特　集　論　文

ヘリコプター乗員安全に向けて ―既存ヘリコプターの全機落下試験―

Helicopter Crew Survivability -Existent Helicopter Drop Test -

田中豊己[*1] Atsumi Tanaka
丸山浩宜[*2] Hironori Maruyama
樋口尚希[*2] Naoki Higuchi
遠山茂登伺[*3] Motoshi Toyama
荻野貴美子[*3] Kimiko Ogino

将来ヘリコプターの乗員生存性の向上に向けて，防衛省技術研究本部ではヘリコプター構造自体の耐衝撃性を向上させる「耐衝撃性構造の研究試作」に取り組んでいる．当社は，平成 17 年度に（その１）契約を受注，床下に搭載し落下時の衝撃エネルギーを吸収する衝撃吸収構造要素及び乗員空間を保持し乗員の安全を確保する保護殻構造を有する部分構造供試体を設計・製作し，平成 20 年３月に納入を完遂した．本報では，部分構造供試体設計のために実施した関連試験のうち，UH-1H 用廃機８機を用いた既存ヘリコプターの全機落下試験について紹介する．

1. は　じ　め　に

低空域で運用する機会の多いヘリコプターにおいては，送電線や樹木などの地上障害物との接触やエンジン故障等による飛行能力喪失により，オートローテーションによる不時着ができない不時落下をする危険性がある．さらに，軍用ヘリコプターでは敵対空火器の被弾に伴う不時落下の危険がある．

米国では，ベトナム戦争の教訓を踏まえ，不時落下に伴う機体損傷や落下衝撃から乗員を保護するための耐衝撃性に関する規定 MIL-STD-1290A[(1)]（現在は，JSSG-2010-7[(2)]）を設定し，落下速度 12.8 m/s に対する乗員の安全性の確保に取り組んでおり，MIL-S-58095A[(3)] に適合した耐衝撃座席の適用や降着装置による落下衝撃エネルギー吸収等により要求を満足する機体が開発されている．

一方で，高速化や燃費向上で有利な空気抵抗の少ない引き込み脚方式の機体の開発が進んでおり，降着装置に頼るだけでなく，図１に示すような構造自体での耐衝撃性の確保が必要である．

当社では将来ヘリコプターの生存性向上に向けて，平成 17 年度に防衛省技術研究本部の研究試作「耐衝撃性構造（その１）の研究試作」（以降，研試と略す）を受注，機体構造の耐衝撃性向上による乗員生存性の向上を図るための技術資料の取得に努めてきた．

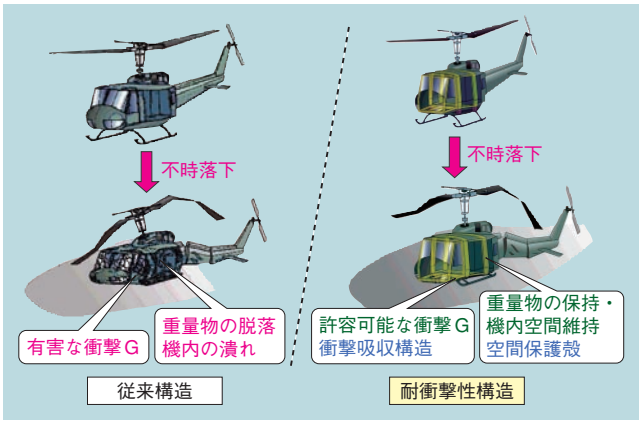

図１　耐衝撃性構造の構想

本報で紹介する既存ヘリコプターの全機落下試験は，既存ヘリコプター構造の落下衝撃損傷及び衝撃応答を把握するとともに，研試の納入品である部分構造供試体設計に向けた LS-DYNA による衝撃応答解析技術の向上につなげたものである[(4)(5)]．

2. 乗員安全向上にむけて

自動車では衝突安全に向けた取り組みが進んでおり，多くの実車を用いた衝突試験や衝撃解析がなされているが，高価なヘリコプター実機を用いた落下試験の事例は世界的に見ても少なく，日本では，（独）宇宙航空研究開発機構（JAXA）／当社で実施した

[*1] 名古屋航空宇宙システム製作所ヘリコプタ技術部構造設計課主席
[*2] 名古屋航空宇宙システム製作所ヘリコプタ技術部構造設計課
[*3] 名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体強度研究課主席

図２　MH2000 落下試験

MH2000 の落下試験（図２）[6] と川崎重工業（株）で実施した BK117 の落下試験 [7] の２例のみである．これらは，いずれも民間ヘリコプターであり，落下速度 7.9 m/s 前後で実施しており，軍用ヘリコプターの要求である落下速度 12.8 m/s での試験実績はない．

本報の全機落下試験は，軍用ヘリコプターの乗員安全性を評価する上で，既存ヘリコプターの落下衝撃による損傷及び衝撃応答を把握すべく，国内初の落下速度 12.8 m/s の厳しい落下条件での試験を含め，世界的にも類を見ない同一機種８機による速度，形態及び落下姿勢を変えたパラメトリックな試験を行ったものである．

3. ヘリコプター落下試験における衝撃損傷

UH-1H 用廃機８機を用いて，落下速度，落下形態，落下時の姿勢角を変えた落下試験を実施し，機体構造の損傷及び衝撃応答データを取得した．

(1) 試験期間

平成 18 年 9 月 27 日～平成 19 年 3 月 1 日

(2) 試験場所

三菱重工業㈱名古屋航空宇宙システム製作所
飛島工場　臨時落下試験場（図３）

図３　飛島工場 臨時落下試験場

(3) 試験条件

試験条件を表１に示す．

表１　落下試験条件

試験ケース	#1	#2	#3	#4	#5	#6	#7	#8
落下角度	垂直					複合角	垂直	
落下速度　(m/s)	8.1	7.9	13.1	10.6	9.8	垂直：8.4 水平：5.1	8.7	10.2
落下時ピッチ角（°）	−0.5	−0.9	−2.0	−0.8	+0.2	+2.8	−0.7	−6.2

（注）試験ケース＃7のみスキッド装着
試験ケース＃8のみピッチ角−5°

(4) 試験

供試機の基本形態を図４に示す．

機体に計装したひずみゲージ及び加速度計で衝撃応答データを取得するとともに，側方（全景及び胴体構造拡大）及び前方（コックピット拡大）より高速度カメラで変形挙動を撮影した．

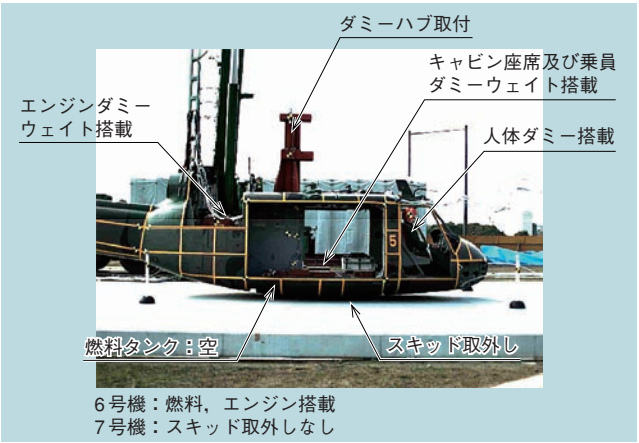

図４　供試機の基本形態

●垂直落下試験

試験セットアップを図５に示す．

クレーン１台で供試機を吊り上げ，所定の高さから鉄筋コンクリート製の試験台に自由落下させた．

図５　試験セットアップ－垂直落下試験

●複合角落下試験

試験セットアップを図６に示す．

クレーン２台を用いて，供試機を振り子で試験台に落下させた．

図６　試験セットアップ－複合角落下試験

(5) 試験結果及び評価

軍用ヘリコプターに対する落下速度 12.8 m/s（実測：13.1 m/s）における損傷状況を図７に示す．コックピット後方フレームの座屈に伴う乗員空間の大きな残留変形，後方バルクヘッド下部のつぶれ，コックピット上部構造の落ち込み，コックピット下部構造のつぶれ等の損傷データが取得できた．

高速度カメラによる落下時の最大変形の状況を図８に示す．後方バルクヘッド下部のつぶれや残留変形を大きく上回るコックピット上部構造の変形を確認することができた．

図７　損傷状況（垂直落下試験＃３：12.8 m/s）

落下衝撃損傷及び衝撃応答評価のため，実機を三次元計測したデータを基に，図９に示す LS-DYNA モデルを作成した．

図 10 に落下速度 10.2 m/s での LS-DYNA 衝撃解析結果と落下後の損傷状況との比較を示す．各部位の

図８　落下時最大変形状況（垂直落下試験＃５：10.2m/s）

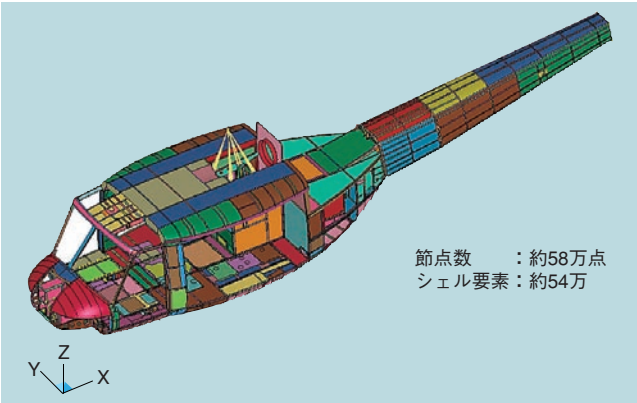

図９　LS-DYNA 解析モデル

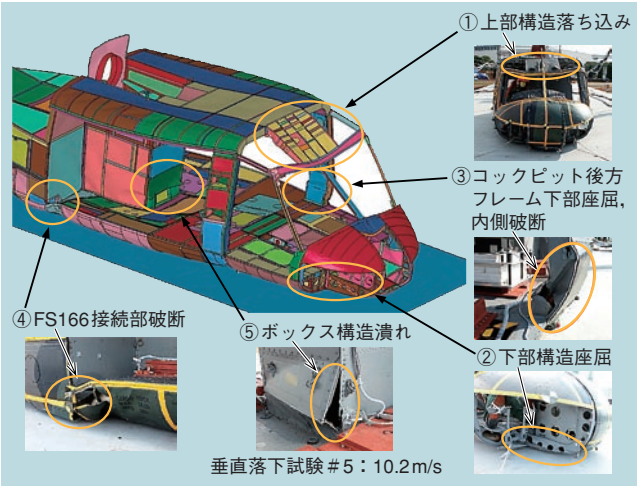

図 10　解析結果と損傷状況の比較

損傷をおおむね模擬することができた.

試験ケース#1～5の床面加速度に関するLS-DYNA解析結果と試験結果との比較を図11に示す.試験ケース#3を除き解析と試験は良い一致を示した.試験ケース#3ではコックピット後方フレームの大きな座屈変形や床下構造の大きなつぶれに伴う底付きにより,試験結果の加速度がLS-DYNA解析結果に比べて過大になったものと推定する.

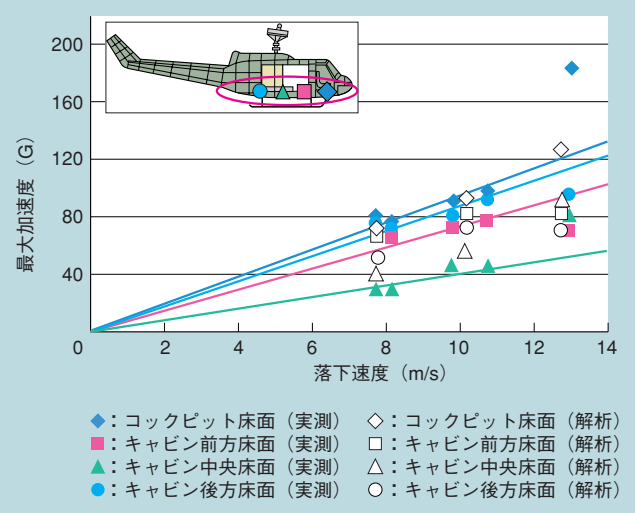

図11　解析結果 床面最大加速度

4. 耐衝撃性構造の試作

本報で紹介した全機落下試験の結果は,他の関連試験結果とあわせて,乗員保護のための保護殻構造と落下衝撃を吸収する衝撃吸収構造要素を床下に搭載した耐衝撃性部分構造供試体（図12）[5]の設計に反映,試作し,平成20年3月納入を完遂した.

図12　部分構造供試体外観

5. ま　と　め

既存機全機落下試験を通じて,既存ヘリコプターの不時落下時の衝撃損傷について把握するとともに,LS-DYNAによる落下衝撃応答解析技術の向上を図ることができた.

今回納入した部分構造供試体は防衛省航空装備研究所にて性能確認試験を行い,設計の妥当性の確認を通じて,耐衝撃性向上に向けた技術資料を得る予定である.

この性能確認試験を確実に支援し,耐衝撃性構造技術構築を通して,ヘリコプターの乗員安全性向上に貢献していきたい.

参　考　文　献

(1) MIL-STD-1290A, "LIGHT FIXED AND ROTARY-WING AIRCRAFT CRASH RESISTANCE"
(2) JSSG-2010-7,"CREW SYSTEMS CRASH PROTECTION HANDBOOK"
(3) MIL-S-58095A,"SEAT SYSTEM: CRASH RESISTANT, NON-EJECTION, AIR CREW, GENERAL SPECIFICATION FOR"
(4) 大貫修平,“既存ヘリコプターの落下衝撃試験について”,防衛技術ジャーナル（2008）
(5) 伊藤真他,“既存ヘリコプターの落下衝撃試験について”,第46回飛行機シンポジウム（2008）
(6) 少　路　他,“FULL-SCALE CRASH TEST OF CIVIL HELICOPTER AT JAXA”, 25th INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES
(7) 林他,“航空機の耐衝撃性向上のための実機クラッシュ試験・解析研究に関する当社の取り組み”,第46回構造強度に関する講演会講演集（2004）

田中豊己

丸山浩宜

樋口尚希

遠山茂登伺

荻野貴美子