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ー

Helicopter Crew Survivability -Existent Helicopter Drop Test -

田中豊己*1 Atsumi Tanaka 遠山茂登伺*3 Motoshi Toyama 丸山浩宜*² Hironori Maruyama 樋口尚希*² Naoki Higuchi

³ 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⁾⁶⁾.

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



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,いずれも民間へリコプターであり,落下速度7.9 m/s 前後で実施しており,軍用へ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.



因4 供試展の基本が

●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 試験セットアップー垂直落下試験

●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 試験セットアップー複合角落下試験

(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



図7 損傷状況(垂直落下試験 # 3:12.8 m/s)

ことができた.

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



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)⁵⁵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)



读山茂登伺







荻野貴美子



樋口尚希