

(6) 飛翔体の高速衝突に対する コンクリートの局部破壊

防衛大学校 土木工学科 ○ 松本憲幸
防衛大学校 土木工学科 高橋芳彦
防衛大学校 土木工学科 内田 孝
防衛大学校 土木工学科 大野友則

1. はじめに

飛翔体が鉄筋コンクリート構造物に高速で衝突すると、構造物には裏面剥離や貫通などの局部的な破壊が生ずる。従来行われた研究は、飛翔体が剛体とみなせる、いわゆる衝突によって変形が生じない飛翔体を対象とした高速衝突実験に基づいたものであり、コンクリートの裏面剥離限界厚(以下、単に剥離限界厚と呼ぶ)や貫通限界厚を求める種々の算定式¹⁾が提案されている。しかしながら、実際に起こり得ると考えられる航空機の墜落事故などで生ずる衝突問題では、衝突によって飛翔体自体にも変形が生ずるので、剛な飛翔体を対象として提案された局部破壊の予測式をそのまま用いると、局部破壊の大きさが過大に評価されることになる。

そこで本研究は、飛翔体の胴体部の剛さ(本研究では、筒体剛度と定義する)がコンクリートの局部破壊および飛翔体の変形に及ぼす影響を高速衝突実験により調べたものである。すなわち、筒体剛度の大きさが異なる5種類の各飛翔体を板厚の異なるコンクリート試験体に衝突させ、主としてコンクリート試験体の局部破壊と飛翔体の変形状態について調べた。なお、衝突速度はすべての試験に対して同一条件とし、約200m/secに設定した。

2. 実験概要

2.1 コンクリート試験体

本実験に用いたターゲット用のコンクリート試験体は、縦横60×60cmの正方形単鉄筋コンクリート板(図-1)であり、厚さは7~15cmの範囲内で種々変化させた。実験時におけるコンクリートの静的圧縮強度は、平均300kgf/cm²であった。鉄

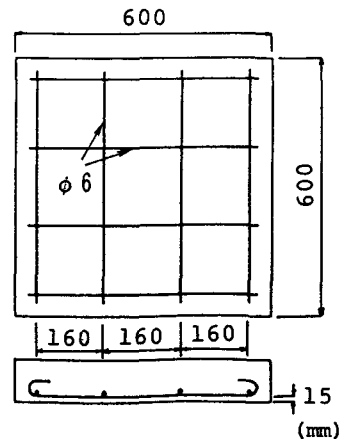


図-1 試験体の形状・寸法

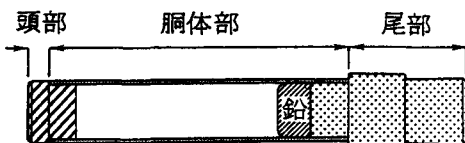


図-2 飛翔体の概要 (5種類の飛翔体重量は一定)

表-1 飛翔体胴体部の諸元

胴体部 材質	外径 (cm)	肉厚 (cm)	長さ (cm)	重量 (gf)	座屈耐力 (tonf)
鋼 (厚肉)	3.83	0.42	5.0	173.10	19.02
鋼 (薄肉)	3.46	0.23	8.85	172.65	11.38
ステンレス	3.41	0.15	15.0	174.15	5.10
アルミニウム	3.49	0.20	15.0	76.95	3.74
塩化ビニル	3.82	0.36	15.0	79.35	1.90

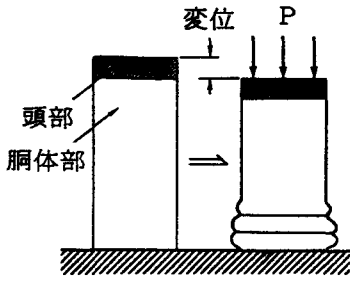


図-3 飛翔体胴体部の静的軸方向圧縮試験

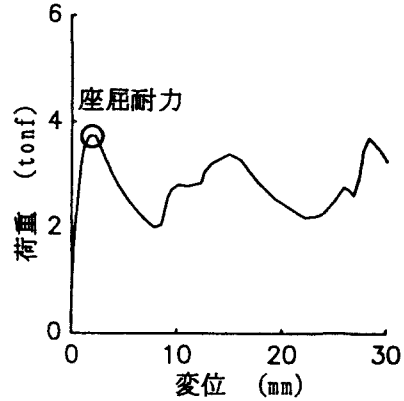


図-4 静的軸方向圧縮試験による荷重～変位関係(アルミニウムパイプ)

筋にはφ6を用いた。なお、コンクリート試験体は上部2ヶ所をワイヤーで吊って支持条件を自由とし、飛翔体の衝突によってコンクリート試験体が衝突方向に移動可能な機構にした。

2.2 飛翔体

飛翔体は、図-2に示すように材質が異なる頭部・胴体部・尾部から成っている。頭部(157.2gf)は鋼製で先端形状は平坦である。尾部(97.5gf)はプラスチック製で、全飛翔体とも同一のものを用いている。胴体部は、筒体剛度の大きさが異なる5種類の中空パイプを用いた。胴体部の諸元を表-1に示す。なお、飛翔体の重量をすべて同一(430gf)とするために、胴体部にアルミニウムと塩化ビニルのパイプを用いた飛翔体に対しては、鉛を尾部に取り付けた。また、衝突実験を行う前に、図-3に示すような飛翔体の静的軸方向圧縮試験を行い、荷重～変位関係を求めた。その一例を図-4に示す。本試験では、飛翔体の座屈により胴体部の反力床側からリング状の変形が一つずつ現れるとともに、図-4に示すように荷重にピーク値が認められた。本研究では最初のピーク値(○印)を胴体部の座屈耐力と定め、筒体剛度の大ききの基準として用いた。

2.3 飛翔体発射装置²⁾

飛翔体の発射には、高速衝突載荷装置を用いた。発射装置の概要を図-5に示す。本装置は、発射管(内径39.85mm)内に固定した飛翔体を、増圧ジャッキによって発生した高速・高圧の圧搾空気の圧力によって発射するものである。すなわち、コンプレッサーを用いて約7気圧に与圧した増圧ジャッキ内の空気を上方から高速変形負荷装置で高速載荷(4m/sec)し、増圧ジャッキ内の空気圧を瞬時に約23気圧に増圧するものである。

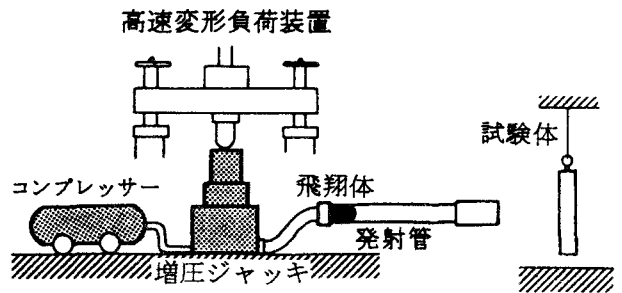
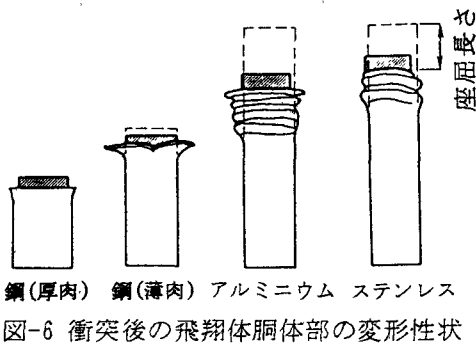


図-5 高速衝突載荷装置の概要

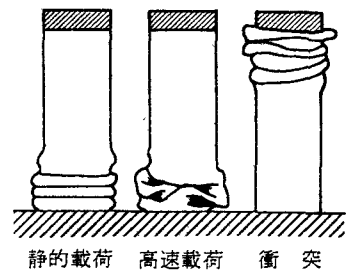
一定の拘束力で発射管内に固定されてあった飛翔体は、高圧空気の圧縮力が拘束力以上の圧力に達した時点で飛び出すものである。本実験に用いた飛翔体の重量は約430gfであり、約200m/secの衝突速度を得ることができる。コンクリート試験体に対する飛翔体の衝突速度は、飛翔体が発射管出口(光電式速度センサーを設置)を通過する時刻と試験体に生じた加速度の発生時刻との差から算定した。発射管出口と試験体との距離は約1.2mに設定した。

3. 実験結果

3.1 飛翔体の変形状



鋼(厚肉) 鋼(薄肉) アルミニウム ステンレス
図-6 衝突後の飛翔体胴体部の変形状



静的载荷 高速载荷 衝突
図-7 飛翔体の座屈変形の比較
(パイプ材質:アルミニウム)

各飛翔体の衝突後の変形の一例を、図-6に示す。胴体部に厚肉の鋼パイプを用いた飛翔体は、飛翔体頭部の直径が胴体部の外径よりも小さかったため、頭部接合部でやや外側に広がる変形を生じた。しかしながら、胴体部はほとんど変形しなかった。したがって、本研究では鋼(厚肉)パイプの飛翔体を剛飛翔体とみなすことにする。一方薄肉の鋼パイプ飛翔体は、図に示すように頭部側に花弁状の変形が認められた。これに対し、ステンレスおよびアルミニウム飛翔体は、リング状の変形が頭部側、すなわち衝突面側に連続的に生じている。また、塩ビパイプ飛翔体はパイプ全体が破碎した。これに対し、飛翔体の尾部を除いて行った静的軸方向圧縮試験では、塩ビパイプも含めすべて破碎することなく、主として反力床側に座屈によってリング状の変形が生じた後、くびれ状の変形が交互に現れた。パイプの変形が生じる位置が静的载荷実験と衝突実験で異なるのは、加力する際のパイプの支持条件の違いによるものと考えられる。なお、変形速度の違いによるパイプの変形状の違いを調べるために、高速载荷(変形速度:約4m/sec)によるアルミニウムパイプの軸方向圧縮試験も行い、衝突によって生じた座屈長さ分の変形をパイプに与えた。静的载荷に対するパイプの変形状は、図-7に示すように、反力床側にリング状の変形が生じているのに対し、高速载荷に対するパイプは、反力床側にくびれ状の変形が交互に現れた。また座屈耐力は、静的载荷の場合約4tonf、高速载荷では約6tonfであった。つまり、衝突に際し、飛翔体には少なくとも約4~6tonf以上の衝撃力が作用したものと考えられる。

図-8に、試験体板厚とステンレスおよびアルミニウム飛翔体の座屈長さの関係を示す。座屈耐力が小さいアルミニウムはいずれの場合についても、ステンレスよりも座屈長さが大きい。また、ステンレスおよびアルミニウムともに、コンクリート板を貫通しない場合は板厚にかかわらずほぼ一定の座屈長さであるのに対し、貫通する場合は両者とも貫通しない場合に比べ座屈長さが小さくなる。

3.2 コンクリート試験体の破壊状況

本実験で得られたコンクリート試験体の局部破壊状況を、図-9に示す。局部破壊は板厚や飛翔体の座屈耐力の相違により、図に示すような表面破壊、剥離限界、裏面剥離および貫通の4種類に分類できる。なお本研究では、表面破壊のように裏面に現れる放射状のひび割れの他に、同心円状のひび割れが生じたものを剥離限界と定義している。この分類にしたがって、それぞれの板厚に対する局部破壊状況と飛翔体の座屈耐力の関係を示すと、図-10

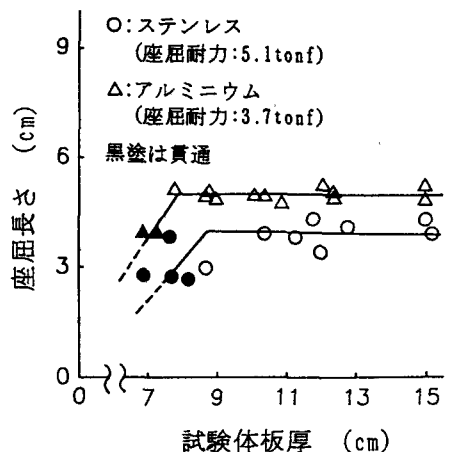


図-8 座屈耐力の相違による
座屈長さ と 試験体板厚 の 関係

のとおりとなる。図から、飛翔体の座屈耐力が小さくなれば、試験体の裏面剥離および貫通の限界厚が小さくなる傾向が認められる。また、剛飛翔体を対象とするNDRC式¹⁾を用いて算定した剥離限界厚($Y_{S(NDRC)}$)および貫通限界厚($Y_{P(NDRC)}$)を図中に点線で示している。図から明らかなように、NDRC式で求められる剥離および貫通の各限界厚は、本実験で用いた座屈耐力19tonf程度の剛飛翔体とみなした鋼(厚肉)パイプ飛翔体による結果とほぼ一致する。しかしながら、座屈耐力が小さい飛翔体に対しては、それぞれの限界厚を過大に評価していることが認められる。たとえば、座屈耐力が5tonf程度であれば、剥離および貫通限界厚ともにNDRC式によって算定した値は約18%大きくなる。したがって、筒体剛度が小さい柔飛翔体に対する局部破壊の大きさは、座屈耐力の大きさに応じた低減係数をNDRC式に乗ずることにより推定できるといえる。

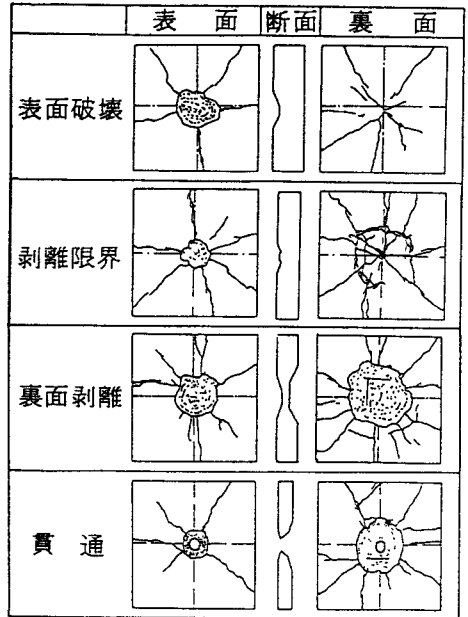


図-9 試験体の局部破壊の区分

4. まとめ

飛翔体の筒体剛度の影響を調べた本実験の結果から、以下のことが明らかになった。

- (1) 飛翔体の座屈耐力が小さくなれば、衝突によって飛翔体に生じる座屈長さが増大する。
- (2) 飛翔体の座屈長さは、貫通しない場合、板厚にかかわらずほぼ一定となる。
- (3) 座屈耐力が19tonf程度の飛翔体は、剛な飛翔体を対象としたNDRC式の結果とほぼ一致する。
- (4) 飛翔体の座屈耐力が小さくなれば、剥離限界厚および貫通限界厚は座屈耐力の大きさに対しほぼ線形的に減少する。
- (5) 柔飛翔体の衝突に対するコンクリート板の剥離限界厚および貫通限界厚は、NDRC式に座屈耐力の大きさによる低減係数を考慮することによって推定することができる。

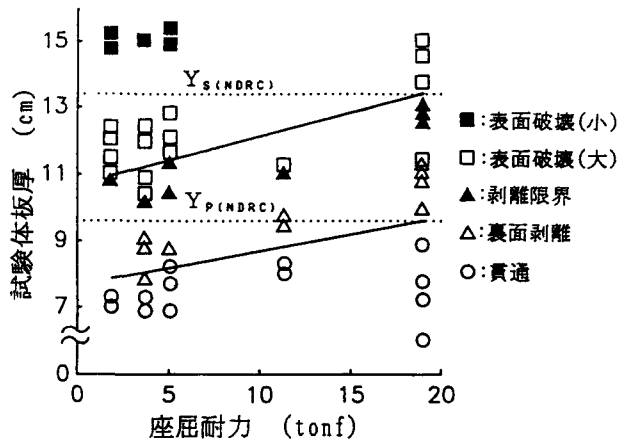


図-10 局部破壊に及ぼす試験体板厚と座屈耐力の関係

なお、本実験では飛翔体重量約430gf、衝突速度約200m/secのみを対象としており、他の条件に対しても検討する必要があるものと考えられる。

1) George E. Sliter: Assessment of Empirical Concrete Impact Formulas, Proc. of ASCE, Vol. 106, ST5, pp. 1023-1045, May, 1980.

2) 内田ら: 高速載荷および高速衝突実験装置の開発, 落石等による衝撃問題に関するシンポジウム, 1991. 3.