

(44) 高速飛翔体の鋼材に対する貫徹シミュレーション

Simulation of the high velocity projectile penetrating into the steel materials

加藤 久敦*, 宮澤仁**
Hisaatu Kato, Hitoshi Miyazawa

*工博, 主幹, 日本工機株式会社 研究開発部 (〒969-0201 福島県西白河郡西郷村大字長坂字土生 2-1)

**日本工機株式会社 研究開発部 (〒969-0201 福島県西白河郡西郷村大字長坂字土生 2-1)

Key Words: high velocity impact, numerical simulation, steel materials, projectile

キーワード: 高速衝突、数値シミュレーション、鉄鋼材料、飛翔体

1. 序論

世界的な不況の波を受け、弾薬の分野においても製品の高性能化に対する要求がある一方で、製品価格を抑え、低価格化についての要求が強くなっている。ユーザーの低価格化の要求を満足させるためには、高価な材料は使用できないなど、簡単に解決できない場合が多い。

このため、製品性能を物理現象に基づいた根本的な見地から設計を見直し、性能及び価格双方を満足する製品開発の必要性が問われている。また、開発期間及び開発コストも制限されていることもあり、実験を削減しても開発に支障が無いようにM&S(モデリングとシミュレーション)技法等を活用し、効率的な製品開発を行うことも必要になっている。

しかし、高速衝突現象に対応する材料モデルも乏しく、シミュレーション計算も満足にできないのが現状である。本研究では、材料モデルを文献及び既存製品のデータを使用して求めると共に、実験結果を利用して計算モデルを修正し、数値シミュレーション精度を向上させ、このシミュレーション結果に基づいて試料を設計するというサイクルを繰り返した。

この結果、貫徹現象の数値シミュレーション性能も向上させることができた。

本論では、その成果から主として構造材料(鋼)に関する研究の概要を述べる。

2. 試験方法

飛翔体を所要の速度まで加速させるため、小火器を使用する。小火器用の弾薬である小火器用弾薬¹⁾にはいくつかの種類があるが、基本的には図-1のように発射薬を入れた薬きょうと飛翔体により構成されている。

一般的に、図-1の状態に組込んだ試料を試験銃(小火器)に装填して発射薬を燃焼させ、この燃焼ガスにより飛翔体が加速され、試験銃から発射される機構になっている。

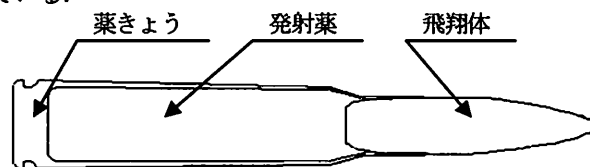


図-1 小火器弾薬の構造

2.1 飛翔体の構成及び形状

本論で使用する飛翔体は、図-2に示す構造を有しており、貫徹力を調査するための弾心と小火器内でガスを禁塞するための被甲及び製造性能を高めるための充填材から構成されている。被甲及び充填材は通常軟質金属を使用し、弾心材料はモリブデン合金鋼を使用した。

弾心は、同一素材を使用してHRC50とHRC60の2種類の異なる硬度(強度)になるよう焼き入れ、焼き戻し条件を変えて試料を設定した。当該研究に使用される飛翔体の形状は、弾心の径は約10mm、長さを約50mmとした。なお、飛翔体の質量が変わると同一薬量では発射速度が変わるため、飛翔体の質量を全数確認し発射薬量をコントロールして所要の速度が得られるよう試料を準備すると共に、試料の形状等のデータも部品ごと管理している。

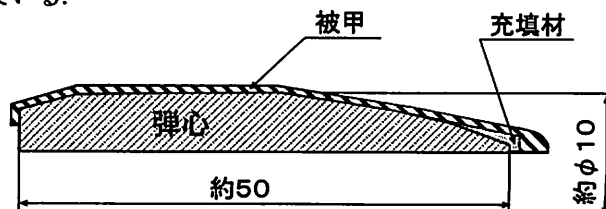


図-2 飛翔体の構造、形状

2.2 標的の材質及び形状

標的は、貫徹現象を単純化し、解析が容易になるよう、均質な鋼板 (RHA) とし、入手性の観点から□800 程度の大きさで、厚みが約 20mm の SS400 及び高張力鋼の 2 種類の強度が異なる鋼板を選定した。当該研究で使用した鋼板の材料強度は、各々 44kgf/mm²、124kgf/mm²である。

2.3 実験方法

飛翔体をバラツキなく鋼板に衝突させるためには、飛翔体の姿勢を安定させる必要があり、図-3 に示すように、飛翔体が安定して飛翔するまでの距離を隔てて試験銃と標的を設置し、標的前約 2m の地点に速度測定のため、1m の間隔をあけて検速的 (箔的) を設置する。

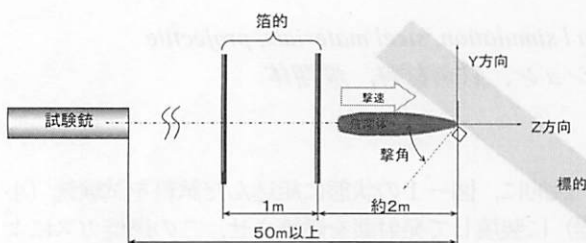


図-3 試験概要図

この箔的間距離を飛翔体が箔的を通過した秒時差で除して平均速度を算出し、飛翔体の撃速 (標的に衝突する速度) とする。一方、標的を設置するための架台は、飛翔体の貫徹限界 (貫徹の有無の閾値) を調査できるよう、山形鋼を溶接した構造で、撃角 (図-3 に示すように標的表面の法線と飛翔体の進行方向とのなす角) を設定できるように製造した。衝突状況を観察できるように標的鋼板の上下の縁を架台の山形鋼で作られた保持部にシャコ型万力で 4~6 箇所固定する。

この標的 (架台) 側面に高速ビデオカメラを設置して、標的貫通前後の飛翔体の状況を観測すると共に、後方に設置した回収的により貫通後の弾心を軟回収して変形状況を調査する。また、回収した弾心と標的は切断して、硬度、形状 (穴形状等) を調査する。

標的は、撃角 0 度で飛翔体の撃速を変えて貫徹限界速度 (貫徹の有無の撃速の閾値) を求める実験に、SS400 と高張力鋼の 2 種類を使用し、同一撃速で撃角を変えて貫徹限界角度 (貫徹の有無の撃角の閾値) を求める実験に、SS400 の 1 種類使用して実施する。

3. 計算方法

これらの現象をコンピュータによる数値計算でシミュレーションするため、通常 Hydro-code (AUTODYN)²⁾ のような有限差分法等を利用した計算プログラムが使用される。近年のパーソナルコンピュータの進歩により、より高度な計算が可能になってきているものの、入力作業等人力に頼る部分も大きく、結果の良し悪しもこれに

連動するとも言われており、解析者の能力が問われる部分でもある。一般に、撃角が 0 度の計算は 2 次元モデルで計算可能であり、撃角が 0 度以外では、3 次元モデルが必要になる。また、当該現象のように、標的が飛翔体により貫通して穴が開くような大変形問題はオイラー法が適し、変形が小さい場合にはラグランジュ法が適している。このため、当該現象にはオイラー法を使用したいが、3 次元モデルでは当社の PC では能力が不足しているため対応できない。

そこで、撃角が 0 度の場合の貫徹限界速度を求める計算には 2 次元でオイラー法、貫徹限界角度を求める計算には 3 次元でラグランジュ法を使用することとする。

3.1 形状モデル

シミュレーション精度を向上するため、計算機的能力の許す限り飛翔体および標的は実験で使用了試料と同様になるような形状データとすべきであるが、時間 (コスト) の制限もあるため、2 次元と 3 次元でモデルを変えて計算する。

(1) 2 次元オイラーモデル

2 次元のオイラー法ではメッシュ間隔を 0.2mm としてモデル化を図った。図-4 にその概要を示す。



図-4 2次元オイラー法によるモデル

(2) 3 次元ラグランジュモデル

3 次元のラグランジュ法では、解析対象部分のメッシュ間隔が 0.5mm 以下になるようモデル化する。

図-5 にその概要を示す。

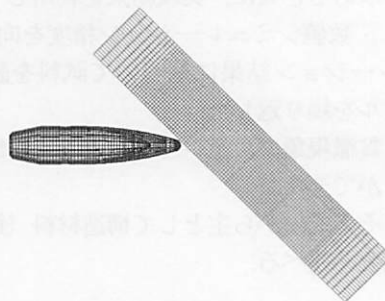


図-5 3次元ラグランジュ法によるモデル

3.2 物性モデル (状態方程式及び構成則)

状態方程式および構成則の選定については、当該解析対象の速度領域での適用には異論があるかも知れないが、爆薬等を使用した製品にも対応可能なモデルを検討しているため、状態方程式には次の Mie-Gruneisen の 1

次式を使用した。

$$U = c_0 + s u_p \quad \cdots (1)$$

(ただし、 U は衝撃波速度、 u_p は粒子速度であり、

c_0 、 s は物質固有の定数を意味している。)

構成則には次の Steinberg-Guinan モデルを適用した。

$$G = G_0 \left[1 + \left(\frac{G_p}{G_0} \right) \frac{P}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{G_T}{G_0} \right) (T - 300) \right] \quad \cdots (2)$$

$$Y = Y_0 \left[1 + \left(\frac{Y_p}{Y_0} \right) \frac{P}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{Y_T}{Y_0} \right) (T - 300) \right] (1 + \beta \varepsilon)^n \quad \cdots (3)$$

[ただし、 $Y_0 (1 + \beta \varepsilon)^n \leq Y_{\max}$ であり、 G は横弾性係数、 Y は降伏応力、 P は圧力、 T は絶対温度、 ε は相当塑性ひずみ、 η は圧縮率 (体積比)

$\eta = v_0 / v$, その他は物質固有の定数を意味している。

なお、添え字 p, T の G', Y' は各々標準状態 ($T =$

300K, $P = 0$, $\varepsilon = 0$) での圧力および温度に関する G, Y

の導関数、添え字 $_0$ は標準状態の値を意味している。]

なお、AUTODYN では、これらの物性モデルは、パラメータ形式で設定できるようになっているが、当該計算で使用する材料については文献等既存のデータがないため、新規にモデル化することになった。

(1) 軟質金属のモデル化

軟質金属については、爆薬を使用した試験のシミュレーションで実績のある銅(無酸素銅: CU-OFHC)の状態方程式及び構成則のパラメータをそのまま各材料に当てはめ、密度データのみ各材料の実測データを適用した。

(2) 鋼材のモデル化

一般に鋼材の引張り強度と硬度は比例する。そこで、硬度規格は多々あるが最も汎用性の高いビッカース硬度 H_v を使用して硬度と引張り強度の関係を考える。

鋼材の引張り強度と硬度の関係を JIS ハンドブック³⁾ で線形近似を行い、供試材料である SS400、高張力鋼 (SHT) 及びモリブデン合金鋼 (SMo) のデータを追記したものを図-6 に示す。この図から引張り強度 T_s とビッカース硬度に比例関係があることが確認できた。

これらの関係を次式で示す。

$$T_s = 3.81 H_v + 68.1 \quad \cdots (4)$$

(ただし、 T_s の単位は MPa である。)

これらの関係から構成則を考えるのであるが、SS400 のような軟質の鋼材は降伏点が明らかであるが、モリブデン合金鋼のような高硬度の鋼材では、降伏点は明らかでないなど、両者はひずみと応力線図の曲線の弾性域、塑性域、降伏点の状況が異なる。これらの現象を厳密に解析するためには異なったモデルが必要と考える。

しかし、貫徹問題については周囲が拘束されている圧縮問題が主体であるため、両者の差異が小さいと考え、同じモデルを使用することにした。供試材料である SS400、高張力鋼 (SHT) 及びモリブデン合金鋼 (SMo) の引張り強度と硬度は、前記した JIS ハンドブックの直線とほぼ一致しており、相応する降伏応力を有するものとして試料の引張り強度により降伏応力等のパラメータを修正するようにした。ただし、(2) (3) 式にあるように $G', Y', \beta, n, Y_{\max}$ 等については不明であり、以前使用した SS400 のデータをそのまま使用して事前のシミュレーションを実施し、実射試験後の試料の変形状況と材料の物性変化 (硬度) を調査して前後の計算結果と実験を比較検討してモデルの修正を行うことにした。

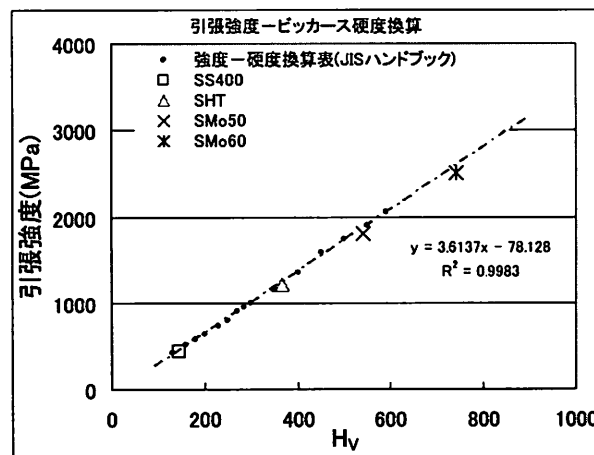


図-6 硬度-強度データ

4. 結果及び考察

鉄鋼材料の強度解析は、ヤング率等、有限要素法など静的な解析に使用できるデータ (モデル) は多々あるものの、高速での衝突現象などに対応できるものではない。

既存の計算モデルを利用した事前計算よりも、実験結果は貫徹しないことが判り、実験結果に基づいて計算モデルを修正することになった。これは、貫徹する過程での材料の硬化状態を実現象と一致させるためである。

これを正すためには、当該シミュレーション計算に最低限必要な材料データとして、実験後に回収した弾身および標的の材料強度（硬度）の調査を行い、調査結果と同一になるまで繰返しシミュレーション計算するという地味な過程が必要となる。

4.1 材料強度（構成則）の差異による現象の差異

標的に高張力鋼を使用し、弾心の硬度を HRC50 (SMo50) 及び HRC60 (SMo60) に設定の上、撃角 0 度、撃速約 860m/s で衝突させた。弾心が SMo60 の時の実験結果を図-7、弾心が SMo50 の時の実験結果を図-8に示す。

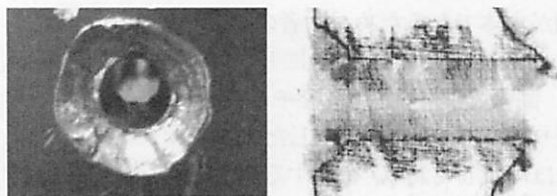


図-7 弾心硬度：HRC60 の時の SHT 表面（写真）と貫通孔形状（切断面）



図-8 弾心硬度：HRC50 の時の SHT 表面（写真）と貫通孔形状（切断面）

図-7、8を比較すると、弾心に SMo60 を使用した飛翔体は貫通したが、SMo50 の飛翔体は不貫通であることが判る。貫通した飛翔体（軟質金属は剥がれ、弾心のみとなっている）の存速（貫通後の速度）は約 400～500m/s であった。硬度が低い SMo50 が不貫通となった要因は、標的貫徹中の応力に抗しきれずに弾心が塑性変形し、径（受圧面積）が増大するために抵抗が大きくなったためと考えられ、両者の弾心材の硬度間に当該高張力鋼標的を貫通するか否かの閾値が存在することが判明した。

他の実験では、標的に SS400 を使用し、弾心に SMo50 と SMo60 を使用し、撃角 0 度、撃速約 860m/s で衝突させた。弾心の硬度が HRC60 の時の実験結果を図-9、弾心の硬度が HRC50 の時の実験結果を図-10に示す。

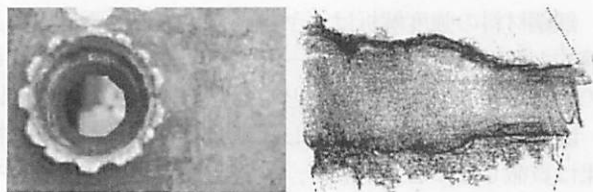


図-9 弾心硬度：HRC60 の時の SS400 表面（写真）と貫通孔形状（切断面）

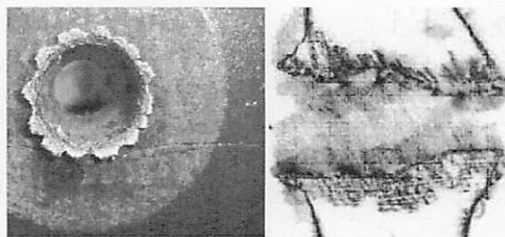


図-10 弾心硬度：HRC50 の時の SS400 表面（写真）と貫通孔形状（切断面）

この結果は、あまり差異が見られず、標的に比べ弾心の強度が一定値以上高い場合、貫徹状況は変わらないことが判明した。この現象は、飛翔体と装甲（標的）双方を設計するための重要なポイントとなる。

これらの現象を数値シミュレーションできれば設計に有効なツールとなるが、事前計算では、標的に SHT を使用した場合、弾心の硬度が HRC50 でも貫徹する結果となり、実験結果とは一致しないことが判明した。

これは、計算モデルが実現現象と乖離しているからであり、これを修正するため弾心及び標的を回収すると共にこれを切断して物性データを調査することにした。

この結果、試験後の硬度が想定していたモデル（パラメータ）と異なっていることが判明した。実験前の実測値と実験後調査した硬度の最大値を図-11に示す。

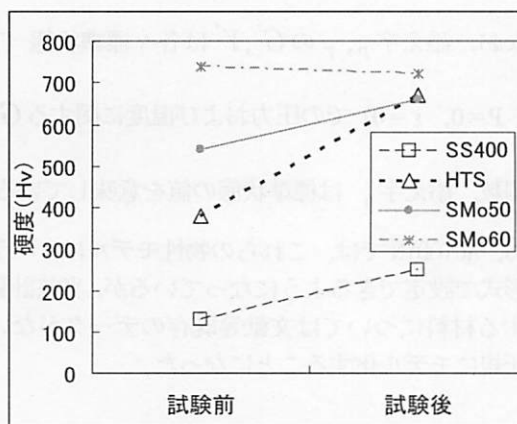


図-11 試験の前後での硬度変化

強度については実験後のサンプルが当社で強度を計測できる大きさではないため、計測した硬度を（4）式の強度に換算式に代入して求めた。また、これらデータに物性データを加え、まとめたものを表-1に示す。

表-1 鋼材の物性データ（試験の前後）

物性値 材料名	密度 g/cm ³	試験前強度 GPa	試験後強度 GPa	横弾性係数 GPa
SS400	7.9	0.4	0.8	77
HTS	7.8	1.2	2.3	80
SMo50	7.8	1.8	2.3	80
SMo60	7.8	2.5	2.5	80

図-1 1 から SMo60 以外は全て硬度が向上していることが判る。一方、表-1 から SS400 以外は Hv が 2.3GPa 以上まで上昇しており、鋼材の限界強度に達しているものと考えられる。そこで、計算モデルの Y_{max} を試験後の

の強度と想定して、構成則のモデルを考えた。同表の横弾性係数及び他の材料の物性値（パラメータ）を設定し、シミュレーション結果が実験と一致するまでこの設定値を変えながら計算を繰り返すことにより SS400, SHT, SMo(50, 60) の構成則のパラメータを修正した。

しかし、試験後のデータは貫徹中と比べ歪が開放された状態であり、貫徹中の状態については実測結果からは判らないので、相互作用を及ぼしあう物質の相対比較としての一致とも考えられ、他の材料を使用する場合には同様の試験を実施して得られた結果を検証する必要があるものとする。

修正後の数値シミュレーションの結果を図-1 2 に示す。この図から、弾心材質が SMo50 で不貫通、SMo60 で貫徹後の速度が約 400~500m/s であるから、前記した実験値と同等になっていることが判る。

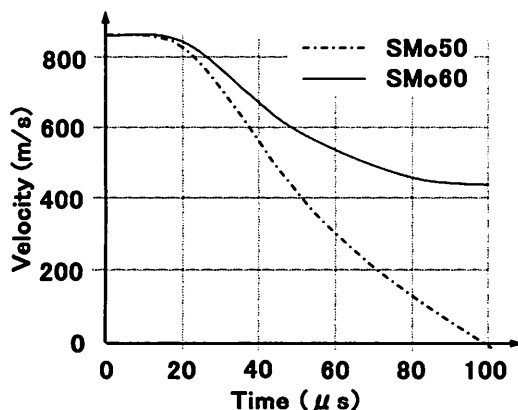


図-1 2 存速-時間シミュレーション結果

4.2 貫徹限界試験による実験と計算の比較

一般に、飛翔体を標的に衝突させ、貫通、不貫通をその速度により二分させその閾値を貫徹限界と称しているが、飛翔体の変形が大きい場合や標的が撃角を持っている場合等、条件により閾値のバラツキ幅は大きくなる。

(1) 貫徹限界速度試験

貫徹限界速度用の飛翔体は、弾心に SMo60 を使用しているため変形は小さく、SHT に撃角 0 度で衝突させていることもあり比較的バラツキは小さいものとするが、通常数十 m のバラツキがある。撃速を上下させてその閾値を求めた結果、図-1 3 に示すように撃速約 760m/s が貫徹限界となった。

一方、数値計算では、前節の結果では撃速が 860m/s では貫通していたので、同一の物性値を使用して 800m/s, 750m/s と撃速を下げたところ撃速が 800m/s では貫通するが 750m/s では貫通しないことが判明した。

そこで、撃速 750~800m/s を貫徹限界速度とした。

この時の存速-時間シミュレーション計算の結果を図-1 3 に示す。

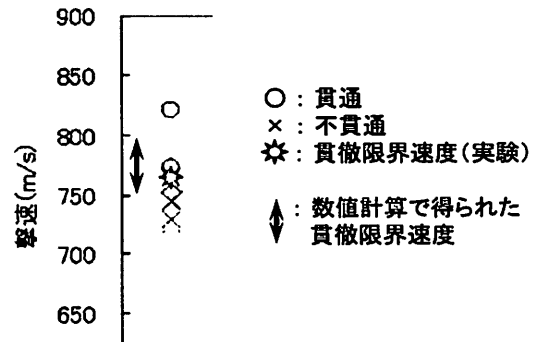


図-1 3 貫徹限界試験の実験及び計算結果

これらの結果から、貫徹限界速度は、実験値と計算値双方ほぼ一致していることが判る。

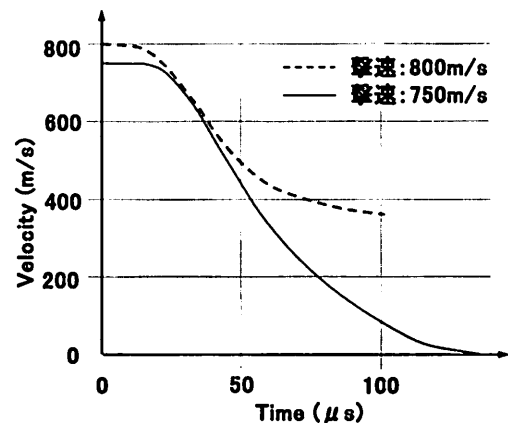


図-1 4 存速-時間シミュレーション結果

また、撃速 800 m/s で貫徹後の速度が実験では約 300~400m/s と計測され、計算での貫徹後の存速は約 300~400m/s であるから、同等の結果となり、計算と実験が良く一致していることが判る。

(2) 貫徹限界角度試験

貫徹限界角度用の飛翔体も弾心に SMo60 を使用しているが、撃角が大きくなると貫徹中の弾心に働く曲げモーメントが大きくなるため、撃角 0 度で衝突させた場合と異なり、弾心に折れや破壊が発生し易くなる。

一方、撃角が大きすぎると貫徹せずに跳ね返る（跳弾）現象が発生する。これらの現象をシミュレートするため、SS400 を標的として撃角が 45 度程度になるよう設定しており、貫徹限界速度試験で使用した材料物性値を使用して数値計算により撃速の概算値を設定することにした。2次元オイラー法と3次元ラグランジュ法との差異はあるが、物性値以外は既存のデータを使用して試算したところ 750~800m/s 程度で設定値を満足することが判明したので、撃速を約 775m/s で射撃試験を実施することにした。撃角は、45度を基点として5度毎でアップダウンさせてその閾値を求めている。

貫徹限界速度試験の結果を図-15に示す。

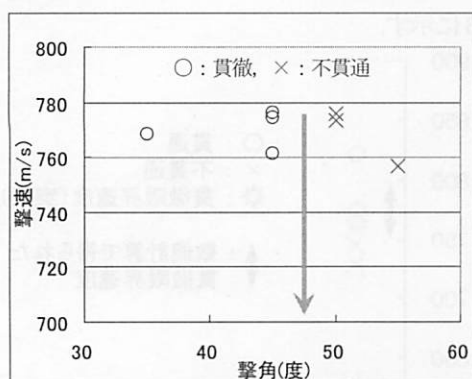


図-15 貫徹限界角度試験結果

図-15から判るように実験は、撃角45～50度で貫徹限界角度となった。

一方、数値シミュレーションは、3次元ラグランジュ法で物性値を前記と同じものを使用し、撃速を775m/sとして200 μ s後まで計算した。

図-16に200 μ s後の飛翔体の標的への貫徹状況、図-17に存速-時間シミュレーション結果を示す。



図-16 200 μ s後の飛翔体の標的への貫徹状況

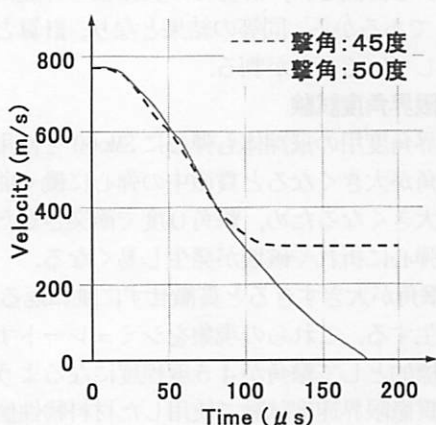


図-17 存速-時間シミュレーション結果

図-16から判るように、撃角45度では貫通し、撃角50度では貫通しない計算結果となり、実験結果と同等の結果となった。

一方、図-16から撃角45度の貫徹後の存速は約300m/sとなっており、実験結果の約200～400m/sとほぼ一致することが判明した。

一連の試験結果から、当該研究で使用した鉄鋼材料についての貫徹現象は対象とした800 m/s程度の衝突速度については数値計算と実験が良く一致し、設計ツールとして使用可能であるものとする。

5. 今後の課題

今回の研究では、800m/s近傍の衝突問題を取り扱ったが、弾頭の破片等のように飛翔体にはこれ以上及びこれ以下の速度を有するものが存在するので、対象とする速度を更に拡大して研究したいと考えている。

また、本研究では有意差がでなかったが、軟質材を変えることにより数値計算と実験が異なる結果になる場合があり、本研究で使用した試料及び射撃条件以外の条件で同等の値となるかは疑問がある。このように、未解明の問題も山積しているのが現状であり、今後も実験と数値シミュレーションを比較検討することにより、数値シミュレーション性能を向上させ、製品設計及び開発のコスト低減を図りたいと考える。

6. まとめ

本研究では、800m/s程度の速度を持つ飛翔体が構造材料である鋼材に衝突し、貫徹してゆく現象を実験により確認すると共に、数値シミュレーションと比較検討することにより貫徹現象の理解を深めた。また同時に、数値計算の材料モデルを改良することにより、設計ツールとして活用できるように数値計算能力を向上させた。

しかし、衝突の条件及び鋼材以外の物性の異なる材料についての研究は未実施であり、今後の研究課題として残されている。

数値計算の精度を向上させるためには、物性データの蓄積が不可欠であるため、今後も機会がある度にこれらのデータを調査・研究し、更にシミュレーション性能を向上させて行きたいと考える。

参考文献

- 1) 弾道学研究会編：火器弾薬技術ハンドブック，(財)防衛技術協会，2003.
- 2) Century Dynamics Inc.：AUTODYN (Interactive Non-Linear Dynamic Analysis Software) Users Manual Revision 3.0, 1997.
- 3) JISハンドブック 1-1 鉄鋼 I，日本規格協会，1996.