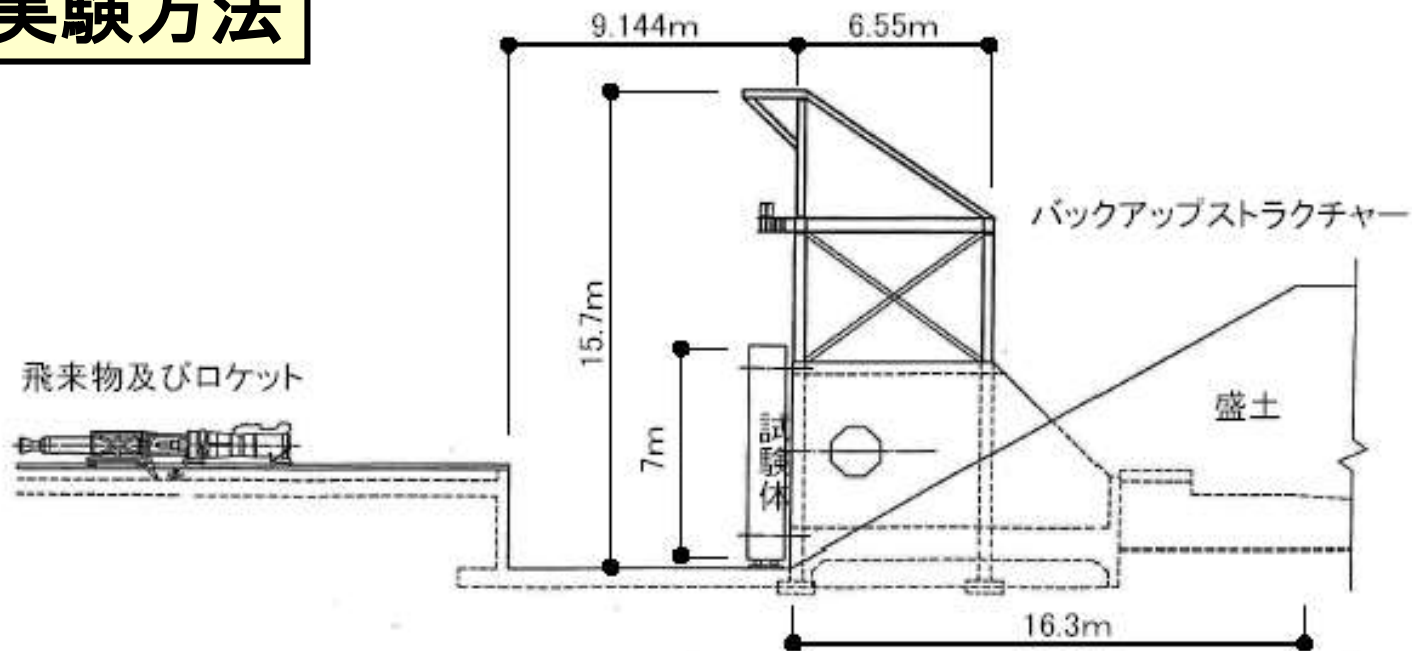
リアルモデル



シンプルモデル



# 衝撃実験方法





# 飛来物の損傷過程(実験No.1)



衝突直前の状態



衝突後 4.1msec

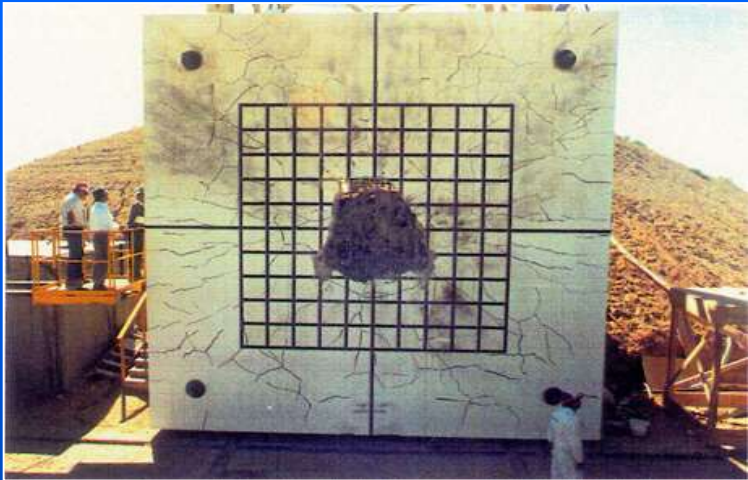


衝突後 8.2msec



衝突後 10.2msec

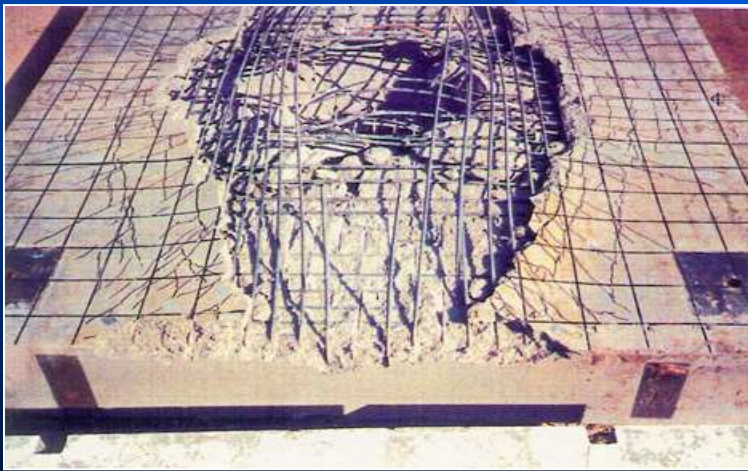
No.1 供試体 (90cm厚)



前面



上面

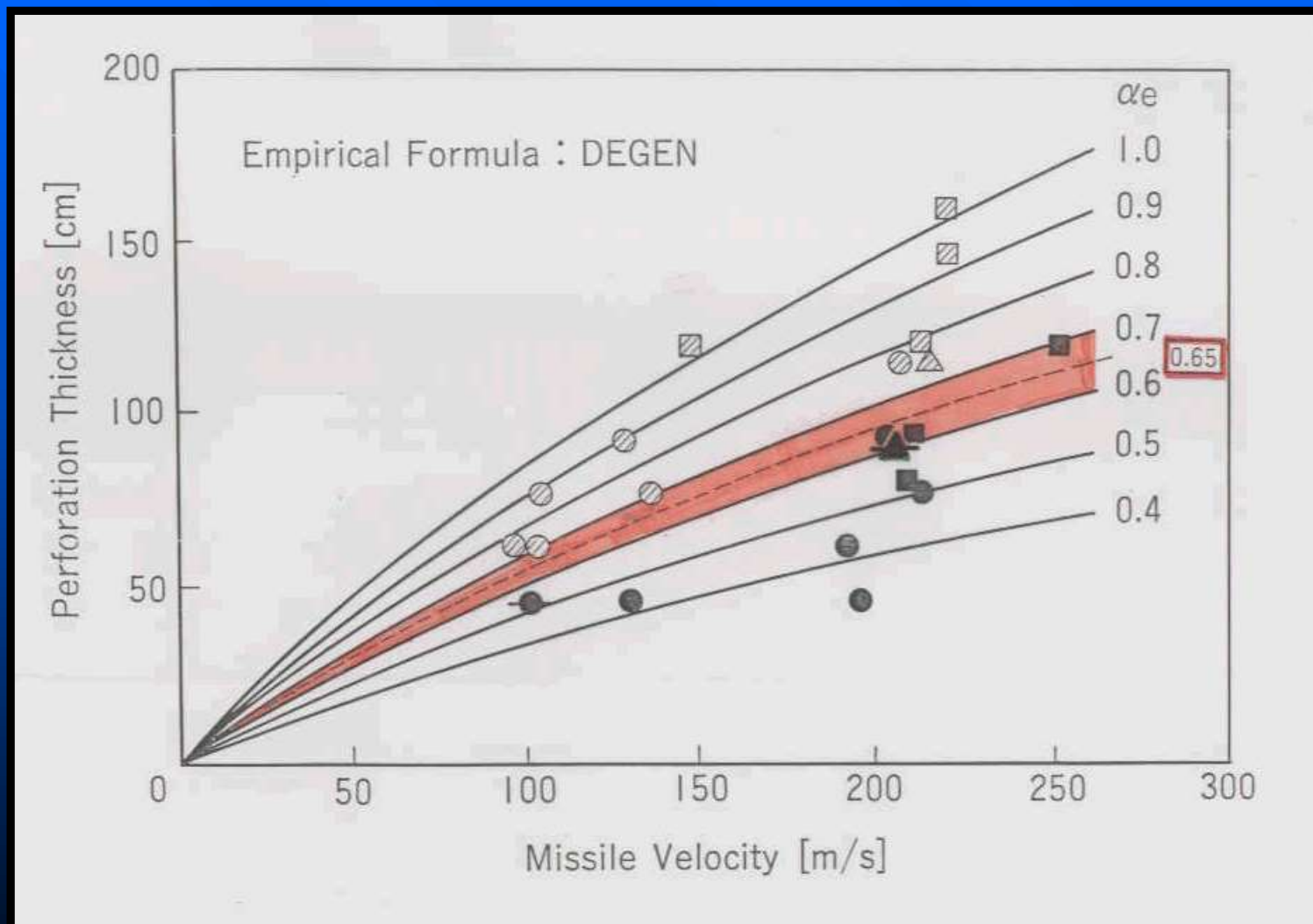


裏面

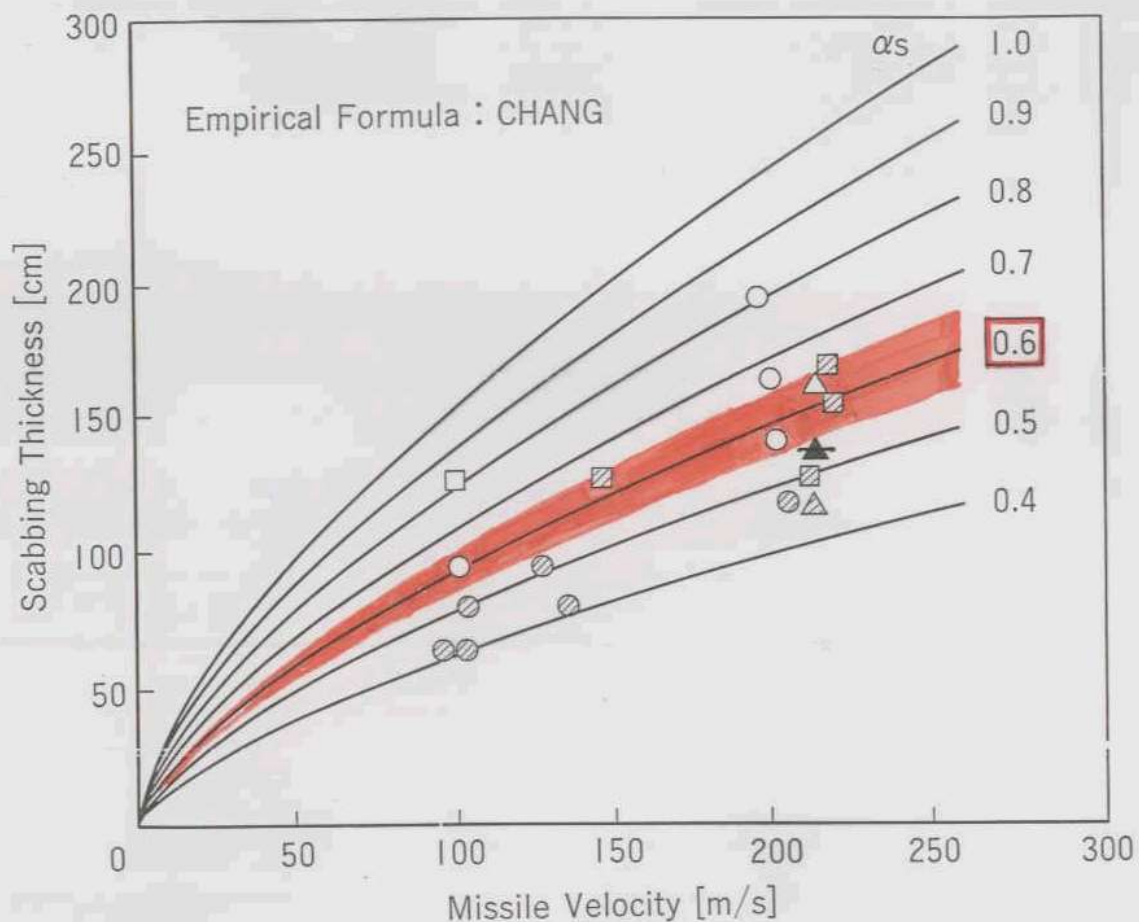


エンジン

# 柔飛来物（航空機エンジン）による局部損傷低減率の最終確認（貫通限界厚さ）



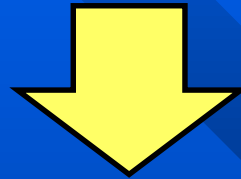
# 柔飛来物（航空機エンジン）による局部損傷低減率の最終確認（裏面剥離限界厚さ）



## 航空機エンジンによる局部損傷評価式の提案

◆貫通限界厚さ =  $\alpha_p \times$  (Degen式で算定される限界厚さ)  
ただし、 $\alpha_p = 0.65$

◆裏面剥離限界厚さ =  $\alpha_s \times$  (Chang式で算定される限界厚さ)  
ただし、 $\alpha_s = 0.60$



米国 NEI 07-13 Rev.8P

“Methodology for Performing Aircraft Impact Assessments for New Plant Design (April,2011)”

「Local Damage」の算定評価式として採用

# 実物航空機(F-4 Phantom)の衝撃実験

- ・航空機衝突による衝撃力を実大実験により計測・評価
- ・実験は米国サンディア国立研究所に委託



# 既往の研究(航空機衝突による衝撃荷重評価:RIERA Method)

J.D.RIERA, "On the Stress Analysis of Structures Subjected to Aircraft Impact Forces",  
Nuclear Engineering and Design 8 (1968)

剛な壁に航空機が衝突した時の衝撃荷重:  $P(t)$

$$P(t) = P_b[x(t)] + \mu[x(t)]v^2(t)$$

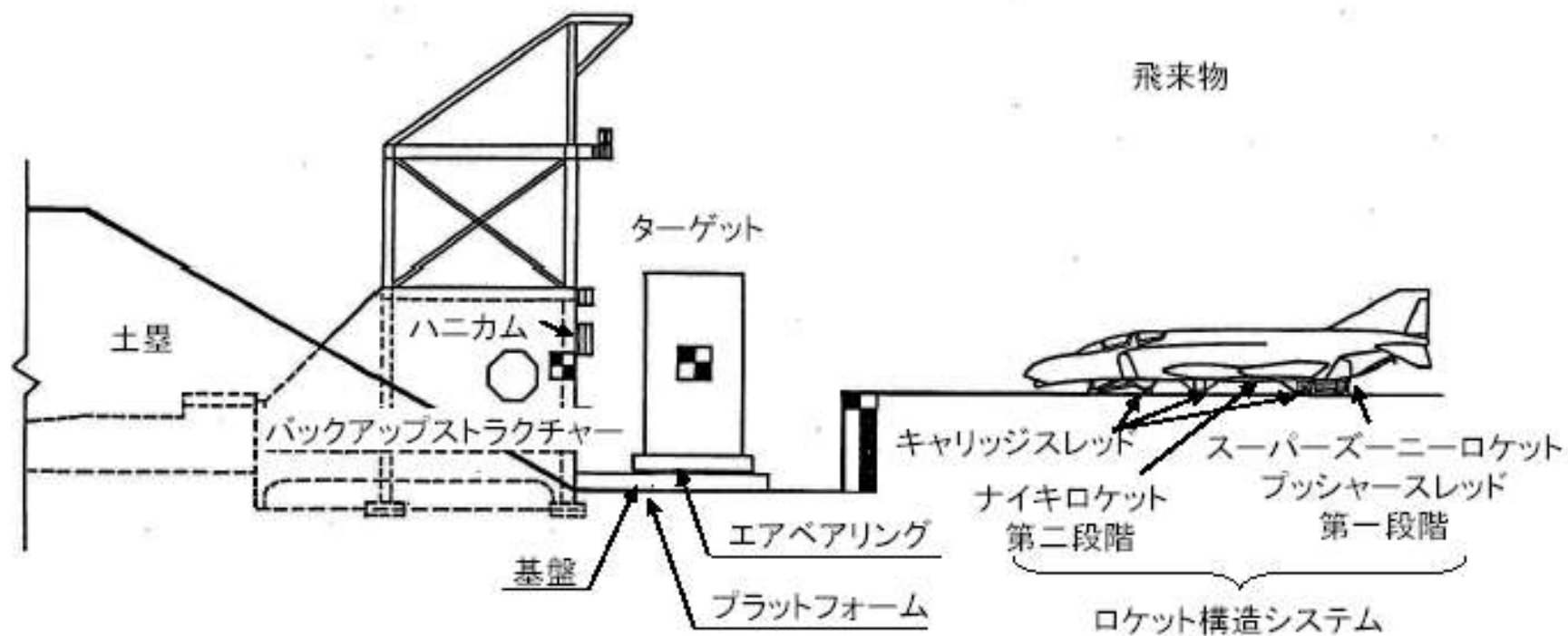
ただし  $x(t) = \int_0^t v(\xi) d\xi$  : Noseからの距離

$P_b[x(t)]$  : 機体をcrushあるいは変形させるに必要な力

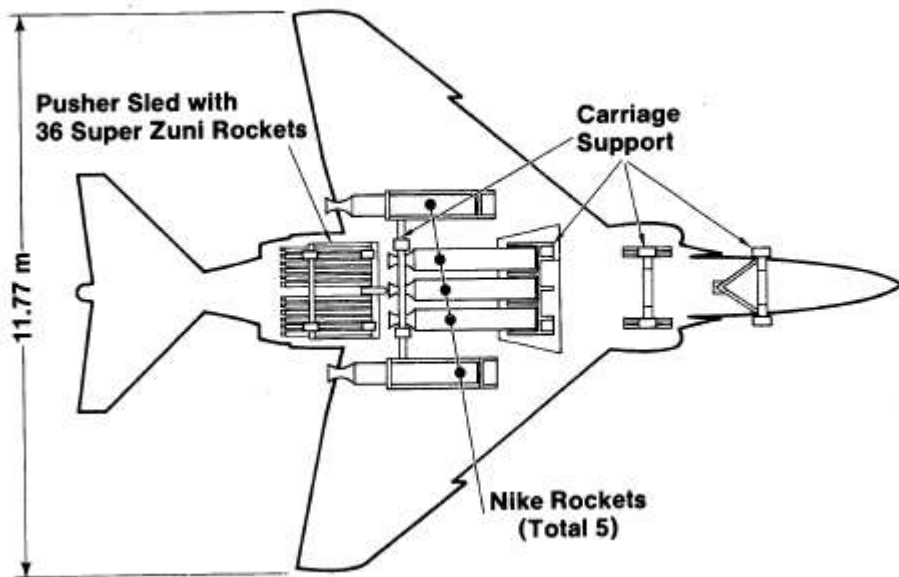
$\mu[x(t)]$  : 単位長さ当たりの機体の質量

$v(t)$  : 機体のuncrushed部分の速度

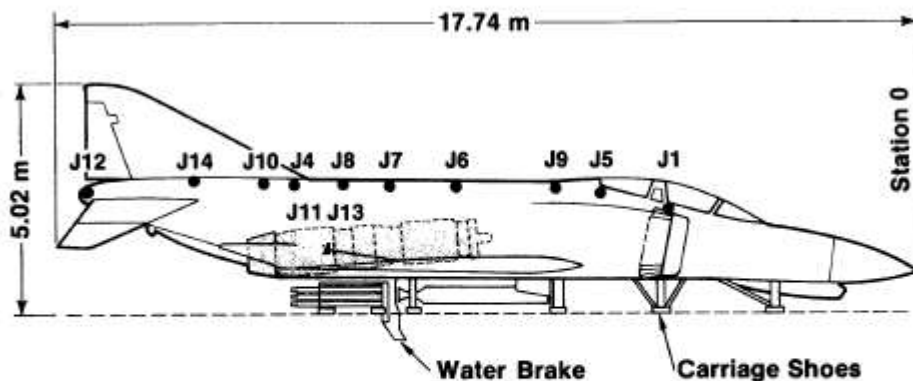
# 実験方法







## 実験用 Phantom 推進用ロケット



- Accelerometers for Fuselage (10 total)
- Accelerometers for Engine (1 on each engine)

## 実験用 Phantomに取り付けた加速度計

## 実験条件

飛来物重量: 19.0ton

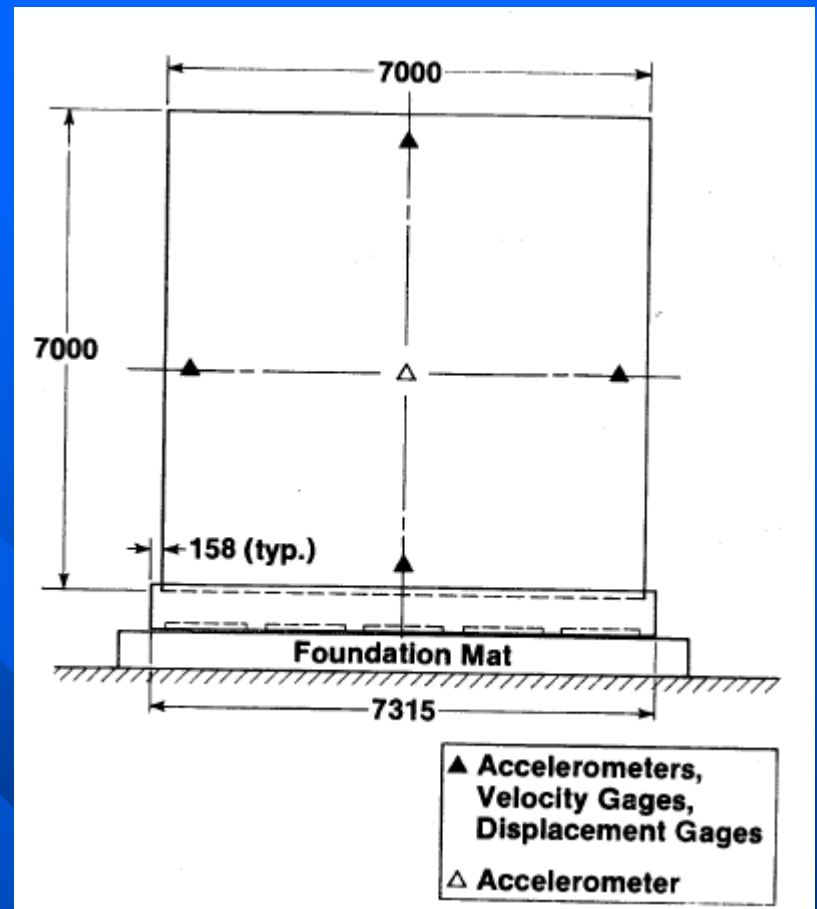
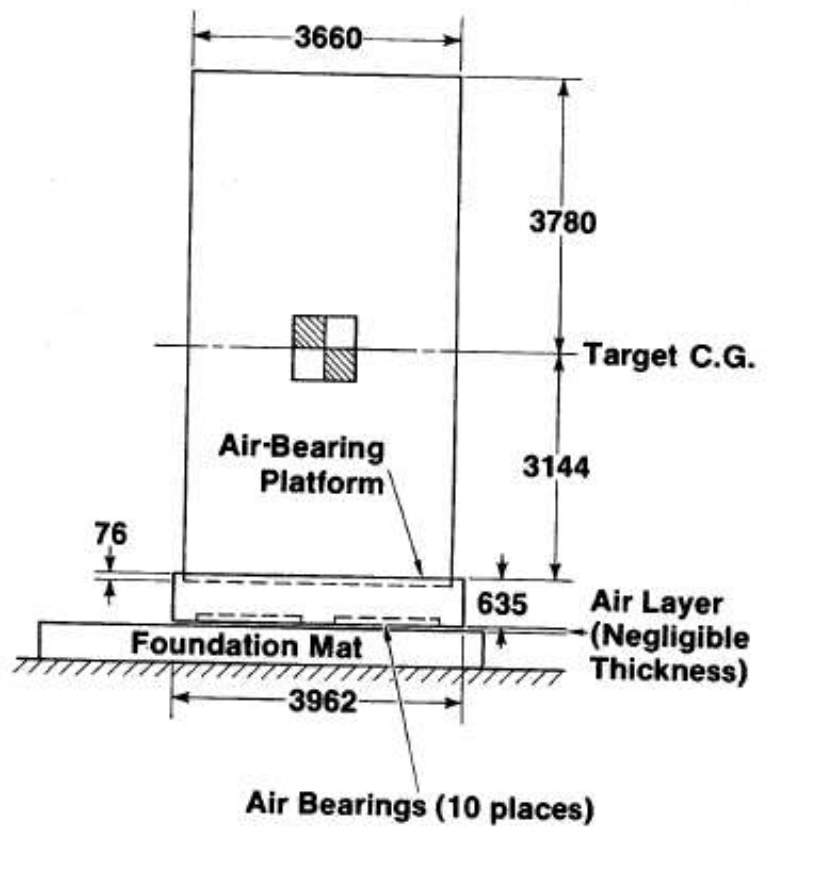
### 内訳

機体重量: 12.7ton

燃料(水): 4.8ton

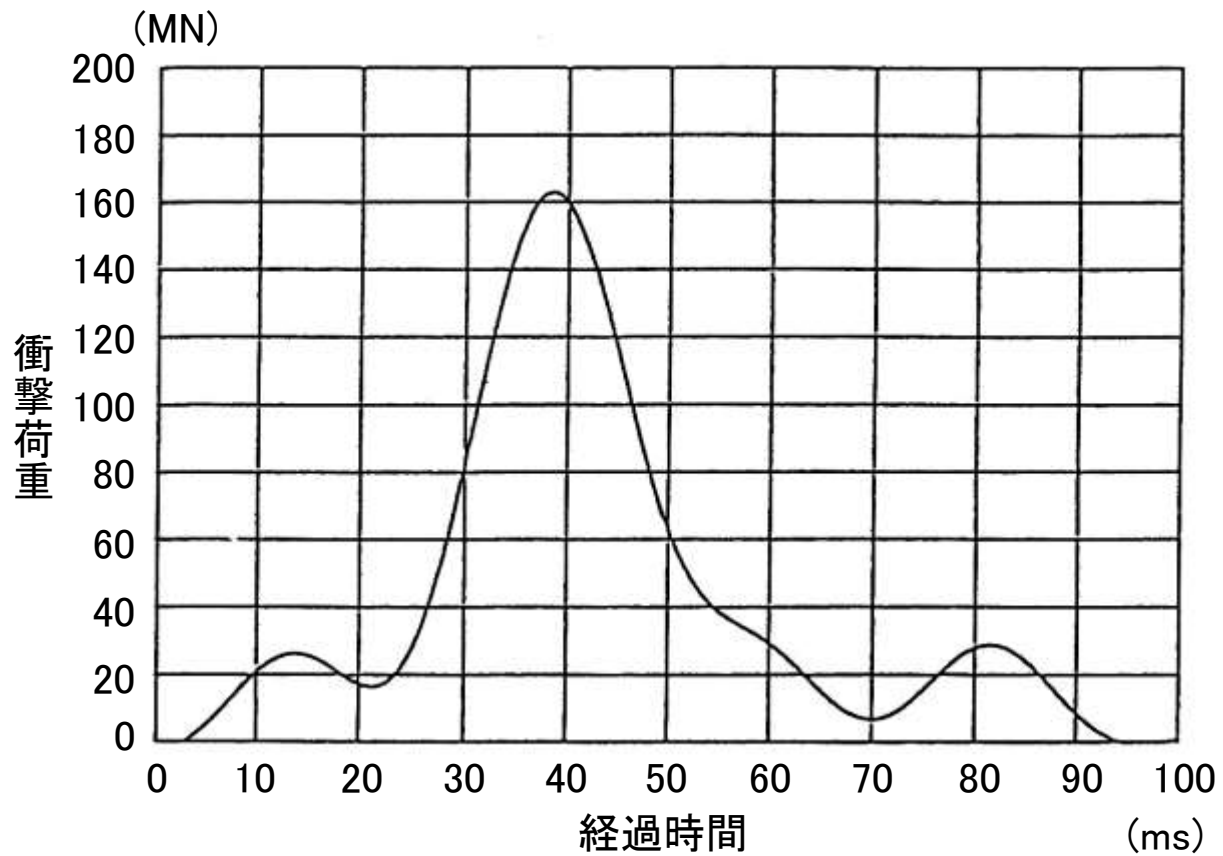
ロケット等: 1.5ton

衝突速度: 215m/sec

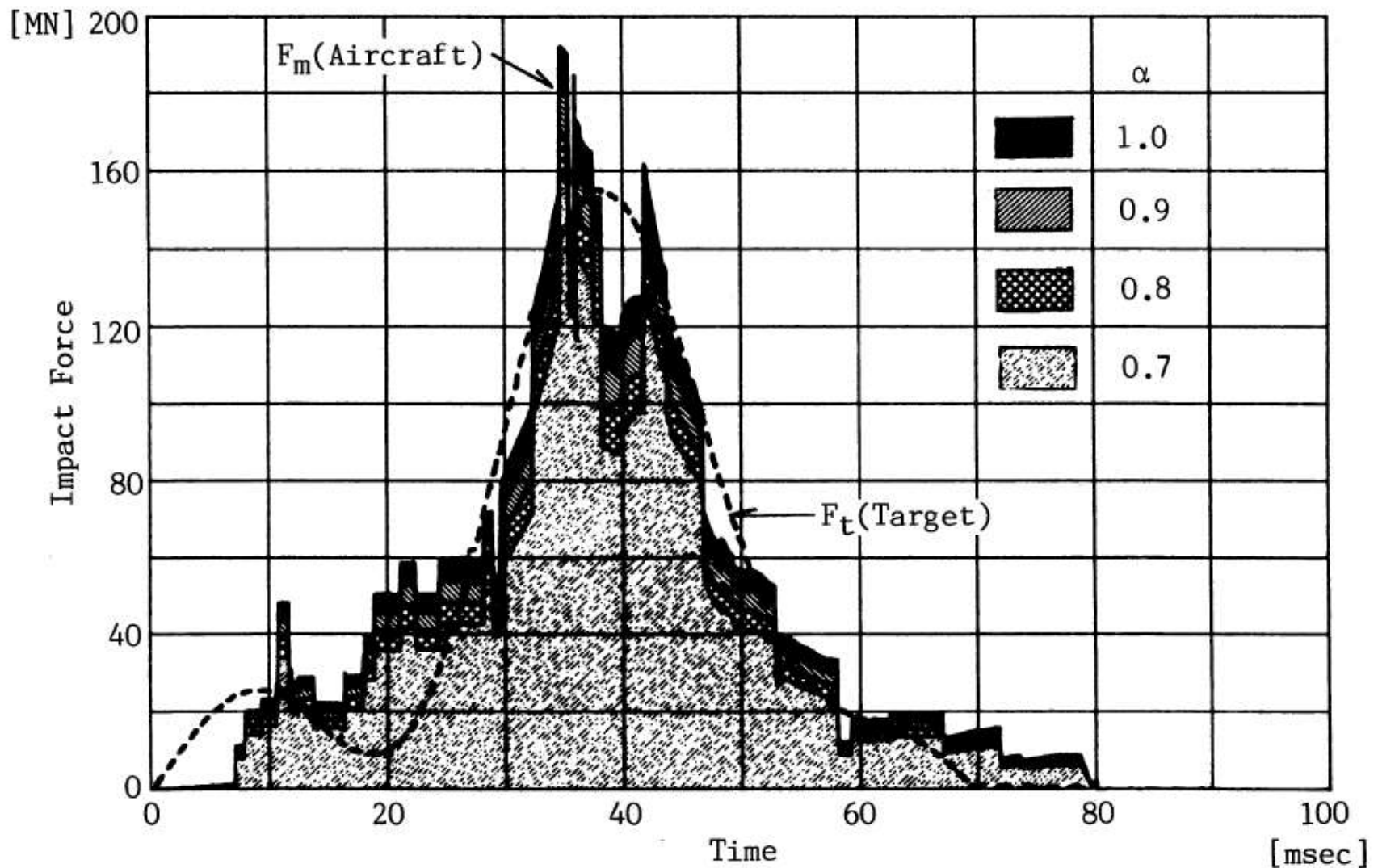


総重量: 469ton

Target 構造と計測器

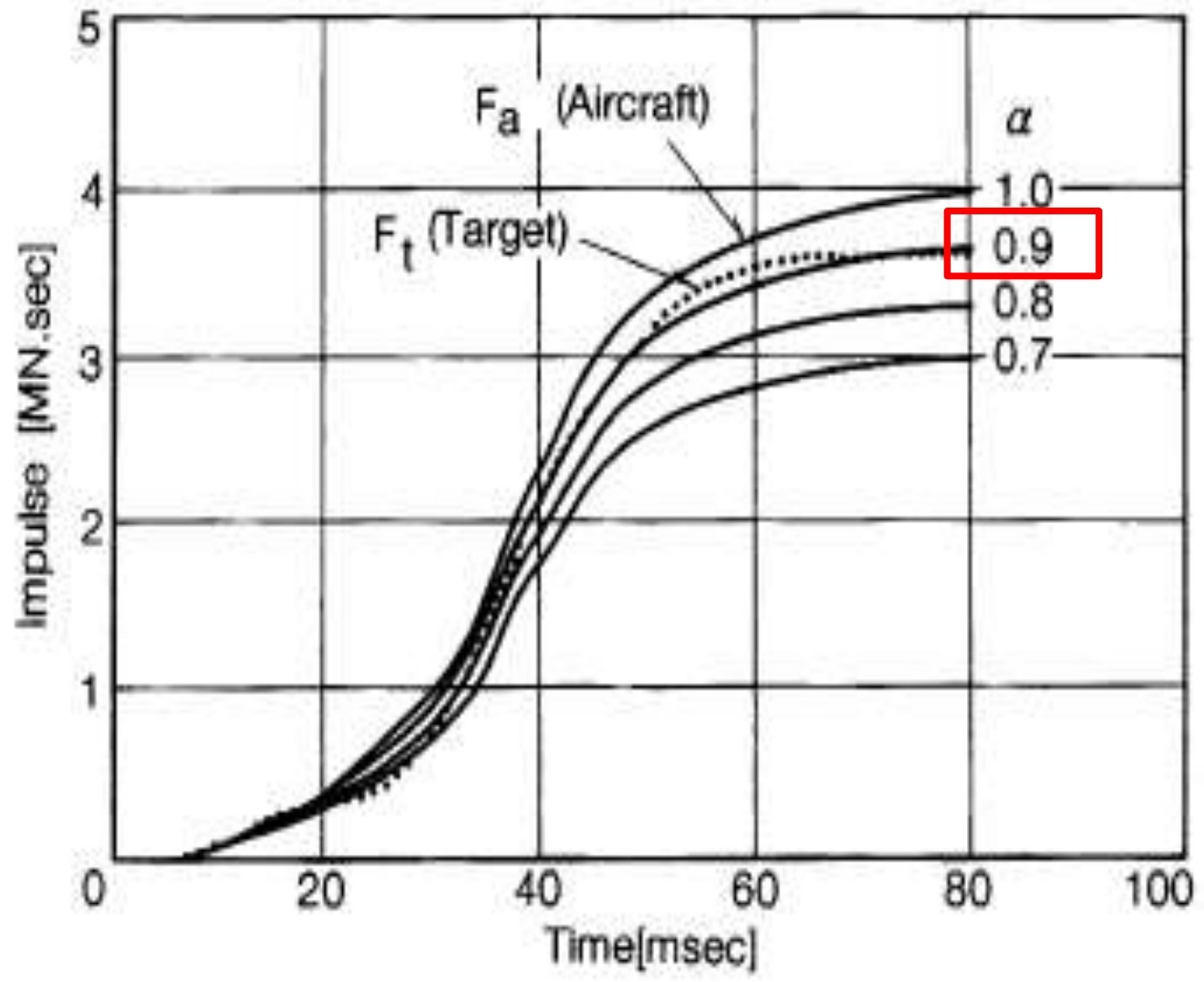


ターゲットの応答から求めた衝撃荷重

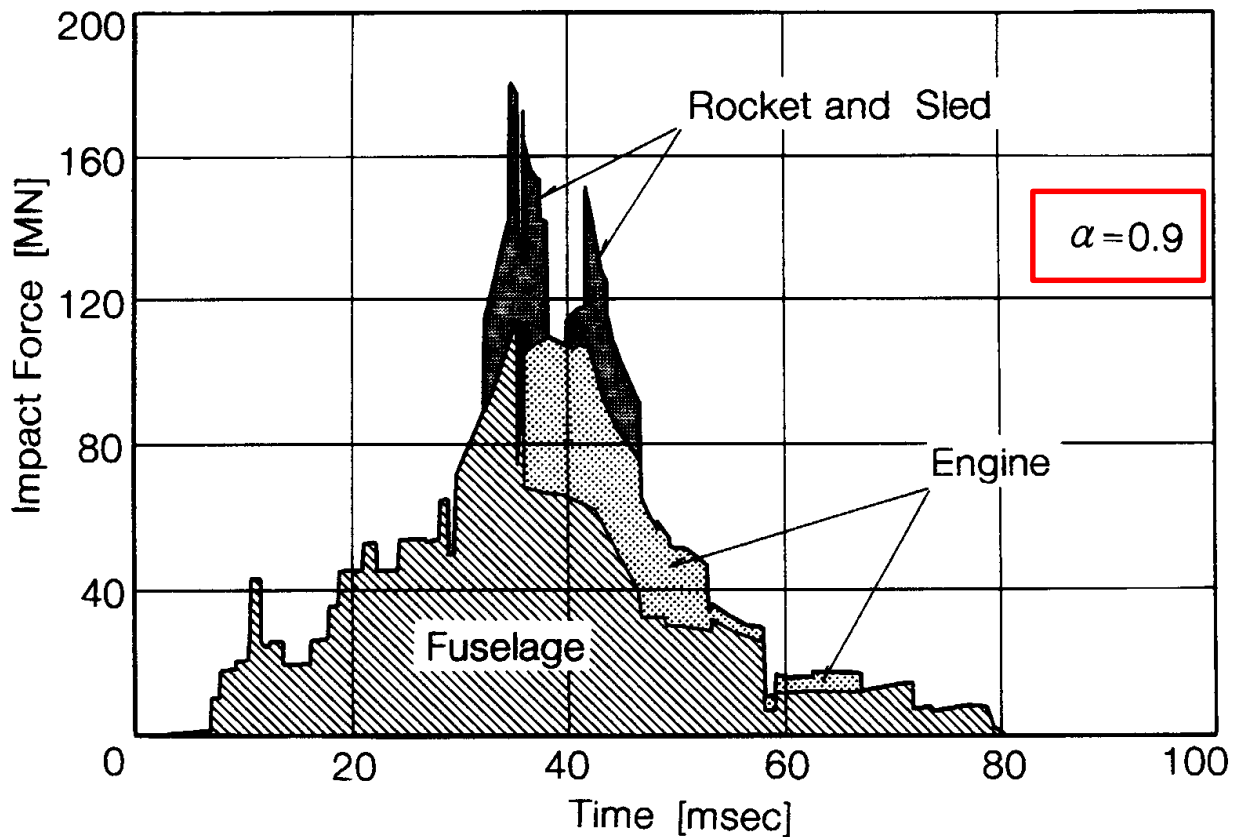


$$F(t) = Pb[x(t)] + \alpha \mu[x(t)] \cdot V(t)^2$$

$\alpha$ : Coefficient of Effective Mass の導入 (修正RIERA式)



# 実験結果から評価された衝撃荷重



NEI 07-13 Rev.8P

“Methodology for Performing Aircraft Impact Assessments for New Plant Design (April,2011)” においても本実験結果を採用 ⇒ **修正RIERA式**

$$F(t) = Pb[x(t)] + \alpha\mu[x(t)] \cdot V(t)^2 \quad \alpha=0.9$$

## まとめ

- ◆ 航空機衝突による原子力発電所の耐衝撃設計法の確立を目的として、一連の衝撃実験を実施。
- ◆ 実験は、①航空機エンジンの衝突による局部損傷(貫通・裏面剥離)の評価、②航空機全体が衝突する場合の衝撃荷重時刻歴の評価を目的として2種類を実施。
- ◆ とともに、F4 Phantom 戦闘機を用いた実大実験を実施



- ◆ エンジン衝突による局部損傷評価式(貫通限界厚さ、裏面剥離限界厚さ)を新たに提案(既往実験式Degen式、Chang式修正)
- ◆ 航空機衝突により生じる衝撃荷重時刻歴の新たな算定手法(Modified Riera Method)を提案
- ◆ これらの評価手法は米国のNEI 07-13 Rev.8P “Methodology for Performing Aircraft Impact Assessments for New Plant Design (April,2011)” に採用