

「ロボット・ドローンが活躍する 省エネルギー社会の実現プロジェクト」

事業原簿【公開】

6. 目標及び達成状況の詳細 (1/3)

6.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

	担当部	国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構 ロボット・AI部	
--	-----	---	--

—目次—

6.	目標及び達成状況の詳細	
6.1.	研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」	
6.1.1.	性能評価基準等の研究開発	
6.1.1.1	無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発	6-1
6.1.1.2	無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発	6-31
6.1.1.3	インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発	6-136
6.1.1.4	調査用無人航空機の評価手法の研究開発	6-181
6.1.1.5	陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発	6-222
6.1.1.6	各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発	6-242
6.1.1.7	目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準	6-269
6.1.2.	省エネルギー性能など向上のための研究開発	
6.1.2.1	特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発	6-487
6.1.2.2	長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発	6-488
6.1.3.	無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発	
6.1.3.1	高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発	6-511

6.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

6.1.1. 性能評価基準等の研究開発

6.1.1.1 無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施先：株式会社自律制御システム研究所)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

昨今のネットショッピングの利用増加に伴い、個別宅配件数は著しく増加しており、利用者が宅配を依頼した後に実際に受け取るまでの時間差は物流業界で大きな課題となっている。特に2017年に問題となった宅配クライシスは、ドライバー等の人的資源の不足、またそれに伴う財政的資源の確保が困難となる中で、利用者が受け取ることができず再宅配になる件数は全体の約20%程度まで増加しドライバーの負担を圧迫したことが原因である。その一時的な対策としてコンビニエンスストアでの受取代替や宅配ボックスの設置等もあるが、いずれも根本的な解決には至っていない。また定期航路が少ない離島や高齢化が深刻な山村等においては在住者の購買自体が難しいという問題も益々深刻化してきている。

このような中、小型無人航空機を活用した宅配業やインターネットサービス業等への代替又は事業化支援は、物流拠点における業務効率化のみならず、渋滞の緩和、離島や山村等へのサービス格差是正等を解決することが期待され、またラストワンマイル、すなわち物流業者と利用者を結ぶ最後の区間において掛かる人的及び財政的資源に関する根本的な解決を図ることが期待される場所である。また第2回未来投資に向けた官民対話において、「早ければ3年以内に無人航空機を活用した物流の実現を目指す」方針が表明され、国土交通省が進める小型無人航空機を活用した過疎地等における物流システムが検証されている中、本研究開発は小型無人航空機を活用した物流分野の性能評価手法を確立し、福島ロボットテストフィールド等で求められる性能試験の実施を経て長距離の物流システム事業化への貢献を目標としている。

本研究開発では、物流システム事業のサービス向上と新たな市場創出のために、物流ユーザーのニーズに適合した機能及び性能と安全性能として求められる機能要件の洗い出し、物流における小型無人航空機の性能評価基準検討を実施した。検討の過程においては試験方法の妥当性(現実性)を検証するための実証実験も実施した。

現在の小型無人航空機の運用は、空撮業をはじめ、農業、計測業、インフラ点検等、操縦者から直接見える約200m以内の目視内飛行が殆どを占める。しかし、物流業での利用はそれらとは異なり長距離での運用を余儀なくされるため、長距離かつ目視外飛行の実現が必須となる。現行法に則った目視外飛行を行うためには、様々な規制や機体情報、状態映像等を伝送するための無線システムの上空電波強度限界等の制約がある。このような物流分野における運用面の特徴を技術要素として定義する場合、実際の運用者となる物流事業者が求めるスペックや異なる無人航空機を比較する際の選定基準となる項目という観点と、無人航空機の製造側であるメーカーの技術者が技術水準をベンチマークするための項目の観点という2つが存在する。本研究開発では両者が共通のモノサシで議論できる性能評価基準の導出を出発点としている。

また、本研究開発は図2.1.1.1-1に示した「空の産業革命に向けたロードマップ」では環境整備の一部として位置付けられており、その成果が第三者上空等に求める要件の検討や目視外飛行等に係る審査要領の改訂、そして福島ロボットテストフィールド(以下、福島RTF)の整備へとフィードバックされることも本研究開発を推進する目的のひとつである。

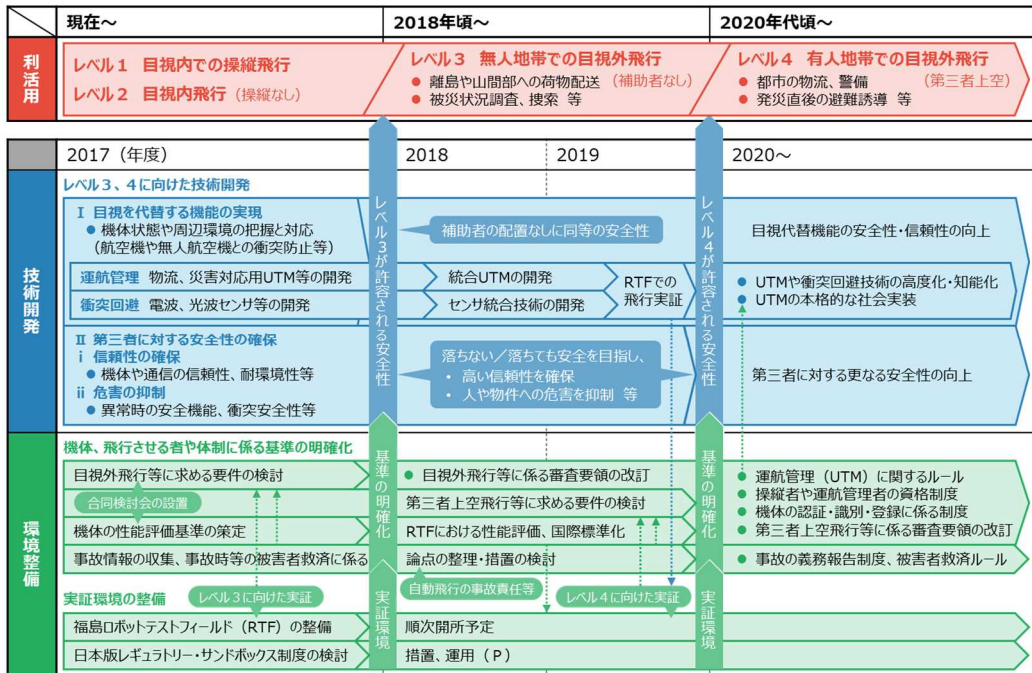


図 2.1.1.1-1 空の産業革命に向けたロードマップ (出展：内閣府 HP)

研究の推進に当たってはメーカー、ユーザ、有識者の声を反映させるため、定期的に「無人航空機性能評価基準検討委員会」の場において進捗を確認いただき、効率的かつ効果的な研究開発を実施した。研究開発のフローを図 2.1.1.1-2 に示す。

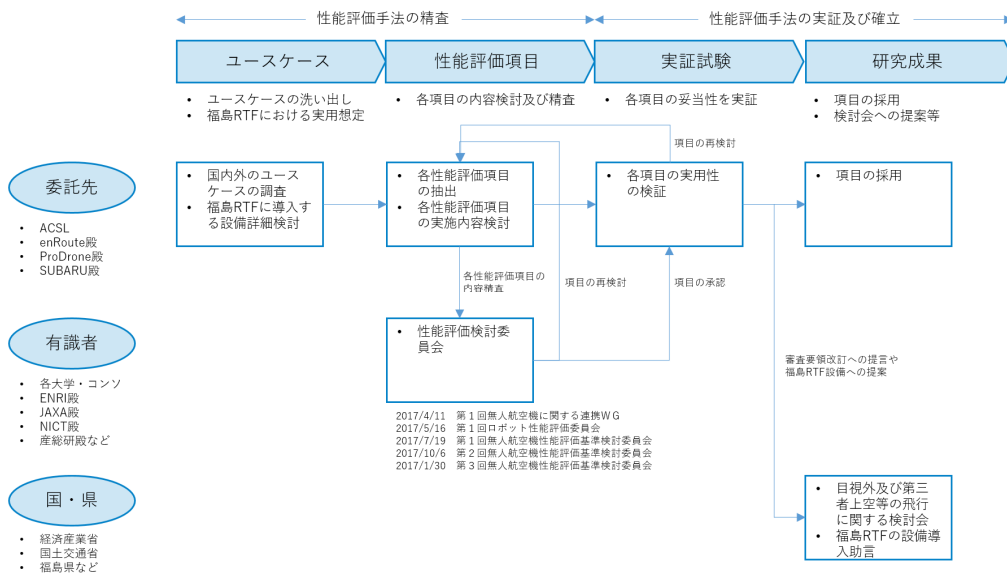


図 2.1.1.1-2 研究開発フロー

本研究開発では下記表 2.1.1.1-1 に記載の小型無人航空機評価試験を行い、それぞれの評価項目についての評価基準案を検討した。

表 2.1.1.1-1 実施試験項目一覧

	項目	試験	実施場所
A	安全性能	空気抵抗終端速度計測	福島 RTF
		パラシュート終端速度計測	福島 RTF
		鉄平板損傷非破壊検査	JSR
B	航続・離着陸性能	飛行・着陸精度計測	福島 RTF
C	長距離飛行性能	消費電力計測試験	JAXA 調布
D	環境負荷性能	騒音計測	産業技術研究センター
E	耐環境性能	電磁界ばく露試験	電力中央研究所
		EMC 試験	SGS ジャパン
		バッテリー性能試験	ダイヤサービス

A) 安全性能

① 落下終端速度

直径 1m 程度、重量 8kg の小型無人機を、高度 150m から自由落下および安全装置（パラシュート）展開の条件で落下試験を実施。結果は、自由落下で終端速度は 15m/s 程度、パラシュートで 5m/s で収束し、落下時の運動エネルギーはそれぞれ 850J 程度と 87J 程度となった。評価基準には無人航空機の安全基準で広く用いられている運動エネルギーでの評価を提案。ランク分けは頭部衝突時の致死基準である 80J という値を設定根拠とした。

② 落下時の鉄平板損傷度合

直径 1m 程度、重量 8kg の小型無人航空機を、高度 55m から鉄平板上に自由落下させ、鉄平板の損傷度合を検査した。検査結果では、接触部 32 箇所のうち、13 箇所まで 0.1mm 以下の凹みが見られ、溶接部に損傷は認められなかった。機体が鉄板に衝突することによる損害は限定的であると結論付け、安全性能の評価試験方法として基準書に含めなかった。

B) 航続・離着陸性能

GPS による測位結果で制御される小型無人機を一方からの外乱影響を最小化するため東西南北に自律飛行・離着陸させ、小型無人機単体の飛行精度の測定を行った。平均風速 5m/s 程度の環境下で、最大誤差は 0.7m、平均誤差は 0.3m 程度であった。この結果を元に、同様の試験方法および平均誤差を評価基準として提案。ランク分け

は離着陸場の面積を元に設定した。

C) 長距離飛行性能

風洞実験において 3 社の無人航空機を飛行させ、消費電力を測定。どの機体も概ね、10-12m/s で消費電力最小(=最大飛行時間)となり、17m/s で最大飛行距離を実現できることが分かった。機体構成に関わらず、同様の結果が求められたことから試験方法として風洞で行う妥当性を確認した。飛行速度、ペイロードによって評価する軸が異なるため、ランク分けを実施せず、これらの各値での飛行可能距離を表にし、当該機体の飛行性能とすることを合わせて提案した。

D) 環境負荷性能 - 騒音

無響室において無人航空機を架台に固定し、ホバリング想定で機体周囲 12 点の騒音測定を行った。測定する角度によって結果は大きく異なり、最大で 80dB (上下 45° 方向)、最小で 70dB (水平方向)となった。試験方法として機体より 3m の上下中央 3 点において騒音を測定し、A 特性騒音レベルを評価基準として提案した。ランク分けは環境基準の値を根拠に設定した。

E) 耐環境性能 - 耐電磁界、耐温度

① 耐電磁界性能

予備試験として EMC 試験を実施し、高電圧送電線が発生する周波数の電磁ノイズに対する小型無人機の影響を確認した。試験から 50/60Hz の周波数では目立った影響が認められなかった。次に実際に無人航空機を高圧送電線に近づける電磁界曝露試験を行った。電界 500kV、磁界 100 μ T において、電界試験では 80cm において電源喪失、磁界試験では地磁気を用いた制御では離隔 20m 相当の磁界でセンサ異常(方位誤差により飛行困難)が発生することが分かった。飛行時と架台固定時で結果に差異がなかったことから、試験方法として、架台固定状態で上記試験を実施し、センサ異常が認められる距離を安全離隔距離として評価基準に用いることを提案した。点検やその他の運用方法における高圧送電線との距離を元にランク分けを行った。

② 耐温度性能(バッテリー試験)

各試験項目における試験方法の検討に際し、気温によるバッテリー特性の変化を定量的に検証する試験を実施した。試験条件として考えられる、マイナス 20°C から 40°C の環境下で一定負荷を印可し放電時間と各時刻における電圧値を計測した。試験の結果から低温環境下(マイナス 20°C から 10°C)においては一般的な試験場所の標準状態である 25°C の結果と大きく乖離することが分かった。この結果から各試験項目の実証実験実施時には低温環境における値でないことを確認した結果のみを採用した。

(2) 研究開発目標と根拠

1. ユースケースの分析

物流に関わる性能評価基準の項目について検討するために物流分野における無人航空機を用いた事例を研究し、ユースケースを導出した。ユースケース導出においては、楽天株式会社（以下、楽天）が取り組んでいるサービス（事業名：楽天ドローン）に関するヒアリング等を通して検討した。楽天の主な取組事例は以下のとおりである。

取組 1. 千葉県のカメルリゾートゴルフ場内の宅配（2016年4月から現在）

取組 2. 福島県南相馬市でのローソンと共同で実施する宅配（2017年10月から現在）

これらは事業化されているとはいえ、いずれも第三者の進入が最小化できる環境や非人口密集地など限定的な運用である。またターゲットとしているのはラストワンマイルを想定した、2kg～2.5kgのペイロードの配達である。



図 2.1.1.1-3 楽天ドローンの運用のイメージ（出展：ITmedia 他）

ヒアリングの結果、物流分野でのドローン活用における課題として抽出した内容は以下のとおりである。

表 2.1.1.1-2 無人航空機を利用した物流における課題

項目	現状	課題
長距離運用	外部からの監視が必要なため、目視外運用が容易ではない ペイロードによって飛行できる距離が異なる	補助者や監視カメラに頼った監視 ペイロードに応じた機体スペックの明確化
飛行安全性	落下の可能性は無視できるほどではない	落ちても安全と断言できる基準 パラシュート等の搭載
飛行 / 離着陸精度	機体の運用は各運用者の管理 第三者が存在する場所での飛行及び離着陸は安全上困難	単機による運用 余裕を持った経路や離着陸エリアの確保

2. 研究開発項目の導出

ユースケースの分析から物流分野特有の機体性能評価基準を研究開発項目とした。本性能評価の試験は主に福島 RTF での運用を想定した。福島 RTF における想定は以下のシナリオである。

区間：福島県南相馬市～浪江町間の最大 13km 程度

ペイロード：最大 2.5kg 程度

飛行経路：第三者の進入を最小化した経路で飛行

物流用途を想定した各検証項目を図 2.1.1.1-4 に示す。

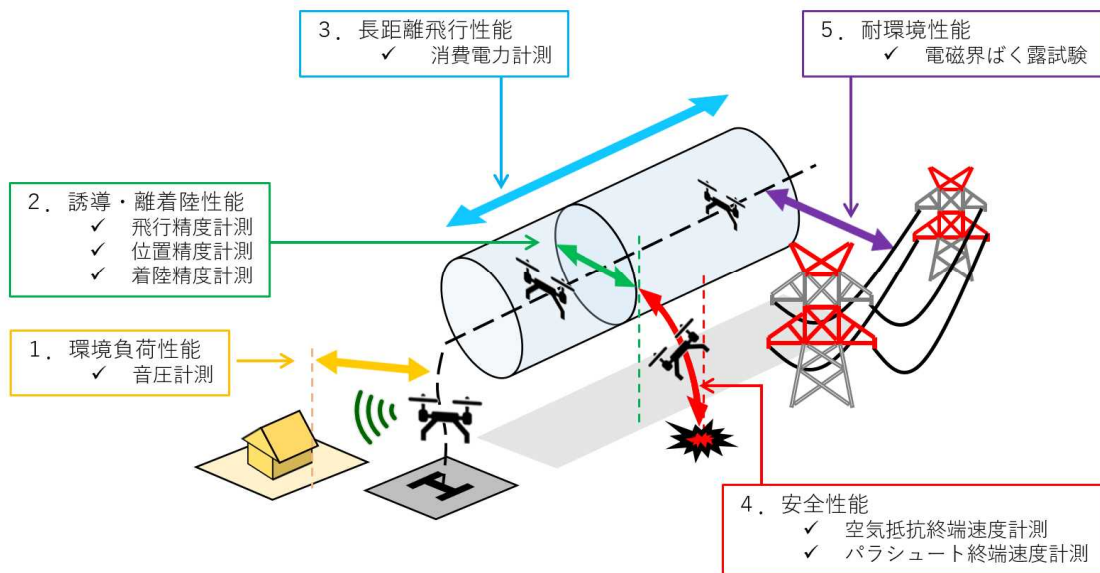


図 2.1.1.1-4 想定するシナリオと研究開発項目

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

表 2.1.1.1-3 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
① 目視外飛行実現のための制度的課題解決に向けた検討	→			
② 性能評価手法のブラッシュアップ	→			
③ 試験方法及び測定項目の見直し	→			
④ 無人航空機の安全性能に関する試験		→		

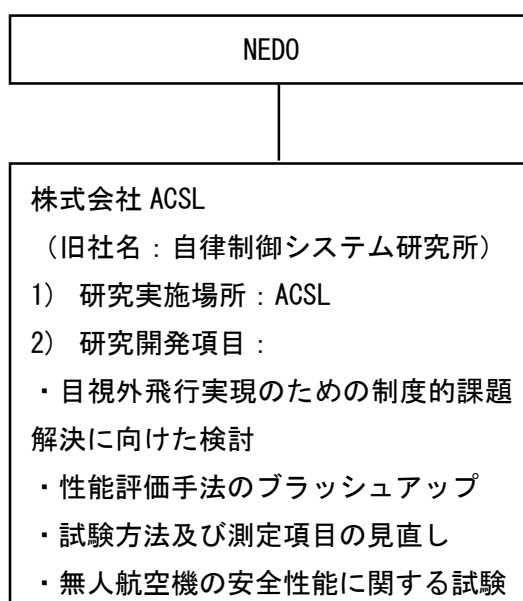


図 2.1.1.1-5 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

本研究開発では無人航空機の利活用ロードマップにおけるレベル3の実現に向けて、特に、物流分野のための無人航空機の安全性に関する検討を実施し標準的な性能評価試験方法等の妥当性の検証を含む3つの項目において活動を実施してきた。実施計画書内容に対応する達成事項を以下の表 2.1.1.1-4 に示す。

表 2.1.1.1-4 研究開発事項の達成状況

最終目標	成果	達成度	備考
(1) 補助者なし目視外飛行実現のための制度的課題解決に向けた検討	<ul style="list-style-type: none"> ・ 実際にサービスインを行う企業と意見交換を行い、現状の課題整理と解決に向けた対策を検討した。 ・ 他の無人航空機メーカーと協力し、目視外及び第三者上空等の飛行に関する検討会へ試験結果を報告と施策提言を行った。 	○	
(2) 試験方法及び測定項目の策定	<ul style="list-style-type: none"> ・ 性能を評価するための<u>試験方法と測定項目</u>を策定した。 ・ <u>性能評価検討委員会</u>において、性能評価基準項目、試験方法、測定項目の精査を実施した。 ・ <u>福島 RTF に導入される設備</u>について、ユーザ側の意見として設備の詳細な部分を助言した。 	○	
(3) 無人航空機の性能評価に関する試験	<ul style="list-style-type: none"> ・ 以下の<u>五種類の試験を実施</u>してデータを解析し、性能評価手法の妥当性を検証した。 ・ このうち、2と4については<u>福島 RTF 予定地</u>で実施した。 <ol style="list-style-type: none"> 1. 環境負荷性能（音圧計測試験） 2. 誘導・着陸性能（飛行精度・位置精度・着陸精度計測試験） 3. 長距離飛行性能（消費電力計測試験） 4. 安全性能（終端速度計測試験） 5. 対環境性能（電磁界ばく露試験） 	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

1. 検証予備試験

A. バッテリー

小型無人航空機の動力源の多くはバッテリーである。これは小型軽量でありながら比較的大きなエネルギー密度をもち、かつ取り扱いが容易であることに起因する。ただし多くの無人航空機に用いられている LiPo バッテリーは、事故があった際に発火する危険があり安全対策は必須である。加えて温度による性能のバラツキが大きいため、この温度特性を正しく把握せずに標準的な試験方法を策定するのは困難である。検証試験の実施にあたっては、福島 RTF をはじめ様々な屋外フィールドにおいて試験を実施するため、試験時の気温により試験結果が再現性の無いものにならないように予めバッテリーの温度特性を詳しく検証した。表 2.1.1.1-5 に試験概要を示す。

表 2.1.1.1-5 バッテリー検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 30 年 1 月 10 日～1 月 29 日
試験場所	自律制御システム研究所内の敷地に設置した恒温槽
試験方法	恒温槽において複数温度環境下でバッテリーの放電を行い、その際の出力特性を計測する。
測定項目	放電電圧 (V)

試験結果を図 2.1.1.1-6 に示す。この結果より、バッテリーの放電特性は温度に大きく依存することが確認できた。また -10°C 以下の場合、使用開始と同時に飛行不可となる基準を下回る電圧となることが確認できた。ただし、今回の性能評価基準の各項目の検証試験を行うことを想定する気温の範囲($0\sim 25^{\circ}\text{C}$)では特性に大きな問題は無い。また使用前にあらかじめバッテリーを保温することで特性を一定にできるので、試験への影響は最小化できることも確認できた。

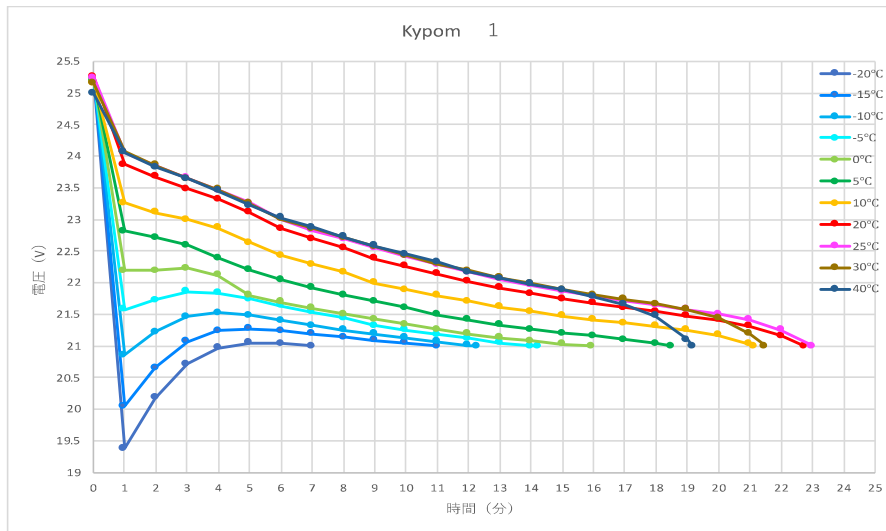


図 2.1.1.1-6 バッテリ検証試験結果

B. 振動試験

各飛行試験において機体の構造特性に起因する影響を最小化するために、供試体である PF1 の振動試験を実施した。これは通常の飛行状態ではなく、架台に固定した状態で実施する試験（後述の、「音響計測試験」および「電磁界ばく露試験」）において、機体振動特性が試験結果に影響を及ぼすか否かを確認する目的と、試験に用いる架台の構造的強度を算出するために実施した。表 2.1.1.1-6 に試験概要を、図 2.1.1.1-7 に振動試験の固定方法を示す。

表 2.1.1.1-6 振動試験概要

項目	内容
試験日時	平成 30 年 1 月 31 日
試験場所	都立産業技術研究センター 振動試験室
試験方法	無人航空機を脚部において固定し、3~500Hz の範囲で加振し、機体振動特性を取得する。
測定項目	共振周波数 (Hz)

振動試験1:脚部固定

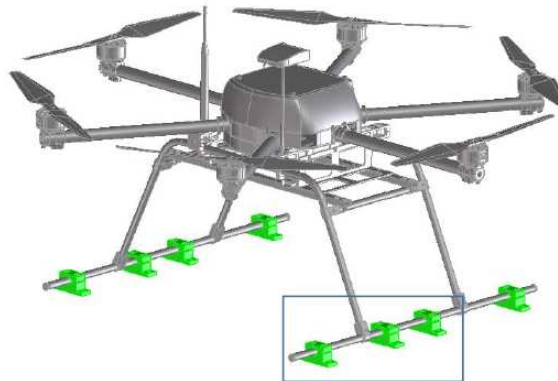


図 2.1.1.1-7 振動試験の固定方法

試験の結果を図 2.1.1.1-8 に示す。この結果より、機体振動特性を明らかにすることができ、合わせて、機体特性が飛行中と大きく異なることも確認できた。

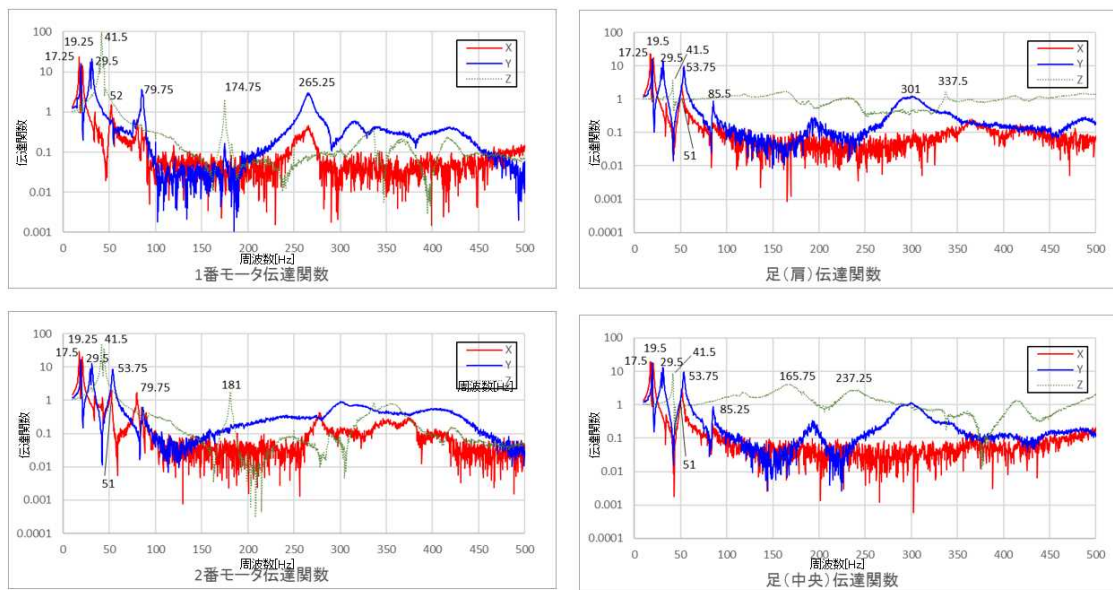


図 2.1.1.1-8 振動試験結果

2. 環境負荷性能

騒音は現状の法規制においても様々な制約が存在するため、無人航空機から発生される騒音は、どのような特性をもっており、騒音規制に照らし合わせた際に、どれほどのレベルのものであるかの検証が必要である。表 2.1.1.1-7 に試験概要、図 2.1.1.1-9 に試験の様子を示す。

表 2.1.1.1-7 音響計測試験概要

項目	内容
試験日時	平成 29 年 10 月 18 日～19 日
試験場所	都立産業技術研究センター 無響室
試験方法	無人航空機を架台に固定した状態でロータを回転させ、機体横方向の 9 地点で音圧レベルを測定する
測定項目	音圧レベル(dBA)

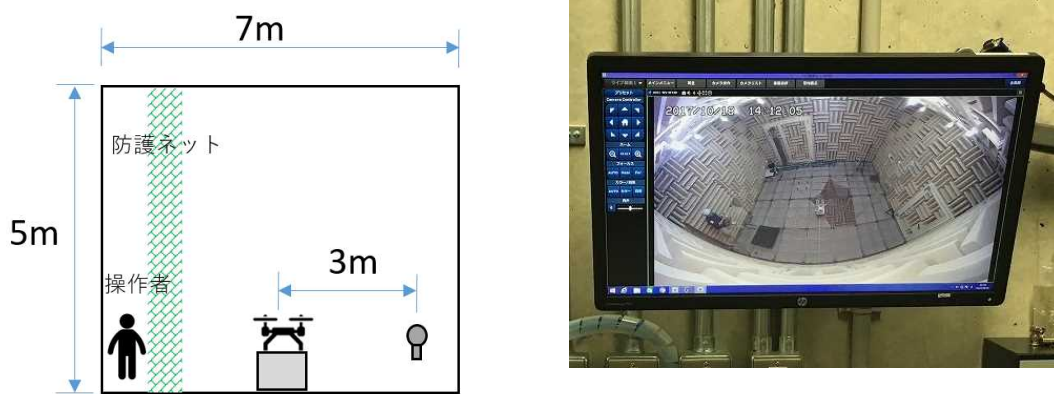


図 2.1.1.1-9 騒音計測試験のセットアップと試験を実施している様子

試験結果を図 2.1.1.1-10 に示す。この結果より、音圧レベルは機体上部および下部方向で大きく発生し、ロータ面では小さくなることが分かった。PF1 においてはその差が約 11dB となった。これは人間が感じる音の差で 10 倍以上の音の違いがあるということである。離着陸時の周辺家屋に対する騒音は機体下部から発生する音量が影響することになるため、無人航空機が発生する騒音の指向性を理解することは重要である。



図 2.1.1.1-10 音圧を測定した点とそれぞれの点での音圧レベルの比較

検証試験結果から導出した試験方法を表 2.1.1.1-8 に、ランク分けを表 2.1.1.1-9 に示す。検証試験結果より、騒音特性を把握するためには上下と中央を測定すれば良いため測定点は 3 点としている。なお測定点の距離を 3m としているため、実際の敷地境界での騒音レベルを計算する際は次式を用いることができる。

$$L_2 = L_1 - 20 \log(r_2^2/r_1) \quad (1)$$

ここでは L_2 が敷地境界における音圧レベル、 r_2 が音源である無人航空機から敷地境界までの距離である。また L_1 は本試験における測定点での音圧レベルで r_1 が測定点までの距離(3m)である。

表 2.1.1.1-8 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 無響室内にマイクを無人航空機から 3m 地点でロータ面、上部 45 度方向、下部 45 度方向の 3 方向に設置する。 2. 無人航空機をホバリングさせた状態で、20kHz までの音圧を測定する。架台に固定した場合については、事前にホバリング時のプロペラ回転数を把握し再現することとする。 3. 測定した音圧は JIS C 1502-1990 規格に則った A 特性音圧とする。
測定項目	3 か所での音圧 (dBA)
必要設備	無響室

表 2.1.1.1-9 ランク分け

ランク	基準 (閾値)	基準 (閾値) の考え方
0	100dBA>	(参考) 電車が通る時のガード下
1	90dBA	(参考) 騒々しい工場内
2	80dBA	(参考) 窓を開けた地下鉄の車内
3	70dBA	幹線交通を担う道路に近接する空間における屋間の基準値 (福島県環境条例)
4	60dBA	福島 RTF (第三種地域) における屋間の基準値 (福島県環境条例)
5	50dBA	環境基本法における AA 地域・昼間の基準値
6	40dBA	環境基本法における AA 地域・夜間の基準値 (法令で定められている最も厳しい値)

3. 誘導・離着陸性能

無人航空機を目視外または第三者上空飛行させる場合には、予め規定された飛行航路に対してどれほどの精度で飛行可能かを把握することが重要である。また、配達先などで無人航空機が離着陸する場合には、安全確保のための空間的要件の導出も必要であり、離着陸場形状を定義する重要な指標となるため、誘導精度とともに離着陸精度も評価することが必要である。表 2. 1. 1. 1-10 に試験概要を、図 2. 1. 1. 1-11 に飛行経路図を示す。

表 2. 1. 1. 1-10 誘導・離着陸精度検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 29 年 12 月 18 日～20 日
試験場所	福島ロボットテストフィールド
試験方法	無人航空機を規定の飛行ルートで飛行させ、機体に搭載された位置測位装置、機体自体が誘導された位置、および外部から観測した機体位置の誤差を計測する。
測定項目	最大誤差 (m)、着陸時の位置精度と誤差の方角 (m. deg)

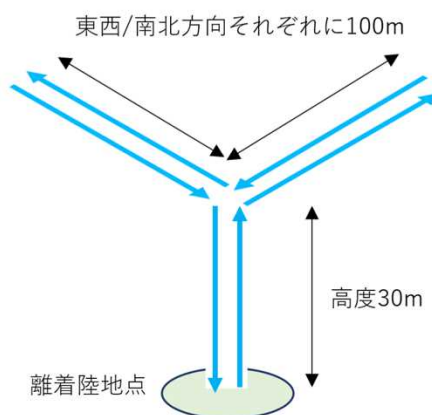


図 2. 1. 1. 1-11 誘導・離着陸精度検証試験に用いる飛行経路図

試験結果を表 2. 1. 1. 1-11 に、3 次的に表現した飛行の経路を図 2. 1. 1. 1-12 に示す。本試験は屋外で行うため外乱による結果のばらつきが生じる。そのため、試験を 4 回繰り返すことで結果を平均化した。測位装置には GNSS や準天頂衛星があるが、これらは測位時刻や環境によって誤差が変動する。そこで無人航空機自身の性能を把握する際は誘導精度に注目する。ただし、実運用において機体位置は測位装置による誤差も加味したものにすることに注意することが必要である。

表 2.1.1.1-11 誘導・離着陸精度検証試験結果

	東西方向		南北方向		着陸	平均風速 (開始時)
	位置精度	誘導精度	位置精度	誘導精度	位置精度	
1 回目	0.67m	0.42m	1.00m	0.67m	250° , 1.5m	249° , 5.5m/s
2 回目	1.05m	0.29m	1.19m	0.70m	240° , 2.2m	234° , 3.9m/s
3 回目	1.13m	0.63m	1.08m	0.70m	220° , 0.9m	208° , 4.5m/s
4 回目	1.45m	0.40m	1.02m	0.37m	175° , 0.9m	204° , 2.6m/s
平均	1.08m	0.43m	1.07m	0.61m	N/A, 1.34m	N/A

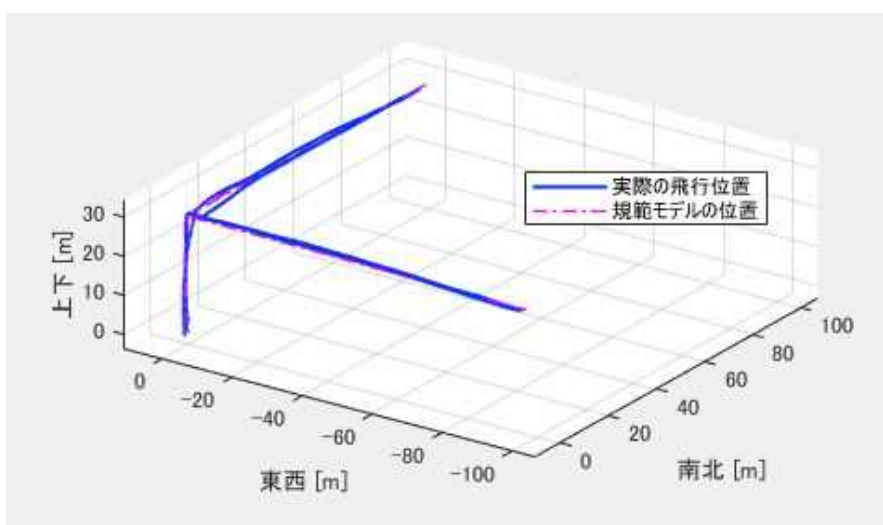


図 2.1.1.1-12 3次元飛行軌跡

検証試験結果より導出した試験方法を表 2.1.1.1-12 に、ランク分けを表 2.1.1.1-13 に示す。性能評価基準においては位置精度ではなく、無人航空機の制御方法に由来する誘導精度のみを見ることとした。測位装置の性能である測位精度は別途検証するものとする。

表 2.1.1.1-12 試験方法

項目	内容
試験方法	<p>1. 無人航空機を離陸後 30m の高度において東西／南北方向へそれぞれ 100m 移動する飛行経路で自律飛行させる。</p> <p>2. 無人航空機が規定の飛行経路を飛行する際、計測器で位置を外部から測定する。</p> <p>3. 各移動について無人航空機の位置と計画されていた位置との差異を平均誤差で評価する。</p>
測定項目	飛行経路における機体位置と目標位置の最大誤差 (m)
必要設備	100x100m 程度の広さが確保可能なフィールド

表 2.1.1.1-13 ランク分け

ランク	基準(閾値)	閾値の考え方
0	誘導精度は 水平 : 50m 超、垂直 : 100m 超である	ランク 1 を満たさない無人航空機を想定して設定した。誘導精度が明示されていない無人航空機はこのランクに該当する
1	水平 : 50m、 垂直 : 100m の誘導精度 を有する	水平精度は米国規定上の GPS の最大誤差として設定。垂直精度は、GPS や準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の 1.5~2 倍程度であることから垂直精度の 2 倍の値として設定した。
2	水平 : 5m、垂 直 : 10m の誘 導精度を有 する	水平精度は「ヘリポート」に着陸できる程度の精度として設定。垂直精度は GPS や準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の 1.5~2 倍程度であることから垂直精度の 2 倍の値として設定した。
3	水平 : 1m、垂 直 : 2m の誘 導精度を有 する	水平精度は「駐車場」に着陸できる程度の精度として設定。垂直精度は GPS や準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の 1.5~2 倍程度であることから垂直精度の 2 倍の値として設定した。
4	水平 : 6cm、 垂直 : 12cm の誘導精度 を有する	内閣府発行の「準天頂衛星システムの運用等事業 業務要求水準書(案)」のセンチメートル級測位補強サービスの静止体に対する要求精度に基づき設定した。
5	水平 : 1cm、	水平精度は RTK-GPS 相当の精度として設定。垂直精度は GPS や

	垂直：2cmの誘導精度を有する	準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の1.5~2倍程度であることから垂直精度の2倍の値として設定した。
--	-----------------	---

4. 長距離飛行性能

物流用途における無人航空機の実運用では、ペイロードである配達物の重量が飛行ごとに変化することが想定される。またペイロード重量は無人航空機の航続距離等の飛行性能と密接に関わっている。そのため、物流用途に特化した無人航空機の総合的な評価指標として、長距離飛行性能を評価することは重要である。表 2.1.1.1-14 に試験概要を、図 2.1.1.1-13 に試験の様子を示す。なお本検証試験では異なる機体構成やメーカーでも問題なくデータが取得できるかを確認するため、無人航空機メーカー3社で同様の試験を実施した。

表 2.1.1.1-14 長距離飛行性能検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 29 年 10 月 10 日～31 日
試験場所	JAXA 調布 6.5x5.5m 大型低速風洞
試験方法	無人航空機を大型低速風洞内で複数ペイロードおよび複数風速(飛行速度)の組み合わせで飛行させ、その際の消費電力を測定する。
測定項目	消費電力 (W)

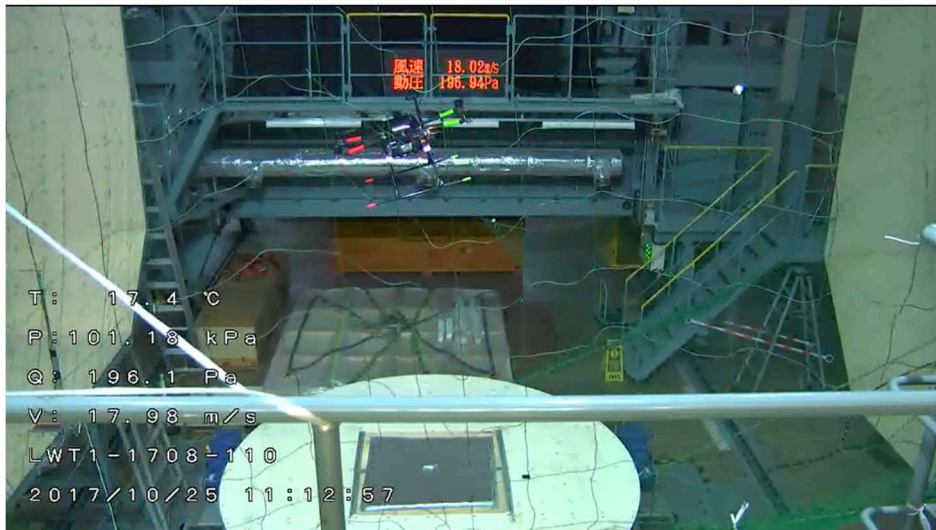


図 2.1.1.1-13 長距離飛行性能検証試験の様子

試験結果を図 2.1.1.1-14 から図 2.1.1.1-16 に示す。消費電力曲線は試験において実

測した電流値と電圧値の1分間の平均を用いて次式を適用し算出したものである。

$$P = VI \quad (2)$$

図 2.1.1.1-14 より、各機体はホバリング状態（飛行速度が 0m/s）から飛行速度の上昇に伴い消費電力が漸減し、およそ 10~12m/s で最低消費電力を記録している。

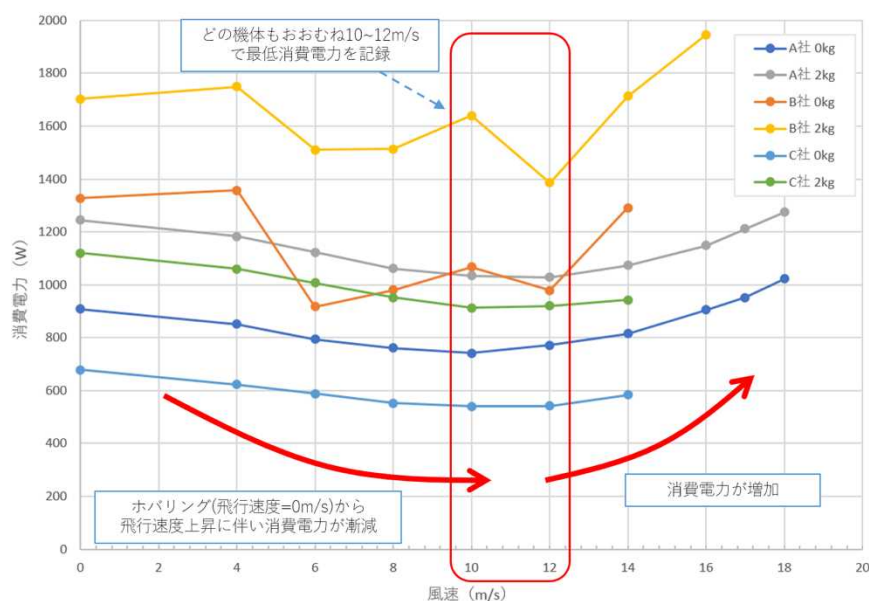


図 2.1.1.1-14 消費電力曲線

次に図 2.1.1.1-15 は飛行時間曲線を示す。これは搭載バッテリーの容量から電力量 E_{bat} を計算し、消費電力曲線で求めた消費電力を用いて理想的な飛行時間を用いて算出したものである。飛行時間 T_{flight} をバッテリーの持続時間とみなすと、次式を求めることができる。なおミッションプロファイルからバッテリー容量の 80% までの飛行時間での飛行距離を航続距離とみなすので、式ではその補正を行う。

$$E_{bat} = V_{bat} W_{bat} \quad (3)$$

$$T_{flight} = \frac{E_{bat}}{60 P} \times 0.8 \quad (4)$$

実際にはバッテリー特性は飛行時間に伴い変化するため、必ずしも飛行時間の実測値とは一致しない。図 2.1.1.1-15 より、どの機体もおおむね 10~12m/s で最長飛行時間を記録していることがわかる。

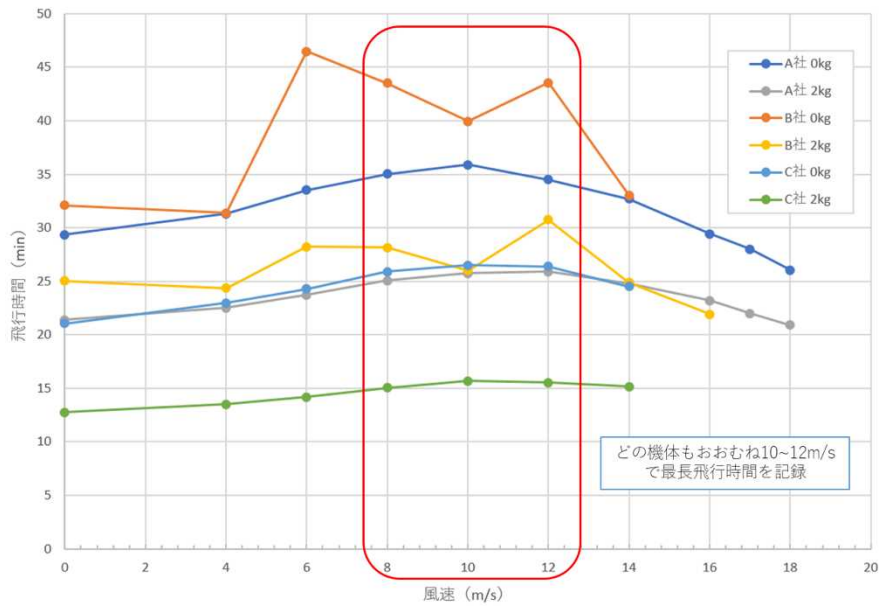


図 2.1.1.1-15 飛行時間曲線

次に図 2.1.1.1-16 は飛行距離曲線を示している。これは飛行時間曲線の結果を用いて算出したものである。距離は時間と飛行速度 U_{flight} の積になるので、航続距離 D_{flight} は次式で求めることができる。なお飛行時間曲線が理想的なバッテリー消費から算出されているため、飛行距離曲線も理想的な結果である。

$$D_{flight} = T_{flight} U_{flight} \quad (5)$$

図 2.1.1.1-16 より、どの機体においても、飛行可能距離は飛行速度の上昇に伴い線形的に増加し、今回試験した中では最大値を 17m/s で記録していることがわかる。

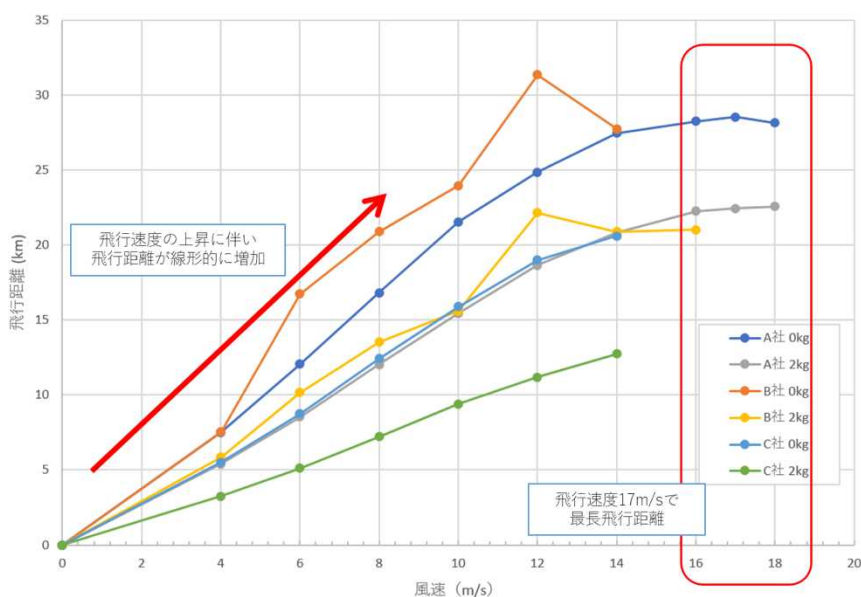


図 2.1.1.1-16 飛行距離曲線

本検証試験結果より導出した試験方法を表 2.1.1.1-15 に、ランク分けを表 2.1.1.1-16 に示す。本性能評価項目においてはランク分けではなく飛行時間と飛行距離を一元的に評価することができる性能評価マトリクスを用いて評価することを提案している。なお、ここでは性能評価マトリクスの使い方を分かりやすく示すため、25km 以上(実際は 20km であるがミッションプロファイルからバッテリー容量の 80%が巡航区間であると定義されるため $20/0.8=25$)の区間を緑色、南相馬市から浪江町間にあたる 16.3~25km(実際は 13km であるがミッションプロファイルからバッテリー容量の 80%が巡航区間であると定義されるため $13/0.8=16$)の区間を黄色、16.3km以下の区間を赤色で示した。

表 2.1.1.1-15 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 風洞内で試験を行う条件(飛行速度・ペイロード)の組合せを決定する。 2. 各条件において無人航空機を 1 分間飛行させ、その際の電流値と電圧値を記録する。 3. 測定結果より消費電力を計算し、飛行時間、飛行距離を推定する。
測定項目	消費電力(W)
必要設備	大型低速風洞

表 2.1.1.1-16 性能評価マトリクス

対気速度 \ ペイロード	0.0 kg	1.0 kg	2.0 kg
8 m/s	35 min (16.8 km)	29 min (13.9 km)	25 min (12.0 km)
10 m/s	36 min (21.5 km)	30 min (18.0 km)	26 min (15.5 km)
12 m/s	35 min (24.8 km)	30 min (21.5 km)	26 min (18.7 km)
14 m/s	32 min (27.5 km)	28 min (23.6 km)	25 min (20.8 km)
16 m/s	29 min (28.2 km)	26 min (24.9 km)	23 min (22.3 km)
18 m/s	26 min (28.1 km)	23 min (25.2 km)	21 min (22.6 km)

5. 安全性能

物流分野のみならず無人航空機の真の社会実装には安全性の担保が最重要課題である。本項目では現在の技術レベルと必要安全性のバランスに即した形で評価できる落下安全という部分に注目して性能評価手法の検討を行った。本性能評価にあたっては対人と対物の2つの観点での検証を実施した。まず対人想定で行った検証試験について記述する。表 2.1.1.1-17 に試験概要を、図 2.1.1.1-17 に試験の様子を示す。

表 2.1.1.1-17 安全性能検証試験概要 (対人想定)

項目	内容
試験日時	平成 29 年 9 月 17 日・10 月 7 日・11 月 5 日・平成 30 年 2 月 22 日・3 月 2 日
試験場所	福島ロボットテストフィールド
試験方法	・無人航空機を 150m の高度から落下させ、自由落下した場合と速度減速装置 (パラシュート) を利用した場合で落下速度や 2 次元的な落下位置の分散を計測する。
測定項目	終端速度 (m/s)、経過時間 (s)、落下位置 (m)

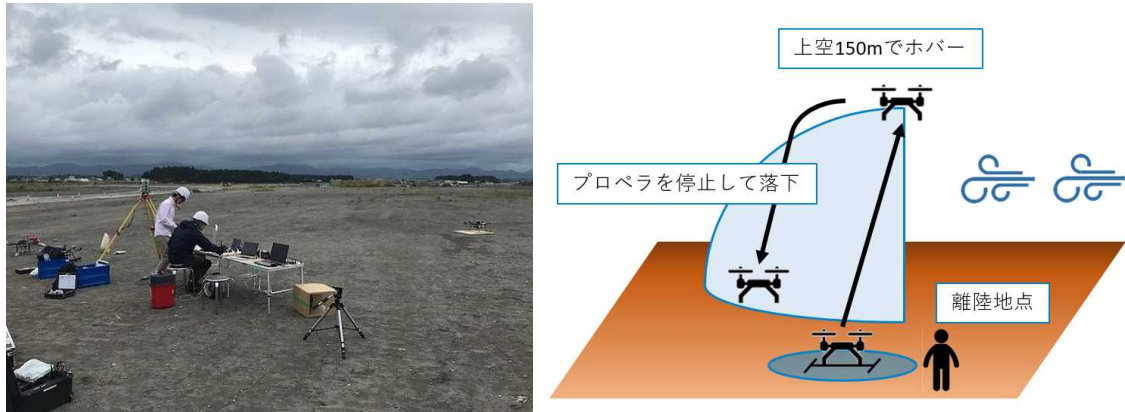


図 2.1.1.1-17 安全性能検証試験の様子(左)と概要図(右)

自由落下ケースの試験結果を図 2.1.1.1-18、パラシュートを開傘したケースの試験結果を図 2.1.1.1-19 にそれぞれ示す。なお落下高度は次式を用いて理論値を導出できる。

$$h(t) = \frac{m}{k} \ln \left(\cosh \left(t / \sqrt{m/gk} \right) \right), \text{ where } k = C_d \rho A / 2 \quad (6)$$

次に落下速度と経過時間をそれぞれ、次式を用いて求める。

$$v(t) = \sqrt{mg/k} \tanh \left(t / \sqrt{m/gk} \right) \quad (7)$$

$$t = \sqrt{m/gk} \operatorname{acosh} \left(e^{hk/m} \right) \quad (8)$$

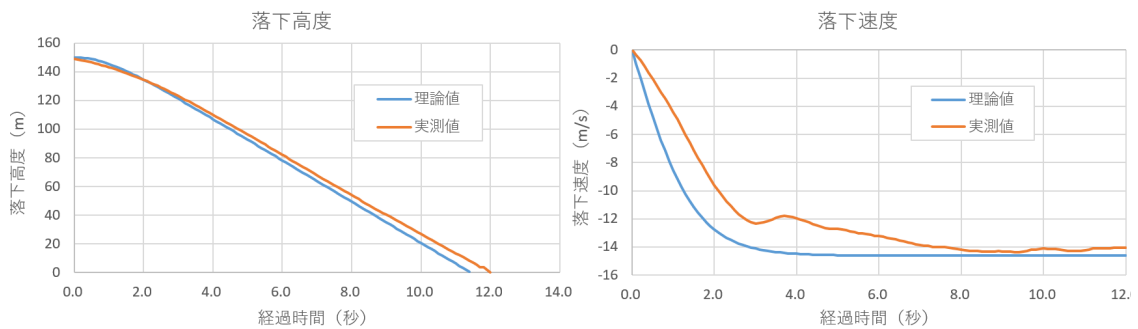


図 2.1.1.1-18 自由落下の試験結果

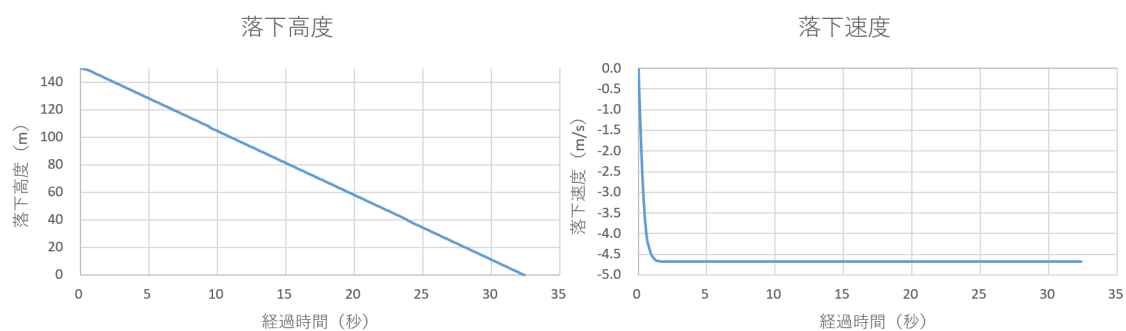


図 2.1.1.1-19 パラシュート開傘の試験結果

終端速度から安全性能を評価するにあたり、航空法の重量規制の根拠にもなっている運動エネルギーを用いた。試験結果を表 2.1.1.1-18 に示す。なお運動エネルギーは次式を用いて算出した。

$$E = \frac{1}{2} m v^2 \quad (9)$$

表 2.1.1.1-18 安全性能検証試験結果

項目	自由落下	パラシュート開傘
落下中の姿勢	水平(通常又は上下反転)	水平(通常)
落下時間(秒)	12.0	32.4
終端速度(m/s)	14.6	4.68
運動エネルギー(J)	854.98	87.61

無人航空機の運用では第三者上空での飛行を前提とするため、機体が落下した際には人命への影響を考慮することが最優先であるが、飛行空域に存在する第三者物件への影響も定量的に把握する必要がある。そこで安全性能検証では福島 RTF における落下試験に加え、鉄板への損傷を確認するため、JSR 鹿島工場敷地内でも落下試験を実施した。表 2.1.1.1-19 に試験概要を、図 2.1.1.1-20 にセットアップの概要図を示す。

表 2.1.1.1-19 安全性能検証試験概要(対物想定)

項目	内容
試験日時	平成 30 年 2 月 6 日
試験場所	JSR 鹿島工場内フィールド
試験方法	<ul style="list-style-type: none"> ・ 無人航空機を 55m, 50m, 40m, 30mの高度からガイドワイヤで拘束した状態で落下させ、自由落下した場合の鉄板に対する損傷を計測する。 ・ 破片等の飛散状況をハイスピードカメラで撮影する。
測定項目	目視損傷検査、磁粉探傷試験

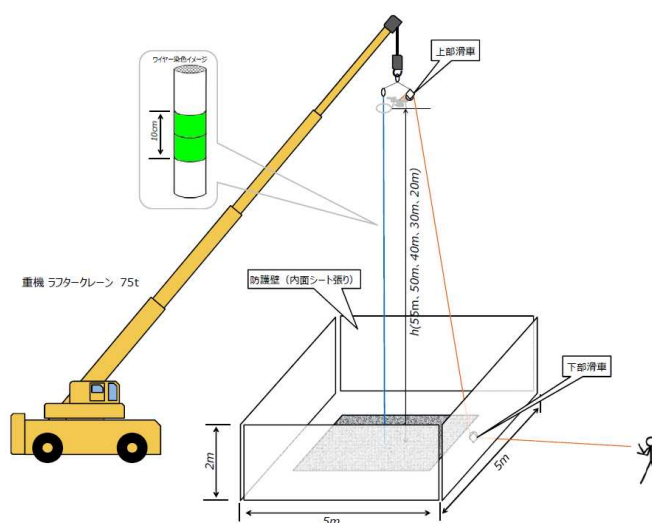


図 2.1.1.1-20 対象落下試験セットアップ概要図

試験の実施にあたり、損傷具合を正確に把握するために試験片の非破壊検査を実施した。非破壊検査の内容はそれぞれ JIS Z 2355 (超音波パルス反射法による厚さ測定方法) と JIS Z 2320 (非破壊試験-磁粉探傷試験) である。ここで試験の最大落下高度である 55m より無人航空機を落下させたケースにおける損傷例を図 2.1.1.1-21 に示す。

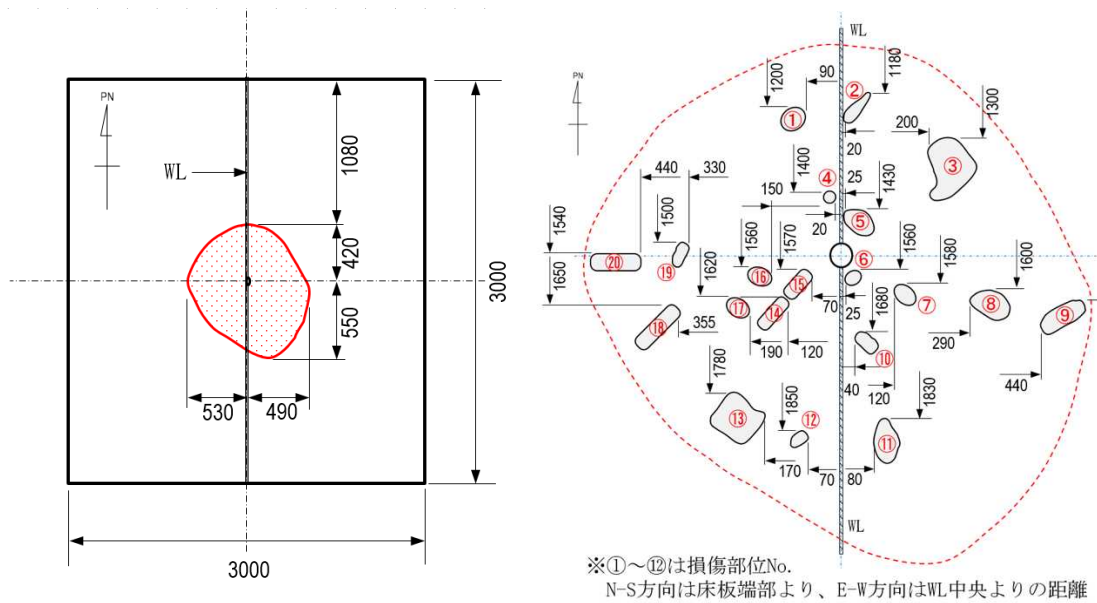


図 2.1.1.1-21 損傷範囲と詳細分布

本試験ケースにおける損傷の代表例として図 2.1.1.1-21 に示したうちの③について図 2.1.1.1-22 に示す。ここの損傷では鉄板にスレと塗装剥離が確認された。また塗装を剥離した後の詳細確認では鉄板に最大 0.1mm 未満の凹みが確認された。



図 2.1.1.1-22 塗装を剥離する前の損傷状況と塗装剥離後の母材損傷状況

試験の結果、目視検査によっていずれの高度からの落下でも表面の塗装に軽度の損傷が見られた。また損傷の深さは最大 0.2mm の凹みであった。ただし磁粉探傷試験の結果ではいずれのケースにおいても傷による指示模様は認められなかった。このように無人航空機の落下による鉄板構造への影響は限定的であることが確認できた。

これらの検証試験を元に導出した試験方法を表 2.1.1.1-20 に、ランク分けを表 2.1.1.1-21 に示す。自由落下の場合もパラシュート開傘の場合も終端速度に到達するまで数十メートルあれば十分であると判明したため落下開始地点を高度 100m とした。

表 2.1.1.1-20 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 無人航空機を 100m の高度まで上昇させる。 2. 無人航空機の推進装置(ロータ)を停止し、落下を模擬する。 3. 衝突速度低減装置(パラシュート等)は落下を開始してから起動する。 4. 無人航空機が着地する際の終端速度を計測する。
測定項目	終端速度 (m/s)
必要設備	200x200m 程度の広さが確保可能なフィールド

表 2.1.1.1-21 ランク分け

ランク	基準(閾値)	閾値の考え方
0	80 J 以上	ランク 1 を満たさない無人航空機、又は明示されていない無人航空機が該当
1	80 J 未満	致命的な障害を与える運動エネルギーのしきい値とされる値より設定

6. 耐環境性能

現状の無人航空機の運用においては、高圧線、変電所、電波塔及び無線施設等の施設の付近では電波障害等により操縦不能となることが懸念されるため、十分な距離を保って飛行させることとされている。ただし高圧送電線からの定量的な離隔距離は規定されておらず、また小型無人航空機にどのような影響があるのかについても明確にされていない。そのため、本項目では無人航空機の耐環境性能としての電磁環境ばく露耐性を検証した。表 2.1.1.1-22 に試験概要を、図 2.1.1.1-23 に試験の様子を示す。なお電界は電線に印加される電圧によって決まるが、ここでは日本国内で使用される最大電圧である 500,000V を用いる。磁界の強度を決める電流値は電力需要によって時々刻々と変化するため、想定される最大レベルである電線に 1,000A を課電し、2m 離れた地点で発生する磁界を基準とした。また試験には、磁界に大きく影響を受けると想定された GPS と磁気コンパスによって制御される機体と画像処理のみで制御される機体の 2 種類を使用した。

表 2.1.1.1-22 電磁界ばく露検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 30 年 1 月 15 日～19 日
試験場所	電力中央研究所 塩原実験場
試験方法	無人航空機を架台に固定した状態およびホバリングさせた状態で電界発生装置と磁界発生装置において電磁環境にばく露させ、その影響を測定する。
測定項目	各種機体データ

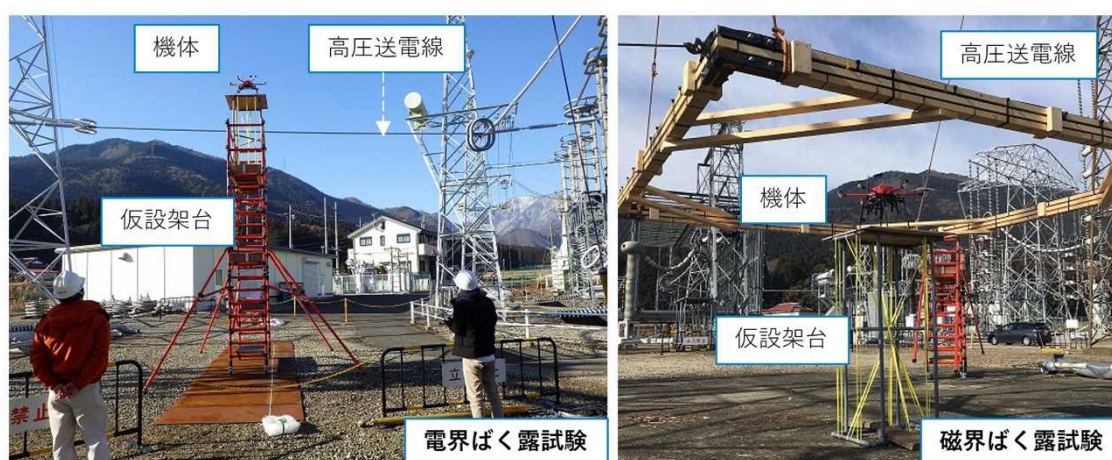


図 2.1.1.1-23 電磁界ばく露検証試験の様子

試験結果を表 2.1.1.1-23 に、離隔距離を図示したものを図 2.1.1.1-24 に示す。電界のばく露試験では機体の制御方法に関わらず、80cm の離隔距離で挙動に異常が生じた。次に磁界のばく露試験では GPS と磁気コンパスを用いる機体が $30\mu\text{T}$ の磁気で異常を示した。これは 1,000A では 6m 地点に相当する。画像処理のみで制御される機体は磁界に対して特に影響を受けないことも確認できた。

表 2.1.1.1-23 電磁界ばく露検証試験結果

機体	制御方法	電界		磁界		離隔距離
		水平方向	垂直方向	高圧線南 北方向	高圧線東 西方向	
PF1 標準	GPS+ 磁気 コンパス	61.5 kV/m 印加時、 電源断	82.1 kV/m 印加時、 電源断	$36\mu\text{T}$ 印 加時、磁 束密度/方 位異常	$30\mu\text{T}$ 印 加時、磁 束密度/方 位異常	6m～18m (季節変 動)

		例) 500kV 時 80cm 相当	例) 500kV 時 60cm 相当	例) 3kA 時 15m 相当	例) 3kA 時 18m 相当	
PF1-Vision	画像処理	61.5 kV/m 印加時、 電源断 例) 500kV 時 80cm 相当	82.1 kV/m 印加時、 電源断 例) 500kV 時 60cm 相当	異常なし	異常なし	80cm

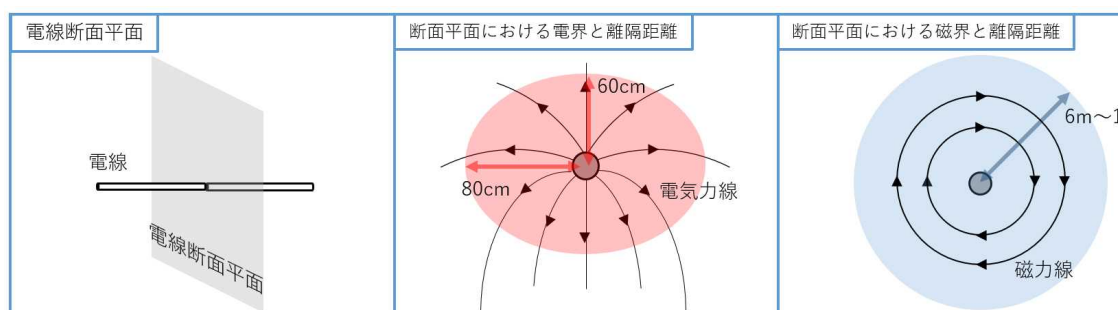


図 2.1.1.1-24 電界と磁界の離隔距離

検証試験結果より導出した試験方法を表 2.1.1.1-24 と表 2.1.1.1-25 に、ランク分けを表 2.1.1.1-26 に示す。検証試験では無人航空機を架台に固定した場合と飛行させた場合の両方で試験を実施したが、結果が同じであったため、試験方法としてより安全な架台固定式を提案した。

表 2.1.1.1-24 電界ばく露試験方法

項目	内容
試験方法	<ol style="list-style-type: none"> 1. 試験対象となる無人航空機を耐電圧架台に固定し、起動する。 2. 無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時のデータを記録する。ここでは1分間のデータの平均値を正常値とする。 3. 電界試験装置に 500,000V を印加した状態で無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時と比較し異常値(正常値から 20%以上異なる値)がないか確認する。 4. 異常がなければ電界試験装置への通電を停止し、架台を次の水平距離まで移動する。

	5. 上記の3~4の工程を繰り返し、異常が認められる水平距離を測定する。
測定項目	機体テレメトリデータ、異常が発生する水平距離(m)
必要設備	電界発生装置

表 2.1.1.1-25 磁界ばく露試験方法

項目	内容
試験方法	<ol style="list-style-type: none"> 1. 試験対象となる無人航空機を非磁性架台に固定し、起動する。 2. 無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時のデータを記録する。ここでは1分間のデータの平均値を正常値とする。 3. 試験する離隔距離に相当する磁界を発生させる電流を磁界試験装置に印加した状態で無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時と比較し異常値(正常値から20%以上異なる値)がないか確認する。 4. 異常がなければ磁界試験装置へ印加する電流を次に試験する電流に変更する。 5. 上記の3~4の工程を繰り返し、異常が認められる印加電流を測定し、その際に相当する離隔距離を求める。
測定項目	機体テレメトリデータ、異常が発生する水平距離(m)
必要設備	磁界発生装置

表 2.1.1.1-26 ランク分け

ランク	基準(閾値)	閾値の考え方
0	30m>	ランク1を満たさない無人航空機
1	30m	遠望目視レベルの点検を実施する距離
2	11m	移動式クレーンの離隔距離を想定し設定(電力会社が求める500,000V送電線における離隔距離)
3	3m	スクリーニング点検等のために撮影を実施する距離
4	1m	詳細な点検を可能とする距離

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度	総計
論文	0	-	-	-	-	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	-	-	-	-	-	4
展示会出展	0	-	-	-	-	-	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	-	-	-	-	-	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	-	-	-	-	-	0
国内出願	0	-	-	-	-	-	0
外国出願	0	-	-	-	-	-	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本事業で検討された、第三者上空および長距離目視外飛行を行うために必要な技術的項目および機体性能を評価する手法について、実用化に向け我が国の検討委員会等（無人航空機性能評価基準検討委員会など）において検討・取りまとめ・結果の公表が重要である。

無人航空機の技術革新は継続的に進んでいることから、機体の性能を評価するうえで必要な基礎データの定期的な更新、ならびに評価手法の継続的な検討も必要である。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

無人航空機の目視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能を評価する手法について「無人航空機性能評価基準検討委員会」（以下「検討委員会」という。）において検討し、2019年度までに取りまとめて公表する。検討委員会は、政府の「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」及び「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」における議論の内容を踏まえて検討を行う。

また、検討委員会は、2017年度までの無人航空機に関する性能評価基準の研究開発の成果を引き継ぎ、その早期の公表に向けて、検討委員会において必要な検討を行う。

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の成果として、第三者上空および長距離目視外飛行を行うために必要となる技術的項目について基準を検討したことが挙げられる。これは今後行われることが想定される航空法の審査要領の改正という形で実用化、社会実装されることが期待される。特に安全性能の面では終端速度や落下分散についての実測を行ったことで必要となる安全対策装置のパラメータの有効性を示すことができた。

また、本研究開発で検証が行われた誘導精度・離着陸精度は無人航空機の運航管理システムにおける飛行経路や同一空域に飛行可能である無人航空機の数を決める重要なパラメータであり、今回提案した基準が生かされることが期待される。

本研究及び後続の研究開発によって性能評価基準の策定および関係省庁や業界団体との合意形成が実現した暁には、各機体メーカーやドローンを利用したサービスを提供する業者等がこれに準拠した形で事業を運営することとなる。これにより本研究で示した各性能に関する研究開発が促進され、第三者上空および長距離目視外飛行をより安全な形で社会実装することが可能となると考えている。

6.1.1.2 無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施先：富士通株式会社 日本電気株式会社 株式会社イクシス 株式会社エンルート 株式会社プロドローン)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

わが国にある約73万の橋梁(図2.1.1.2-1参照)は、高度成長期から集中的に整備されてきた社会インフラである(図2.1.1.2-2参照)。近年この社会インフラの老朽化は急激に進みつつあり、建設後50年以上経過した橋梁の割合は、2017年段階では23%であったが2027年には48%に達する(図2.1.1.2-3参照)。このため老朽化による橋梁の安全性及び利便性の低下や修繕・更新工事費用の急激な増加が社会課題となっており、2014年6月に「橋梁定期点検要領」が改定された。この改定によりそれ以前までは全国約2万橋を対象に行なわれていた「近接目視」や「打音」による維持管理のための定期点検を約73万橋の全橋梁に対して実施することになり、点検対象橋梁の数が大幅に増加することとなった。一方、技能労働者は現在約340万人であるが、労働者の高齢化等により今後10年間で約110万人離職するといった予測もある。したがって、急激に増加する維持管理費・点検費用の抑制や点検効率化が喫緊の課題となっており、維持管理分野へのICTの活用が期待されている。

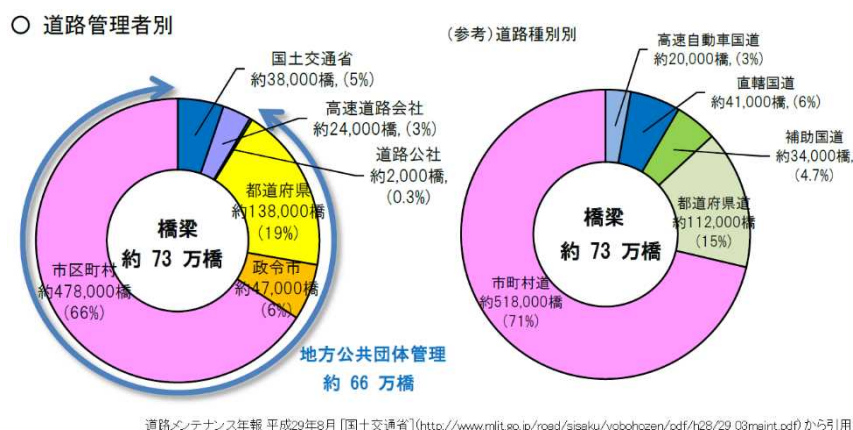
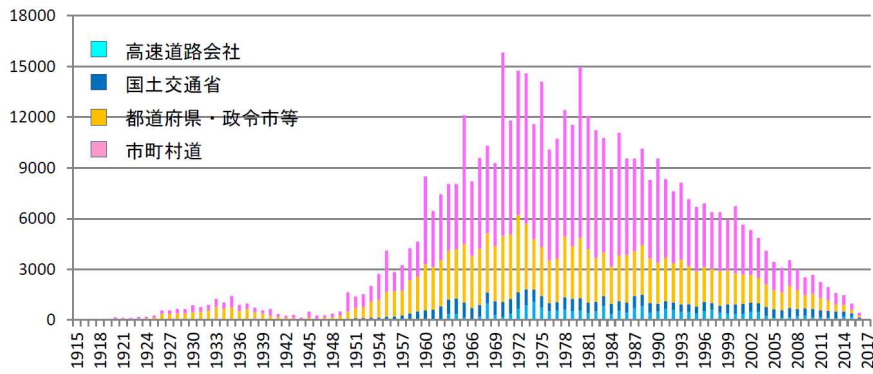


図 2.1.1.2-1 管理者別の橋梁数



※この他に建設年度不明橋梁約 23 万橋

(出典) 道路局調べ (H29.3 時点)

道路メンテナンス年報 平成29年8月 [国土交通省] (http://www.mlit.go.jp/road/sisaku/yobohozen/pdf/h28/29_03maint.pdf) から引用

図 2. 1. 1. 2-2 建設年度別橋梁数



※この他に建設年度不明橋梁約 23 万橋

(出典) 道路局調べ (H29.3 時点)

道路メンテナンス年報 平成29年8月 [国土交通省] (http://www.mlit.go.jp/road/sisaku/yobohozen/pdf/h28/29_03maint.pdf) から引用

図 2. 1. 1. 2-3 建設後 50 年を経過した橋梁の割合

このような背景のもと、社会インフラに対する老朽化状態の把握や点検のために、周囲状況を自律的に把握しつつ高所や危険な場所にある対象物への移動・接近を実行する、無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットの開発が活発になっている。例えば、国家プロジェクトである「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト」[1]や「戦略的イノベーション創造プログラム (SIP) /インフラ維持管理・更新・マネジメント技術」[2]におけるインフラ点検用の各種ロボットの研究開発が挙げられる。また、民間でも各種インフラ点検ロボットが開発され、現場実証[3]等で実験・評価が行われている。更に、海外でも無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットの研究開発が進められており、今後、国内外を問わずインフラ点検ロボットの開発は益々加速されていくと予想される。

インフラ点検ロボット (図 2. 1. 1. 2-4 参照) の役割は、通常の Unmanned Aerial Vehicle (UAV) と比較して以下の 2 点で異なる。

- 1) 通常の UAV は物件に近づかないが、インフラ点検ロボットは点検箇所に近接及び接触する。
- 2) 点検箇所の状態把握に役立つデータを取得する。

2016 年度の「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト/ロボット性能評価手法等の研究開発/無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」では、図 2. 1. 1. 2-4 の“①橋梁のデータ取得個所に接近するときの構造物周辺における UAV の「運

動性能”と“②UAVに搭載されたセンサを用いて橋梁点検に必要なデータ（近接画像、打音データなど）を取得する「データ取得性能」”を明らかにするための評価手法を開発した。

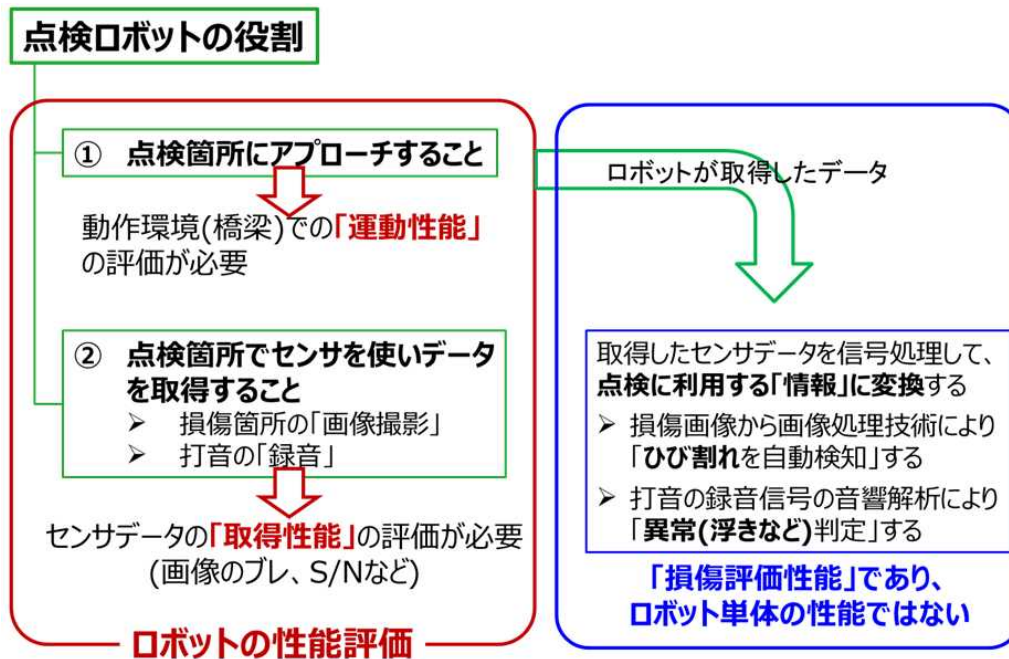


図 2. 1. 1. 2-4 インフラ点検ロボットの役割

1. 目的

2017年度の研究開発の目的は、インフラ点検ロボットにおける運動性能とデータ取得性の評価基準とその評価手法をブラッシュアップすることである。運動性能においては、位置性能・姿勢性能といった評価基準と評価方法を明確にする。また、点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション試験を検討し、性能評価基準と評価方法を明確にする。更に、実証実験を通じて各評価基準と評価方法を検証するとともに、各評価に必要な計測装置を検討し、実証実験を実施したうえで妥当性を確認する。なお、実際の橋梁点検においては風の影響が大きいため、その影響を評価するために実証実験環境において再現性のある人工風を生成できる風向風速装置を検討・検証する。

2. 概要

本目的を達成するためにインフラ点検ロボットの性能評価の評価基準と評価手法の策定、検証のための実証実験の施設構築や実施等を各社で以下のように分担した。

「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）

- ・インフラ点検ロボットの近接画像データ取得性能評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）

- ・インフラ点検ロボットの打音データ取得性能評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシス）

- ・インフラ点検ロボットの運動性能（位置精度）の評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルー ト）

- ・実証実験用施設構築、風向風速装置開発と近接画像データ取得性能評価を通じた検証

「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）

- ・インフラ点検ロボットの運動性能（姿勢精度）の評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

なお、本研究開発は、ロボット技術や橋梁点検業務等の有識者で構成される「橋梁点検のための無人航空機 性能評価検討委員会」での議論や審議内容を踏まえて進めた。

（２）研究開発目標と根拠

①「インフラ点検ロボットシステム」のインフラ点検適用検討（全社共通）

橋梁点検分野でのロボットシステム適用に関しては、国土交通省の定める点検要領への準拠に加え、ロボットシステムに求められる性能そのものを明確化する必要がある。2016年度は国土交通省をはじめとする関連機関へのヒアリング調査や関連文献調査等により、ニーズの掘り起こしと性能評価基準（案）の作成を実施した。本研究開発においては、NEDO と共に国土交通省をはじめとする関連ステークホルダーと協議を行い、性能評価基準や測定項目、測定条件等の見直しを実施し、今後、優先すべき測定項目等を明らかにすると共に、福島ロボットテストフィールド（以下、福島 RTF）の施設・設備継続提案等へ反映する。

具体的な役割分担は以下のとおり。

②「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）

富士通株式会社（以下、富士通と略記）は、現在の近接目視点検の支援、高度化に利用できるインフラ点検ロボットシステムのロボット性能の評価軸（評価項目）、試験方法の妥当性確認及び評価値（数値）の決定のための研究開発を行う。2016年度の研究開発では推進委員長の指導の下、橋梁点検業務の有識者へヒアリング調査の結果、ドローンやロボットによる近接画像収集に対しての測定項目を以下の（A）と定義し性能評価基準と試験方法を定めた。また、（A）評価するための必要条件を（B）とした。

測定項目（A）：画像収集に要する時間

必要条件（B）：測定箇所網羅性（漏れが無いこと）

（A）に関しては、現場の運用性を考慮した場合、短時間で行われることが望ましく、少なくとも点検員の近接目視に要する時間より短時間であることが必要である。また、（B）に関しては、部材に対する点検箇所として、「全面」と「指定点検箇所」があるが、いずれの場合も、目的箇所に対して漏れがあってはならない。

2017年度は、上記①での検討を踏まえ、近接画像データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかにする。

特に、点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討し、近接画像データ取得の性能評価検証技術の測定方法の詳細を検討する。追加実施項目として、開発する検証技術の正当性と試験項目および評価基準

の妥当性を検証するため、以下の模擬橋梁を用いた検証を実施、妥当性のエビデンスを取得する。

屋外に設置した簡易模擬橋梁の周囲に各種センサを配置して、近接画像データ取得性能評価に必要なセンサ種類や配置を検討する。ミッション型試験は高橋脚を想定し、床版は個別性能評価試験にて検証する。

また、ミッションにおける詳細な飛行ルートおよび飛行状態を外部から記録し、取得した近接画像データを突き合わせて近接画像データの収集漏れの有無判断を行う。

近接画像取得環境を記録するための環境計測記録項目を策定する。

さらに、近接画像評価のためのテストチャートを検討試作、簡易模擬橋梁に設置し、評価を行う。本検証を通じ、性能評価基準の妥当性確認と評価値を策定する。

加えて、福島RTFへ試験のための設備等を提案していく。

③「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）

日本電気株式会社（以下、日本電気）は打音検査によるインフラ点検ロボットシステムが備えるべき性能および安全性の評価軸、それを測定するための標準的試験方法を研究開発する。

無人航空機等を用いた打音検査は、高所や危険な現場など人が近づきにくい場所に対しても足場を組む必要なしにアプローチして効率的な点検を実現し、また、対象部位の表面を直接たたくため対象内部の劣化や欠陥、締結構造の緩みの検出など、トンネル・橋梁などのインフラ点検における内部欠陥検出への効果が期待される。一方で、一点ずつの確実な対象表面への接触、打検位置の管理・記録、壁など構造物へ無人航空機の近接飛行、など困難な課題も多く含む。本打音検査ロボットシステムの実用化には、これらの課題を解決し適切な性能と安全性をロボットシステムが備える必要がある。

上記課題に取り組むため、2016年度の研究開発活動では推進委員長の指導の下、橋梁点検業務の権威ある有識者へのヒアリングによる調査を実施した。その結果、点検個所にロボットが正確にアプローチするための運動性能とデータ取得性能の重要性が明らかとなった。これを受け、打音検査ロボットに求められる性能基準の評価軸を検討し、ロボット位置測定を基本とする試験手法に関し簡易橋梁モデルを用いた計測の試行とその実現性を評価した。並行して橋梁の主たる部位ごとにロボットの性能試験項目を定め、打音検査による浮きの検出に係る性能試験項目と性能評価基準を定めた。

2017年度は前年度の評価結果及び上記①の結果を踏まえ、打音データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、福島RTFへ試験のための設備等を提案していく。

さらに、2017年度は点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討し、打音によるデータ取得の性能評価検証技術の測定方法の詳細を検討する。追加実施項目として、開発する検証技術の正当性と試験項目および評価基準の妥当性を検証するため、以下の模擬橋梁を用いた検証を実施、妥当性のエビデンスを取得する。

③-1 屋内に設置した簡易模擬橋梁によるロボット性能評価試験技術の検証

屋内に設置した簡易模擬橋梁の周囲に各種センサを配置して打音検査ロボットによる検査動作の計測を繰り返す初期検証により、打音検査ロボットおよび打音検査ツールの位置・姿勢計測に必要なセンサ種類や配置を検討する。

③-2 屋外に設置した簡易模擬橋梁によるロボット性能評価試験技術の検証

③-1 で得られた結果を検査手法にフィードバックするとともに、打音によるデータ取得に関するロボット性能検証を所定の屋外環境下で実施可能なセンサ設置構造を検討・製作する。屋外に設置した簡易模擬橋梁に当該センサを設置し、ロボットのデータ取得性能評価試験を実施、試験方法と評価基準の妥当性を検証する。得られた結果はエビデンスとして記録する。以上を通して打音によるデータ取得性能評価項目と評価基準及び評価方式を策定する。

④「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシス）

株式会社イクシスは、無人航空機等を用いてインフラ点検を行う際に必要となる機体の性能を評価するための評価軸の策定および性能レベルを数値化するために、特に機体の位置測定手法の確立を研究開発する。

インフラ点検において無人航空機等を用いる場合、要点検箇所へアクセスする必要があるが、その際の位置決め精度は一定の評価基準の下で数値として示される必要がある。

2016 年度に策定した評価基準書案においては、開放空間での「静止性」「繰り返し再現性」の 2 点について、対象部位にアクセスするための性能を抽出し、どのような試験方法に設定すべきかを検討した。

表 2.1.1.2-1 2016 年度評価基準書案における検討項目

ロボット(ドローン)に求められる機能(機体性能指標)	性能基準(例)	xx)に入る数値(例)	試験方法(例)
安定性(静止性)	指定された位置取得手法(TS、モーションキャプチャ、iGPS等)を用い、橋梁座標系の下で撮影画角の小さい寸法のxx%以内に収まるか	±7.5	指定橋梁モックアップ下において、ロボットへの指令「静止」状態にて指定された位置取得手法を用い10秒間静止を5回行い、その振れ幅の最大値を計測する。
位置決め性能(繰り返し性)	指定された位置取得手法(TS、モーションキャプチャ、iGPS等)を用い、ホームと指定座標間の繰り返し移動において、指定座標への到達精度がデータ収集サイズの最小寸法のxx%以内に収まるか	±7.5	ロボットをホーム位置で静止した状態から特定の座標への移動指令を出し、静止指令(10秒)の後、再度ホーム位置への移動指令を出す。これを5回行い、その振れ幅の最大値を計測する。

これらの課題に取り組むため、2016 年度には既存性能評価施設を視察し、また、各種位置測定センサを用いた基礎実験を実施した。その結果、選定した位置測定センサによって、必要十分な位置情報が取得できない、または、位置取得のために機体側に各種マーカー等を設置しなければならず本来の機体性能が評価できない、など、新たな課題も浮き彫りになった。

2017年度は、これらの課題を解決するため、上記①の結果も踏まえ、位置精度の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、福島RTFへ試験のための設備等を提案していく。

また、以下を実施する。

- ・複数種類のドローンをミッションプロファイルに即して飛行させ、その姿勢を 3D モーションキャプチャで位置姿勢計測を行い、停止位置偏差を求める。
- ・操縦者の練度の違いを比較するため、複数オペレータにて飛行試験を行う。

- ・複数の停止位置偏差結果から、性能評価指標を決定する。
- ・性能評価指標に基づき数値化を行い、指標の妥当性を検討する。

⑤「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルート）

2016年度に作成した性能評価基準を基に上記①の結果を踏まえ、耐風性能の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、具体的な試験方法や使用する測定器等の仕様を検討し福島 RTF へ試験のための設備等を提案していく。

点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討し、耐風性能として、強風環境での近接画像データ取得を行った場合の性能評価検証技術及び、測定方法の詳細を検討する。追加実施項目として、開発する検証技術の正当性と試験項目および評価基準の妥当性を検証するため、以下の模擬橋梁を用いた強風環境での検証を行い、妥当性のエビデンスを取得する。

- ・屋外に設置した簡易模擬橋梁によるロボット性能評価試験技術の耐風性能検証
屋外に設置した簡易模擬橋梁の周囲に送風機を配置して近接画像データ取得を行い、風量や、風向きを変化させて計測を繰り返す初期検証により、送風量や送風機の位置・風向き、風速計測に必要な風速計の種類や配置を検討する。
- ・耐風性能検証で得られた結果を検査手法にフィードバックするとともに、近接画像データ取得に必要な損壊部を模擬した簡易なテストピースを検討・設置する。簡易なテストピースを設置し、ロボットのデータ取得性能評価試験を実施、試験方法と評価基準の妥当性を検証する。得られた結果はエビデンスとして記録する。以上を通して強風環境による橋梁点検データ取得性能評価項目と評価基準及び評価方式を策定する。

⑥「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）

無人航空機を用いたインフラ点検においては、特殊な形状の対象に近接することになるため、開放空間での運動特性、安定性能とは異なる能力が必要であり、評価手法も変える必要がある。

上記①の結果を踏まえ、姿勢精度の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、具体的な試験方法や使用する測定器等の仕様を検討し福島 RTF へ試験のための設備等を提案していく。

なお、現段階で想定する評価項目は以下のとおりである。

- 1) 上下左右前後の位置変動量、および時間あたり変動量
- 2) 3軸の回転変化量、および時間あたり変動量
- 3) 気圧もしくは風量センサの値変動量、および時間あたり変動量（参考値）

前記の取組により、この評価項目の妥当性を評価し具体的な検証方法を検討していく。

また、以下を実施する。

- ・当初想定していた中型～大型の点検用ドローンに加え、狭隘部の点検などにも検討可能なより軽量のドローンについてもミッションプロファイルを実施し、計測を行う。
- ・狭隘部撮影に関し、特殊なカメラを想定し、ミッションプロファイルを実現する複数の手法を検討、および計測し、評価手法として追加の可能性を検討する。

- ・ 性能評価指標に基づき数値化を行い、指標の妥当性を検討する。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●研究開発スケジュール

表 2.1.1.2-2 研究開発スケジュール

事業項目	2017年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
① 「インフラ点検ロボットシステム」のインフラ点検適用検討（全社共通）	ステークホルダーとの協議と	性能評価基準の見直し等		
② 「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）	近接画像データ取得性能の測定項目と測定条件の検討ほか			
③ 「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）	打音データ取得性能の測定項目と測定条件の検討ほか			
④ 「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシス）	位置精度の測定項目と測定条件の検討ほか			
⑤ 「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルート）	耐風性能の測定項目と測定条件の検討ほか			
⑥ 「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）	姿勢精度の測定項目と測定条件の検討ほか			

●実施体制

研究体制スキームは以下のとおり。研究開発成果の客観性および妥当性を担保するため、「推進委員会」を設置し、活動内容について適宜レビューを行うものとする。

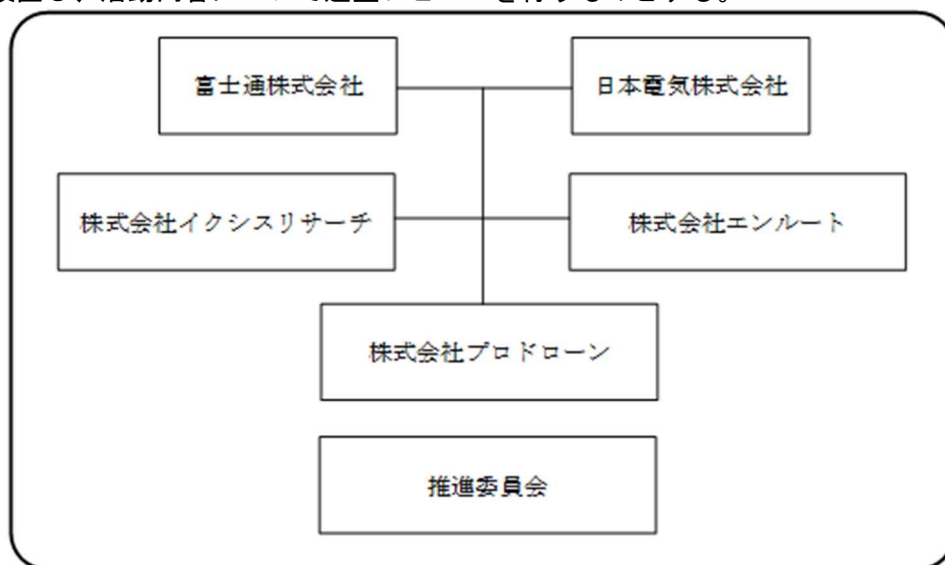


図 2.1.1.2-5 実施体制

研究開発項目における役割分担を以下に示す。

- ① 「インフラ点検ロボットシステム」のインフラ点検適用検討（全社共通）
- ② 「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）
- ③ 「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）
- ④ 「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシスリサーチ）
- ⑤ 「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルート）
- ⑥ 「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）

(4) 研究開発目標と達成状況

2016年度は橋梁点検業務に関する有識者へのヒアリング調査を実施し、インフラ点検ロボットの運動性能とデータ取得性能の重要性を明らかとした。2017年度は運動性能およびデータ取得性能の測定項目と測定条件を明らかとするとともに、点検業者（ユーザー）の点検ミッションを把握し、点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション試験を検討した。また、橋梁点検業務では風の影響が無視できないため再現性ある人工風を生成する送風装置を含む実証試験環境を構築した。そして、同試験環境での実証実験を通して評価基準や評価方法を検証し、福島 RTF に対して試験設備等を提案した。本結果を踏まえて性能評価手順を立案し、福島 RTF に向けた測定装置等を提案した。以上より、本研究開発の目的を達成した。

①インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発

性能評価基準検討委員会の議論等を踏まえ、2016年度に開発した性能評価基準と評価方法を見直した。また、評価を実施する際の測定機器や近接画像撮影評価用テストピースを検討した。その検討結果に基づき簡易模擬橋梁にて実証実験を行い、策定した性能評価基準とその評価方法、計測機器等の妥当性を検証し、エビデンスを取得した。

最終目標	成果	達成度	備考
近接画像データ取得に要する時間・位置の測定	妥当性検証においてエビデンスを取得した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発

コンクリート橋梁の床版と桁及び橋脚への打音データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかするとともに、まず屋内での初期検証によりカメラの配置及び指向方向の妥当性を検証した。次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験により、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出し試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。

最終目標	成果	達成度	備考
打音のデータ取得に要する時間・位置の測定	試験方法の妥当性のエビデンスを取得した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発

UAV を利用して橋梁点検を行う場合、風などの影響で支承部へのアクセスが難しいと考えられる。そこで、UAV の運動性能（位置性能）評価において、支承部に着目して UAV の性能評価手法を検討した。実証実験においてその手順を検証し、その結果から性能評価基準を定め、評価基準書案へ反映した。

最終目標	成果	達成度	備考
開放空間におけるロボットの位置精度の測定	性能評価基準を定め、評価基準書案へ反映した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発

橋梁点検において最大の敵となるのは風であり、再現性のある実証実験環境を構築する事で UAV の風に対する性能評価が可能となる。そこで、再現性のある人工風を生成する送風装置を開発し、近接画像データ取得性能評価のための実験を通して検証した。また、実証実験場においては安全対策を施した環境を構築した。

最終目標	成果	達成度	備考

所定の条件に耐える風速値の測定	性能評価のための実験を通して検証した	○	
-----------------	--------------------	---	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発

インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法の研究開発において、特にドローンの運動性能の評価手法を検討した。評価方法の妥当性検証と精査のため、非開放空間における運動性能評価手法を掘り下げて検証した。特に構造へ近接したドローンの運動をモデル化し、その運動性能のパラメータを定量化することに注力し、評価手法を提案した。

最終目標	成果	達成度	備考
狭隘空間におけるロボットの姿勢精度の測定	運動性能のパラメータを定量化、評価手法を提案した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」

5.1.1. 「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」(実施者：富士通株式会社)

インフラ点検ロボットの近接画像データ取得性能の評価基準とその評価方法案を開発した。UAVを用いた橋梁の近接画像データ取得においては、撮影に要する時間と画像品質が重要となる。加えて、それら要素は風や太陽光などの時々刻々と変化する自然環境条件下で飛行するUAVの運動性能と搭載するカメラの撮影機材性能との総合性能に依存する。そこで、近接画像データ取得性能をブラッシュアップした。データ取得性能の評価項目としては、機体性能や環境を含む撮影条件を明確にした上で撮影に要する「時間」と取得した近接画像の「品質」を基本的な性能基準と定めた。このうち「時間」においては、UAVの離陸地点から近接撮影を行う空域までの移動時間や撮影にかかる時間を計測することとした。また、「品質」においては、ひびわれ、亀裂、剥離・鉄筋露出、腐食、漏水・遊離石灰などの損傷を人が視認できる程度の品質を有していることが最低条件であるという考え方にに基づき、取得した近接画像を主観評価するものとし、近接画像データ取得性能の評価基準を表2.1.1.2-3のように定めた。


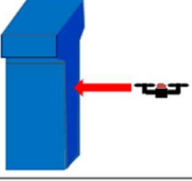
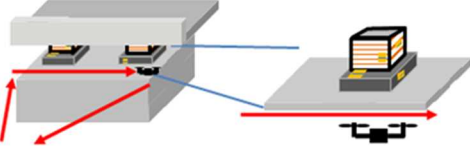
表 2.1.1.2-3 近接画像の取得に関する性能評価基準

指標	内容
作業時間	近接画像データを取得するのに要する時間
網羅性	全撮影対象画像に対して判読できた撮影箇所の数との比 ※特定箇所のデータ取得の場合は、以下の値で定義する。 ・ 特定画像に対して判読できた撮影箇所の数との比

また、性能評価基準検討委員会での協議等に基づき、性能評価手法は道路橋定期点検要領（2014年6月 国土交通省道路局）の評価単位である3つのモデル（表2.1.1.2-4参照）に準じたミッション試験として定め、2016年度の評価手法案に対して以下の見直しを実施した。

- ・ 今後のドローンの性能向上に対応できるように評価ランクは設けず評価時の実測値を記録する。
- ・ 性能評価基準と定めたデータ取得性能の網羅性では、点検ロボットの撮影特性を明らかにするため撮影成功箇所を具体的に図示する。
- ・ インフラ点検時の作業工数を見積れるようデータ取得時間に加え、機体準備等の時間を含むミッション試験全体の各作業時間を記録する。

表 2. 1. 1. 2-4 道路橋定期点検要領の評価単位に準じた 3 つのモデル

上部構造	コンクリート床版 コンクリート桁 鋼桁	
下部構造	コンクリート橋脚 鋼橋脚	
支承部	支承・沓座	

(A) 近接画像データ取得性能評価手法の検討

UAV による橋梁のひびわれ等の近接画像のデータ取得を想定した実験と評価を行う場合、以下のことに留意する必要がある。

- i. 基準となる被写体を客観的に評価できるか
- ii. どのような条件下で画像を取得したのか
UAV による画像取得は、UAV の機体性能（飛行）と機体に装着されたカメラ（撮影）の総合性能によるものである。そのため、取得画像の評価は、
 - ・どのような自然環境下で飛行したのか（風等）
 - ・どのような自然環境下で撮影したのか（照度、逆光等）
- iii. どこで撮影した画像なのか、どのようなルートで撮影を行ったのか
- iv. どのような飛行状態で飛行したのか

以下、それぞれについて、検討を実施した。

i. 基準となる被写体（テストピース）の検討

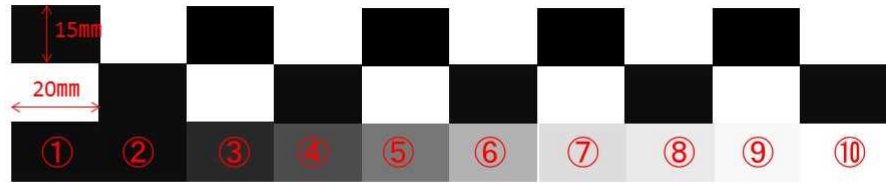
撮影画像を客観的に評価するためのテストピースに表現する内容（仕様）の検討。

■ひびわれの模擬

実際のひびを再現してテストピースとして表現する方法もあるが、ひびには無数の種類があり、また、ひびであるか否かは、最終的には取得した画像から総合的に判断するものである。そのため、取得画像の評価としては、適当な解像度で撮影されているかが定量的に評価できれば良い。そこで、基本的な画像の解像度を容易に評価するために、チェスボードをテストピース上に表現する（図 2. 1. 1. 2-6）こととした。

一方で実際の現場点検作業では、クラックゲージ(0.1mm~1.4mm の線幅)を用いて目視によりそのひび幅を記録している。そのため本テストピースでは、クラックゲージを模擬し分解能を線で表現することとした。ただし、実際のひびの要件（多種多様な方向へ亀裂が入る）に即した表現と

するために、水平線のみでなく放射状に多様な角度で表現するものとした。設計の詳細を図 2.1.1.2-7 に示す。



- 3段共通：サイズ：15×20mm
- 上2段白黒パッチ：黒：C:0、M:0、Y:0、K:100 白：C:0、M:0、Y:0、K:0
- 最下段グレースケールパッチ(左から)
- ① C:0、M:0、Y:0、K:100 ② C:0、M:0、Y:0、K:89
- ③ C:0、M:0、Y:0、K:78 ④ C:0、M:0、Y:0、K:67
- ⑤ C:0、M:0、Y:0、K:56 ⑥ C:0、M:0、Y:0、K:45
- ⑦ C:0、M:0、Y:0、K:34 ⑧ C:0、M:0、Y:0、K:23
- ⑨ C:0、M:0、Y:0、K:12 ⑩ C:0、M:0、Y:0、K:0

図 2.1.1.2-6 チェスボードおよびグレースケールの設計

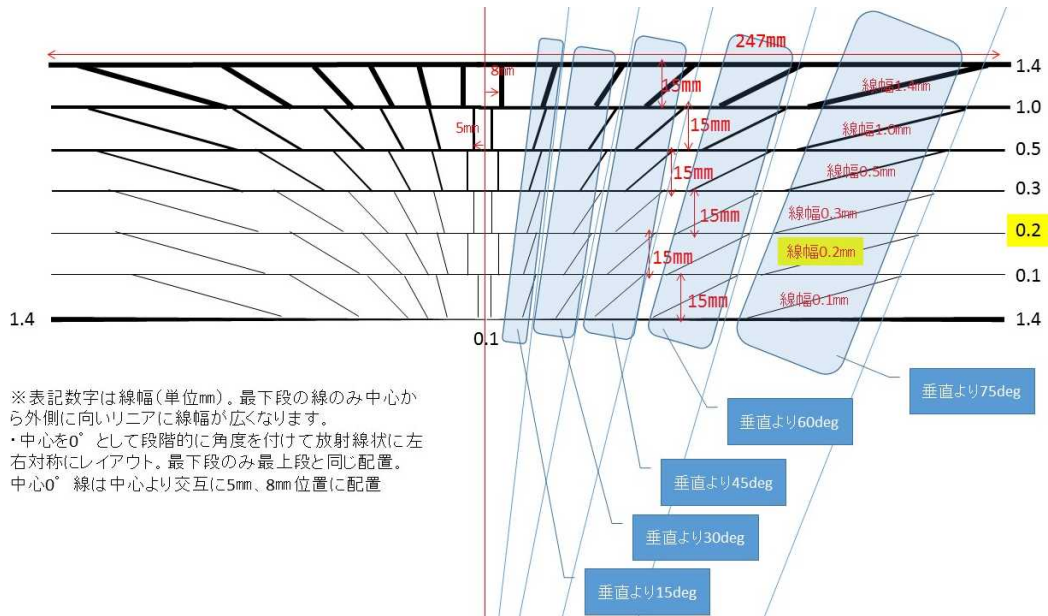
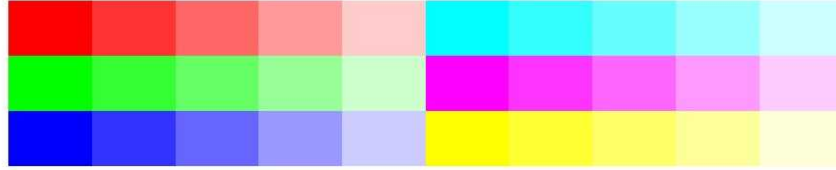


図 2.1.1.2-7 線解像度の設計

■さびの模擬

さびの判断においては、解像度だけでなく、色の再現性が重要となる。それらを評価できるよう、グレースケールとカラーチャートをテストピース上に再現した。設計の詳細を図 2.1.1.2-8 に示す。



- 3段共通: サイズ: 15×20mm
- 左上段Rパッチ(左から順に)
 - ① C:0, M: 100, Y: 100, K: 0 ② C:0, M: 80, Y: 80, K: 0 ③ C:0, M: 60, Y: 60, K: 0 ④ C:0, M: 40, Y: 40, K: 0 ⑤ C:0, M: 20, Y: 20, K: 0
- 左中段Gパッチ(左から順に)
 - ① C:100, M: 0, Y: 100, K: 0 ② C:80, M: 0, Y: 80, K: 0 ③ C:60, M: 0, Y: 60, K: 0 ④ C:40, M: 0, Y: 40, K: 0 ⑤ C:20, M: 0, Y: 20, K: 0
- 左下段Bパッチ(左から順に)
 - ① C:100, M: 100, Y: 0, K: 0 ② C:80, M: 80, Y: 0, K: 0 ③ C:60, M: 60, Y: 0, K: 0 ④ C:40, M: 40, Y: 0, K: 0 ⑤ C:20, M: 20, Y: 0, K: 0
- 右上段Cパッチ(左から順に)
 - ① C:100, M: 0, Y: 0, K: 0 ② C:80, M: 0, Y: 0, K: 0 ③ C:60, M: 0, Y: 0, K: 0 ④ C:40, M: 0, Y: 0, K: 0 ⑤ C:20, M: 0, Y: 0, K: 0
- 右中段Mパッチ(左から順に)
 - ① C:0, M: 100, Y: 0, K: 0 ② C:0, M: 80, Y: 0, K: 0 ③ C:0, M: 60, Y: 0, K: 0 ④ C:0, M: 40, Y: 0, K: 0 ⑤ C:0, M: 20, Y: 0, K: 0
- 右上段Yパッチ(左から順に)
 - ① C:0, M: 0, Y: 100, K: 0 ② C:0, M: 0, Y: 80, K: 0 ③ C:0, M: 0, Y: 60, K: 0 ④ C:0, M: 0, Y: 40, K: 0 ⑤ C:0, M: 0, Y: 20, K: 0

図 2. 1. 1. 2-8 カラーチャートの設計

■サイズと背景

絶対サイズのスケールを表現し、また、背景色は、コンクリート橋を想定したグレーを模することとした。

■耐候性

本テストピースは屋外に設置することとなる。一方で、本テストピースは評価基準となるため、経年や環境によって変化があってはならない。(経年変化や日光に当たることによる変色やにじみ等)

そのため、本テストピースは、富士フィルム(株)がもつ、屋外広告印刷技術により製作することで、2年間にわたる耐候性を保証するものとした。

これらを総合して、図 2. 1. 1. 2-9 に、テストピースの基本設計案を示す。

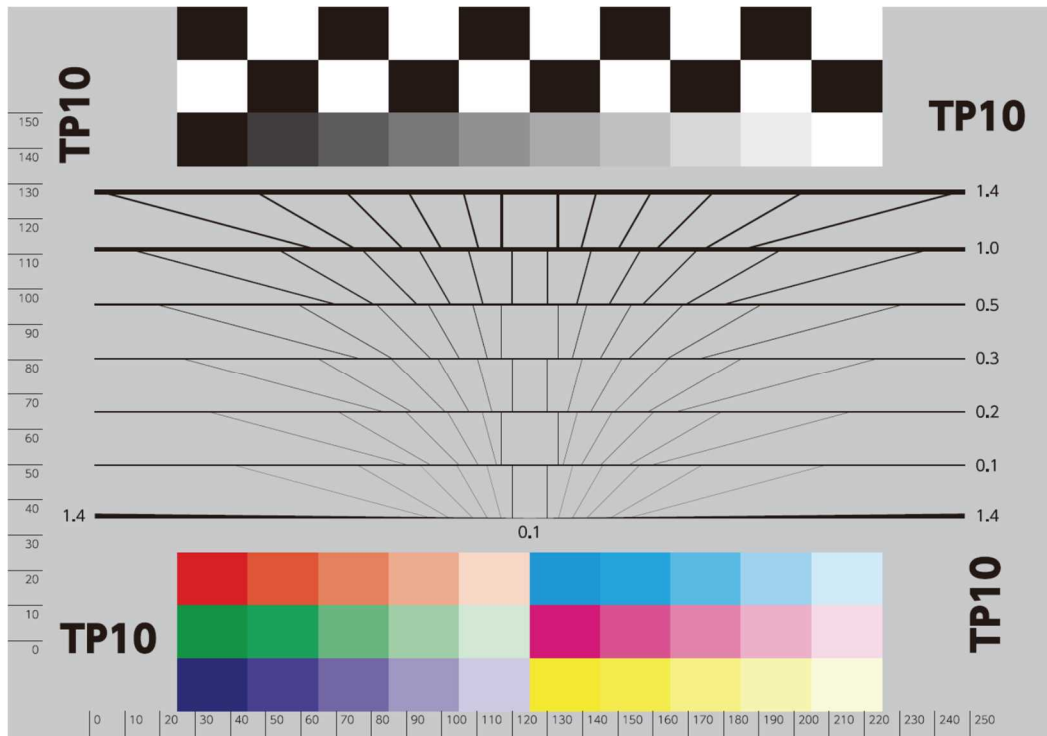


図 2.1.1.2-9 テストピース基本図案

テストピース基本図案にシリアル番号を四隅に記載することで、橋梁に複数配置した際、どのテストピースを撮影したのか判別可能とした。

ii. 実験環境測定の見直し

(a) 機体への影響（風速）、撮像への影響（照度）

現場の風の状況を正確に記録するための風向風速計と、被写体の明るさを正確に記録するために、リアルタイム情報を取得できる照度計を導入することとした。照度に関しては、単純な明るさのみならず逆光条件も取得画像に影響を与えるため、これらの条件を全て測定することが必要である。

(b) 時間軸の同期の必要性等

環境測定データは、飛行位置や取得画像の評価の際の環境条件となるため絶対時刻を記録する必要がある。画像取得時刻のみならず、風速や照度、このあと言及する飛行位置記録においても、絶対時刻を正確に合わせておき、かつ記録する必要がある。

iii. 実飛行位置データ記録の見直し

飛行位置記録手法について検討した。UAVの飛行位置は、UAV自身が蓄積する記録ではなく客観的に評価できる方法を検討した。

(a) TSによる（プリズム搭載）による計測

土木建設業界において、絶対位置を高精度に計測するための手法としては、トータルステーション（TS）による測定が一般的である。この手法はUAVの飛行位置追跡に対しても適用可能である。し

かしながら、以下の課題がある。

- ・プリズムが必要であり、TSからのレーザー光の反射が常にTSの方に向くようにしなくてはならない。
- ・機体の急激な移動や揺れが起きた際に、トラッキングをロストする可能性がある。
- ・機体にプリズムを設置する必要があり、飛行性能に影響する可能性がある。

本懸念事項においては、後述の実験用機体の検討の項で詳しく記述する。

(b) マーカーレスによる計測

機体が小さくプリズムを設置することができない機体を評価する際に必要となる場合が想定される。その場合には測域センサを使用（1秒間に1スキャン以上）し、UAVの飛行位置を含む全体を記録する。記録した点群から静止構造物を除外し、抽出した点群の重心を計算することでUAVの動点を自動抽出することが考えられる。

本実証実験では、00二種類の方法での実験を実施した。

iv. 飛行状態の記録方法の検討

飛行状態においても、UAV本体に記録されるデータではなく客観的に記録する必要がある。本実験においては、万一の落下や衝突等不測の事態に備え、複数の方向から機体の状態を絶対時刻を記録しながら撮影し、他の記録と合わせて記録することで、どのような姿勢で飛行し記録したかを確認できることとした。

(B) 近接画像データ取得性能評価手法の実証実験

i. 実験環境の構築

(a) テストピースの配置検討

テストピース図案（A4サイズ相当）を基本として、8枚を印刷した大型版と基本図案を製作し、広い場所には大型版、隙間には基本図案を配置することとした。図 2.1.1.2-10 に本実証実験におけるテストピースの設置、配置を示す。

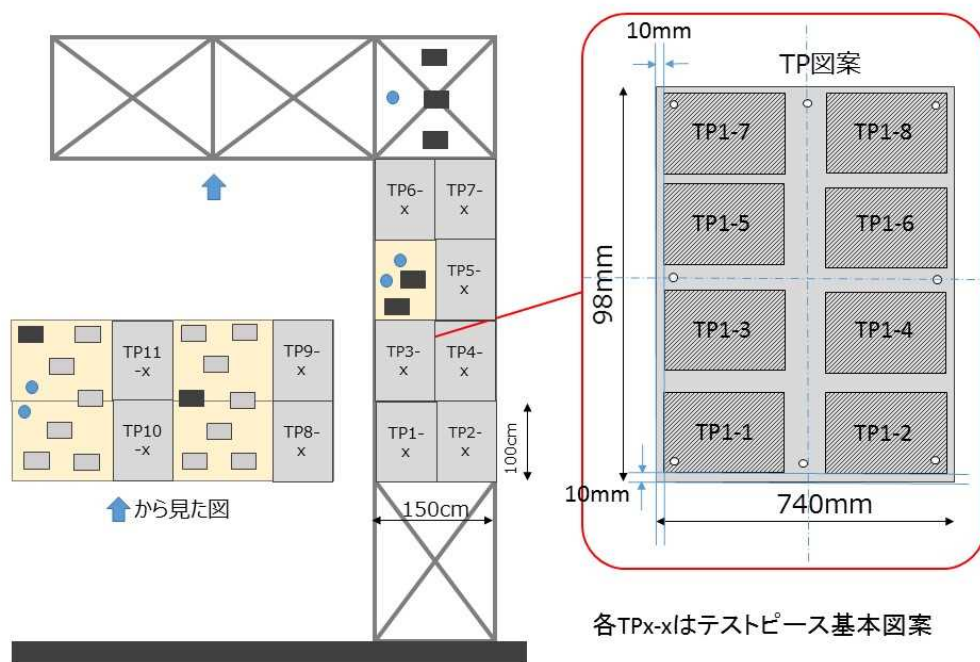


図 2. 1. 1. 2-10 テストピースの配置

(b) 測定器の選定、配置検討

測定項目としては、撮影データそのものに影響する環境条件の記録として、

- ・ 日射量、温湿度、気圧等の基本的な天候条件
- ・ 被写体の照度

撮影する際の機体に影響する環境条件として

- ・ 風向風速

が必要である。本実験では各部位の環境条件を網羅的に記録するために、以下のように設置した。

- ・ 橋上の風向風速
- ・ 各部位（床版、橋脚、トラス内部）の照度
- ・ 撮影面の反対面の照度（逆光条件等の光の条件を記録するため）
- ・ 各部位（橋脚面、床版）の風向風速（撮影面での機体への風向風速を記録するため）

また、各々の測定データは一か所に集中して記録できるようにした。データは記録すると同時にリアルタイムで手元でモニタリングすることができる。各センサ間を無線で接続することにより、配置の自由度を高めると同時に、設置コストを低減することができる。図 2. 1. 1. 2-11 に測定器の設置概要、表 2. 1. 1. 2-5 に機器の詳細を示す。

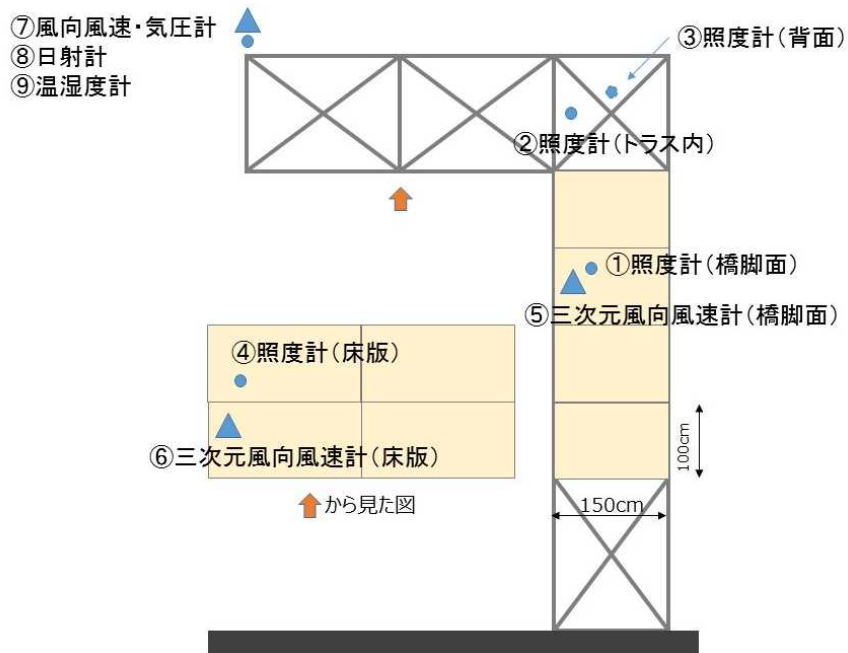


図 2. 1. 1. 2-11 測定器の配置

表 2. 1. 1. 2-5 機器名および更新間隔詳細

	取り付け位置	対応番号	名称	更新時間	チャネル
照度					
	橋脚前面	①	PIERS-FRONT	10秒	illuminance
	橋脚内側	②	PIERS-INSIDE	10秒	illuminance
	橋脚背面	③	PIERS-BACK	10秒	illuminance
	床板	④	SLAB	10秒	illuminance
風向風速					
	橋脚前面	⑤	PIERS-FRONT	1秒	上下
					左右
					前後
					風速
	床板下側	⑥	SLAB	1秒	上下
					左右
					前後
					風速
	支承	※	BEARING	1秒	風速 方位
気象用風向風速・大気圧					
	橋上	⑦	BRIDGE	10秒	風速 方位 大気圧
気象用日射計					
	橋上	⑧	BRIDGE	10秒	温度 湿度 日射
気象用温湿度計					
	橋上	⑨	BRIDGE	10秒	温度
				10秒	湿度

※は運動性能試験で使用、支承内部に設置

各センサの更新時間は上記表のような設定とした。また、手元のモニタには、図 2. 1. 1. 2-12 のようにリアルタイムに計測データが表示かつ記録される。



図 2.1.1.2-12 環境計測リアルタイム表示 (例)

(c) 実験用機体の検討

実験用のリファレンス機体として、DJI 製 Matrice100 および Phantom4 に撮影用コンパクトデジタルカメラを取り付け (Phantom4 は内蔵カメラ)、合わせてトータルステーションによる位置補足のためのプリズムを取り付けた。機体の外観を図 2.1.1.2-13 に示す。



図 2.1.1.2-13 Matrice100(改)の外観

(7) カメラ取り付け

カメラ取り付けにおいては、①橋脚等 UAV の飛行方向に対して水平方向、②床版等 UAV の飛行方向に対し垂直上向きに撮影することが考えられるため、撮影方向により自在に向きを変えられるよう、図 2.1.1.2-14、図 2.1.1.2-15 のような構造とした。カメラはできる限り軽量で、無線で撮影操作できる方が良い (動画を常時撮影の場合はこの限りでない)。本実験では、IXY-650 (Canon 製) を選定し搭載した。



図 2.1.1.2-14 カメラ水平方向設置



図 2.1.1.2-15 カメラ垂直方向設置

(イ) プリズム取り付け

トータルステーションにより UAV の位置を記録するためには、プリズムが安定して検出できる必要がある。そのためには、できるだけ多くかつ反射範囲の広いプリズムが必要となる。

しかしながら、大型機であれば、プリズムの設置個所や設置における飛行への影響は少ないが、小さな機体の場合は、その重量が飛行に与える影響は少なくない。

本実験でトラッキングに使用するトータルステーションは、サンプリングレートが 1000 回/秒と高速でありプリズムが正対している限り小型のプリズムも使用することができる FARO 社製を採用した。実証実験時には、図 2.1.1.2-16～図 2.1.1.2-21 の三種類のプリズムが設置できるよう考慮した。

(1) 一般的な 360° プリズム

トータルステーションのプリズムとして建設現場等で多く使われている ATP2S (TOPCON 社製) を Phantom4 に設置する例を示す。このような小型機体の場合(図 2.1.1.2-16, 図 2.1.1.2-17)、重量 (約 260g) やサイズ (約 10cm) 等、無視できない負荷となるが、PRODRONE 社製等の大型機であれば飛行性能に影響なく設置可能である (図 2.1.1.2-18、図 2.1.1.2-19)。



図 2.1.1.2-16 ATP2S 設置(小型機)1



図 2.1.1.2-17 ATP2S 設置(小型機)



図 2. 1. 1. 2-18 ATP2S 設置〈大型機〉1



図 2. 1. 1. 2-19 ATP2S 設置〈大型機〉2

(2) 小型プリズム

小型機の場合には小さいプリズムで負荷を小さくする必要がある。本実験では、FARO 社製の小型リピータビリティターゲットを（水平 100° 垂直 30° ）を4つ、全周囲で検出できるように設置した（図 2. 1. 1. 2-20、図 2. 1. 1. 2-21）。1つ当たりの重量が約 5g であり4つ搭載しても約 20g 程度であるため、ATP2S と比較し大幅に計量化可能である。ただし、ターゲットが小さいため、トータルステーションが高速にトラッキングできる必要がある。



図 2. 1. 1. 2-20 小型プリズム設置
（全方位）1



図 2. 1. 1. 2-21 小型プリズム設置
（全方位）2

(3) 小型プリズムをジンバルで安定化

小型プリズムの設置は機体への負荷軽減に貢献できるが、垂直の反射角が小さいため機体の傾きに対してトラッキングロスが想定される。そこで、カメラ用ジンバルと一緒に固定することで、より安定してトラッキングすることを目指した（図 2. 1. 1. 2-22、図 2. 1. 1. 2-23）。これはプリズムが小型なために可能なことである。

今後は、各種機体に対応できるジンバル付き小型プリズムを開発されれば、機体位置のトラッキングが容易になると考えられる。



図 2.1.1.2-22 小型プリズムジンバル
設置 1



図 2.1.1.2-23 小型プリズムジンバル
設置 2

ii. 実証実験での検証

本項では、ブラッシュアップした近接画像データ取得性能評価基準の評価手法と評価手法に基づいて実証実験を実施した検証内容について述べる。実証実験における機器配置を図 2.1.1.2-24 に、本実験を実施したエンルート・ドローンフィールド東金の実証実験場（全景、測域センサ含まず）を図 2.1.1.2-25 に示す。

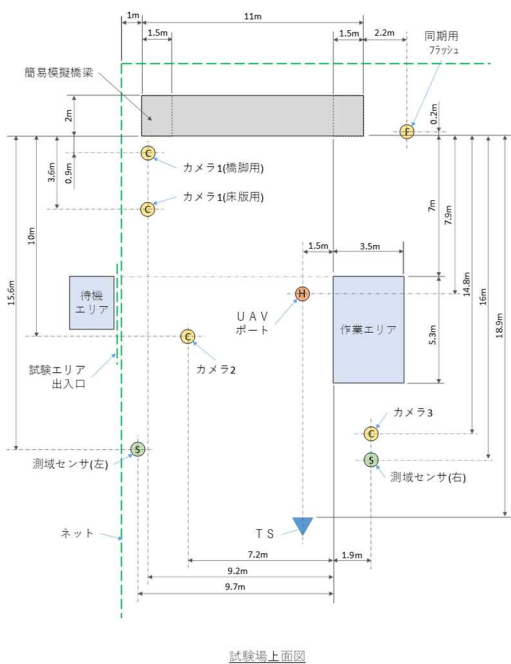


図 2.1.1.2-24 実証実験における
各機器配置図



図 2.1.1.2-25 実証実験場（全景）

(a) 近接画像データ取得性能評価手法

近接画像データ取得性能評価として、ユーザーのニーズを踏まえミッション試験による評価手法を検討した。以下に、ミッション試験を示す。

- ・ ミッション試験（下部構造）

表 2.1.1.2-4 の下部構造に対する性能試験での飛行イメージを図 2.1.1.2-26 に、そのミッションプロファイルを図 2.1.1.2-27 に示す。

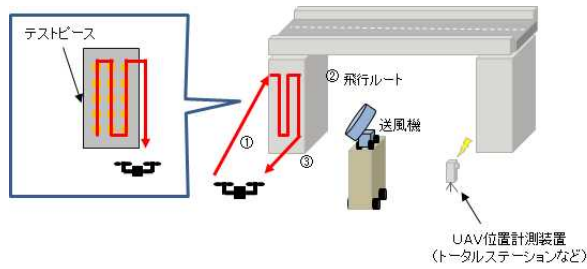


図 2.1.1.2-26 下部構造での飛行イメージ

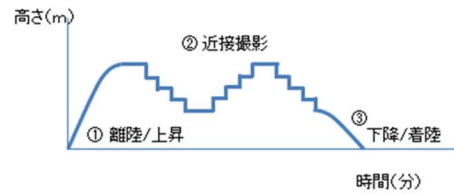


図 2.1.1.2-27 下部構造でのミッションプロファイル

・ミッション試験（上部構造）

表 2.1.1.2-4 の上部構造に対する性能試験での飛行イメージを図 2.1.1.2-28 に、そのミッションプロファイルを図 2.1.1.2-29 に示す。

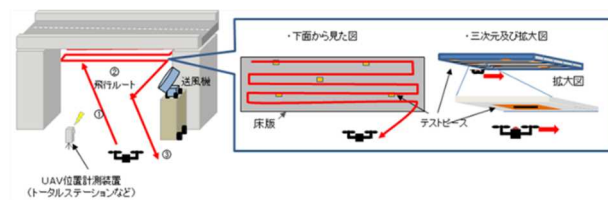


図 2.1.1.2-28 上部構造での飛行イメージ

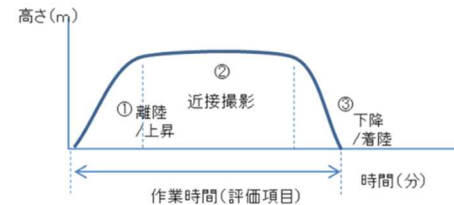


図 2.1.1.2-29 上部構造でのミッションプロファイル

・ミッション試験（支承部）

表 2.1.1.2-4 の支承部に対する性能試験での飛行イメージを図 2.1.1.2-30 に、そのミッションプロファイルを図 2.1.1.2-31 に示す。

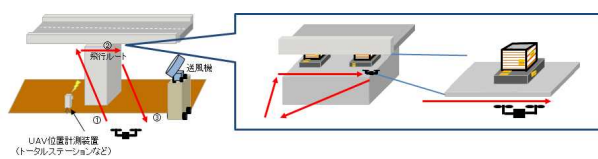


図 2.1.1.2-30 支承部での飛行イメージ

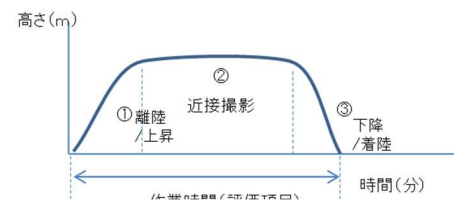


図 2.1.1.2-31 支承部でのミッションプロファイル

表 2.1.1.2-4 に示した 3 つのモデルに対する近接画像データ取得性能評価手法は、基本的に同じ手順で行われる。そこで、運動性能評価の検証等で支承部近傍での UAV 飛行を含む検証が行われることから、ここでは表 2.1.1.2-4 に示した 3 つのモデルのうち下部構造と上部構造の 2 つのモデルに対する評価手法を検証した。具体的には、実証試験場の簡易模擬橋梁に下部構造のコンクリート高橋脚上部に相当する撮影対象と上部構造のコンクリート床版に相当する撮影対象を設置

し、それらの撮影対象を用いて実証試験を実施した。なお、鋼橋脚において点検対象部位と撮影装置の間にトラスがある場合に、そのトラスにカメラのピントが合い点検対象部位がぼやけて撮影されることがあるが、今回の実証実験に用いた簡易模擬橋梁は鋼材で構築された簡易鋼橋であるため、この橋梁のトラスを利用してトラス越しでの近接画像データ取得についても個別試験として検証した。

(b) 実証実験

以下、上記各試験に対する実証実験について説明する。

(ア) ミッション試験（高橋脚上部）

高橋脚上部に対するミッション試験では、高橋脚上部に設置した近接画像データ取得対象であるテストピースを撮影することになるため、UAVの飛行経路を図2.1.1.2-32のように設定した。この飛行経路では、UAVはUAVポートから離陸後に橋脚面に設けたテストピースの近傍まで飛行して指定エリアを撮影し、撮影終了後はUAVポートに戻るようになる。なお、本試験に対する実証実験では送風機による人工風は適用せず自然風下で実施した。

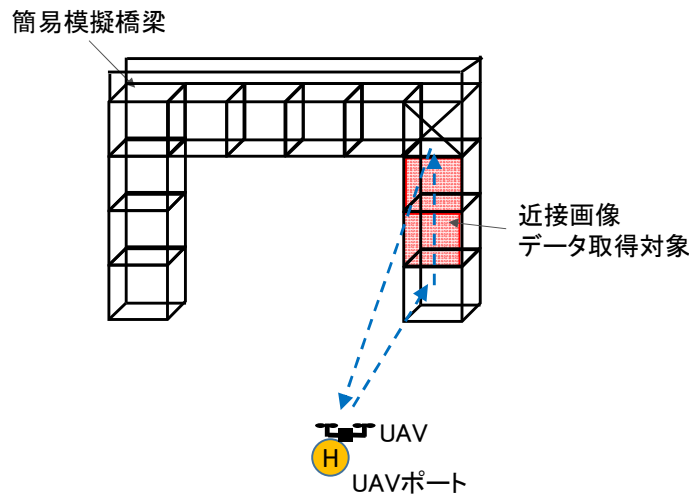


図 2. 1. 1. 2-32 UAV 飛行経路（高橋脚上部）

(1) 作業時間計測

ブラッシュアップした近接画像データ取得性能評価手法では、実際の点検作業が見積れるように UAV による近接画像データ取得時間計測に加えて、作業準備や片付け等の時間も計測することにした。そこで、高橋脚上部のミッション試験にて以下の手順で作業時間計測を行い検証した。

- <1> 実証試験場入口で、作業者は試験に使用する UAV 等の機材を用意した上で待機する。
試験開始の合図で試験場に入場し、試験場内の作業エリアに機材を搬入する。
- <2> 試験を行う機体のチェックやテスト飛行など、実際の UAV 飛行開始前に行う項目を全て実施する。

- ③ 試験ミッション内容（本試験では高橋脚上部の近接画像データの取得）に従い、近接画像のデータ取得を行う。なお、試験に使用する飛行経路やミッションプロファイルは事前に策定する。また、試験中は風速や照度等の環境条件を計測・記録する。
- ④ 試験終了後、作業者は機体などを片付け、試験場から退場する。

検証に使用した機器と適用条件を表 2.1.1.2-6 に示し、試験場レイアウトを図 2.1.1.2-33 に示す。

表 2.1.1.2-6 適用機器と適用条件

ドローン	Matrice100 改
搭載カメラ	動画撮影カメラ (GoPro)
作業員	3名 (試験指示者、ドローン操縦者、作業補助者)
前提	飛行計画は事前に立案済

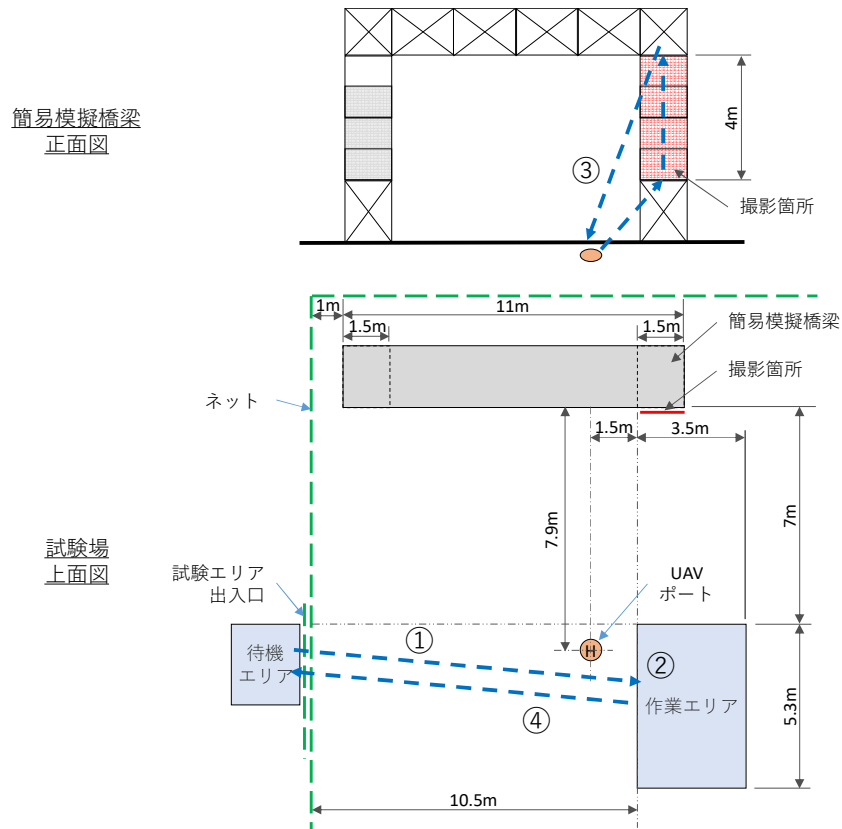


図 2.1.1.2-33 試験場レイアウト

■結果

本検証における作業時間測定結果の例を表 2.1.1.2-7 に示す。

表 2.1.1.2-7 作業時間測定結果

No.	作業内容	時間	備考
①	機材搬入	20 秒	
②	機材準備	4 分 53 秒	箱出し、機体チェック、 テスト飛行等
③	試験 ミッション	離陸→近接	25 秒
		近接撮影	26 秒
		帰路→着陸	19 秒
④	機材搬出	1 分 43 秒	
合計		8 分 06 秒	

■考察

- ・作業時間測定結果と共に図 2.1.1.2-33 のような試験場レイアウトの情報も提供することで、評価した UAV を実際の点検現場に適用する際の作業時間の見積もりも試験場レイアウト寸法等の情報を用いて比例計算でき、利用者が作業工数を算出できることになるため本結果は有効な評価結果になると考える。

(2) 近接画像データ取得

提案したミッション試験は、機器搬入から機器搬出までの一連の作業を再現することを想定しているが、ここでは高橋脚上部の近接画像データ取得の試験ミッションのみに着目した検証について説明する。本検証に適用した UAV とテストピースにおける判読対象線幅を表 2.1.1.2-8 に示す。

表 2.1.1.2-8 適用した UAV と判読対象線幅

ドローン	Matrice100 改
搭載カメラ	デジタルカメラ (M100_X3Z or IXY650)
使用プリズム	ジンバル付き小型プリズム
判読対象線幅	0.2mm

■結果

近接画像データ取得性能評価手法に従い、図 2.1.1.2-33 の③に示した UAV の飛行軌跡によって簡易模擬橋梁の高橋脚上部に設置したテストピースを撮影した際の撮影画像例を図 2.1.1.2-34 に示す。また、簡易模擬橋梁の高橋脚上部全体を撮影する試験ミッションを実施した際のテストピース撮影画像と撮影時の環境情報等を加味した詳細記録表例を表 2.1.1.2-9 に、撮影画像を主観評価した全テストピースの判読可否の判断結果を図 2.1.1.2-35 に示す。

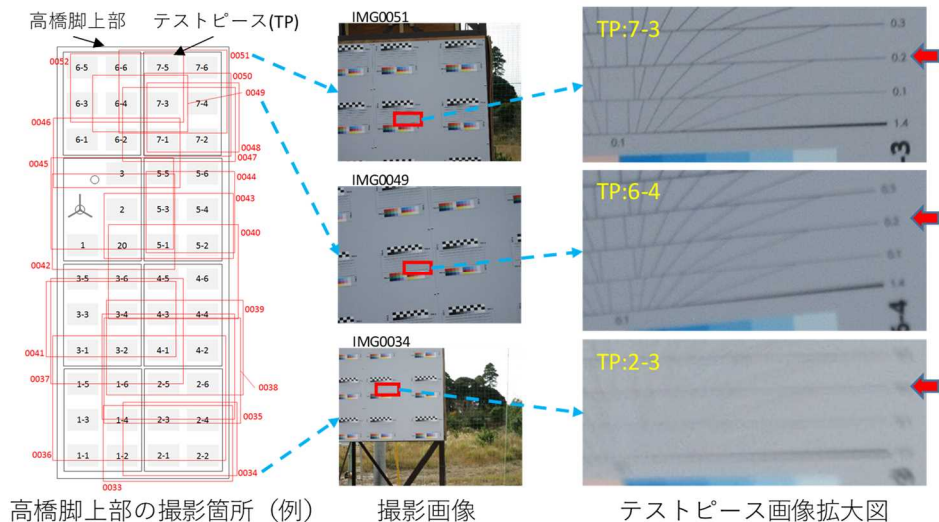


図 2. 1. 1. 2-34 高橋脚上部のテストピース撮影例

表 2. 1. 1. 2-9 詳細記録表 (高橋脚上部 : 抜粋)

詳細性能評価記録[データ取得性能 (画像) : 高橋脚上部] (案)												平成30年3月x日版								
実施日		2017/12/22		天気		曇														
温度		6.1℃		湿度		53.1%														
試験種別		ミッション性能試験：高橋脚上部										試験ID		橋脚-FDC-12						
データ取得 (画像)	テスト ピース		測定時刻	照度 [lux]		風向 [度] (0度：北)	風速 [m/s]	撮影位置 [m]			UAVから 対象までの 距離 [m]	取得画像					判定			
	No.	ID		橋脚面	橋脚背面			橋上	橋脚面	X座標		Y座標	Z座標	全体画像	(参考) 拡大画像	ファイル名		シャッタースピード	ISO感度	絞り
	1	1-1																		
	2	1-2	11:25:16	10800	11610	333	1.29	2.94	0.13	0.48	2.94			DJI_0053.jpg	1/1000秒	ISO-131	f/2.8	-		
	7	2-1	11:25:16	10800	11610	333	1.29	2.94	0.13	0.48	2.94			DJI_0053.jpg	1/1000秒	ISO-131	f/2.8	○		
	14	3-2	11:25:34	10810	11800	333	0.15	3.31	0.25	1.55	3.31			DJI_0054.jpg	1/1000秒	ISO-106	f/2.8	○		
	26	2	11:25:54	10820	12010	333	0.87	3.32	0.19	2.73	3.32			DJI_0055.jpg	1/1000秒	ISO-125	f/2.8	○		
	45	7-6	11:26:10	10800	12220	327	0.26	3.48	0.19	3.68	3.48			DJI_0056.jpg	1/1000秒	ISO-112	f/2.8	○		

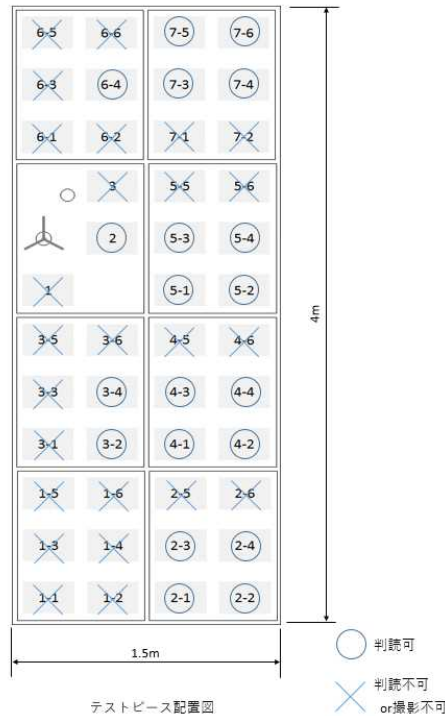


図 2. 1. 1. 2-35 テストピース判読可否主観評価結果（高橋脚上部）

■考察

- ・ 図 2. 1. 1. 2-34 の撮影例から、UAV の撮影時の飛行状態や環境条件によってテストピースの撮影画像品質が変わり、テストピースの指定線幅の実線の判読可否を主観評価することでその撮影画像品質を評価できることを確認できた。
- ・ 提案した手法に沿って、評価対象 UAV が簡易模擬橋梁に設置したテストピースを撮影した結果を表 2. 1. 1. 2-9 の詳細記録に記録することで、評価対象 UAV は撮影対象に対してどのように撮影できたかを明確にすることができる。また、本詳細記録は撮影画像とその諸元も合わせて表記する書式であるため、開発者のみでなく利用者にとっても機体選定の指標として利用できると考える。
 ※本例は画質の違いを示すために読み取れない部分が生じたケースを示しているが、実際にはすべてのテストピースが読み取れる（網羅性 100%）ように飛行した時の作業時間を記録することになっているので、注意すること。
- ・ 提案した手法は、UAV がテストピースを撮影する際の環境条件を環境計測装置で計測することにしており、表 2. 1. 1. 2-9 の詳細記録表にも撮影時の環境条件を記録している。この結果表より目的が達成できなかった（撮影が出来なかった）原因が、環境にあるのか機体等他に要因があるかを調査する材料になり、開発者にとって有用な情報を記録として残すことができると考える。
- ・ 図 2. 1. 1. 2-35 はミッション試験を実施して得られた近接撮影画像に対する主観評価結果を評価対象エリア全体で示している。この図よりどの程度撮影対象を網羅したかを示すこ

とができ、利用者はこの評価機体が橋梁各部に対してどのような撮影特性を有するかを確認できる。

- ・ 近接撮影画像の評価におけるテストピースの位置特定にはテストピースに印字された ID を使用するが、人が撮影画像を確認して位置を特定するには相応の時間を要する。よって、印字された ID を使って位置を特定できるテストピースには、撮影画像からこの ID を画像認識で自動特定できる仕組みがあると評価作業の短縮に繋がると考える。

(イ) ミッション試験（床版）

床版に対するミッション試験では、床版に設置したテストピースを撮影するため UAV の飛行経路を図 2.1.1.2-36 のように設定した。また、支承部近くを撮影する際は、UAV は橋脚にかなり接近することになるため、支承部近くの床版の状況を撮影できるかは橋梁点検 UAV の性能として重要な評価ポイントになる。そこで、橋脚際の床版隅までテストピースを設置して検証することにした。なお、本試験に対する実証実験は送風機による人工風は適用せず自然風下で実施した。

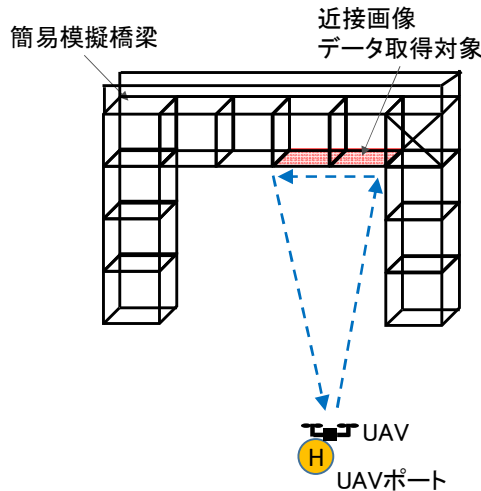


図 2.1.1.2-36 UAV 飛行経路（床版）

・ 近接画像データ取得

提案したミッション試験は機器搬入から機器搬出までの一連の作業を実施することを想定しているが、ここでは床版の近接画像データ取得に着目した検証について説明する。まず、本検証に適用した UAV とテストピースにおける判読対象線幅を表 2.1.1.2-10 に示す。

表 2.1.1.2-10 適用した UAV と判読対象線幅

ドローン	Matrice100 改
搭載カメラ	デジタルカメラ (DMC_TZ85)
使用プリズム	ジンバル付き小型プリズム
判読対象線幅	0.2mm

■結果

近接画像データ取得性能評価手法に沿って、簡易模擬橋梁の床版に設置したテストピースを撮影した。その時の撮影対象であるテストピース撮影画像と撮影時の環境情報等を加味し詳細記録表に記載した例を表 2.1.1.2-11 に示す。また、撮影画像の線幅 0.2mm の判読可否を主観評価した結果を図 2.1.1.2-37 に示す。

表 2.1.1.2-11 詳細記録 (床版：抜粋)

詳細性能評価記録(データ取得性能 (画像) : 床版) (案) 平成30年3月4日版																		
実施日	2017/12/22										天気	曇						
温度	10.0°C										湿度	49.2%						
試験種別	ミッション性能試験：床版										試験ID	床版-FC-21						
データ取得 (画像)	テスト ピース		照度 [lux]			風向 [度] (0度：北)		風速 [m/s]			撮影位置 [m]			取得画像				判定
	No.	ID	床版	橋脚背面	橋上	床版	X座標	Y座標	Z座標	距離 [m]	全体画像	(参考) 拡大画像	ファイル名	シャッタースピード	ISO感度	絞り	評価	
	1	9-1																
	14	11	14:33:35	1880	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	15	12	14:33:35	1880	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	24	10-6	14:34:50	1810	11030	112	0.66	-1.38	2.52	1.95	2.05			P1000078.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	25	11-1	14:33:35	1880	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	33	8	14:34:50	1810	11030	112	0.66	-1.38	2.52	1.95	2.05			P1000078.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	34	7																

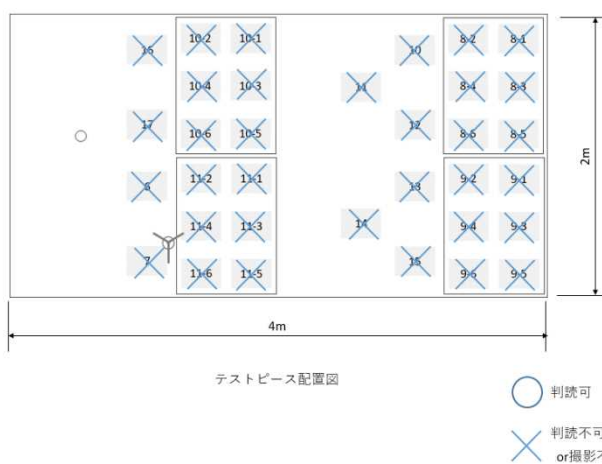


図 2.1.1.2-37 テストピース判読可否主観評価結果 (床版)

■考察

- 床版の近接画像データ取得性能評価手法においても、ミッション試験（高橋脚上部）の評価手法と同様に UAV の撮影画像やその時の環境条件等を記録として残すため、開発者のみ

- でなく利用者にとって有用な情報を提供できると考える。なお、例に示した実証実験で使
 用した UAV は床版に近づこうとすると機体が不安定になり十分接近することができなかつ
 た。そのため、撮影できた画像に対する主観評価にて 0.2mm の実線は判読できなかった。
- ・床版の橋軸に平行な辺の傍にテストピースを設置すると上方の空が写り込みやすい撮影環
 境を設定でき、逆光の影響を評価することができる。

(ウ) 個別試験（トラス越し）

・近接画像データ取得

鋼橋脚において点検対象部位と撮影装置の間にトラスがある場合、そのトラスにカメラのピ
 ントが合い点検対象部位がぼけて撮影されることがある。そこで、簡易模擬橋梁の上部トラ
 ス部を鋼橋のトラスと見立て、その背後にテストピースを設置して近接画像データ取得を検
 証した。トラス越しに対する近接画像データ取得性能評価を検証するための個別試験実施時
 の UAV の飛行経路を図 2.1.1.2-38 に示す。なお、本試験に対する実証実験は送風機による
 人工風は適用せず自然風下で実施した。

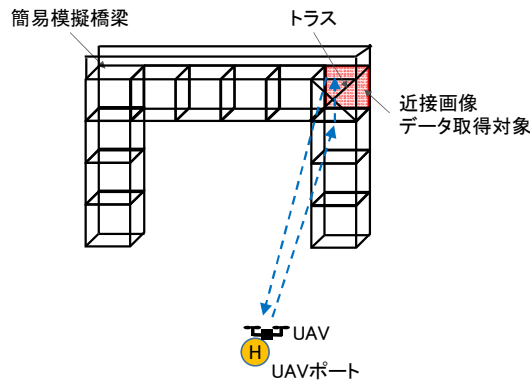


図 2.1.1.2-38 UAV 飛行経路（トラス越し）

■結果

本個別試験での撮影例を図 2.1.1.2-39、図 2.1.1.2-40 に示す。



図 2.1.1.2-39 トラス越しの撮影例
 (手前のトラスにピントが合った場合)



図 2.1.1.2-40 トラス越しの撮影例
 (手前のトラスを避けて撮影した場合)

■考察

- ・ 図 2.1.1.2-39 は手前のトラスにピントが合った場合で、図 2.1.1.2-40 は手前のトラスを避けてテストピースが撮影できた例である。このトラスのような撮影障害物がある場合には、その背後にテストピースを設置することにより今回の検証と同じ試験環境を構築でき、鋼橋におけるトラスのデータ取得に対する個別試験を実施することで評価できると考える。

次に、実証実験に基づく、近接画像データ取得性能評価用テストピース・計測装置の妥当性検証について説明する。

(c) 近接画像データ取得性能評価用テストピース・計測装置

(7) テストピース

今回の実証実験に適用したテストピースは、ひびわれを模した実線だけでなく、撮影画像の画像品質等も評価できる図案を設けている。0 の「近接画像データ取得性能評価」で実線の線幅の主観評価について検証したため、ここではこのテストピースの別図案の評価について述べる。なお、この評価では表 2.1.1.2-12 の UAV を用いて簡易模擬橋梁のテストピースを撮影した画像を用いた。

表 2.1.1.2-12 適用した UAV

ドローン	Matrice100 改
使用プリズム	小型プリズム
搭載カメラ	デジタルカメラ (M100_X3Z or IXY650)

■結果

撮影画像に対してデジタル画像処理ソフト Imatest を用いて撮影画像上のチェスボードから白と黒の交差点を設定し、そのエッジ近傍でのグレースケールの階調変化を求めた（図 2.1.1.2-41 ～図 2.1.1.2-43）。なお、各図の右図は撮影画像、左のグラフはその階調変化を求めたグラフで、そのグラフに示したピクセル値（評価結果）は、撮影画像におけるそのグレースケールの階調変化が最大値の 10%から 90%に変化する 2 点間のピクセル数である。

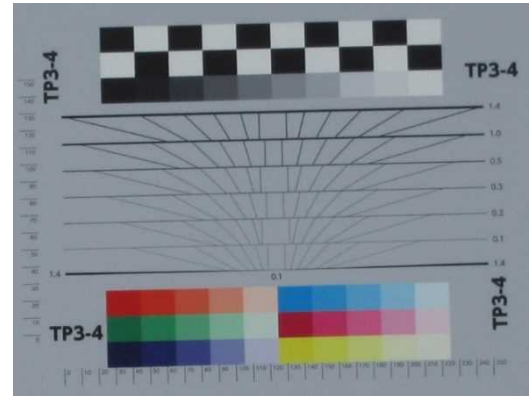
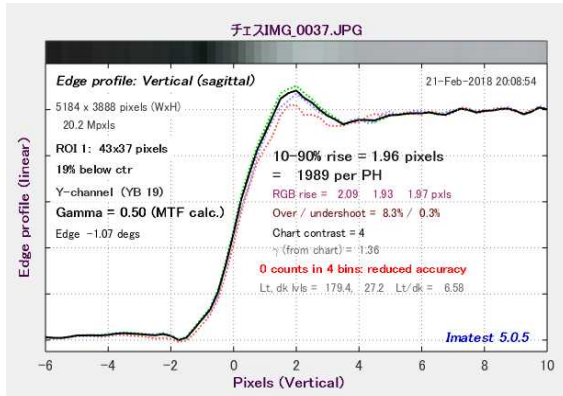


図 2. 1. 1. 2-41 評価結果と撮影画像例 (評価値 : 1.96pixels、IMG_0037)

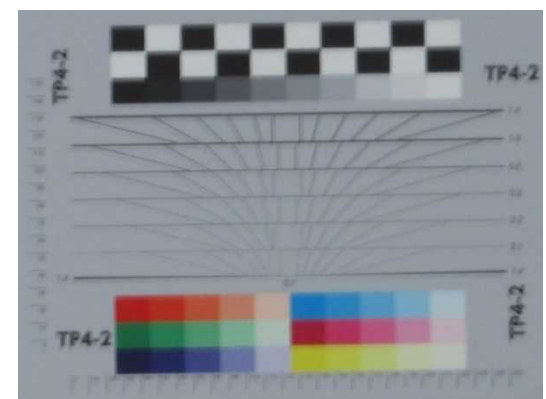
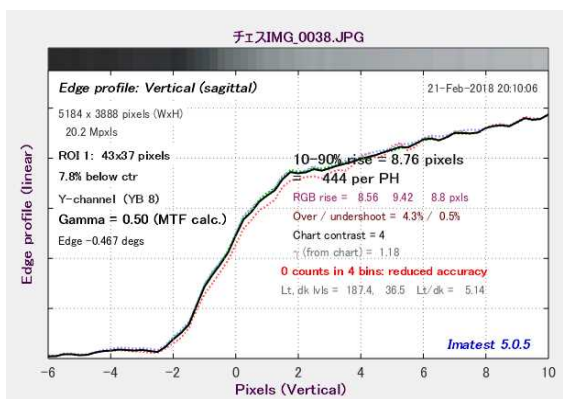


図 2. 1. 1. 2-42 評価結果と撮影画像例 (評価値 : 8.76pixels、IMG_0038)

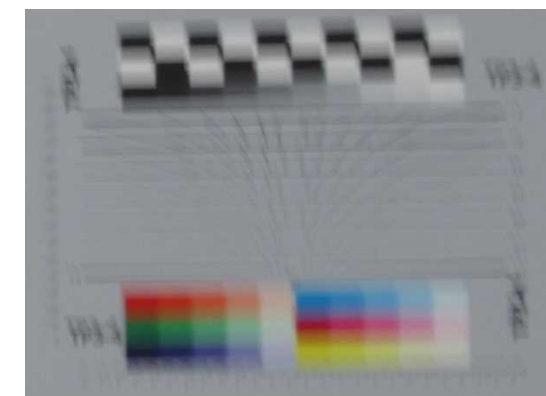
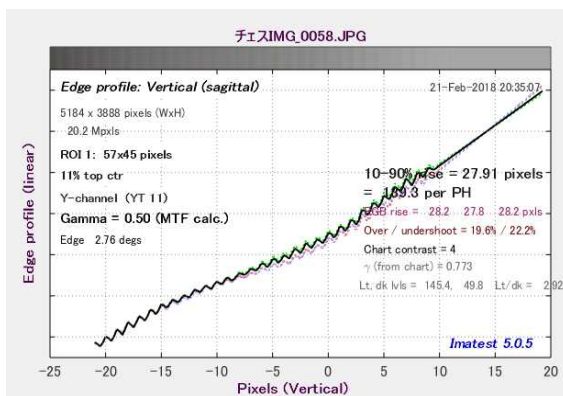


図 2. 1. 1. 2-43 評価結果と撮影画像例 (評価値 : 27.91pixels、IMG_0058)

次に、カラーパッチの色差を求めた例を図 2. 1. 1. 2-44 ~ 図 2. 1. 1. 2-47 に示す。ここで示した色差は、撮影画像におけるテストピースのカラーチャートから各カラーパッチを抽出して得た撮影画像における各カラーパッチの $L^*a^*b^*$ 値と前記テストピース作成時に取得した該当カラーパッチの $L^*a^*b^*$ 値との二乗平均誤差から得た結果である。



図 2.1.1.2-44 撮影画像
(色差の大きい例、IMG_4465)

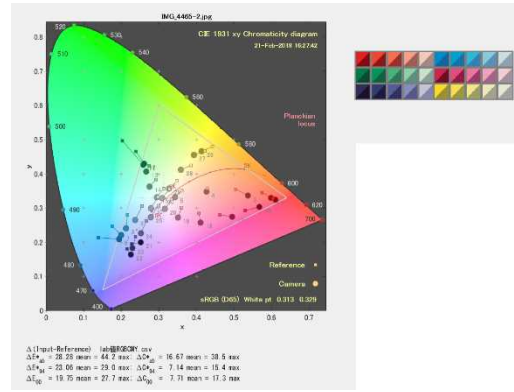


図 2.1.1.2-45 CIE1931 色空間での
参照結果と撮影画結果のずれ (IMG_4465)



図 2.1.1.2-46 撮影画像
(色差の小さい例、DJI_0052)

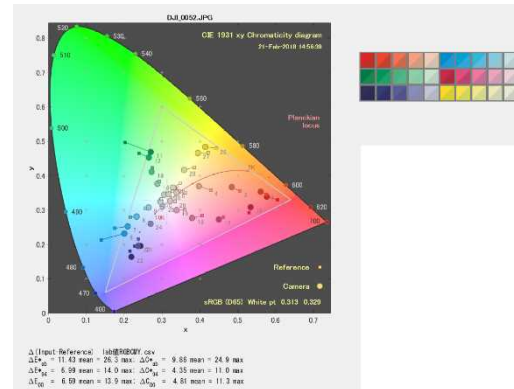


図 2.1.1.2-47 CIE1931 色空間での
参照結果と撮影画結果のずれ (DJI_0052)

■考察

- ・ 図 2.1.1.2-41 ~ 図 2.1.1.2-43 より、評価値（ピクセル値）が小さい程、右側に示した撮影画像のピントずれやぶれが少ないため、この評価値を算出することで撮影画像のピントずれやぶれを定量的に評価できる。また、図 2.1.1.2-43 の例では階調変化に細かな値の振れが見られることから、撮影カメラを搭載したドローン自体の振動が撮影画像の品質に影響した可能性も推定できると考える。
- ・ 図 2.1.1.2-44 に示した画像は色差 ΔE^*ab (mean) が 28.63 (図 2.1.1.2-45 参照) で、図 2.1.1.2-46 に示した画像の色差は 11.43 (図 2.1.1.2-47 参照) である。撮影画像を比較すると前者は赤みが強く画像の色味に有意な差がある。また、図 2.1.1.2-45、図 2.1.1.2-47 の右上に示した色パターン（各パターンの左上：参照色[テストピース試作時に取得した色データから作成]、右下：実測色[撮影画像の色データから作成]）を比較すると、色差が大きい方が色の差がはっきりしていることが分かる。よって、この色差の比較により色ずれを定量的に評価できると考える。

- ・明け方や夕暮れ時では撮影箇所の色温度が大きく変わり、色ずれの基準となるテストチャート作成時の色温度と大きくずれる可能性がある。色ずれ評価を厳密に行う場合には、撮影時の色温度を測定して色差算出の補正を行えるようにするのも良いと考える。

(イ) 環境速計

(1) 風向風速計

今回の実証実験では橋脚の各箇所に風速計を設置し（図 2.1.1.2-48）、評価試験の際には近傍の風速計の計測値を記録することを検討した。簡易模擬橋梁の橋脚の風速の測定例を図 2.1.1.2-49 に示す。この測定時の測定周期は 1 秒であるが、10:24:26~10:24:28 の 2 秒間で 0.5m/s~2.5m/s の風速変動を捉えている。屋外環境ではこのような急激な風速変動が生じる場合があるので、風速変動を確実に捉えるためにも 1 秒周期での風速測定は妥当と考える。

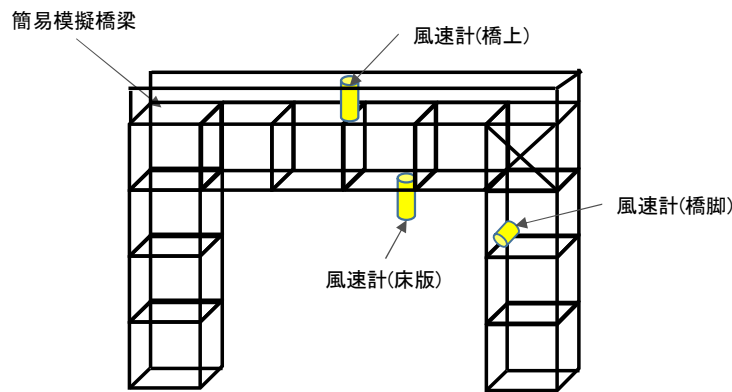


図 2.1.1.2-48 簡易模擬橋梁に設置した風速計

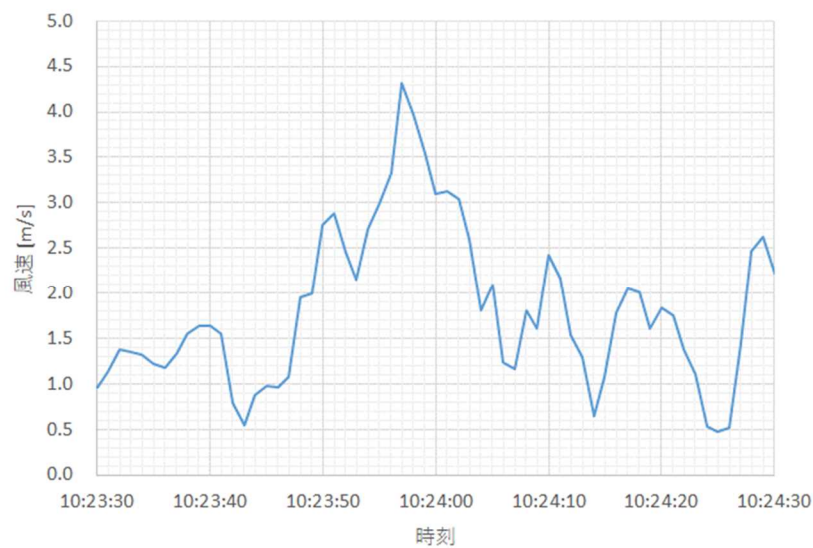


図 2.1.1.2-49 簡易模擬橋梁の橋脚の風速測定例

(2) 照度計

今回の実証実験では橋脚各所に照度計を設置し（図 2.1.1.2-50 参照）、ミッション試験の際には撮影近傍の照度を記録することを検討した。実際に簡易模擬橋梁の各所の照度計の測定例を図 2.1.1.2-51 に示す。本結果より橋脚南側に設置した照度計の照度は 80000Lux と高い値を示す場合もあり、太陽の照射具合によって照度が大きく変動する可能性があることが確認された。したがって、実際に UAV が飛行して近接画像を撮影する際は太陽光の影響で撮影箇所での照度環境が大きく変わることもあるため、ミッション試験で飛行が想定される地点の近傍に照度計を設置することが望ましいと考える。また、逆光等の条件下での撮影も厳しい環境であるため、撮影対象物の背面にも照度計を設置し、どのような明るさの条件下であったか記録できるようにすることも有効であると考えられる。

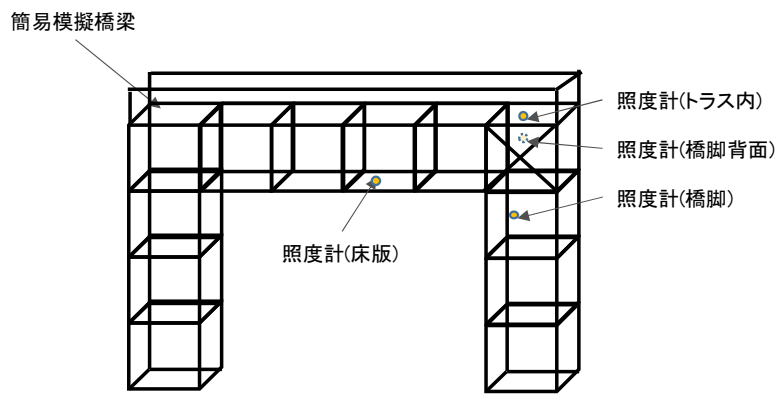


図 2.1.1.2-50 簡易模擬橋梁に設置した照度計

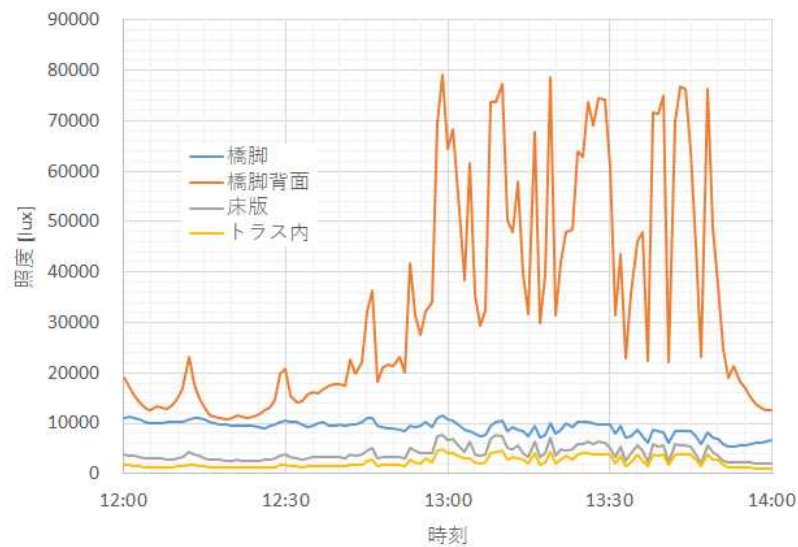


図 2.1.1.2-51 簡易模擬橋梁の各計測部位の照度測定例

(ウ) UAV 計測

(1) TS による UAV 飛行軌跡の計測

TS で計測したミッション試験実施時の UAV の飛行軌跡の例を図 2.1.1.2-52 に示す。この図は UAV の飛行軌跡を水平面と垂直面に投影した図であり、ミッション試験における UAV の離陸時から着陸時までの軌跡を示し、ミッション試験でのテストピースを撮影した時の UAV の位置を赤丸で表示している。この結果より TS でミッション試験時の UAV の軌跡を正確に計測できることが確認できた。これにより、測定結果を基に飛行軌跡を確認することで、ミッション遂行に要する時間がかかった原因も究明できると考える。また、ジンバル付き小型プリズムは、重量負荷軽減と姿勢変動による反射角が足りなくなるという問題を改善できることを確認した。この他、TS での UAV 計測における結果から得られた考察を以下に示す。

- ・撮影時間帯によっては、太陽光が TS の受光部に入光して、UAV のプリズムの反射光を捉えられず UAV をロストする場合があった。
 - 太陽光の入射光が入らない方向から UAV を計測できるように TS を設置する必要がある。
- ・TS が UAV のインジゲータの点灯を誤認識する場合があった。
 - UAV をロストする頻度が高い場合はインジゲータの光を遮光する等の処置を実施する。
- ・TS が測定対象 UAV から近い位置で計測すると、TS が UAV のプリズムを追従する際の仰角が大きくなるため、地上にある TS からプリズムを捉えるのが難しくなり UAV をロストする場合があった。
 - なるべく広範囲の方からのレーザー光を反射できるジンバル付き小型プリズムにより改善することを確認した。なお、UAV が移動した際にロストする頻度が上昇する場合は、UAV と TS との離隔距離を広げることで改善する可能性がある。

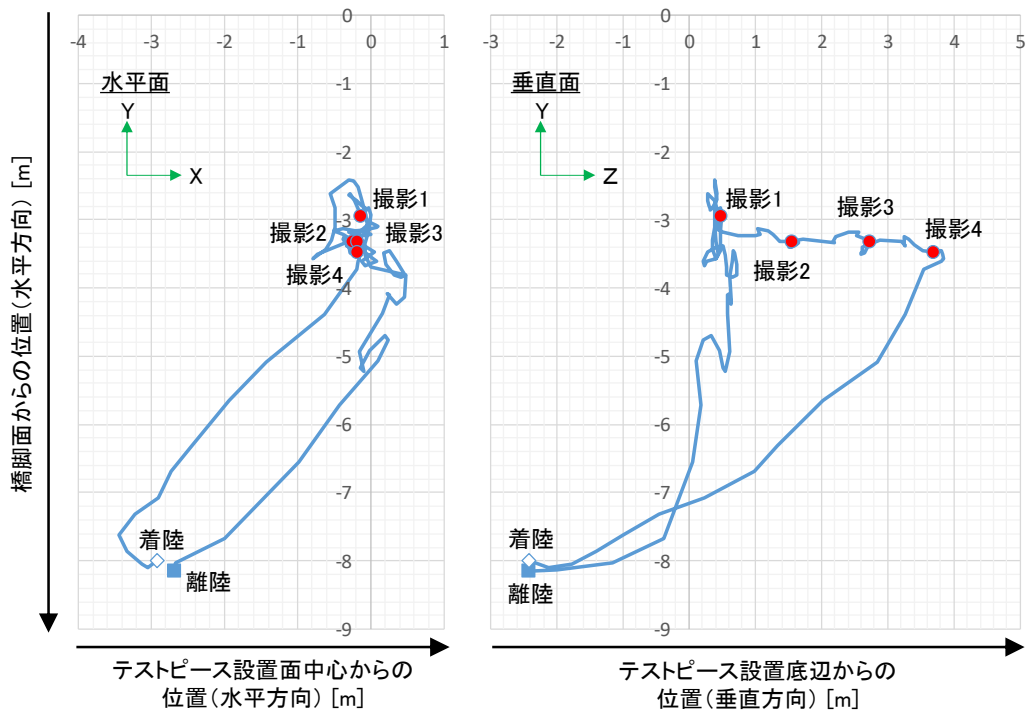


図 2. 1. 1. 2-52 UAV 飛行軌跡の測定例

(2) マーカーレスによる UAV 飛行軌跡の計測

トータルステーションで計測したミッション試験実施時の UAV の飛行軌跡の例を図 2. 1. 1. 2-53 に、その飛行軌跡をマーカーレスで測定した例を図 2. 1. 1. 2-54 に示す。なお、図 2. 1. 1. 2-54 では橋梁壁面に沿って飛行している辺りの軌跡を赤線で表記した。橋梁壁面に沿って飛行している辺りの軌跡はトータルステーションでの軌跡と同じような軌跡を示しているが、その前後では軌跡が大きくずれる場合があった。その原因としては、マーカーレスでの UAV の軌跡の算出処理で周辺の点群を除外できなかったことや、UAV の軌跡算出に重心をとっているが故に、取得できた点群数の多少により重心位置が変動したことが考えられ、橋梁から離れた場合の算出方法については改善する必要があると考える。その他、マーカーレスでの UAV 計測の考察を以下に示す。

- ・実験場を覆うネット近傍では、三次元レーザーセンサーの測定結果が大きくずれる場合があった。
 - 三次元レーザーセンサーで UAV を測定する場合、三次元レーザーセンサーで計測する面側には不要な部材が入り込まない位置に三次元レーザーセンサーを設置する必要がある。
- ・二方向から測定することで疑似的にサンプリングレートが上がり精度が良くなることや、片方が死角に入ったりしたときに補完できるかといったことを期待していたが、ネットに近すぎた左側のデータ処理がうまくいかず、二方向から測定については良好な結果は得られなかった。

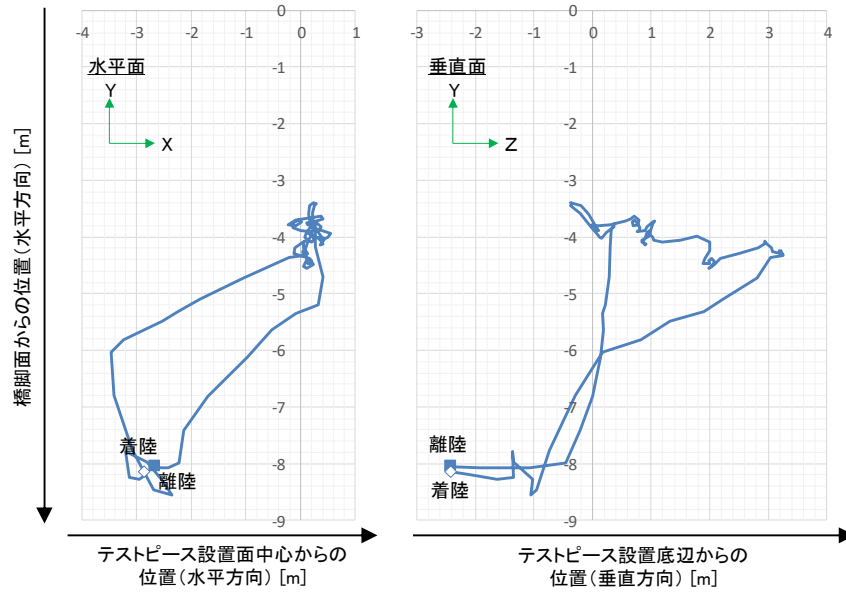


図 2. 1. 1. 2-53 トータルステーションで UAV の飛行軌跡を測定した例

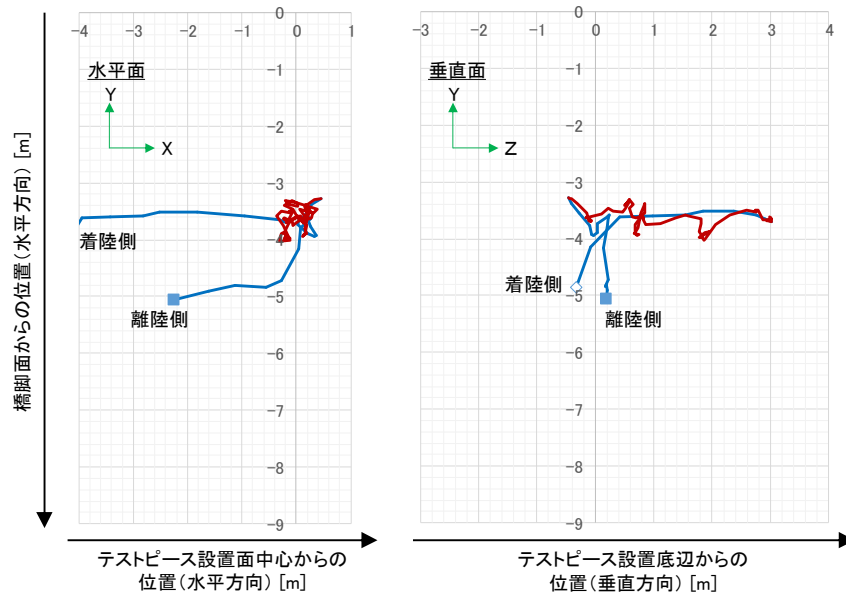


図 2. 1. 1. 2-54 マーカーレスで UAV の飛行軌跡を測定した例

(3) UAV 飛行状態の計測

ミッション試験実施時の UAV の飛行状態を撮影した例を図 2. 1. 1. 2-55 に示す。この図の上図は試験場において簡易模擬橋梁に設置した 3 台のビデオカメラの大凡の設置位置を示し、同図下図の 3 枚の写真はミッション試験時の UAV (赤丸で模式的に表記) を各ビデオカメラで撮影した映像を示している (赤色の破線丸で UAV を囲む)。この 3 台のビデオカメラは同じ時間軸で撮影できるため、UAV がどのような状態で飛行していたかを異なる方向から確認することが可能である。UAV 飛行状態の計測に関する考察を以下に示す。

- ・ UAV を撮影するビデオカメラの動画データを無線通信で制御用 PC に転送する構成であるが、UAV に搭載したカメラの撮影映像も無線通信で操作者手元の端末で確認する場合に、無線通信が途絶する場合があった。
→他の無線機器と干渉しない周波数を選定して運用するか、ビデオカメラ側の動画データの伝送を有線通信にする必要がある。

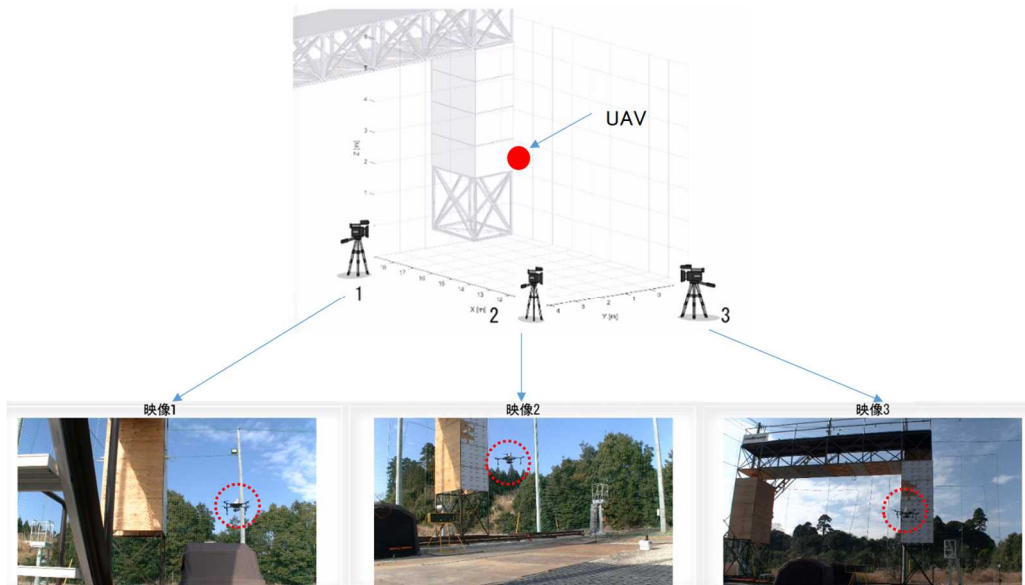


図 2. 1. 1. 2-55 UAV 飛行状態の撮影例

(C) 性能評価基準書の結果表案

以上の実証実験結果を踏まえ、表 2. 1. 1. 2-3 に示した性能評価基準の作業時間については、表 2. 1. 1. 2-7 の手順で測定することにした。また、網羅性については、試験ミッションでの撮影箇所に対して、判読できた撮影箇所の比率で定めた。特に、撮影箇所が今回用いたテストピースの場合には、判読対象はテストピースの実線の線幅を用い、判読可否はあくまで指定の線幅の線が判読できたかどうかで判断することとした。実証実験結果を踏まえて、作成した近接画像データ取得性能評価結果表への記載例を表 2. 1. 1. 2-13 に示す。

表 2.1.1.2-13 近接画像データ取得性能評価に関する結果表の記載例

データ 取得性能	<p>UAV飛行経路 データ取得成功箇所 (○:成功、×:失敗)</p> <p>○支承 ○床版 (画像) ○床版 (打音) ○高橋脚上部 (打音) ●高橋脚上部 (画像)</p>		
	データ取得箇所	全箇所・広域 / 特定箇所	
画像	線幅	0.1mm・0.2mm・0.3mm・0.5mm・1.0mm	
	網羅性	3 8 / 4 5	
打検	打検器	位置誤差	
	先端	角度誤差	
	網羅性		
作業時間	機材準備時間	3分43秒	※備考:組立済機体に対し機体チェック、テスト飛行等を実施
	飛行時間	工程A(離陸→移動)	17秒
		工程B(データ取得)	1分20秒
		工程C(帰路→着陸)	15秒
	バッテリー交換時間	0秒	(交換して再飛行する場合)
	機材撤収時間	50秒	※備考:機体を梱包し、実験エリアから退避
合計	6分25秒		

■考察

- ・結果表により、近接画像データ取得性能の網羅性を、単なる割合ではなく各箇所における近接画像のデータ取得の成否で明示することができる。これにより、測定部位全体の網羅性が100%でない場合でも部分的には網羅性を100%できるエリアを明示し、測定エリアによっては利用可能なUAVを明らかにすることができる。よって、開発者のみなく利用者にもUAV機体選定の情報を提示できる出力方式を提案できたと考える。

(D) 福島 RTF への設備提案

今回の画像取得性能の実証実験において使用した設備機器を表 2.1.1.2-14 に示す。

表 2.1.1.2-14 使用設備一覧

項目	品名	メーカー	型名	特徴性能
環境計測	照度センサ	デルタオーム	LP PHOT03	計測範囲0~200kLux
	三次元風向風速計	デルタオーム	HD2003	測定範囲0~70m/s、U-V-Wの要素風速、音速、音響温度[超音波計測]
	二次元風向風速計	デルタオーム	HD52.3DP	測定範囲0~60m/s、U-Vの要素風速、音速、音響温度[超音波計測]
	気象風向風速計	大田計器製作所	30-T-420	気象庁検定済、測定範囲0.4~70m/s、風向0~540° [飛行機型矢羽]
	大気圧計	デルタオーム	HD9908T BARO	計測範囲800~1100hPa
	温度計	フィールドプロ	TPT100-L5	気象庁検定済、計測範囲-40~100°C
	湿度計	ヴァイサラ	HMP110-L3	気象庁検定済、計測範囲0~100%RH
	データロガー	デルタオーム	HD35EDLW	センサデータをログ集約、HD35APJへデータ送受信
位置計測	データ収集	デルタオーム	HD35AP.J	HD35EDLWよりデータ送受信
	トータルステーション	FARO	LASER TRACKER VANTAGE E	計測範囲25m、サンプリングレート1000回/秒 ※80m測距のVANTAGE S在り
状態記録	三次元測域センサ	北陽電機	YVT-35LX	2590点/360deg
時間計測	ビデオカメラ	スポーツセンシング	GC-LJ20B	1276万画素、光学10倍、シャッタースピード最大1/10000、無線連携可能
	スポーツタイマー	セイコーウォッチ	ST-306	大型表示器、電池駆動、1秒単位

福島 RTF の橋梁規模やコンセプトの相違によって、設置するセンサ種や数量の考慮は必要であるものの、三次元測域センサを除く今回の使用機器を提案した。

(E) まとめおよび福島 RTF への提言

本開発研究では、昨年度作成したインフラ点検ロボットの近接画像データ取得性能の評価基準とその手法案のブラッシュアップを実施した。性能評価基準検討委員会での協議等を踏まえて、データ取得性能評価として、定期点検要領の評価単位に準じた3つのモデル（上部構造、下部構造、支承）のミッション試験を策定した。また、策定した手法に沿って、簡易模擬橋梁にて UAV を用いた実証実験を実施した。その結果、開発した検証技術の正当性と性能評価基準の妥当性を検証し、エビデンスを取得した。

今回の結果を踏まえて、福島 RTF に向けた提言を以下に示す。

- ・評価試験では膨大なデータ量が発生するため、それを管理・活用するためにデータベース化等が必要と考える。
- ・今後、ドローンの急速な高性能・多様化により性能評価手法も柔軟に対応していくことが望まれ、陳腐化することがないように改訂体制は必要と考える。また、本手法を活かすために、福島 RTF にて第三者試験を実施していく体制の実現を望む。
- ・本手法に基づく評価結果を取得してから国土交通省や自治体の実証/NETIS 認定に進むこととするなど、本手法による評価を経ることが実用化の必須条件となる枠組みを期待する。

5.1.2. 「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（実施者：日本電気株式会社）

1.1.1.1. (A) 打音データ取得性能評価手法の検討

i. 性能評価の考え方

データ取得にあたっては、対象部位のデータを漏れなく取得する網羅性とデータ取得時間が重要となる。打音による対象部位の損傷の「うき」に関するデータ取得では、打検器を対象部位に接触させ対象部位表面を叩いた結果の音データを記録する。性能評価に当たっては、打検器先端の対象部位への接触がどのくらい確実に実行されたかの測定により網羅性を評価する。そこで、打検器先端の指定位置への位置精度（位置誤差）と対象部位表面となす角の規定値からのずれ（角度誤差）の大きさを評価し、対象部位に対して打検動作の実行を確認した部位の比率を網羅性の指標とする。

打音データ取得性能は、対象のうち指定部位全体に渡って広く必要なデータを取得する「指定部位のデータ取得（広域）」と、過年度データ取得箇所の損傷の進行度合いを確認するなどの目的でピンポイントに必要なデータを取得する「特定箇所のデータ取得」の二種にて評価する。性能評価にあたり、「指定部位のデータ取得（広域）」では打検器先端の指定位置への位置精度（位置誤差）と対象部位表面となす角の規定値からのずれ（角度誤差）を網羅性の性能評価指標とし、「特定箇所のデータ取得」ではさらに指定位置を細かく指定して検査を実施する。

以上に実行時間の測定結果を加えた4種の指標に関して評価を実施し、総合的に当該ロボットの性能評価を実施する。なお、取得したデータを処理することはUAVの基本能力とは異なるため、うきの有無判定などは含まない。

表 2.1.1.2-15 打音の性能評価指標

指標	内容
実行時間	指定作業の実行時間
打検器先端：位置誤差	打検器先端の指定位置への位置決め精度
打検器先端：角度誤差	打検器先端の対象面との接触角度精度
網羅性	対象部位に対して打検器によって検出できた部位総数の比 ※特定箇所のデータ取得の場合は、以下の値で定義する ・ 特定部位に対して検出できた部位総数の比

ii. 基準となる測定対象（テストピース）の検討

打音データ取得性能評価のためには表 2.1.1.2-15 に示した指標を測定する。打検器先端と測定対象表面の接触点に対する位置及び角度精度の測定が基本となるため、性能評価試験のための測定対象（テストピース）の構成が課題となる。打音に対するテストピースとして以下の2種が考えられる。

- (a) テストピースとして実際にうき領域を測定対象面に複数組み込み、各うき領域のサイズと中心座標をあらかじめ記録し、この中心座標を設定値とする。

→ロボットは打音検査の結果を使わないとき領域は分からず、より現実に即した評価が可能。

(b) テストピースとしてうきは作りこまず試験対象表面にうき領域のサイズに相当するパターン（四角形など）をマーカーとして描画し、この中心座標を設定値とする。

→ ロボットは画像情報としてマーカー中心を特定する、また、人による遠隔操縦時には操縦者がマーカーを頼りに打点へのアプローチを操作する等の可能性があるが、ロボットによる打点への接触位置精度や角度精度を測定するデータ取得性能の評価としては意味を持つ。

ここでは、テストピース上に設定した接触点（打点）の座標を“設定値”と記す。性能評価にあたっては、この設定値と打検器先端の位置及び姿勢の測定値との差を誤差として評価することとなる。試験施設の企画時にどちらのテストピースとするかは適宜判断すればよい。

図 2. 1. 1. 2-56 にマーカーを描画する形式のテストピース b) の例を示す。本例では表面をコンクリートに模した色及び汚れとし、打点目標を 16 点描画している。

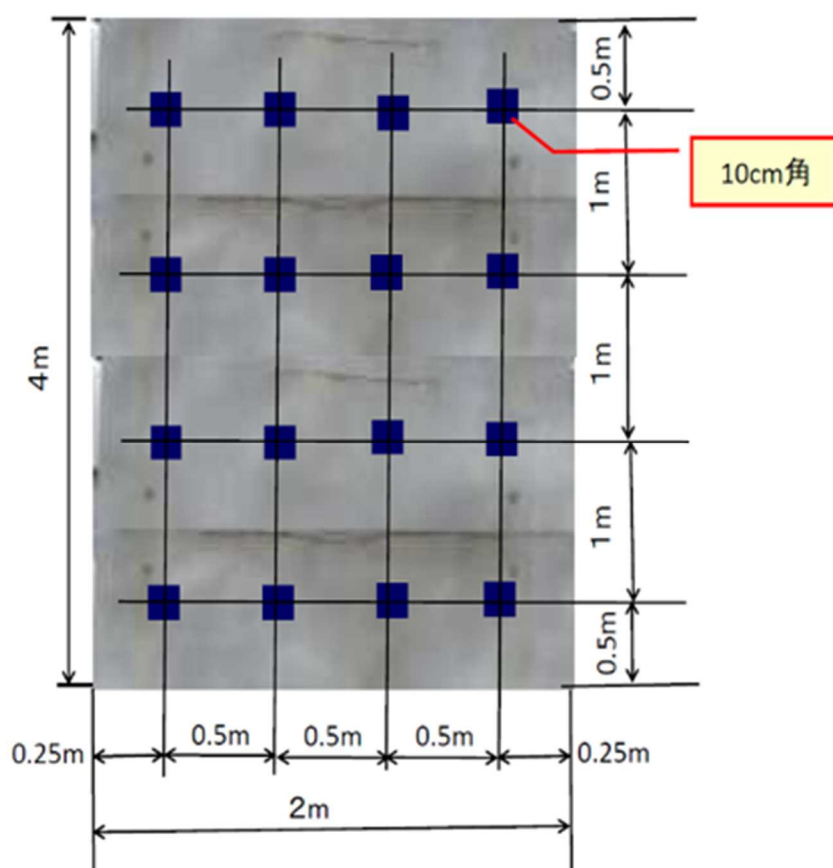


図 2. 1. 1. 2-56 打音検査ロボット性能評価用テストピースの例

iii. 打検器先端位置決め誤差測定方式の検討

打音検査ロボットは打検器を対象部位に接触させ対象部位表面を叩いた結果の音データを記録する。システムの性能評価にあたっては以下の2種の誤差を計測し評価する。

- (a) 位置誤差：ロボットが測定対象部位に接触した打検棒先端位置（計測値）と、テストピースに設定した打点位置（設定値）との差
- (b) 角度誤差：ロボットが測定対象部位に接触した打検棒の接触角度（計測値）のテストピース面に対する直交方向（面の向き、設定値）との差

ここで、位置及び角度の計測方法には、座標の収集方法に異なる選択肢が考えられる。

- (a) ロボットが測定対象部位と判断した時点での“モーションキャプチャによる”打検棒先端位置および接触角度の計測。打検棒先端にキャプチャ用マーカの取り付けが必要。
- (b) ロボットが測定対象部位と判断した時点での“ロボットが出力する”打検棒先端位置および接触角度の計測。モーションキャプチャやキャプチャ用マーカは不要。

いずれも計測結果を上記の計測値とし、テストピースへの打点目標の設定値と比較して誤差を評価する。座標の収集方法としてはモーションキャプチャを利用することを基本としているが、打音検査方式によってはモーションキャプチャが利用できない場合がある。

モーションキャプチャを利用する場合、打音検査方式として打検棒をロボットに装着して物理的に対象表面をたたく方式を前提としているが、システムによっては非接触（対象表面の温度測定やレーザー走査など）にて検出することも考えられる。また、打検棒を用いる場合も、棒先端内部に対象面への垂直な接触を確保する機構が内蔵され棒そのものの面への直交性は意味をなさない場合も想定される。これらの場合は角度に関して計測結果は無条件に誤差最少として評価せず、位置誤差に関して非接触型であれば上記b)を、接触型であればa)もしくはb)を適用することとする。

iv. 打音検査ロボットの性能評価のためのミッション試験の検討

打音検査データ取得の目的はコンクリート表面内部のうきの検出である。このため、検査対象はコンクリート橋梁とし、その上部構造であるコンクリート床版・桁と、コンクリート橋脚を対象とする。さらに、対象のうち指定部位全体に渡って広く必要なデータを取得する「指定部位のデータ取得（広域）」と、過年度データ取得箇所の損傷の進行度合いを確認するなどの目的でピンポイントに必要なデータを取得する「特定箇所のデータ取得」の二種にて評価する。それぞれに対するデータ取得の試験方法の詳細を検討する。

(a) ミッション試験（床版、広域）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV に上向きに設置された打検器を用いてコンクリート床版や桁に対し、1 径間に渡る指定領域を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-57（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-58 に示す。指定領域（広域）の試験では指定領域内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

打音においては広域に渡るデータ取得においても一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返すため、ミッションプロファイルに示すように一定高さからの押し付けのための上昇と停止／計測・下降と移動、を繰り返す動作となる。

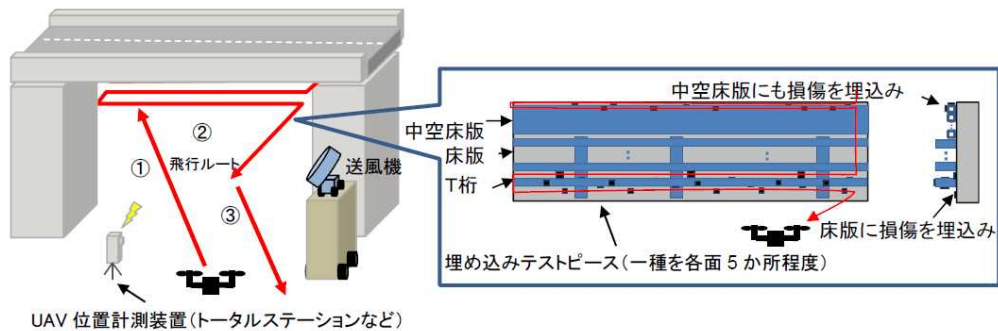


図 2.1.1.2-57 コンクリート床版・桁のうきを指定領域の打音でデータ取得する場合のイメージ

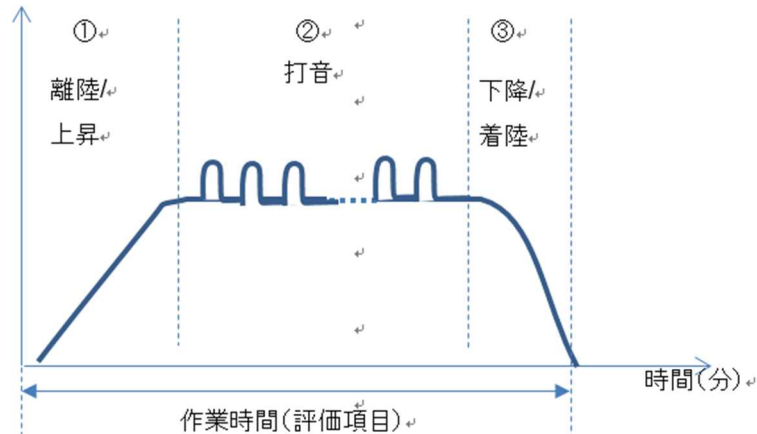


図 2.1.1.2-58 ミッションプロファイルの例

(b) ミッション試験（床版・特定部位）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV に上向きに設置された打検器を用いてコンクリート床版や桁に対し、指定した特定箇所を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-59（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-60 に示す。特定箇所の試験では部位内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

特定箇所の打音では、指定した部位に移動後に一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返して損傷面積を検出するため、ミッションプロファイルに示すように一定高さからの押し付けのための上昇と停止／計測・下降と移動、を繰り返す動作となる。

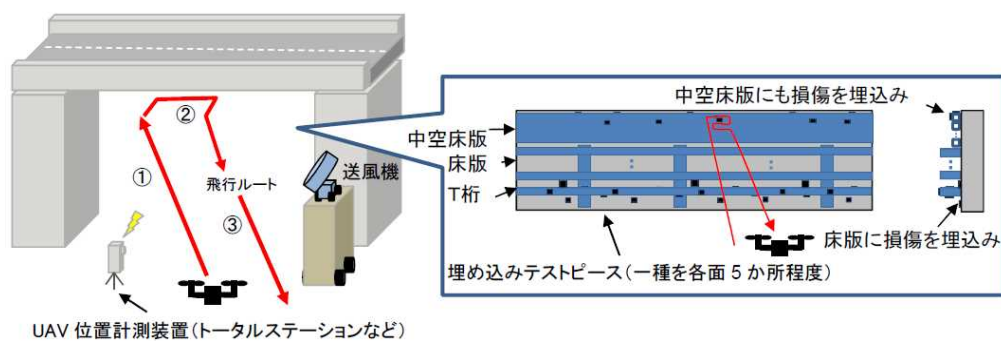


図 2.1.1.2-59 コンクリート床版・桁のうきを特定箇所の打音でデータ取得する場合のイメージ

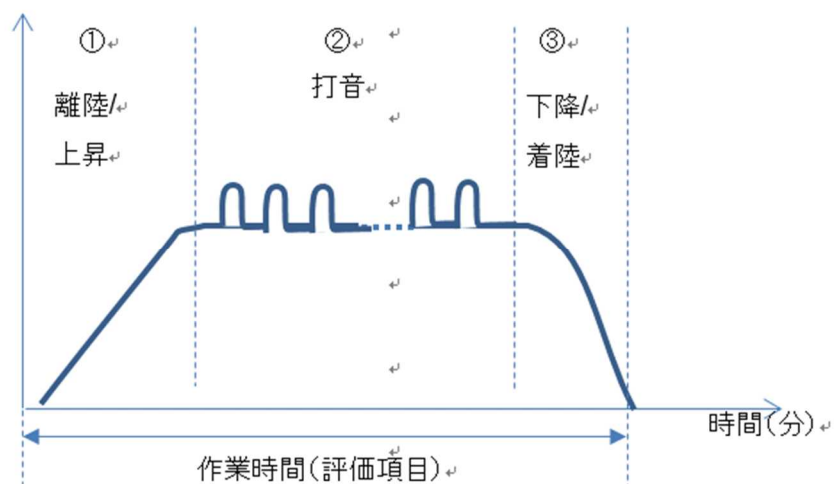


図 2.1.1.2-60 ミッションプロファイルの例

c) ミッション試験（橋脚、広域）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV の水平方向に設置された打検器を用いてコンクリート橋脚に対し、指定領域を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-61（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-62 に示す。指定領域（広域）の試験では指定領域内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

橋脚への打音においては広域に渡るデータ取得においても一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返すため、ミッションプロファイルに示すように高さを変えながら移動し、さらにミッションプロファイルには示していない押し付けのための前進と停止／計測・後退と移動、を繰り返す動作となる。

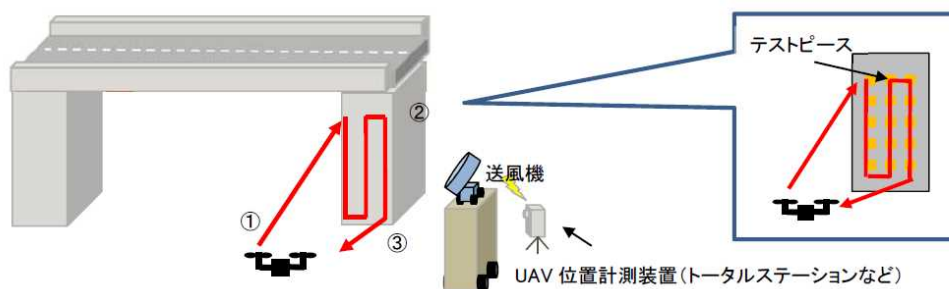


図 2.1.1.2-61 コンクリート橋脚のうきを指定領域の打音でデータ取得する場合のイメージ

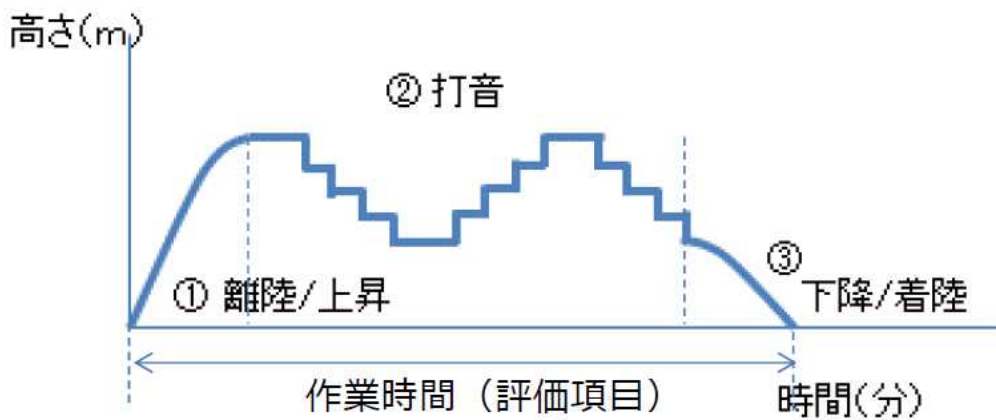


図 2.1.1.2-62 ミッションプロファイルの例

d) ミッション試験（橋脚、特定部位）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV の水平方向に設置された打検器を用いてコンクリート橋脚に対し、指定領域を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-63（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-64 に示す。特定箇所の試験では部位内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

特定箇所の打音では、指定した部位に移動後、一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返して損傷面を検出するため、ミッションプロファイルに示すように高さを変えながら移動し、さらにミッションプロファイルには示さない押し付けのための前進と停止／計測・後退と移動、を繰り返す動作となる。

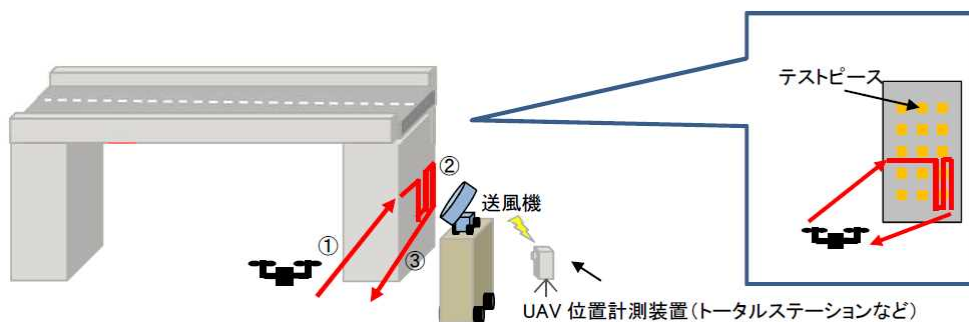


図 2.1.1.2-63 コンクリート橋脚のうきを特定箇所の打音でデータ取得する場合のイメージ

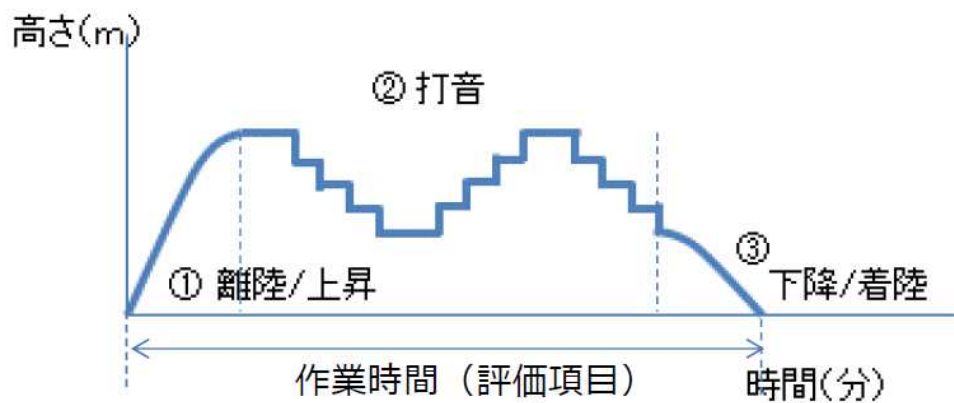


図 2.1.1.2-64 ミッションプロファイルの例

(B) 打音データ取得性能評価手法の実証実験

以上検討した打音検査ロボットの性能評価方式の正当性と試験項目および評価基準の妥当性を検証するため、模擬橋梁を用いた検証を実施した。まず屋内での初期検証によりカメラの配置及び指向方向の妥当性を検証した。次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験により、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出、試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。

i. 初期検証

まず、屋内に橋梁の床版と桁及び橋脚の被測定面を模擬した面を設置し、モーションキャプチャのカメラを面の周囲に配置して打音検査ツールを模擬した打検棒の動きの測定を繰り返し、カメラ配置及び指向方向の妥当性を検証した。性能評価指標として打検棒先端の被測定面への接触位置と角度を測定する為、対象測定面の長辺両側に3台ずつ、短辺に2台のカメラを配置した(図 2.1.1.2-65)。



図 2.1.1.2-65 モーションキャプチャのカメラ配置

図の配置にて測定を繰り返した結果、以下の課題が明らかになりカメラの指向方向に関する知見が得られた。

- ・ 複数のカメラで対象の位置や方向を測定する為に全カメラ相互の位置関係のキャリブレーションが必須であり、カメラ同士の視野は極力重なることが好ましい。
- ・ 上記キャリブレーションは複数のマーカーを搭載した棒を移動させて全カメラによる計測を

繰り返すことで実施する。各カメラの視野は四角錐状であり、視野が対象面の中に潜るような方向にカメラが向くと前記キャリブレーション用の棒の移動が検出できず、キャリブレーションが失敗する。このためカメラは対象面の鉛直方向（面の向き）に対して極力対象面の表面に近い位置に設置し、面に対して浅い角度で指向方向を設定する必要がある。

上記検討結果によりカメラを設置し、打検器を模擬した棒にモーションキャプチャによる測定用の反射マーカを複数配置した棒による打音検査を模擬した動作を検出した結果を図 2. 1. 1. 2-66 に示す。

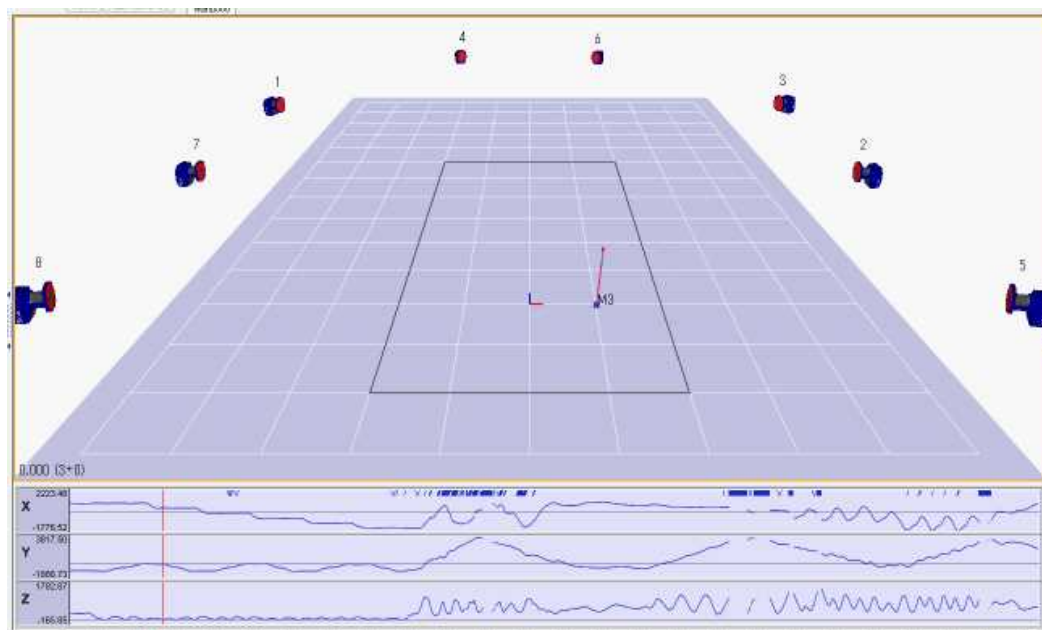


図 2. 1. 1. 2-66 モーションキャプチャによる計測結果

図 2. 1. 1. 2-66 に数字を付して示したカメラ配置により測定したマーカー（M3）の座標の推移が図の下方に表示されている。棒の上下の動きがZとして表示されている。Zの値が一定値以下の点列のX,Y値を読み取れば、打検棒の対象面に対する接触位置が求まり、複数のマーカーの座標値から棒の対象面に対する接触角度が求まる。

室内での本検証実験により、対象面の全域で打検棒の位置と角度の動きが測定できることを確認した。

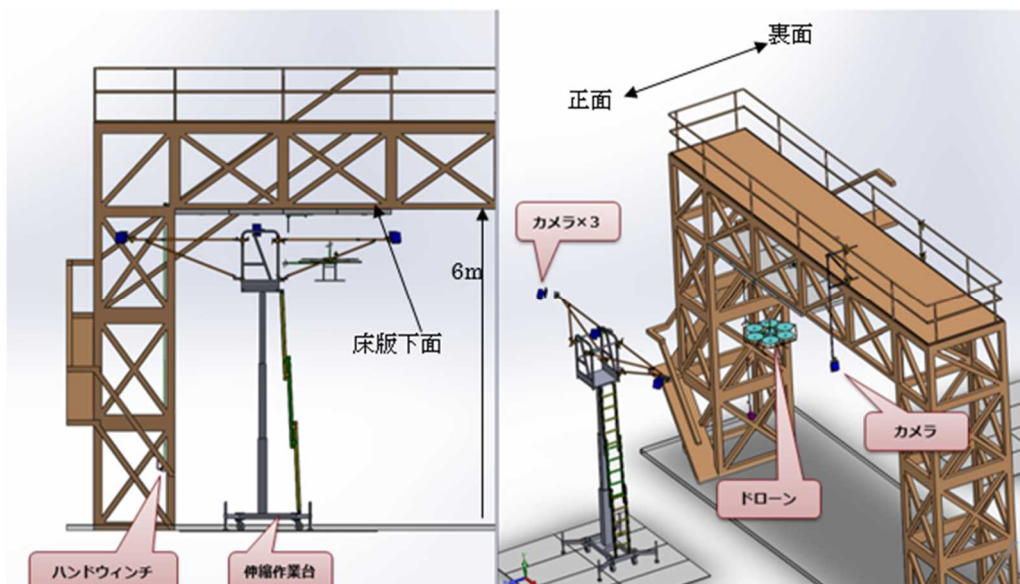
ii. 模擬橋梁を使用した検証

次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。千葉県東金市にあるエンルート・ドローンフィールド東金に設置された幅：11m、高さ：9m、奥行：2mの模擬橋梁の床版面と橋脚側面に、2m×4m大のコンクリート表面を模擬した板を設置し、その表面に10cm角の打点ターゲットを16点描画して模擬的な打音検査を実施した。ミッション試験として模擬橋梁の上部構造（床版）及び下部構造（橋脚側面）に対して、実際に無人航空機を飛行させ打音点検を再現し、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出した。

a) ミッション試験（上部構造：床版）

(7) 実験環境の構築

模擬橋梁の床版下面に接触する打検器先端の接触位置・姿勢を計測する為、モーションキャプチャの複数のカメラを、床版下面を主視野となるよう対象面を取り囲むように配置した。カメラ配置は前述の屋内試験の結果を基本としたが、屋外での予備検証実験では日中の明るい時間に雲や太陽の影響を受け、複数カメラ間のキャリブレーションの完了に多大な時間がかかるという課題が生じた。このため、図 2.1.1.2-67 に示すように、床版下面に近い高さに、かつ視線方向が斜め下方向を向くようにカメラを配置した。上方に設置するカメラを下向きとすることで明るい空が視野に入ることを避ける。床版側方には床版の長手方向に沿って正面・裏面各3台のカメラを伸縮式作業台に横棒を渡して配置した。床版を長手方向に沿って検出するカメラは模擬橋梁から吊り下げるように正面・裏面に各一台配置した。以上、8台のカメラにより床版打音検出試験用モーションキャプチャシステムを構築した。



注：カメラは橋梁長手方向中心線に対し対象に更に4台を設置

図 2.1.1.2-67 上部構造計測試験でのカメラレイアウト

ト

上部構造に対する実証試験では、ドローンの手動操作により打音検査を模擬するドローンに

取り付けた棒を床版下面に接触させ、接触点の位置精度と姿勢精度を計測した。そのため、コンクリート表面を模擬した横幅 4m x 奥行 2m の模擬 PC パネルを製作し模擬橋梁の床版下面に貼付した。また、模擬打検器を接触させる位置の目標として、横 1m 間隔、奥行方向 0.5m 間隔で 10cm 角の正方形の打点ターゲットを表面に描画した (図 2.1.1.2-68)。また、パネル周囲には反射マーカを 6 点取り付け、測定時の座標系補正の参考となるようにした。



正面より



床版に設置した模擬 PC 板及び打点ターゲット



裏面より

図 2.1.1.2-68 実際の配置の様子

床版への打音検査の実施に当たり、計測器の制御機器及び操作者を配置するテントとドローンの制御機器及び管理者などを配置するテントを図 2.1.1.2-69 のように設置した。

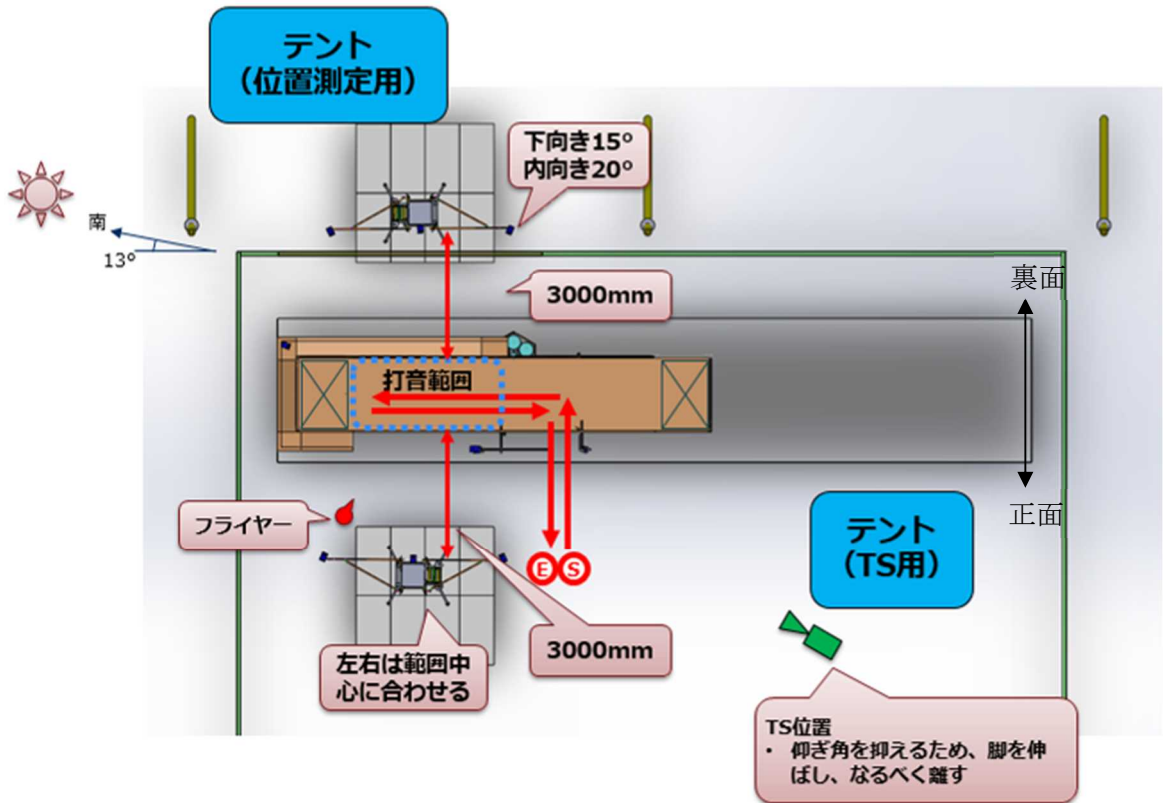


図 2. 1. 1. 2-69 テントの配置

モーションキャプチャでの計測にあたっては複数カメラ同士の位置・姿勢のキャリブレーションの為、L フレームという治具の設置と除去の操作が必要である。また、L フレームは検出対象面の基準とする位置に配置する必要がある。今回、床版下面という 6m の高さへの設置と除去のため L フレームを吊り、ハンドウインチで上下する構造を製作し模擬橋梁に設置した。(図 2. 1. 1. 2-70)

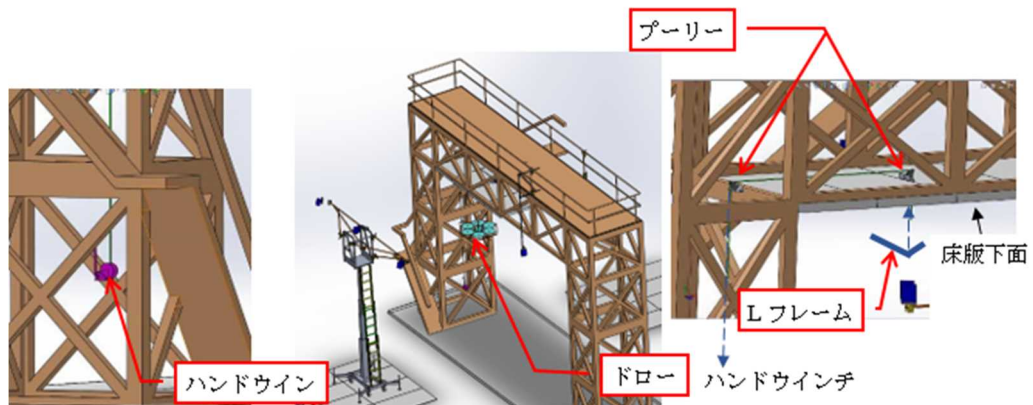


図 2. 1. 1. 2-70 L フレーム吊下げ構造等設置図

模擬橋梁の床版及び橋脚への打音検査の実施の為、打音評価治具としてドローン上面方向及び正面方向に模擬打検棒を配置した。床版打音検査の実験実施にあたっては中型機 (ACSL-PF1) の

機体上方に向けて棒を設置した(図 2.1.1.2-71)。小型機 (Phantom3) にも機体上方に向けて棒を設置した (図 2.1.1.2-72)。



(床版打検用)

図 2.1.1.2-71 中型機 (ACSL-PF1) への模擬打検棒の設置



(床版打検用)

図 2.1.1.2-72 小型機 (Phantom3) への模擬打検棒の設置

(1) 実験結果

1-1 中型機による測定

中型機（AGSL-PF1）を用いて床版下面に対する模擬的な打音検査を実施した。打音検査は4セット実施した。動作例を図 2.1.1.2-73 に示す。打点ターゲット 16 点の内、最も橋脚に近い4点及び橋脚から2列目の階段に近い1点はドローンが接触する可能性があるため打音検査の対象とせず、11 点に対して検査を実施した。このため、本機によるデータ取得性能の内、網羅率は 11/16（68%）となった。

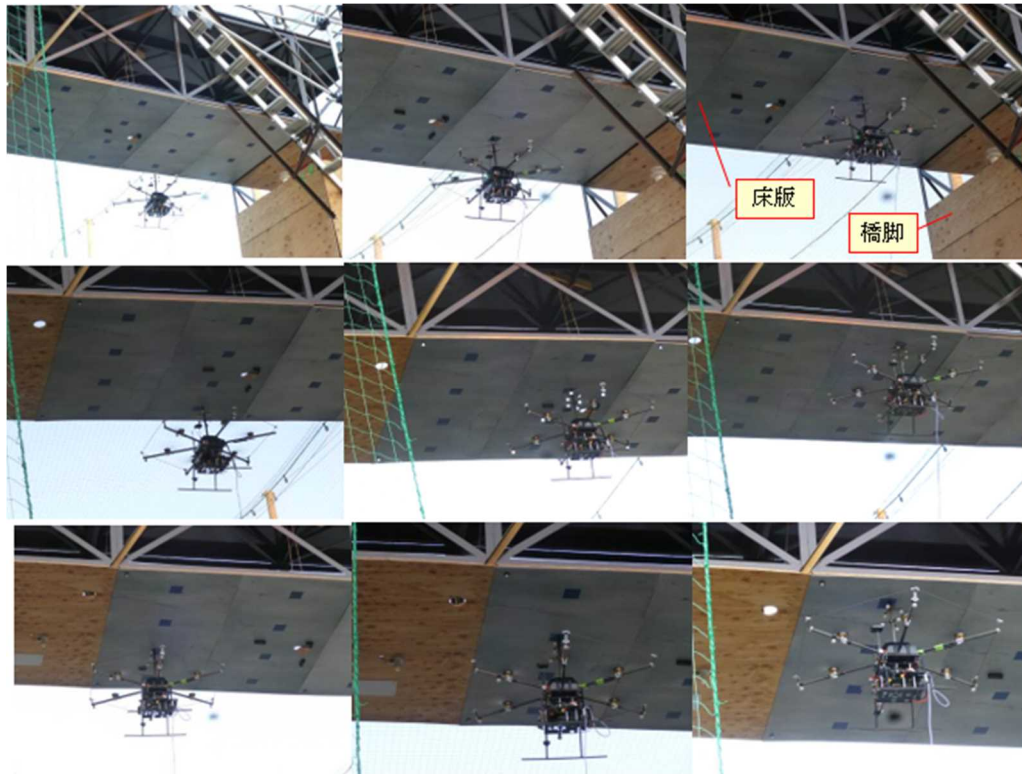


図 2.1.1.2-73 中型機による床版下面に対する打音検査例

1-2 小型機による測定

小型機（Phantom3）を用いて床版下面に対する模擬的な打音検査を実施した。打音検査は2セット実施した。動作例を図 2.1.1.2-74 に示す。打点ターゲット 16 点の内5 点に接触し、網羅率は 5/16（31%）を得た。小型機のためロータが面に近接し安定した飛行を阻害する。また安定化のため地面に対する超音波センシングや画像センシングを併用しているが本模擬橋梁では床版が相対する地面には複雑な凹凸があり安定化のためのセンシングに失敗している可能性が高い等、手動での安定した操縦が困難だった。小型であるため、中型機では打検をあきらめた橋脚から2列目の奥側で階段に近い点に接触できたのは評価できる。

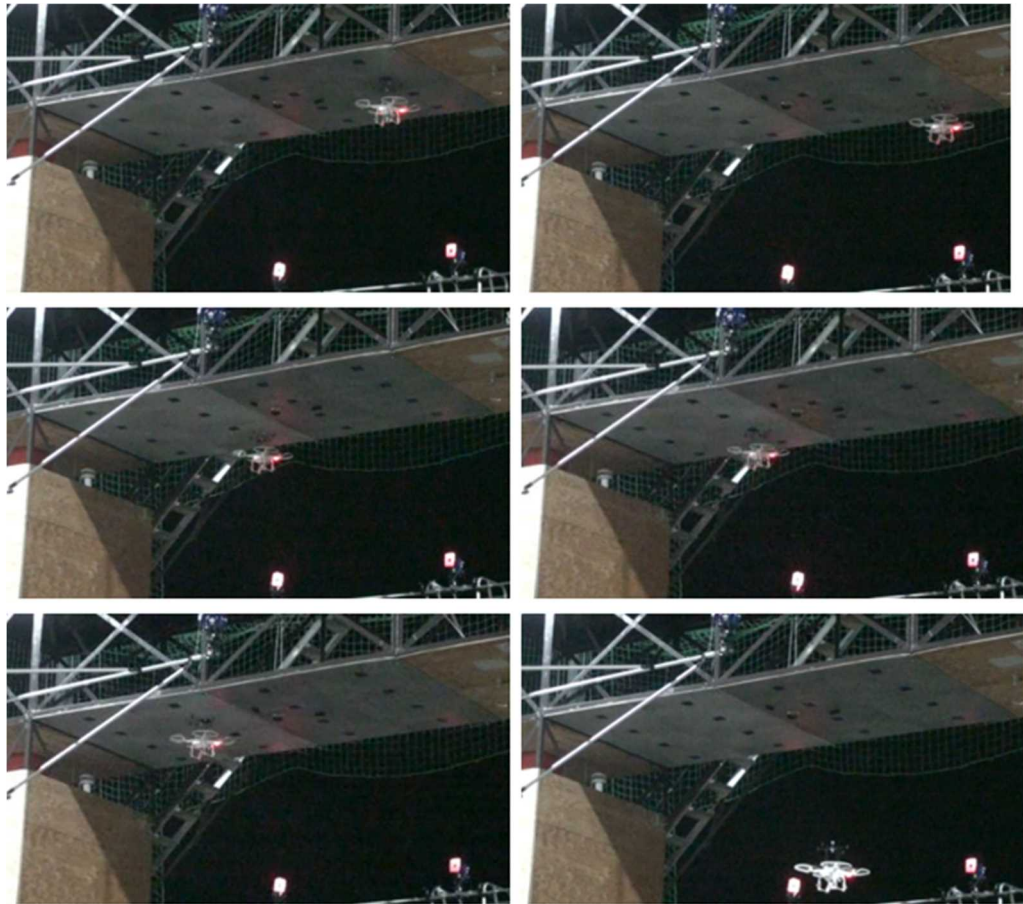


図 2. 1. 1. 2-74 小型機による床版下面に対する打音動作例

イ-3 データ取得性能評価のためのデータ処理

本実証試験の目的は、模擬橋梁の床版下面・橋脚側面に対して模擬打検器を接触させ、打検器先端の接触位置・姿勢が計測できることを検証することである。この計測結果を、打音検査を実施する無人航空機のデータ取得性能の評価指標とし、この目的に用いるロボットの性能を比較するモノサシとすることが本研究の目標である。

試験の結果得られた種々のデータは処理により、以下の項目を抽出する。

- ・ 作業時間（工程 A：離陸→計測領域への移動、工程 B：データ取得、工程 C：帰路→着陸）
 - ・ 計測点毎の位置誤差、角度誤差、設定した計測点に対するデータ取得の有無
- 上記項目抽出の為、評価システムは以下のデータを取得する。
- ・ モーションキャプチャによる打検器先端の位置、打検器の複数の場所の位置
 - ・ データ取得動作全体のビデオ撮影

評価対象の機体によっては飛行状況の時々刻々のログを記録できるものもあり、飛行ログから時々刻々の飛行座標を抽出することで上記項目中の作業時間抽出が容易となる。

今回の評価に用いた中型機（ACSL-PF1）の床版下面に対する打検動作の飛行ログから抽出した飛行座標をデータ処理して 3次元プロットしたものを図 2. 1. 1. 2-75 に示す。上記項目の内、工程 A:17.8 秒、工程 B:164.9 秒、工程 C:14.0 秒と求まった。

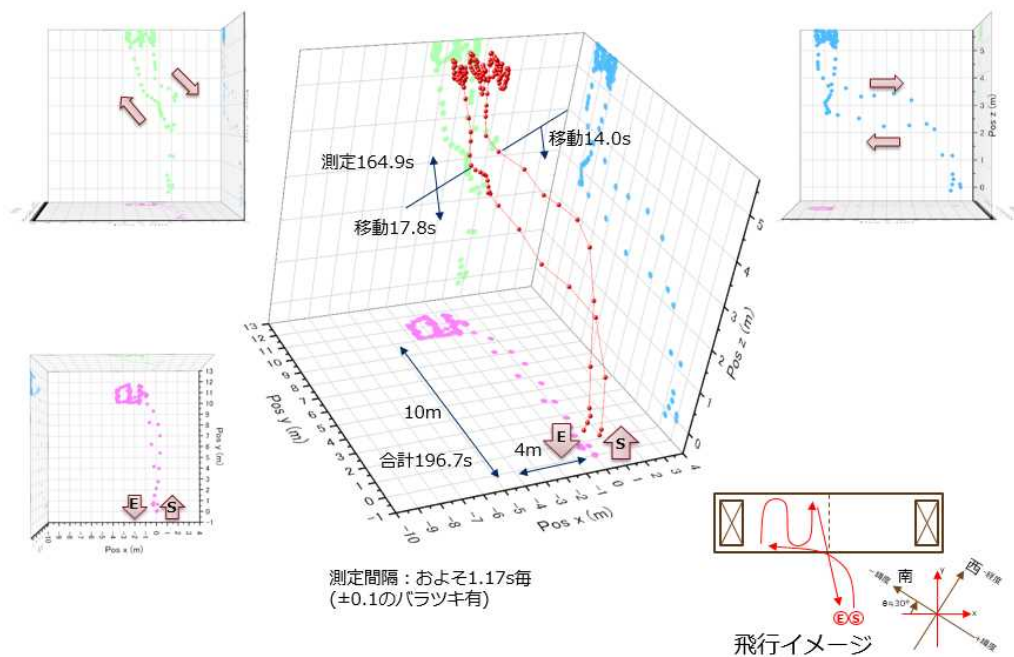


図 2. 1. 1. 2-75 ACSL-PF1 機の飛行ログから抽出した飛行座標及び各工程の作業時間

中型機 (ACSL-PF1) が床版下面の打点ターゲットを模擬打検棒で順次接触する動作をモーションキャプチャで測定し、設定した打点と実際に接触した模擬打検棒の接触位置誤差と接触角度誤差を求めた。

棒の先端位置の検出結果 (移動軌跡) を図 2. 1. 1. 2-76 左に示す。Y 上方から Y 下方 (マイナス方向) に向かって移動し、Y 方向の下端に達すると X の正方向に向かって一列分移動し、Y 方向に上昇・・・と順次移動している。図 2. 1. 1. 2-73 の説明に記述したとおり、模擬橋梁端に設置した階段への接触を避けるため X 方向左端の移動は Y 方向に 3 点のみ接触動作を実施している。残りの 2 列は Y 方向に 4 点ずつ接触動作を実施している。また、打点ターゲットに接触しては離れている様子が図 2. 1. 1. 2-76 右の Z 座標に見て取れる。Z 座標が小さい点が接触している点である。最初の 3 点への接触に対する X 座標は固定され Y 座標は各点毎に変化している。次に X 座標が増加した後 4 点 Y 座標が増加し、これを最後の 4 点も同様に繰り返す。

なお、モーションキャプチャの設定時の基準座標系の設定により、図 2. 1. 1. 2-73 に示す階段が図 2. 1. 1. 2-76 の左下に対応する。すなわち、図 2. 1. 1. 2-76 の左側 (X 座標が小さい側) が実際の床版の橋脚および階段が設置された側に対応することになる。

モーションキャプチャによる測定結果は連続した軌跡であり接触点を抽出する必要がある。Z 座標が一定値より小さい点を接触点とし、モーションキャプチャの座標系による各接触点 (11 点分) の XY 座標を求める。この座標はモーションキャプチャ固有の座標系による表現であり打点目標の設定座標との比較ができないため、パネル中心を原点とするパネル座標系に変換した (図 2. 1. 1. 2-77)。各接触点に対して対応する打点目標の座標との 2 乗差を打点位置誤差とし、打検棒の測定対象面方向との角度差を接触角度誤差として求めた結果を図 2. 1. 1. 2-78 に示す。打点位置誤差は最大 26mm、角度誤差は最大 5 度と求めた。

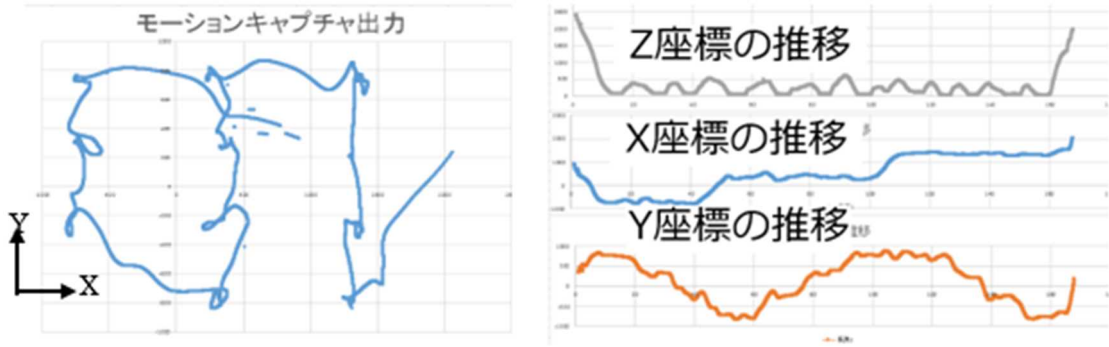


図 2.1.1.2-76 中型機 (AGSL-PF1) による床版への打検位置のモーションキャプチャによる測定結果

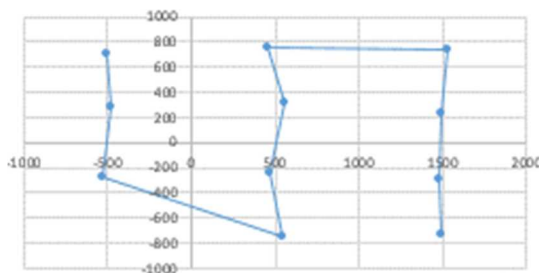


図 2.1.1.2-77 接触点の抽出と座標系修正

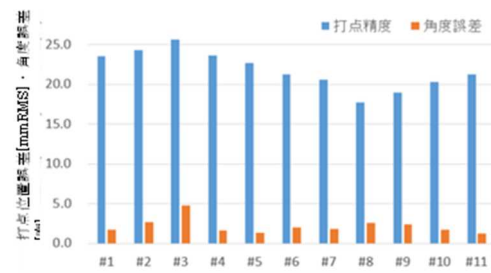
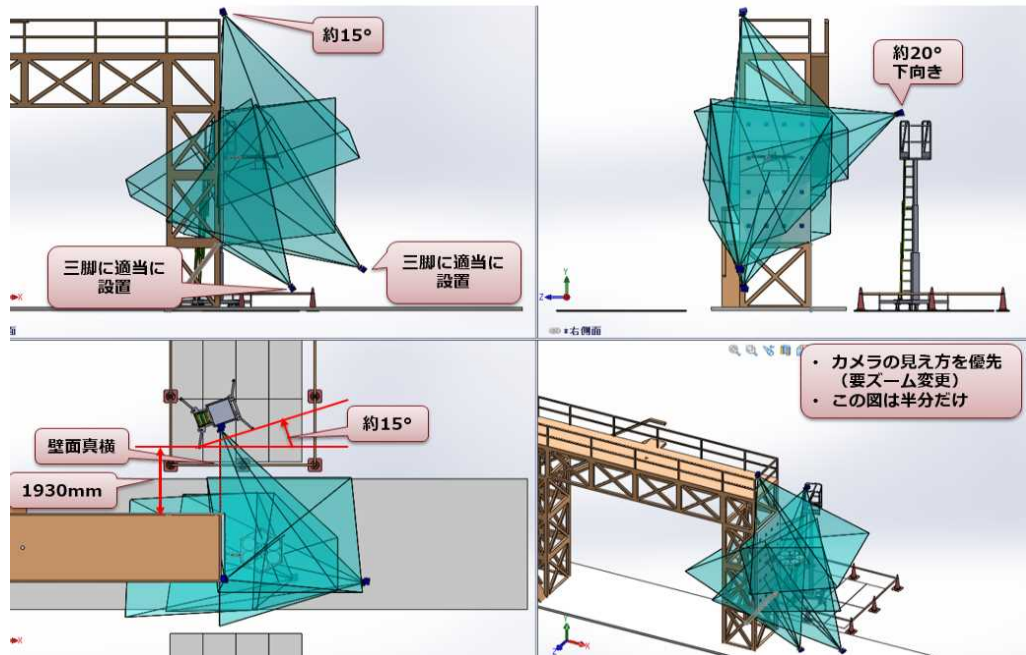


図 2.1.1.2-78 接触位置誤差と接触角度誤差

b) ミッション試験 (下部構造: 橋脚)

(7) 実験環境の構築

橋脚側面に対する打音検査の性能評価のための測定を実施する環境を設置した。打検器を模擬した棒状ツールの先端位置及び接触角度をモーションキャプチャ (Motion Analysis 社) により計測する。予備検証実験では日中の明るい時間に雲や太陽の影響を受け、複数カメラ間のキャリブレーションの完了に多大な時間がかかるという課題が明らかとなったため、図 2.1.1.2-79 に示すカメラ配置とし太陽の影響を最小化した。本レイアウトでは上方に設置するカメラは下向きとすることで明るい空が視野に入ることを避け、下から見上げるカメラは視野の多くを橋脚側面が占めるよう調整することで明るい空が視野に入ることを防止し、明るすぎてやむを得ずマスクして検出除外する領域を最小化する。



注：橋脚中心に対し線対称で更に4台を設置

図 2.1.1.2-79 橋脚への試験のためのカメラレイアウト

橋脚に対する試験ではドローンの手動操作及び自律制御により打音検査を模擬する棒を橋脚側面に接触させ、接触点の位置誤差と角度誤差を計測する。この為、コンクリート表面を模擬した横 2m x 縦 4m の模擬 PC パネルを設計・製作し模擬橋梁表面に貼付した。また、模擬打検器を接触させる位置の目標として、横 0.5m 間隔、縦 1m 間隔で 10cm 角の正方形の打点ターゲットを表面に描画した (図 2.1.1.2-80)。各部の詳細寸法は図 2.1.1.2-56 に示す。また、パネル周囲には 6 点反射マーカータを取り付け、測定時の座標系補正の参考となるようにした。

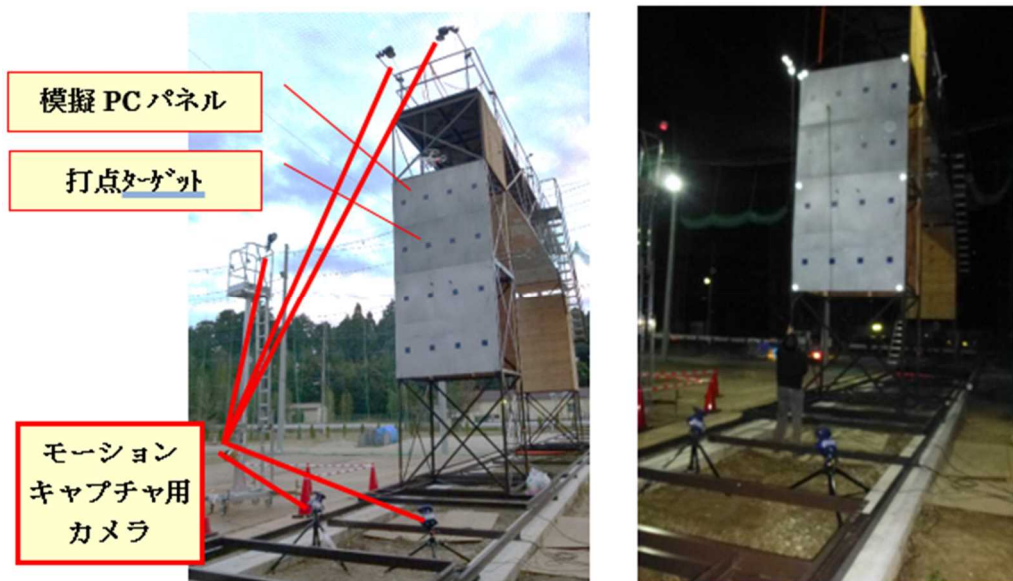


図 2.1.1.2-80 橋脚側面への模擬 PC パネル配置と打点ターゲット (左:昼間、右:夜間)

モーションキャプチャ用カメラは橋脚を挟んで 6m の高さに 2 台(図 2.1.1.2-81 左)、橋脚側面に向けて地面に 4 台(図 2.1.1.2-81 右)、橋脚上面の手すりから 70cm ほど張り出させて 2 台 (図 2.1.1.2-80 左上部) の計 8 台を設置した。

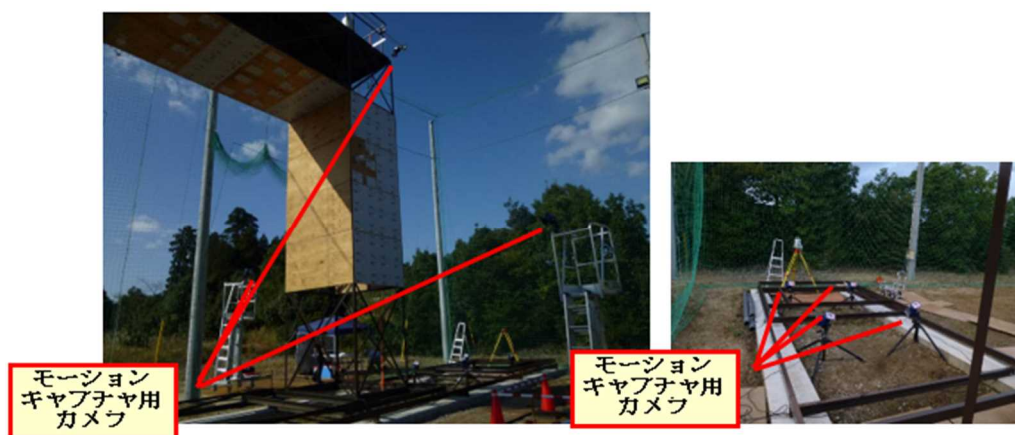


図 2.1.1.2-81 モーションキャプチャ用カメラの配置

カメラ設置後は時々刻々移動する太陽の影響を受けない位置と方向へのカメラの調整および複数カメラ間のキャリブレーションを実施後、小型ドローン (Phantom3) を飛ばしマーカの隠れ発生状況や飛行位置測定の正当性等を確認し、カメラ配置の妥当性を検証した(図 2.1.1.2-87)。



図 2.1.1.2-87 小型ドローン (Phantom3) の飛行位置測定検証

また、大型機 (ACSL-PF1) の自律飛行の為のセンサ系動作テスト及び飛行試験を実施した(図 2.1.1.2-83)。



図 2.1.1.2-83 大型機（ACSL-PF1）の飛行検証

模擬橋梁の橋脚への打音検査の実施の為、打音評価治具としてドローン正面方向に模擬打検棒を配置した。中型機（ACSL-PF1）への設置の様子を図 2.1.1.2-84 に、小型機（Phantom3）への設置の様子を図 2.1.1.2-85 に示す。



（橋脚打検用）

図 2.1.1.2-84 中型機（ACSL-PF1）への模擬打検棒の設置



(橋脚打検用)

図 2. 1. 1. 2-85 小型機 (Phantom3) への模擬打検棒の設置

(イ) 実験結果

イ-1 中型機による測定

モーションキャプチャのカメラをセットアップし、測定を実施した。図 2. 1. 1. 2-56 に示す 16 点の打点ターゲット (10cm 角) を描画した模擬 PC パネルを橋脚側面に貼付け、順次ターゲットに接触する動作を実施、接触点を計測した。四隅の 4 点のみへの接触を 6 セット、全 16 点への接触を 1 セット実施した (図 2. 1. 1. 2-86)。

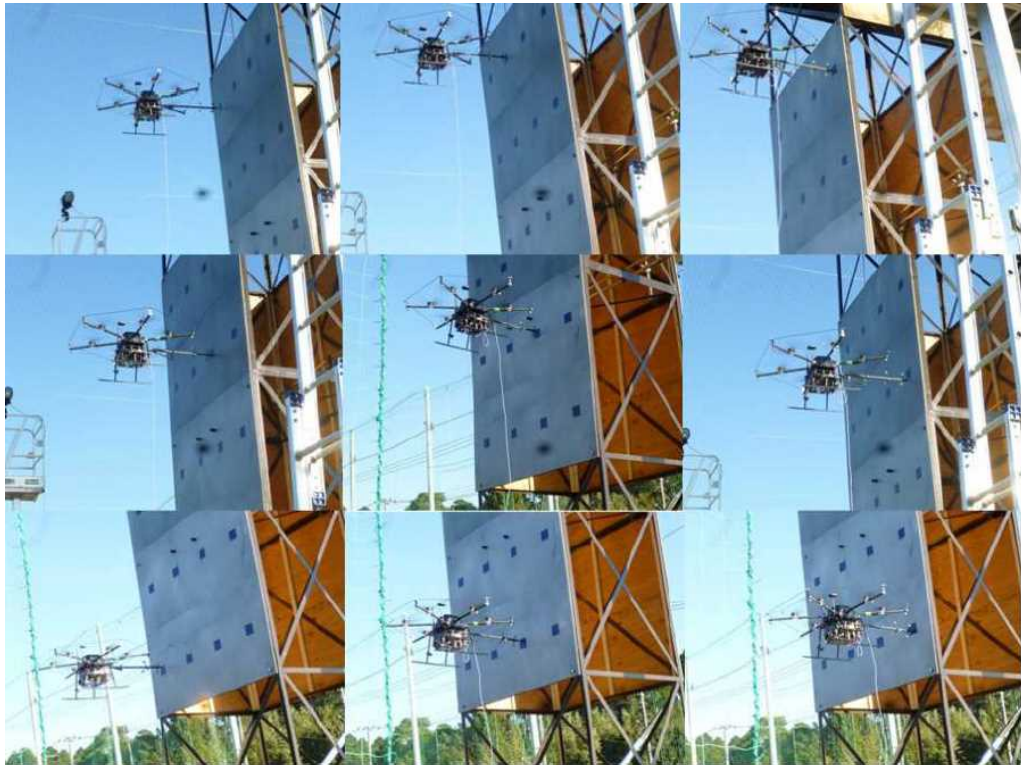


図 2. 1. 1. 2-86 中型機による打音データ取得動作の例

イ-2 小型機による測定

小型機 (Phantom3) に模擬打検棒を取り付け、橋梁側面への接触動作を実施した (図 2. 1. 1. 2-87)



図 2.1.1.2-87 小型機による打音データ取得動作の例

4-3 データ取得性能評価のためのデータ処理

図 2.1.1.2-56 に示す 16 点の打点ターゲットすべてを模擬打検棒で順次接触する動作をモーションキャプチャで測定した。模擬打検棒に複数のモーションキャプチャ用マーカを取り付け、先端座標および棒の接触角度を測定した。

棒の先端位置の検出結果を図 2.1.1.2-88 左に示す。X 正方向から X 負方向に向かって#1、#2、#3、#4 と移動し、X 方向一列の移動が終わると Y の正方向に向かって順次移動している。この時、打点ターゲットに接触しては離れている様子が同図中央の Z 座標に見て取れる。Z 座標が小さい点が接触している点である。4 点への隣接した接触後、少し移動してまた 4 点接触している。この 4 点の組ごとに Y 座標がマイナスから一定値ずつ大きくなっていく様子が検出されている。

なお、モーションキャプチャの設定時の基準設定により、実際の模擬 PC パネル

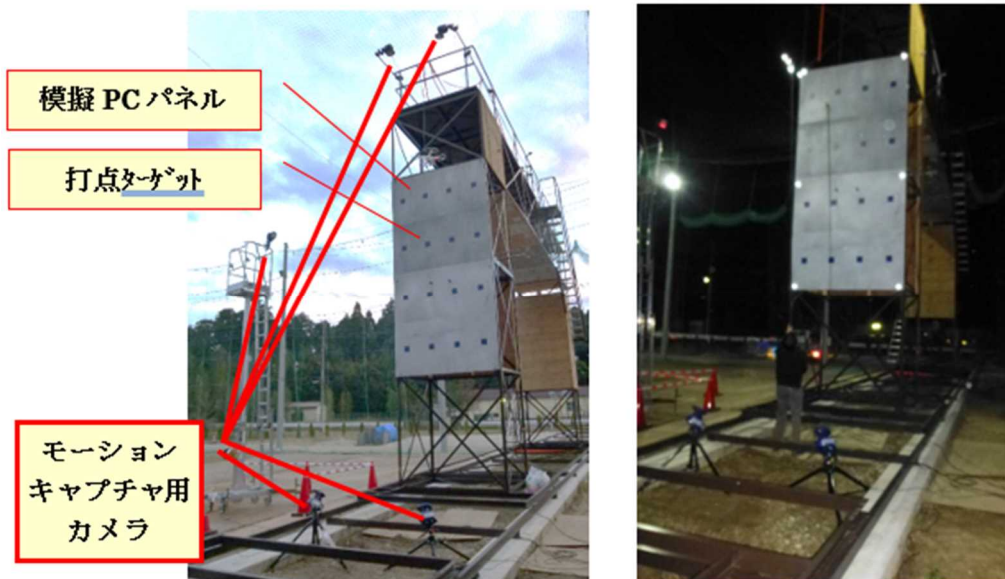


図 2.1.1.2-80) 上方は図 2.1.1.2-88 左の下方 (Y 軸マイナス方向) に対応している、すなわち、図 2.1.1.2-88 の軌跡図を Y 軸マイナス方向が上方になる様回転させると実際の模擬 PC パネル上の動きに対応することとなる。

モーションキャプチャによる測定点列から Z 座標が一定値より小さい点を接触点とし、モーションキャプチャの座標系による各接触点 (16 点分) の XY 座標を求めた。ただしこの XY 座標はモーションキャプチャ固有の座標系による表現であり打点目標の設定座標との比較ができない。これを、パネル中心を原点とするパネル座標系に変換した結果を図 2.1.1.2-88 右に示す。パネル上に描画した打点ターゲット各点の設定座標と比較することにより、実際の接触点位置の精度評価が可能となる。

各接触点に対して対応する打点目標の座標との 2 乗誤差を求めた結果を図 2.1.1.2-89 に示す。打点位置誤差は最大 32mm と求まった。

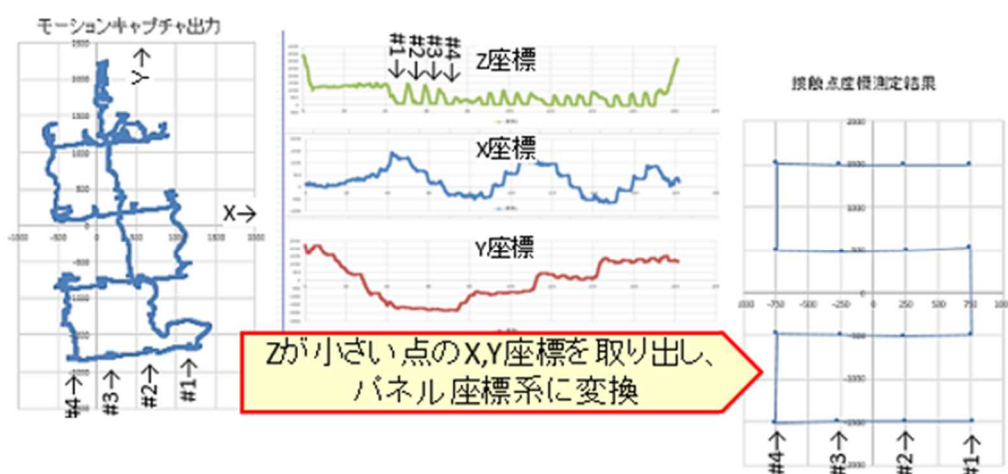


図 2.1.1.2-88 モーションキャプチャ結果と打点抽出及び座標変換結果

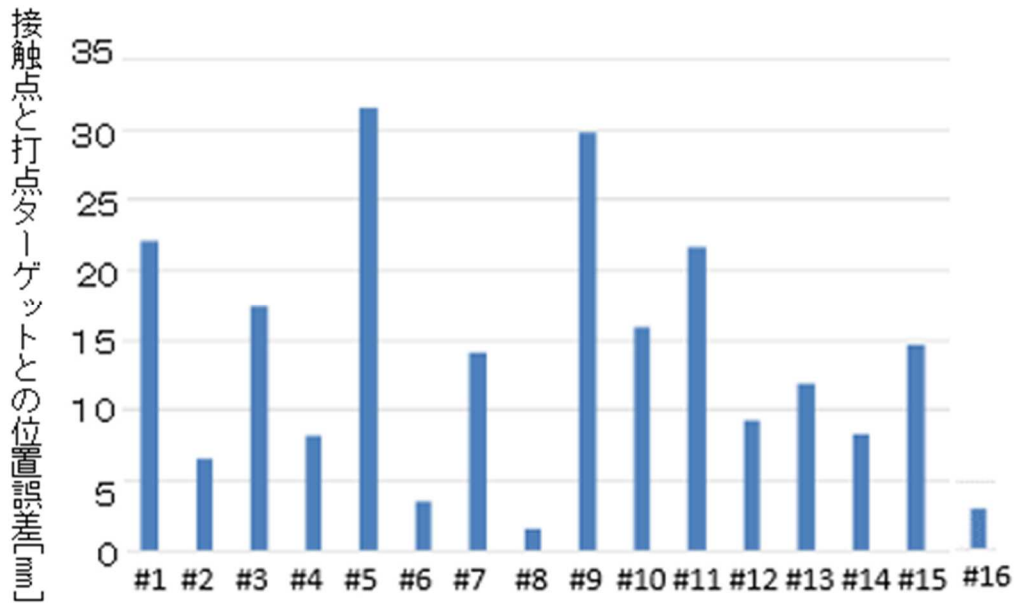


図 2.1.1.2-89 接触点の位置精度評価結果

また、接触点毎のモーションキャプチャによる Z 軸方向の検出値が一定値を下回っている時間を抽出した結果を表 2.1.1.2-16 に示す。概ね各点あたり 3 秒内外の接触時間が続いていることが計測された。

表 2.1.1.2-16 接触点毎の接触時間

Target Pos	#1	#2	#3	#4	#5	#6	#7	#8
Tbegin	45.767	54.775	61.783	69.583	86.958	92.55	99.608	106.475
Tend	48.767	57.467	64.367	72.558	89.367	95.883	102.483	108.917
Tduration	3	2.692	2.584	2.975	2.409	3.333	2.875	2.442

Target Pos	#9	#10	#11	#12	#13	#14	#15	#16
Tbegin	117.208	123.842	130.175	136.55	147.533	154.125	161.192	167.892
Tend	121.058	126.958	132.742	139.233	150.692	158.392	164.842	170.608
Tduration	3.85	3.116	2.567	2.683	3.159	4.267	3.65	2.716

以上の結果、提案した試験方法により打音検査における所望の結果が得られ、打音検査を想定したデータ取得性能を評価するための試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。

(C) 性能評価手順の立案

計測結果を記録する帳票のフォーマットを検討し性能評価検討委員会での議論も踏まえ、性能評価手順を立案した。打音検査ロボットのデータ取得性能評価手順として性能評価の考え方、テストピース、測定方法、ミッション試験などについてまとめた。実際の性能評価はミッションプロファイルに従い、「風速」「環境照度」の条件を変えて（環境条件を変えられない場合は評価時の環境条件を測定・記録する）屋外で試験を実施し、評価結果表に試験結果を記入する。なお、複数回試験を実施した場合には、結果表には試験結果の最悪値を記載することとする。

上記の性能評価手順に従って実際に中型機にて床版に対する打音計測を実施した結果の値を記載した例を表 2.1.1.2-17 に示す。なお、風速レベルの定義を表 2.1.1.2-18 に、環境照度レベルの定義を表 2.1.1.2-19 に示す。また、詳細性能評価記録の例として、橋脚に対する模擬的な打音検査実施結果の詳細結果を表 2.1.1.2-20 に示す。

表 2.1.1.2-17 評価結果表（打音）

部位 ※		コンクリート床版／コンクリート桁／ コンクリート橋脚		
環境 条件	風速 [m/s] (参考：レベル)	1.2 m/s (レベル：0、 1 、2、3)		
	照度 [lux] (参考：レベル)	8200 lux (レベル：0、 1 、2)		
試 験 結果	取得動作 精度	打検器 先端	位置誤差	26 mm
			角度誤差	5 度
		網羅性		11／16
	作業時間	機材搬入時間		15 分 30 秒
		機材準備時間		24 分 20 秒
		飛行時間	工程 A (離陸→移動)	17.8 秒
			工程 B (データ取得)	164.9 秒
			工程 C (帰路→着陸)	14.0 秒
		バッテリー交換時間		秒
	機材撤収時間		30 分 45 秒	
合計		73 分 06.7 秒		

※該当するものに○を付ける

表 2.1.1.2-18 風速レベル

レベル	範囲	考え方
レベル0	無風	UAVを用いて点検できることが必須条件
レベル1	平均風速 3m/s 未満	レベル2に至らない中間の風速として設定
レベル2	平均風速 5m/s 未満	独自の飛行マニュアルを作成せず、「航空局標準飛行マニュアル」を用いる場合には、「風速 5m/s 以上の状態では飛行させない」とあるので、性能評価の目安になるように、この値を本レベルの値として採用する。
レベル3	平均風速 5m/s 以上 10m/s 未満	労働安全衛生規則では「事業者は、高さが2メートル以上の箇所で作業を行なう場合において、強風、大雨、大雪等の悪天候のため、当該作業の実施について危険が予想されるときは、当該作業に労働者を従事させてはならない。」（第五百二十二条）と定められており、「強風」は「10分間の平均風速が毎秒10メートル以上」とされている。人と同程度の作業能力を有するロボットは最大で平均風速 10m/s の状況下での作業性能を有している必要があり、このレベルの値として採用する。

表 2.1.1.2-19 環境照度レベル

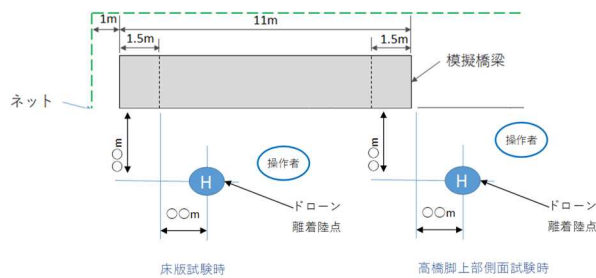
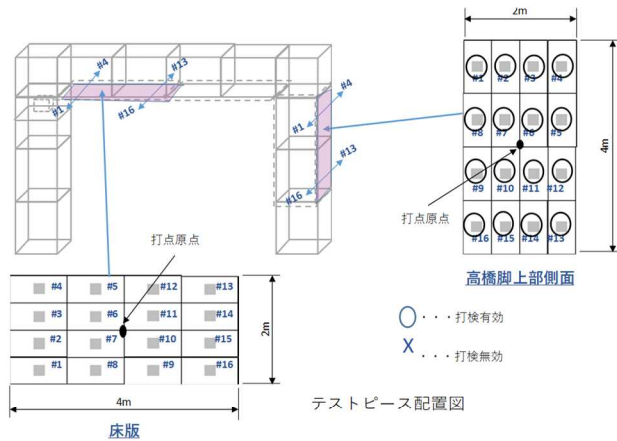
レベル	範囲	考え方
レベル0	10klx 以上	晴れた日中の直射光 相当
レベル1	10klx 未満	日中の木陰 相当
レベル2	10klx 未満/10klx 以上の混在（照度差が 10klx 以上）	橋梁の木陰、直射日光の混在。撮影には最も厳しい（露光）条件

表 2.1.1.2-20 詳細性能評価記録(打音)

詳細性能評価記録[データ取得性能(打音)]: 床版 ・ **高橋脚上部**

平成30年3月x日版

実施日	2017/11/18		天気	くもり						
温度	8.6°C		湿度	35%						
試験種別	ミッション性能試験: 高橋脚上部		試験ID	171118pear04						
作業時間	工程A(離陸→移動)		0分 21秒	機体(形式)	ACSL-PF1					
	工程B(データ取得)		2分 05秒	飛行制御	手動 ・ 自動					
	工程C(帰路→着陸)		0分 19秒	給電方式	内蔵バッテリー(飛行時間約20分) ・ 有線給電					
	バッテリー交換時間		分 秒							
	合計		2分 45秒	音信号フォルダ名	<テストピースID毎のファイルとしない場合はファイル名とすること>					
データ取得 (打検)	テストピース	測定時刻	接触時間	風向[度]	風速[m/s]	位置誤差	角度誤差	打検動作	音信号ファイル名	
	No.	ID	[秒]	(0度:北)		[mm]	[度]	有効: 1、 無効: 0	／音信号の有無 (有: 1、無: 0)	
				橋上	橋脚面					
	1	#1	045.8	3.0	128	1.2	22.3	2.3	1	/0
	2	#2	054.8	2.7	128	1.2	7.4	2.8	1	/0
	3	#3	061.8	2.6	128	1.2	17.6	4.9	1	/0
	4	#4	069.6	3.0	120	1.0	8.0	2.1	1	/0
	5	#5	087.0	2.4	105	1.0	32.0	1.9	1	/0
	6	#6	092.6	3.3	105	1.0	4.3	2.5	1	/0
	7	#7	099.6	2.9	115	1.5	14.4	2.1	1	/0
	8	#8	106.5	2.4	115	1.5	2.2	3.0	1	/0
	9	#9	117.2	3.9	100	1.8	30.0	2.9	1	/0
	10	#10	123.8	3.1	094	1.8	15.8	2.2	1	/0
	11	#11	130.2	2.6	122	1.1	22.0	1.8	1	/0
	12	#12	136.6	2.7	132	1.0	9.5	3.5	1	/0
	13	#13	147.5	3.2	138	1.6	12.0	2.8	1	/0
	14	#14	154.2	4.3	128	1.4	8.2	2.2	1	/0
15	#15	161.2	3.7	116	1.1	15.0	3.0	1	/0	
16	#16	167.9	2.7	108	1.1	3.8	4.1	1	/0	
網羅性 =									16 / 16	



試験場上面図

(D) 福島 RTF への設備提案

表 2.1.1.2-21 に打音の性能評価の施設・設備・機器の一覧を示す。

表 2.1.1.2-21 打音の性能評価の施設・設備・機器一覧

施設設備(案)		性能評価 (対象)	測定データ	機器案/仕様
実験環境 形成設備	模擬橋梁	共通	—	福島RTF模擬橋梁
	送風機	共通	—	株式会社 鎌倉製作所: GRL-8041(送風機能力:1台ユニット10m/s以上、2 台直列ユニット20m/s以上)
実験環境 観察設備	風速・風向計	共通	風速 風向	デルタオーム社: HD2003(三次元風向風速計)(橋脚、床版部用) HD52(二次元風向風速計)(支承部用) 大田計器製作所: No.30-T-420(観測地点用、気象庁検定対応)
	温湿度日射計	共通	温度 湿度 日射	フィールドプロ:TPT100(観測地点用、気象庁検定対応) ヴァイサラ:HMP110(観測地点用、気象庁検定対応) ヴァイサラ:PTB110(観測地点用、気象庁検定対応)
性能評価 設備	3D モーション キャプチャー	共通	高速カメラ動画 (高品位)	アーカイブティップス株式会社:Qualisys

(E) まとめおよび福島 RTF への提言

本研究開発ではコンクリート橋梁の床版と桁及び橋脚への打音データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかとするとともに、点検業者（ユーザー）の打音点検ミッションを把握し、点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討した。検討結果を性能試験項目として提案し、試験手順の妥当性を確認するため、まず屋内での初期検証によりカメラの配置及び指向方向の妥当性を検証した。次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験により、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出、試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。この結果をもとに性能評価基準書を策定するとともに、実証試験結果をもとに測定方式及び試験設備などを福島 RTF へ提案した。以上により本プロジェクトの目標を達成した。

本研究開発では打音検査ロボット性能評価手法を定義し、実際に評価可能であることを示したが、実際に福島 RTF にて活用するに当たっては以下の検討が必要になると考える。

● 測定結果の自動処理及び自動でのデータベース化：

本研究開発は要素技術開発及びその妥当性の検証が目的のため、データは自動で取得したがデータ処理には随所に手作業が必要な部分を残した。例えば、接触点の安定した抽出のための Z 方向の閾値の最適値は手動による決定を要した。また、作業時間の測定、データ取得時間および誤差の抽出、風向・風速・気温・湿度等環境データの記録、のような異種データはそれぞれ別システムからの出力を手作業にて記録票に転記した。多数の利用者が本性能評価を実施するためには、測定結果の自動処理とデータベースへの統合を実施するシステムの開発及びデータベースシステ

ムの福島 RTF への設置、若しくは、クラウドサービスの利用が必要となろう。

- 測定に係るノウハウの固定化：

本評価手法には屋外での複数カメラによる測定システムの利用が必須であり、カメラ配置や太陽及び環境光の影響への注意深い対処が必要であった。複数カメラ間のキャリブレーション操作にもノウハウを要した。また、モーションキャプチャ利用にあたっては多数のカメラと計測システム間の十数 m に渡る配線の設置や片づけが必要であり、実験中の降雨時の対策など、多くの工数を要した。必要なノウハウのマニュアル化、カメラ配置や片づけのシステム化、システム利用に関するトレーニングコースの開発等、運用全般に渡り精通した人材が必要となろう。

打音検査ロボット性能評価に関する福島 RTF の一般の利用までには残課題があるものの、ロボットテストフィールドの現実の橋梁に近い環境でのロボット性能評価が実施できる意義は大きい。米国 Disaster City, NIST ロボットテスト施設など、ロボットの性能評価や利用者の訓練・試行施設では試験方法の研究開発や利用者へアドバイスをする要員が常駐し、大学の研究室などとも連携して試験方法の改良を継続している。福島 RTF にもこういった体制が構築されることが望ましいと考える。

5.1.3. 「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」(実施者：株式会社イクシス)

(A)運動性能（位置精度）の評価手法の検討

ドローンの運動性能（位置精度）を評価するにあたり、橋梁上部構造の点検において風などの影響により、その運動性能に大きな差が生じやすく、また点検においてその性能が非常に重要になる部位として支承部を候補として挙げた。

支承部は幾つかの種類があるが、上部構造と下部構造を接続する部分で上部構造の重量及び振動を一手に支える重要部位であり、かつ損傷も出やすい部位である。そのため点検においては必ず実施され沓座の破損具合、ボルトの緩みなど橋梁点検要綱に沿って行われる。

このような部位にドローンの活用を想定した場合、支承部に近接して高精細な画像を取得する必要があり、また5年に1度の定期点検時に、毎回同じ位置から撮影できることも、経時変化を比較するうえでも重要である。

しかしながら支承部は上部構造と下部構造を接続する部位であるため、非常に複雑な風が吹くことが分かっており、このような環境下で正しくドローンの運動性能が評価できることが求められる。

そこで本研究開発では、風の影響下でのドローンの運動性能評価を行う。

その手順としては、橋軸方向から支承部を抜けてくる方向からの風速を表 2.1.1.2-22 に示す4つのレベルで設定する。

表 2.1.1.2-22 風速レベルの考え方

レベル	範囲	考え方
レベル0	無風	UAVを用いて点検できることが必須条件
レベル1	平均風速 3m/s 未満	レベル2に至らない中間の風速として設定
レベル2	平均風速 5m/s 未満	独自の飛行マニュアルを作成せず、「航空局標準飛行マニュアル」を用いる場合には、「風速 5m/s 以上の状態では飛行させない」とあるので、性能評価の目安になるように、この値を本レベルの値として採用する。
レベル3	平均風速 5m/s 以上 10m/s 未満	労働安全衛生規則では「事業者は、高さが2メートル以上の箇所で作業を行なう場合において、強風、大雨、大雪等の悪天候のため、当該作業の実施について危険が予想されるときは、当該作業に労働者を従事させてはならない。」（第五百二十二条）と定められており、「強風」は「10分間の平均風速が毎秒10メートル以上」とされている。人と同程度の作業能力を有するロボットは最大で平均風速 10m/s の状況下での作業性能を有している必要があり、このレベルの値として採用する。

それぞれの風速レベルにおいて、図 2. 1. 1. 2-90、表 2. 1. 1. 2-23 に示すサイズの異なるドローンを、図 2. 1. 1. 2-91 に示す飛行イメージで、図 2. 1. 1. 2-92 のミッションプロファイルに基づいて飛行させた。



図 2. 1. 1. 2-90 サイズの異なるドローン（左から小、中、大）

表 2. 1. 1. 2-23 ドローンの主要緒言

	小型	中型	大型
型式	DJI Phantom4 Pro	MKS-01Q	MKS-02H
プロペラ数	4 枚	4 枚	6 枚
プロペラ軸間距離	350mm	740mm	850mm
重量	1380g	約 4000g	約 5000g

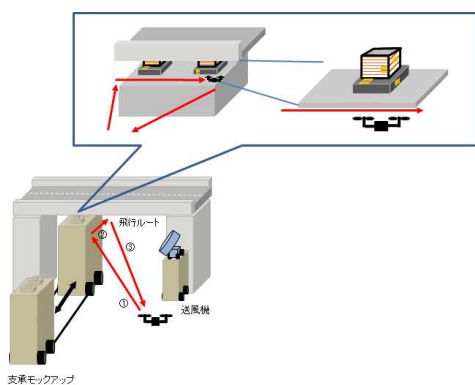


図 2. 1. 1. 2-91 支承部での飛行イメージ

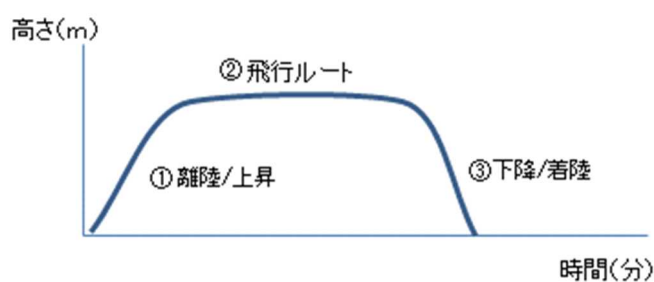


図 2. 1. 1. 2-92 支承部のミッションプロファイル

この際の安定性能を評価するための測定項目および必要条件を以下のように定める。

測定項目： 対象物までの距離における、位置の変化量

必要条件： 指定位置に対して、安定していること。

※ここでの「安定」とは、規定した時間の間、規定の変化量以内の変動量で飛行を継続することを意味する。

(B) 複数オペレータによる練度の違いによる運動性能（位置精度）評価実験

表 2.1.1.2-23 に示す小型ドローンを用い、ドローンオペレータの練度の違いによる運動性能の違いを評価するため、表 2.1.1.2-24 に示す 2 名のオペレータを用意した。

表 2.1.1.2-24 ドローンオペレータ

	オペレータ A	オペレータ B
ドローン飛行実績時間	約 300 時間	200 時間

2 名のオペレータで大型、中型、小型ドローンをミッションプロファイルに基づいて操縦したところ、風の影響の少ない場所では問題なく操縦でき、風速 0、3、5m/s 下では、風の影響のある場所でも当て舵により安定した飛行が実現できた。一方、風速 10m/s 下では、どちらのオペレータも風の影響がある場所では飛行できなかった。

上記理由よりオペレータの練度の違いによる運動性能は、ドローンの性能評価としては適した性能評価指標とはいええず、むしろオペレータの能力を排除したドローン機体自体の性能を評価指標とすべきであると考えた。

(C) 運動性能（位置精度）の評価手法の実証実験

前章で示したミッションプロファイルに基づき、図 2.1.1.2-93 に示すエンルート・ドローンフィールド東金において各風速において実証実験を実施した。

ドローンの位置を取得するセンサとして 3D モーションキャプチャを用いた。



図 2.1.1.2-93 エンルート・ドローンフィールド東金での実証実験

また、ドローンの位置を取得するセンサとして図 2.1.1.2-94 に示すレイアウトで 3D モーションキャプチャを配置した。

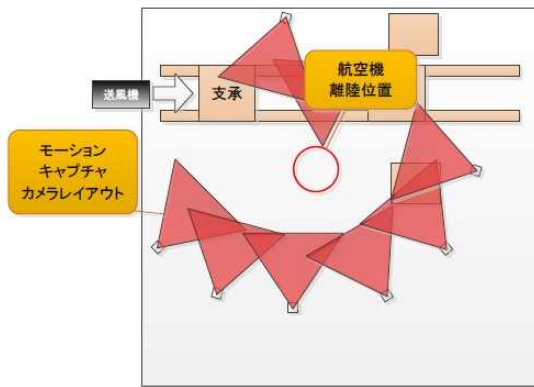


図 2. 1. 1. 2-94 3D モーションキャプチャの配置

そこでドローンが支承部付近で静止できる限界の位置までオペレータの操作により移動させ、その位置で5秒間、オペレータが操縦桿から手を離れた状態でのドローンの位置情報を3Dモーションキャプチャで計測する。

この時、ドローンの運動性能を評価する目的から、オペレータの能力を排除する必要がある。そこでドローンが支承部付近で静止できる限界の位置までオペレータの操作により移動させ、その位置で5秒間オペレータが操縦桿から手を離れた状態でのドローンの位置情報を3Dモーションキャプチャで計測する。

この時の静止できる限界の位置と対象物までの距離を最小静止距離と定義し、その位置と、図 2. 1. 1. 2-95 に示す静止した時のドローンの振れ幅を記録する。

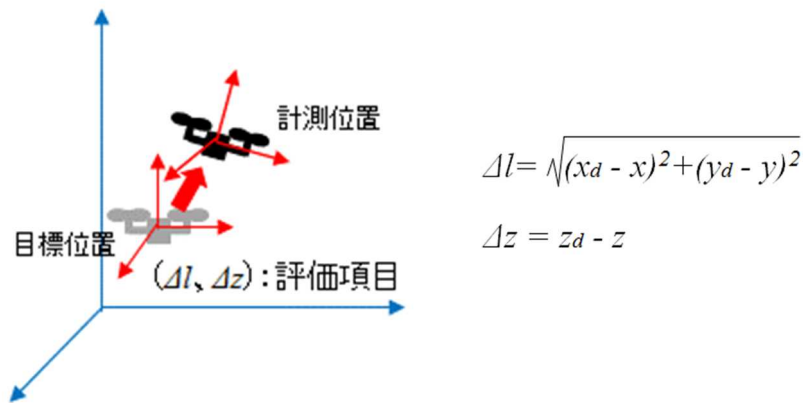


図 2. 1. 1. 2-95 目標位置に対する位置の変化量

その結果、図 2. 1. 1. 2-96 に示されるようなソフトウェアにて、3種類のドローンおよび4つの風速レベルの計12パターンにおける変化量が図 2. 1. 1. 2-97～図 2. 1. 1. 2-108 に示すように計測した。

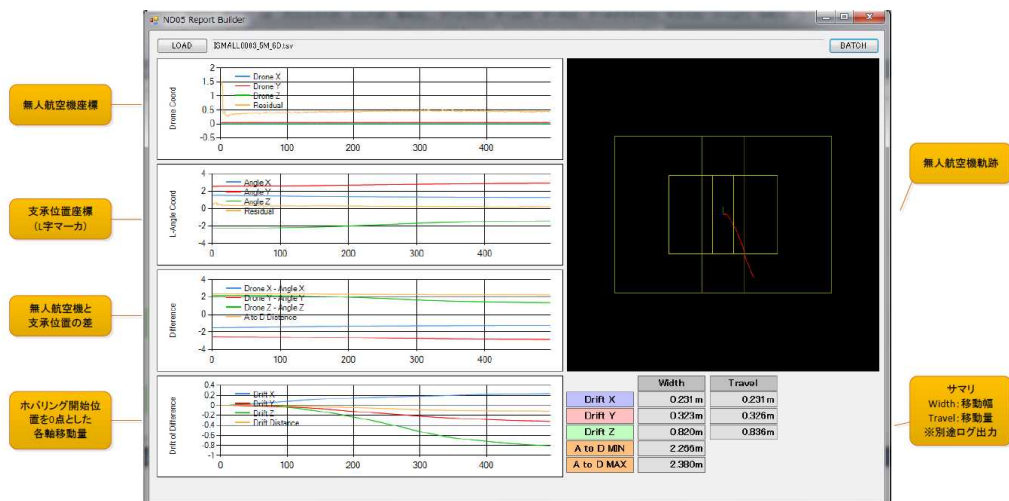


図 2. 1. 1. 2-96 機種および風速レベルに応じたドローンの振れ幅

ソフトウェアは、左側最上段にドローンの位置座標 (X, Y, Z) が時系列で表示され、2 段目に計測された支承位置のマーカ座標 (X, Y, Z)、3 段目にドローンの位置と支承位置の距離 (X, Y, Z)、最下段にドローンの静止時の各軸の振れ幅 (X, Y, Z) が表示され、右側にその 3 次元の軌跡が表示されている。

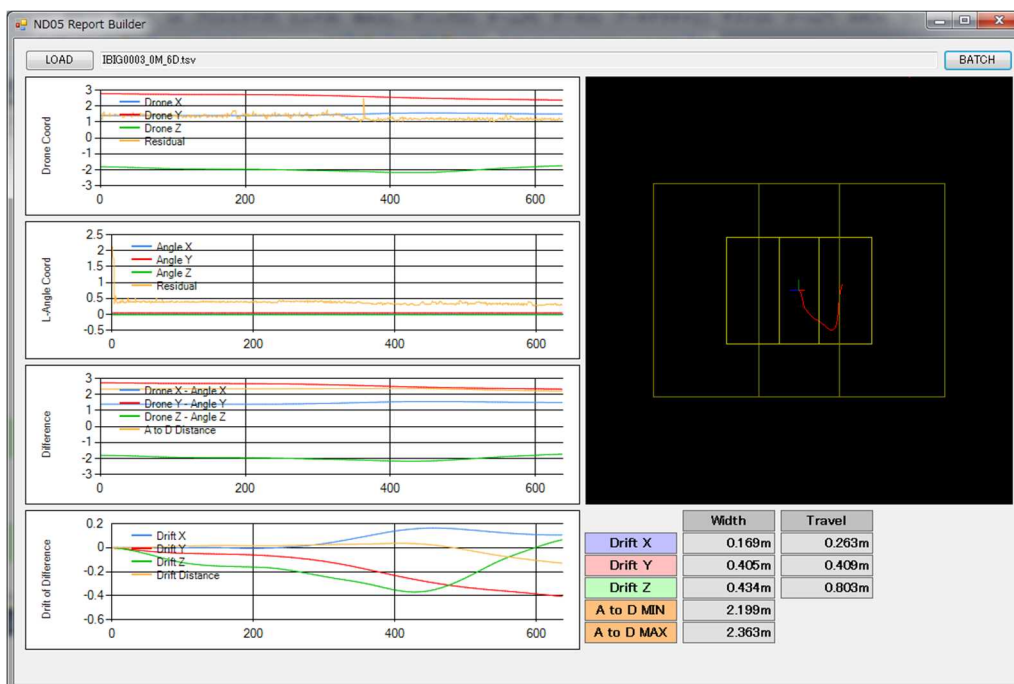


図 2. 1. 1. 2-97 大型機、風速 0m/s 時

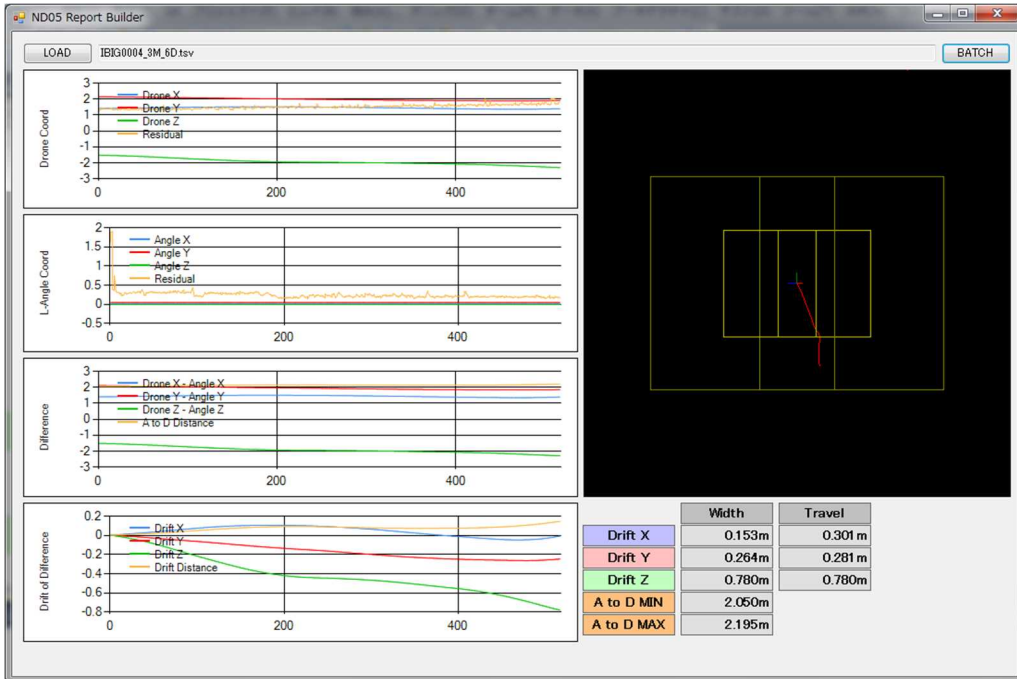


图 2.1.1.2-98 大型機、風速 3m/s 時

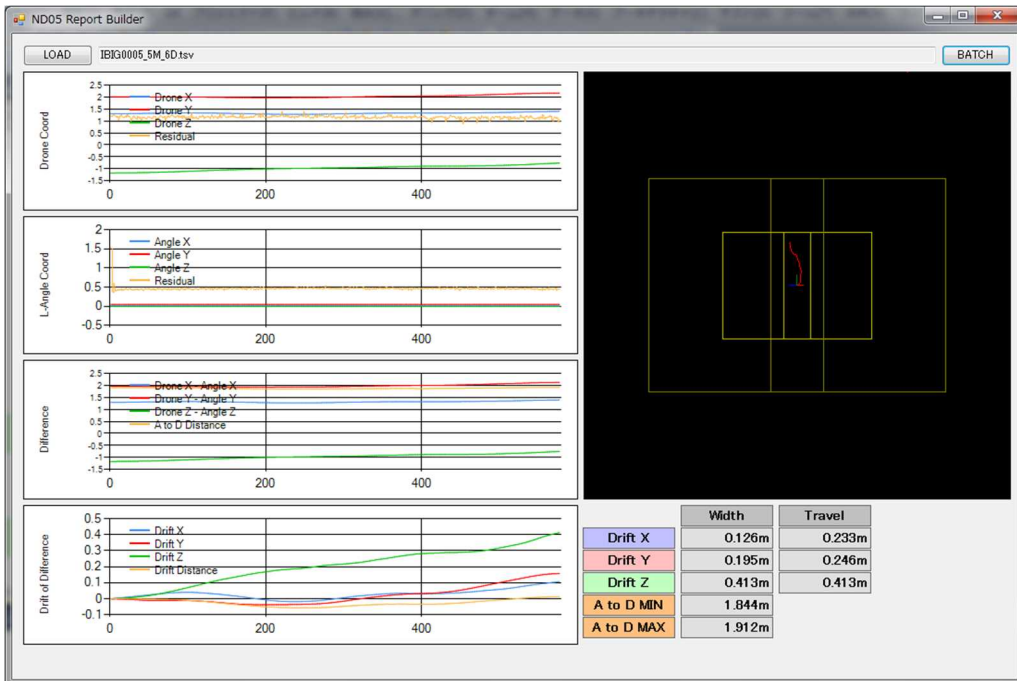


图 2.1.1.2-99 大型機、風速 5m/s 時

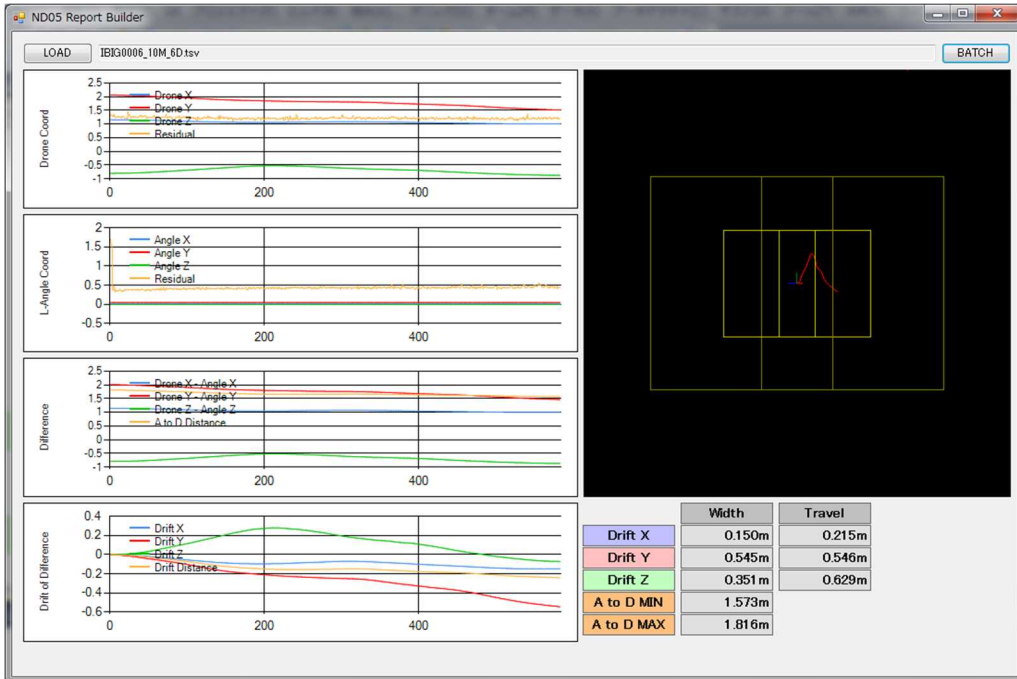


图 2.1.1.2-100 大型機、風速 10m/s 時

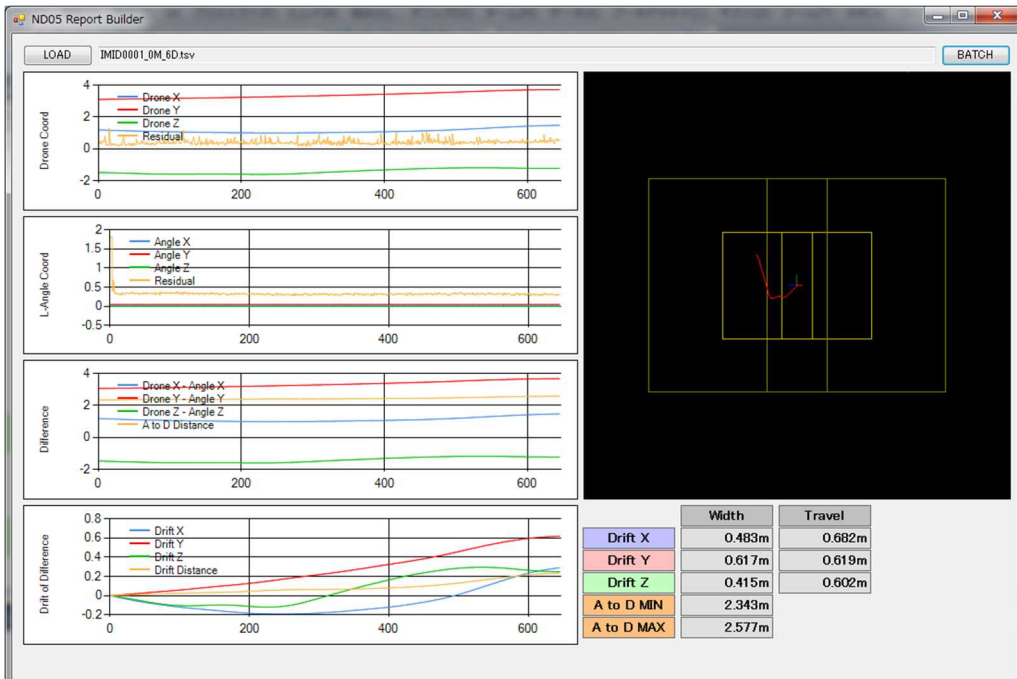


图 2.1.1.2-101 中型機、風速 0m/s 時

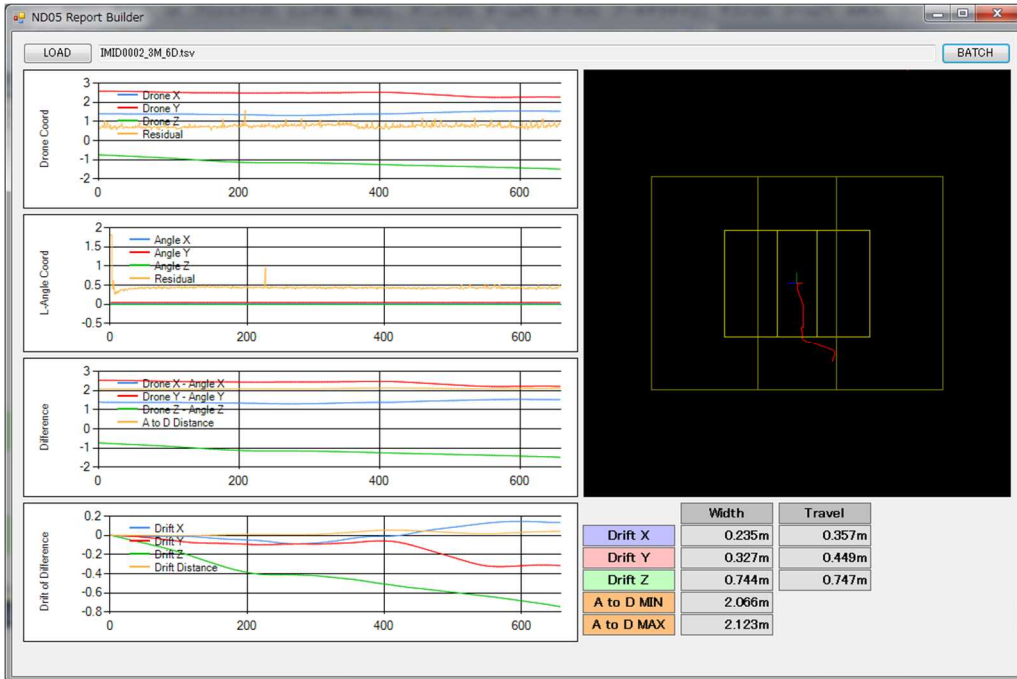


图 2.1.1.2-102 中型機、風速 3m/s 時

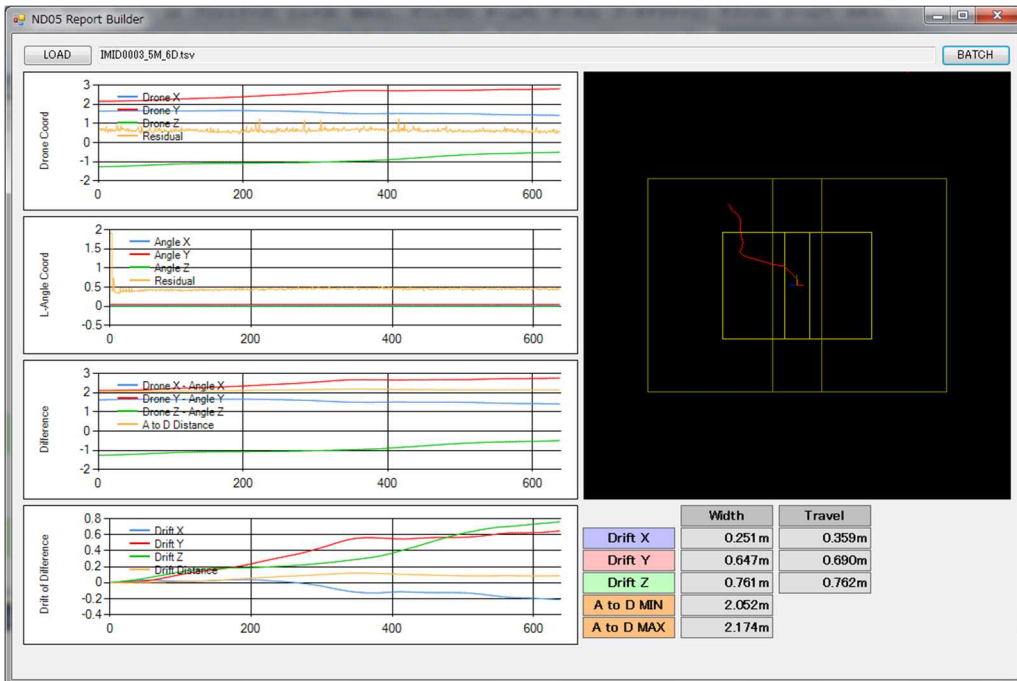


图 2.1.1.2-103 中型機、風速 5m/s 時

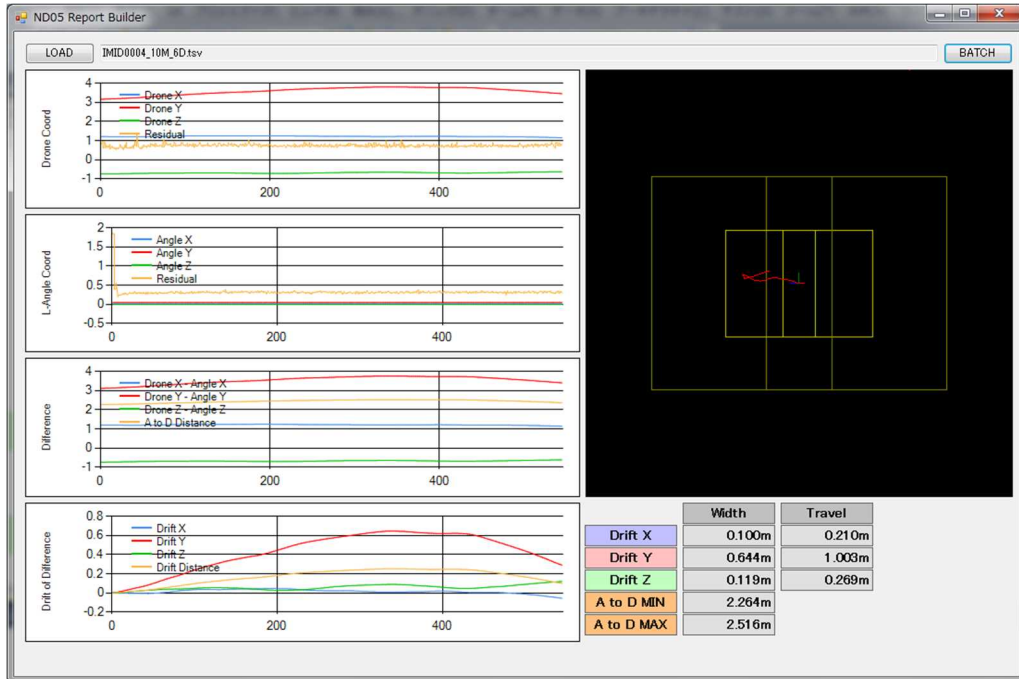


图 2.1.1.2-104 中型機、風速 10m/s 時

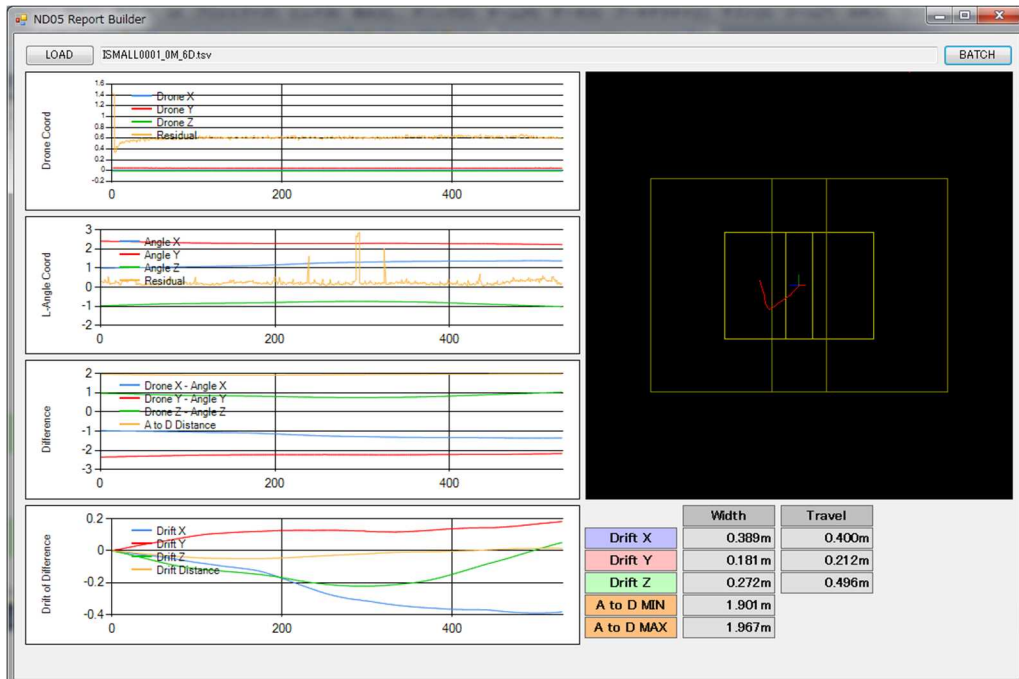


图 2.1.1.2-105 小型機、風速 0m/s 時

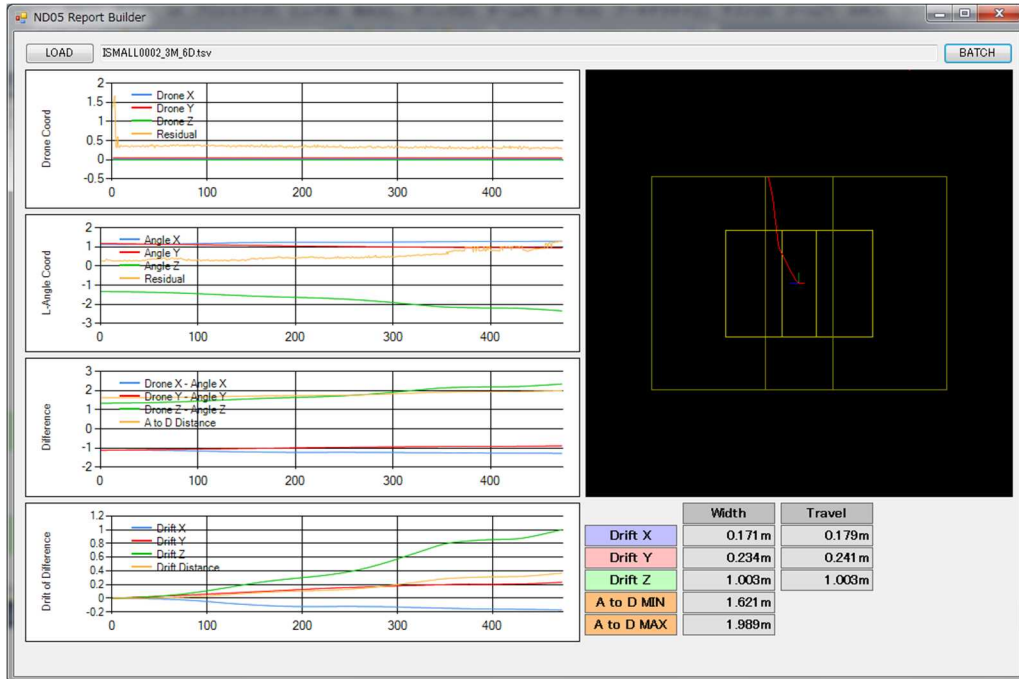


图 2.1.1.2-106 小型機、風速 3m/s 時

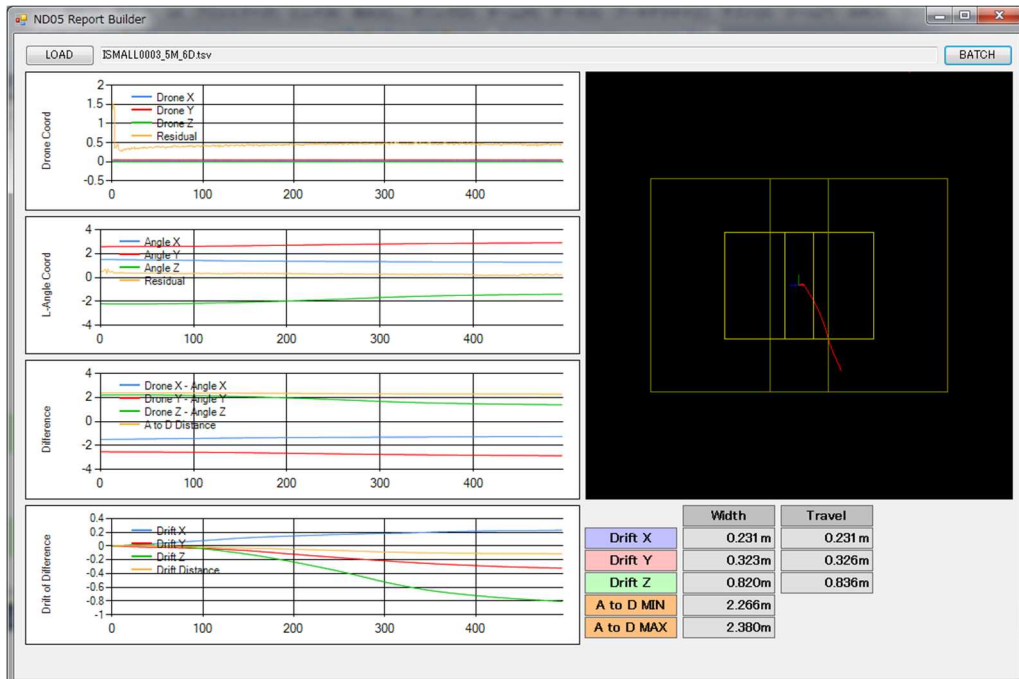


图 2.1.1.2-107 小型機、風速 5m/s 時

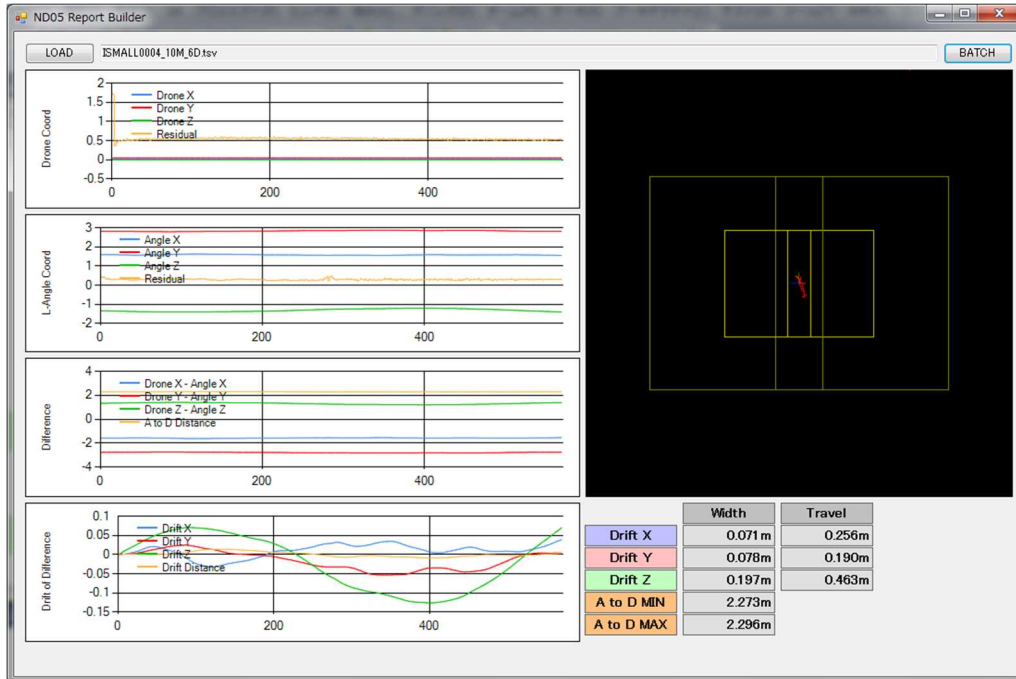


図 2.1.1.2-108 小型機、風速 10m/s 時

これらの計 12 個の実験結果より表 2.1.1.2-25、図 2.1.1.2-109 に示すように最大振幅が計測された。

表 2.1.1.2-25 機種および風速パターンによるドローンの位置振幅

機体	風速	ログ名称	移動幅			移動量			支承との距離	
			Wx	Wy	Wz	Tx	Ty	Tz	最小	最大
大型機	0m/s	IBIG0003_0M_6D.tsv	0.169 m	0.405 m	0.434 m	0.263 m	0.409 m	0.803 m	2.199	2.363
	3m/s	IBIG0004_3M_6D.tsv	0.153 m	0.264 m	0.780 m	0.301 m	0.281 m	0.780 m	2.05	2.195
	5m/s	IBIG0005_5M_6D.tsv	0.126 m	0.195 m	0.413 m	0.233 m	0.246 m	0.413 m	1.844	1.912
	10m/s	IBIG0006_10M_6D.tsv	0.150 m	0.545 m	0.351 m	0.215 m	0.546 m	0.629 m	1.573	1.816
中型機	0m/s	IMID0001_0M_6D.tsv	0.483 m	0.617 m	0.415 m	0.682 m	0.619 m	0.602 m	2.343	2.577
	3m/s	IMID0002_3M_6D.tsv	0.235 m	0.327 m	0.744 m	0.357 m	0.449 m	0.747 m	2.066	2.123
	5m/s	IMID0003_5M_6D.tsv	0.251 m	0.647 m	0.761 m	0.359 m	0.690 m	0.762 m	2.052	2.174
	10m/s	IMID0004_10M_6D.tsv	0.100 m	0.644 m	0.119 m	0.210 m	1.003 m	0.269 m	2.264	2.516
小型機	0m/s	ISMALL0001_0M_6D.tsv	0.389 m	0.181 m	0.272 m	0.400 m	0.212 m	0.496 m	1.901	1.967
	3m/s	ISMALL0002_3M_6D.tsv	0.171 m	0.234 m	1.003 m	0.179 m	0.241 m	1.003 m	1.621	1.989
	5m/s	ISMALL0003_5M_6D.tsv	0.231 m	0.323 m	0.820 m	0.231 m	0.326 m	0.836 m	2.266	2.38
	10m/s	ISMALL0004_10M_6D.tsv	0.071 m	0.078 m	0.197 m	0.256 m	0.190 m	0.463 m	2.273	2.296

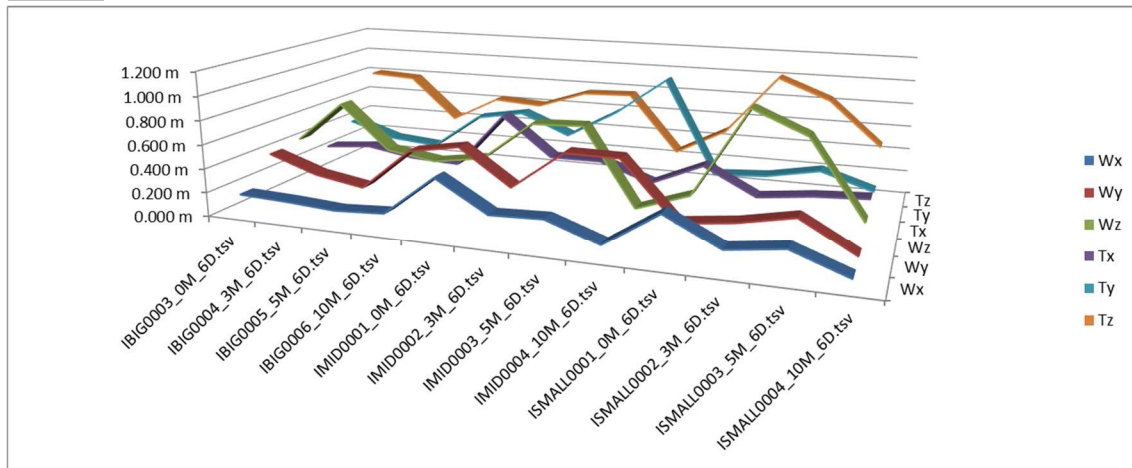


図 2. 1. 1. 2-109 機種および風速パターンによるドローンの位置振れ幅

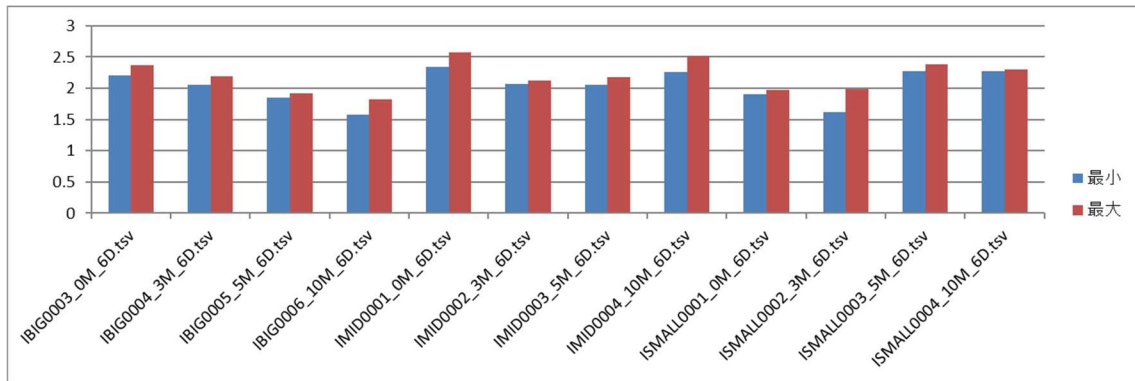


図 2. 1. 1. 2-110 機種および風速パターンによるドローンの支承までの距離

表 2. 1. 1. 2-25 では 12 試行の振れ幅最大値を示し、その大きさに応じてセル内の色を濃くして表示している。図 2. 1. 1. 2-109 ではその振れ幅を表示し、図 2. 1. 1. 2-110 では支承までの距離を示している。

(D) 性能評価手順の立案

以上の実証実験より表 2. 1. 1. 2-26 に示す評価結果表へ試験結果の最悪値を記載することとする。

表 2. 1. 1. 2-26 構造物近傍での安定性能に対する評価結果表

部位※	コンクリート床版／コンクリート桁／鋼桁／ コンクリート橋脚／鋼橋脚／支承／沓座	
接近距離*	1m 未満 (cm) ・ 1m ・ 2m ・ 3m ・ 4m	
試験結果	最大変化量 Δ / [cm]	
	最大変化量 Δz [cm]	
	外乱復元時間 [s]	

※該当するものに○を付ける

* 設定した距離に○をつける。1m 未満については実際の設定距離を記載する

(E) 福島 RTF への設備提案

表 2.1.1.2-27 に運動性能評価の施設・設備・機器の一覧を示す。

表 2.1.1.2-27 運動性能評価の施設・設備・機器の一覧

施設設備（案）		性能評価 （対象）	測定データ	機器案/仕様
実験環境形成設備	模擬橋梁	共通	—	福島 RTF 模擬橋梁
	送風機	共通	—	株式会社 鎌倉製作所： GRL-8041（送風機能力：1 台ユニット 10m/s 以上、2 台直列ユニット 20m/s 以上）
実験環境観察設備	風速・風向計	共通	風速 風向	デルタオーム社： HD2003（三次元風向風速計） [橋脚、床版部用] HD52（二次元風向風速計） [支承部用] 大田計器製作所： No. 30-T-420 [観測地点用、気象庁検定対応]
性能評価設備	3D モーション キャプチャー	共通	高速カメラ 動画 （高品位）	アーカイブティップス株式会社：Qualisys
	トータルステー ション	運動 性能	三次元位置	TPホールディング株式会社：Trimble S6

(F) まとめおよび福島 RTF への提言

以上、ドローンの運動性能（位置精度）の評価基準を策定するにあたり、ドローンの最小接近距離と、その場所でのドローンの位置振れ最大幅を評価軸として設定し、実証実験を通してその数値の算出手法を見出した。

今後、本運動性能評価指標を福島 RTF に適用させていくにあたり、風の発生方法について、定量的に設定できる方法を確立する必要があると考えられる。

5.1.4. 「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」(実施者：株式会社エンルート)

(A) 簡易模擬橋梁実証実験用施設の構築

エンルート・ドローンフィールド東金に簡易模擬橋梁を構築し実証実験を実施した。本設備では、最大風速 20m/s までを再現可能な送風機を複数配置する事であらゆる方向から剪断流を生成することができたが、その後方に安定した渦管は生成しなかった。

■安全な簡易模擬橋梁実証実験用施設の構築

実証実験用設備は、第三者及び施設利用者の安全確保設備を具備する事が重要である。

施設内を全面ネットで覆う事で、UAV が第三者へ与える影響は無くなった。施設内に入る施設利用者には安全装具（ヘルメット、ゴーグル、革製手袋等）を装備して対応した（図 2.1.1.2-111）。



図 2.1.1.2-111 安全な簡易模擬橋梁実証実験用施設

■安全試験を実現するための施策等

全ての実証実験で TBM-KY（危険予知活動）を実施する事と毎日行う UAV の点検を书面化し、複数の作業員が二重チェックする事で安全意識が向上された。しかし、統一した実証実験を複数の UAV 企業が同じ場所を共有して行う実証実験の前例がないため、エンルート・ドローンフィールド東金で独自の安全マニュアルを作成し、毎朝の朝礼で作業工程と作業内容を共有して各社の安全責任者が声を掛け合う事で安全性を確保した。

(B) 可変型・風向風速装置の開発

本研究開発では、人工的な風を設定して評価を実施する。

送風機 1 台による評価は一方向からの一定風速（人工流 1）に対する能力の測定である。実際の環境のほうが厳しい環境となるが、その厳しさを定量的に再現性高く生成することが困難であった

め、限られた環境での再現性を重視し、多少厳しい状況で、足切り程度には判断できる環境として送風機2台による人工流（人工流2）も設定して計測した。

人工流のイメージを図2.1.1.2-112に示し、青矢印は送風機からの人工風の風向を示している。また、設定例を図2.1.1.2-113～図2.1.1.2-115に示す。このうち人工流2についての図2.1.1.2-115の例では、各送風機を左橋脚からの距離が5m、送風機の仰角が45度、送風機の2軸がなす角度が90度で模擬橋梁に対して左右対称になるように設置している。

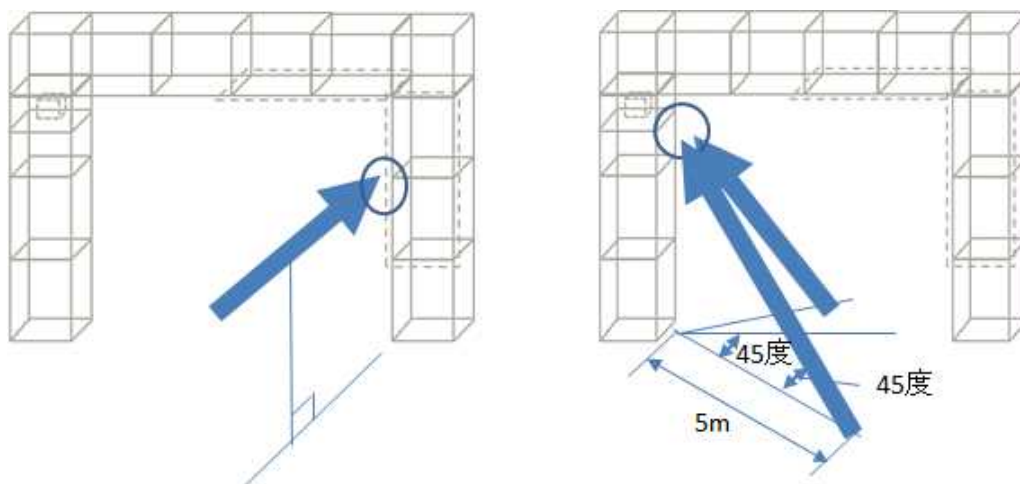


図 2.1.1.2-112 人工流1と人工流2のイメージ



図 2.1.1.2-113 送風機1台での人工流設定例



図 2. 1. 1. 2-114 発煙筒による人工流の見える化例

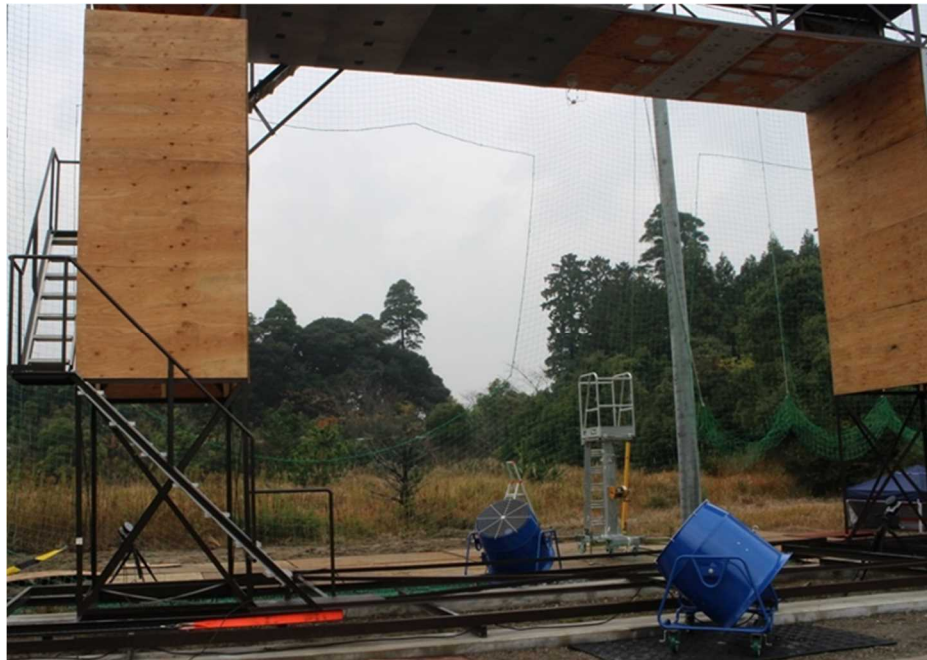


図 2. 1. 1. 2-115 送風機 2 台での人工流設定例

■開発した可変型・風向風速装置の検証結果

風速装置の回転数を調整出来るマイコン制御機能を開発し送風能力を可変可能とした。

開発した可変型・風向風速装置のうち、地上置き装置は送風機の車輪で移動が容易となるよう開発した事で、送風距離、送風方向、送風強度を容易に変更が可能になった。地表以上の送風では重機を使い移動させる事で、指定した方向から無段階の風を構築する事を可能にした。

次に、開発した風速装置による人工風下での近接画像データ取得性能評価に関する実証実験について説明する。実証実験に使用した機体等は以下の通り。

使用機体：ZION PG700(図 2. 1. 1. 2-116)、カメラ： α 6000、映像伝送システム：FPV(図 2. 1. 1. 2-117)



図 2. 1. 1. 2-116 ZION PG700



図 2. 1. 1. 2-117 FPV(映像伝送装置)

以下、実証実験を行った部位毎に説明する。

1. 支承部

・人工流 1（送風機 1 台）を適用した場合

簡易模擬橋梁の支承部に設置したポリタンクのラベルを撮影対象に見立て、近接画像データ取得性能評価に関する実証実験を実施した。ここでは支承部を通過する人工流として 4 パターンの風速（測定値 1:0m/s、測定値 2:3m/s、測定値 3:5m/s、測定値 4:10m/s）下でポリタンクのバーコードを撮影した。なお、その時の実験状況を図 2. 1. 1. 2-118 に示し、環境条件を表 2. 1. 1. 2-28 に示す。その結果、今回使用した機体では、5m/s の人工流までは撮影画像にてポリタンクのバーコード 1mm を確認できたが、10m/s は機体不安定により作業を中断した。

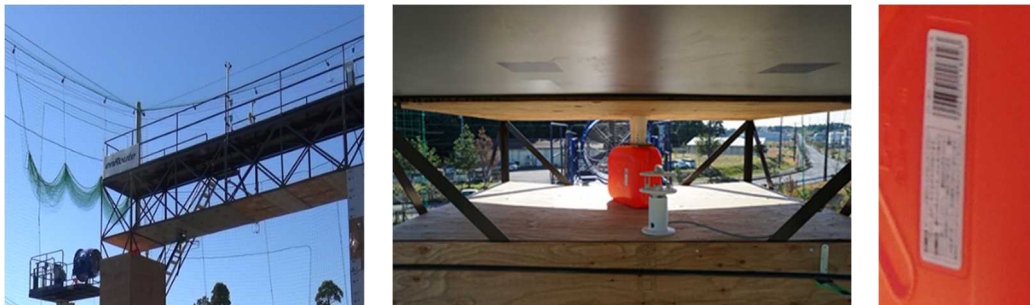


図 2. 1. 1. 2-118 実験状況（左：全体画像、中：支承部撮影方向画像、右：撮影対象）

表 2. 1. 1. 2-28 環境条件

環境条件	レベル	測定値1	測定値2	測定値3
風速	0~3	2.4	1.5	2.5
照度	0~2	暗部照度Ⅱ1	Ⅱ2	Ⅱ3
		5210	5230	5220

・人工流 2（送風機 2 台）を適用した場合

簡易模擬橋梁の支承部に設置したポリタンクのラベルを撮影対象に見立て、近接画像データ取得性能評価に関する実証実験を実施した。ここでは支承部の下から人工流として 4 パターンの風速（測定値 1:0m/s、測定値 2:3m/s、測定値 3:5m/s、測定値 4:10m/s）下でポリタンクのバ

ーコードを撮影した。なお、その時の実験状況を図 2.1.1.2-119 に示し、環境条件を表 2.1.1.2-29 に示す。その結果、今回使用した機体では、5m/s の人工流までは撮影画像にてポリタンクのバーコード 1mm を確認できたが、10m/s は機体不安定により作業を中断した。なお、この環境下での風の流れに関するシミュレーション結果を図 2.1.1.2-120 に示す。

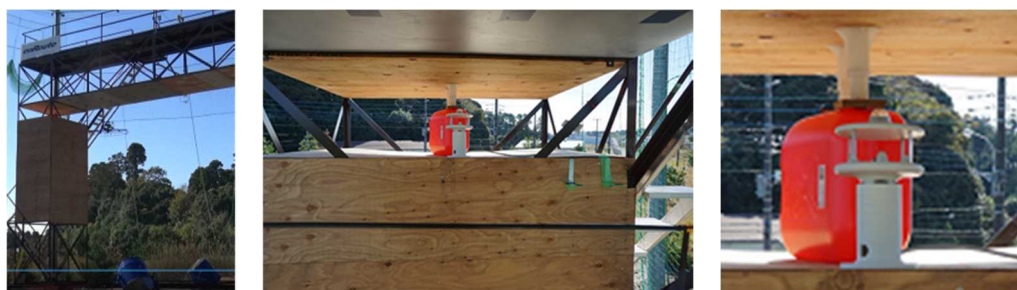


図 2.1.1.2-119 実験状況（左：全体画像、中：支承部撮影方向画像、右：中画像拡大画像）

表 2.1.1.2-29 環境条件

環境条件	レベル	測定値1	測定値2	測定値3
風速	0~3	3.9	3.4	2.5
照度	0~2	暗部照度II1	II2	II3
		5190	5300	5420

■ 風流入条件②における結果

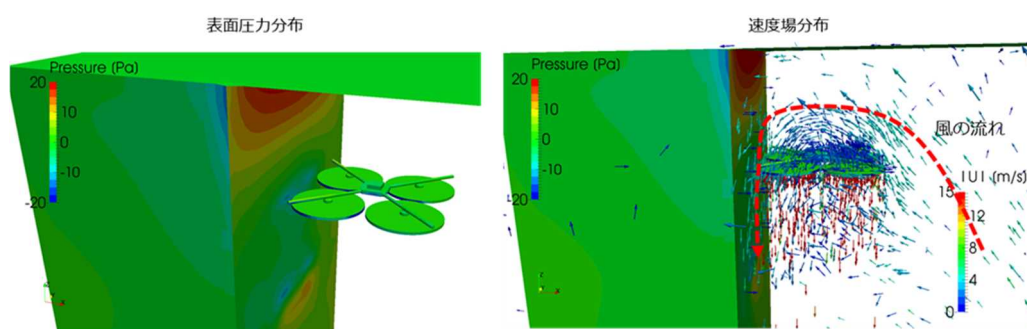


図 2.1.1.2-120 風流入シミュレーション結果

・考察等

人工流の設定風速は、機体周りは自然風との相乗効果でより強く感じた。

シミュレーション結果から、ドローン機体周囲で風の吹き上げと吹き降ろしが発生し、その影響で機体フレーム部に差圧が発生していることが確認できる。

検証の結果、右下方部からの風を機体が直接受けている部分と機体のプロペラからの風圧がぶつかり合う事で気流が乱れてバランスを崩すメカニズムについて証明出来た。

2. 高橋脚

- ・人工流 1（送風機 1 台）を適用した場合

簡易模擬橋梁の高橋脚のテストピースを用いて近接画像データ取得性能評価に関する実証実験を実施した。ここでは人工流として4パターンの風速（測定値 1:0m/s、測定値 2:3m/s、測定値 3:5m/s、測定値 4:10m/s）をドローン背面から加えて撮影した。なお、その時の実験状況を図 2.1.1.2-12、図 2.1.1.2-122 に示し、環境条件と得られた結果を表 2.1.1.2-30、図 2.1.1.2-123 に示す。



図 2.1.1.2-121 実験状況（左：全体画像、右：高橋脚撮影方向画像）

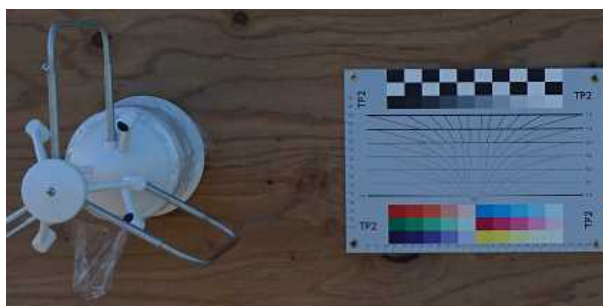


図 2.1.1.2-122 実験状況（高橋脚撮影方向画像の拡大画像）

表 2.1.1.2-30 環境条件と取得画像の網羅率

環境条件	レベル	測定値1	測定値2	測定値3	測定値4
風速	0~3	2.6	1.9	2.1	4.0
照度	0~2	暗部照度I1	I2	I3	I4
		7080	7050	7020	7000
取得画像評価	ひび幅0.1mm	測定値1	測定値2	測定値3	測定値4
網羅率	TP数/全TP数	90%	80%	80%	70%

■ 風流入条件③における結果

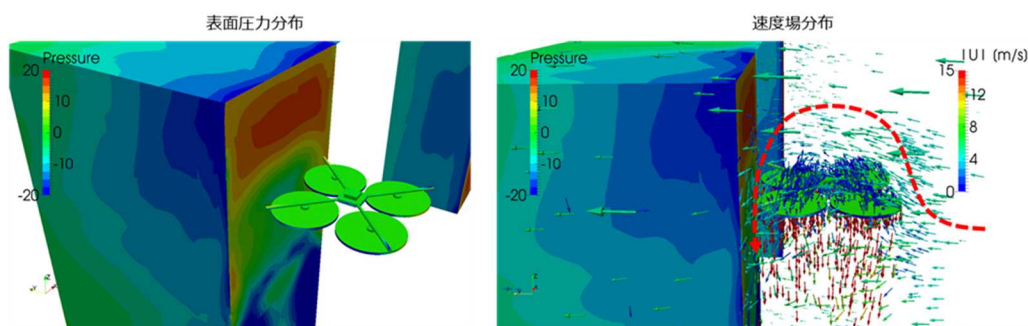


図 2.1.1.2-123 風流入シミュレーション結果

・考察等

背面からの風が発生する環境下では機体の制御が困難であった。

このシミュレーション結果からも、ドローン機体周囲で風の吹き上げと吹き降ろしが発生し、その影響で機体フレーム部に差圧が発生しているのが確認できる。

機体のバランスを崩す原因である横風の流れを視覚的に検証した結果、右側からの風を機体が直接受けている部分と機体のプロペラからの吸排気と横風の風圧がぶつかり合う事で気流が乱れてバランスを崩すメカニズムについて証明出来た。

以上の結果より、橋梁点検に必要な風への検証結果が得られたと考える。

(C) 福島 RTF への設備提案

表 2.1.1.2-31 に運動性能評価の施設・設備・機器の一覧を示す。

表 2.1.1.2-31 運動性能評価の施設・設備・機器の一覧

施設設備 (案)		性能評価 (対象)	測定データ	機器案/仕様
実験環境 形成設備	模擬橋梁	共通	—	福島 RTF 模擬橋梁
	送風機	共通	—	株式会社 鎌倉製作所： GRL-8041 (送風機能力：1 台ユニット 10m/s 以上、 2 台直列ユニット 20m/s 以上)
実験環境 観察設備	風速・風向計	共通	風速 風向	デルタオーム社： HD2003 (三次元風向風速計) [橋脚、床版部用] HD52 (二次元風向風速計) [支承部用] 大田計器製作所： No. 30-T-420 [観測地点用、気象庁検定対応]
性能評価 設備	3D モーション キャプチャー	共通	高速カメラ 動画 (高品位)	アーカイブティップス株式会社：Qualisys
	トータルステ ーション	運動 性能	三次元位置	T P ホールディング株式会社：Trimble S6

(D) まとめおよび福島 RTF への提言

実験用設備は、第三者及び施設利用者の安全確保設備の運用経験に基づき、施設内を全面ネットで覆う事で、UAVが第三者へ与える影響を最小限にする事を推奨する。送風機の高さ、送風方向、橋からの距離設定には重機を使っているが、同等以上の仕組みを期待する。風速装置の回転数を調整出来るようにマイコン制御等で、無段階で送風出来る事を推奨する。

5.1.5. 「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」(実施者：株式会社プロドローン)

(A)運動性能(姿勢精度)の評価手法の検討

詳細は本節 B) で記述するが、運動性能(姿勢精度)の評価指標として、外乱の有無による水平および垂直の変動距離[cm]、および外乱からの復元時間[sec]を採用した。

機体の傾斜角を評価指標として採用しなかった理由は、固定ピッチドローンにおける水平移動では姿勢変化を必要とするため、外乱を吸収、相殺するためには傾斜が必須であり、すなわち、外乱に対し現在位置を維持するためには、外乱の方向や強さに応じて積極的に姿勢を変動させる必要があり、傾斜の度合(姿勢角の変動量)で安定性を規定することが適切でないためである。

外乱の程度が大きくなると、姿勢を変動させて現在位置を維持することが困難となり、結果として水平位置や垂直位置が変動する。これはドローンが外乱に対応しきれなかった結果であり、この移動量を安定性の指標とすべきと考えた。すなわち「揺れたとしても動かない」ドローンを安定したドローンとして評価した。

測定では、外乱と水平および垂直に移動量を主として測定し、姿勢変動角は参考値とし、IMUの演算による値を測定した。

また、外乱として人工風の検討を行なった。送風機1台による評価は一方向からの一定風速に対する能力の測定である。オペレータの操作感覚および測定結果からも実際の環境のほうが、厳しいことが判明したが、その厳しさを定量的に再現性高く生成することが困難であったため、限られた環境での再現性を重視し、多少厳しい状況で、足切り程度には判断できる環境として送風機2台による人工流も設定して計測することとした。

なお、その時の「風速」は、表 2.1.1.2-32 に示すレベルの値を設定するものとし、開放空間となる環境で送風機1台毎に指定の値になるように設定した。

さらに外乱としての人工流は、表 2.1.1.2-33 に示すパターンとした。

上記の設定に関して、補足を記述する。

簡易模擬橋梁での実証実験では、剪断流を作ることができたが、その後ろに安定した渦管は生成しなかった。

レイノルズ数を上げることにより渦管は発生しやすくなるが、このレイノルズ数を上げることは、すなわち、より風速を上げるか、橋梁の幅を広くするか、空気密度を上げる(湿度を上げる)かなどの環境変更が必要である。しかし、今回調達可能な装置と設備ではこれらを容易に実現することが難しく、代替案として対向した位置に別の送風機を設置することである程度再現性のある乱流を作り計測した。それが渦管でないとしても、発煙筒で簡易に検証した結果、機体サイズ程度の乱流は生成できており、UAVの運動安定性能という観点のみで評価すれば、実際の環境を十分推測可能な測定ができたと考える。

表 2.1.1.2-32 風速レベル

レベル	範囲	考え方
レベル0	無風	無風で点検出来る事が必須条件

レベル 1	平均風速 3m/s 未満	レベル 2 に至らない中間の風速として設定
レベル 2	平均風速 5m/s 未満	独自の飛行マニュアルを作成せず、「航空局標準飛行マニュアル」を用いる場合には、「風速 5m/s 以上の状態では飛行させない」とあるので、性能評価の目安になるように、この値を本レベルの値として採用する。
レベル 3	平均風速 5m/s 以上 10m/s 未満	労働安全衛生規則では「事業者は、高さが 2メートル以上の箇所で作業を行なう場合において、強風、大雨、大雪等の悪天候のため、当該作業の実施について危険が予想される場合は、当該作業に労働者を従事させてはならない。」（第五百二十二条）と定められており、「強風」は「10 分間の平均風速が毎秒 10メートル以上」とされている。人と同程度の作業能力を有するロボットは最大で平均風速 10m/s の状況下での作業性能を有している必要があり、このレベルの値として採用する。

表 2.1.1.2-33 人工流パターン

パターン	人工流の区分	内容	風速レベル
1	人工流なし	自然風のみ	—
2	人工流 1	リフターに搭載した送風機 1 台による水平方向流	レベル 1
3			レベル 2
4			レベル 3
5	人工流 2	送風機 2 台を用い異なる方向からの風が合流した空間で評価	レベル 1
6			レベル 2
7			レベル 3

人工流 1 と人工流 2 のイメージは再掲の図となるが、図 2.1.1.2-124 に示すものとなる。

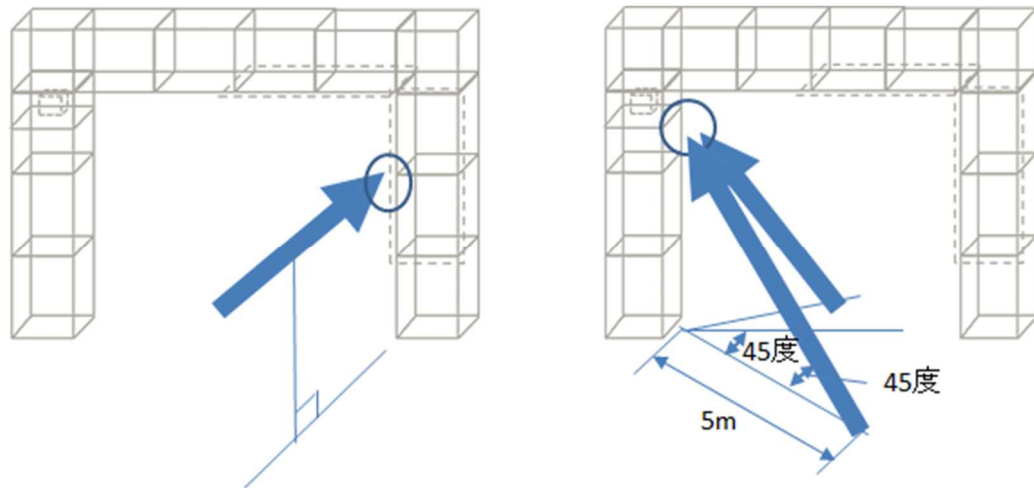


図 2.1.1.2-124 人工流 1 と人工流 2 のイメージ

測定値としての最大変化量は、UAV の位置変化を 30 秒間取得し、その位置変化の最大値で求めることとした。また、外乱復元時間は、フライトオペレータが手を離れた状態での計測時間が基本で、手が離せない場合の復元時間は無限大となる。外乱としては、設定した接近距離で 5 秒間(今後の機体性能の向上に合わせて調整可能とする)プロポのスティックから手を放すこととして、外乱復元時間を測定する。

これら構造物近傍での安定性能に対する評価結果表の部分を表 2.1.1.2-34 に示す。なお、接近距離は測定時に設定し、複数回試験を実施した場合には、結果表には試験結果の最悪値を記載することとした。

表 2.1.1.2-34 評価結果表

部位	コンクリート床版／コンクリート桁／鋼桁／ コンクリート橋脚／鋼橋脚／支承／沓座	
接近距離	1m 未満 (cm) ・ 1m ・ 2m ・ 3m ・ 4m	
試験結果	最大変化量 Δl [cm]	
	最大変化量 Δz [cm]	
	外乱復元時間 [s]	

外乱復元時間は、手動操作を行う UAV の場合、変動量の絶対値の単位時間あたりの積分値が規定以下となるに要する時間とする。外乱を与えた際、水平位置および垂直位置が変動するが、外乱を与える前との位置の差は考慮しない。自律飛行を行う UAV の場合は、上記の条件に加え、機体の軸間距離(複数あるプロペラ軸間の最大値)を L とした場合、変動前の位置を基準とし $1.5L$ 以内に戻ってくるまでの時間と規定した。

接近距離については実証実験の知見から、変化が確認できそうな 1m、2m、3m、4m を設定するものとした。なお、1m 未満は危険すぎるため、かなり特殊な運用の機体のみになると考え、設定する際は

独自に値を設定することとする。また、平成 29 年度の実証実験の環境では、4m 以上であるとよほど高速な風でないかぎり境界層の外になる（構造物とは関係ない状態になる）知見を得たので、4m を上限値として設定した。

(B) 運動性能（姿勢精度）の評価手法の実証実験

モーションキャプチャカメラでの測定結果と IMU による測定結果を比較するにあたり、前述の人工流 1 による試験（送風機一台による水平方向流）と、人工流 2（橋脚の下方から 2 台の送風機を対抗させた場合）について試験を実施した。

以下の 4 つのグラフは、風速 0, 3, 5, 10[m/s] を横軸として、縦軸がロール（横方向）、もしくはピッチ（前後方向）の傾斜角度を示し、単位は[degree]である。

また 3 本のグラフは、最大と最小および平均を示す。

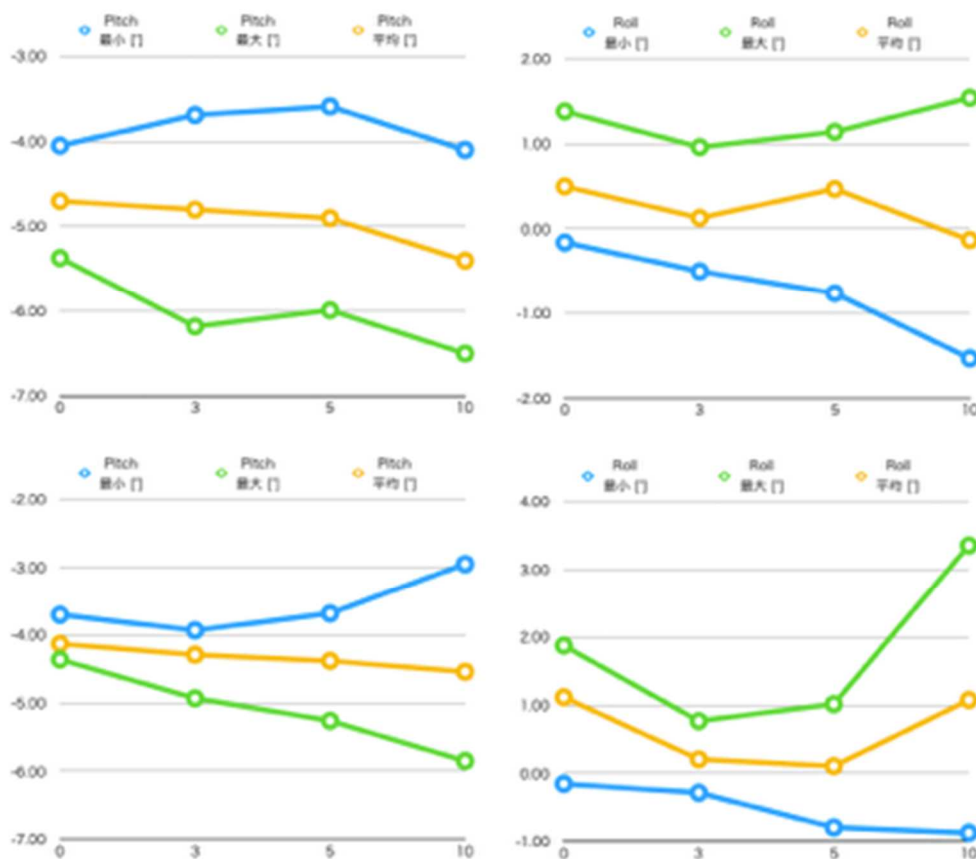


図 2.1.1.2-125 人工流 1 による風速ごとの機体傾斜の様子（IMU）

上部の 2 つのグラフが、それぞれ左から人工流 1 におけるピッチとロールの変動値、下部 2 つのグラフが、それぞれ左から人工流 2 におけるピッチとロールの変動値を表す。

人工流 1 では、前後（Pitch）、左右（Roll）ともに風速の増加により、姿勢変動量と変動幅が増加し、概ね正相関を持つことが確認できる。しかしながら、変動量の変化の割合は大きくなく、この際水平位置および垂直位置の変動はほとんど見られなかった。

また、前後方向の平均角度が風速に応じて傾斜を深くしていることから、乱流ではなくある程度方向性を持つ風になっていると思われる。

左右方向では風速 5m/s を超えるあたりから変動量が増加しており、風に乱れが起きていることが想定されるが、ここでも水平位置および垂直位置の変動はほとんど見られなかった。

平均に対して±1.5 度程度の変動で追従している範囲では、機体の傾斜による位置制御が十分に成立していることを示しており、すなわち機体は揺れているが、制御が正しく外乱に対応しており、機体が安定している状態、と判断できる。

人工流 2 では、前後方向の変動量では概ね同じ傾向が見られたが、人工流 1 に比較すると、風速が高い場合に変動量の増加が著しく、より乱れた風となっていることが確認できる。

左右方向については風速 3m/s の場合に、無風時や 5m/s 以上の場合に比較して安定しており、正の相関が崩れているが、これは一般的に、ドローンはある程度の対気速度で消費電力が最も少なくなるため、これと関連した機体の特性とも考えられる。消費電力が少ないということは、モータの負荷と回転数のバランスが最適な状態にあることを示しており、すなわち外乱に対してレスポンスがより俊敏となり、結果として傾斜角の変動（平均値と、最大、最小値との懸隔）が小さくなっていると考えられる。

次にモーションキャプチャカメラによる計測結果を示す。

図 2.1.1.2-126 に示す 4 つのグラフは、人工流 1 の結果で、横軸が経過時間（90Hz のカウンタで 90=1 秒）、縦軸が変動角[degree]であり、比較のため 4 つのグラフの縦軸は同一としている。左上が 0m/s、右上が 3m/s、左下が 5m/s、右下のものが 10m/s でのグラフである。なお、図の計測時間は 1 分から 1 分半程度であるが、この中間の 30 秒間を計測した。

概ね IMU からのデータと同じ傾向を示し、風速が上がるに従い、変動幅も IMU での計測同様な範囲で増大している。

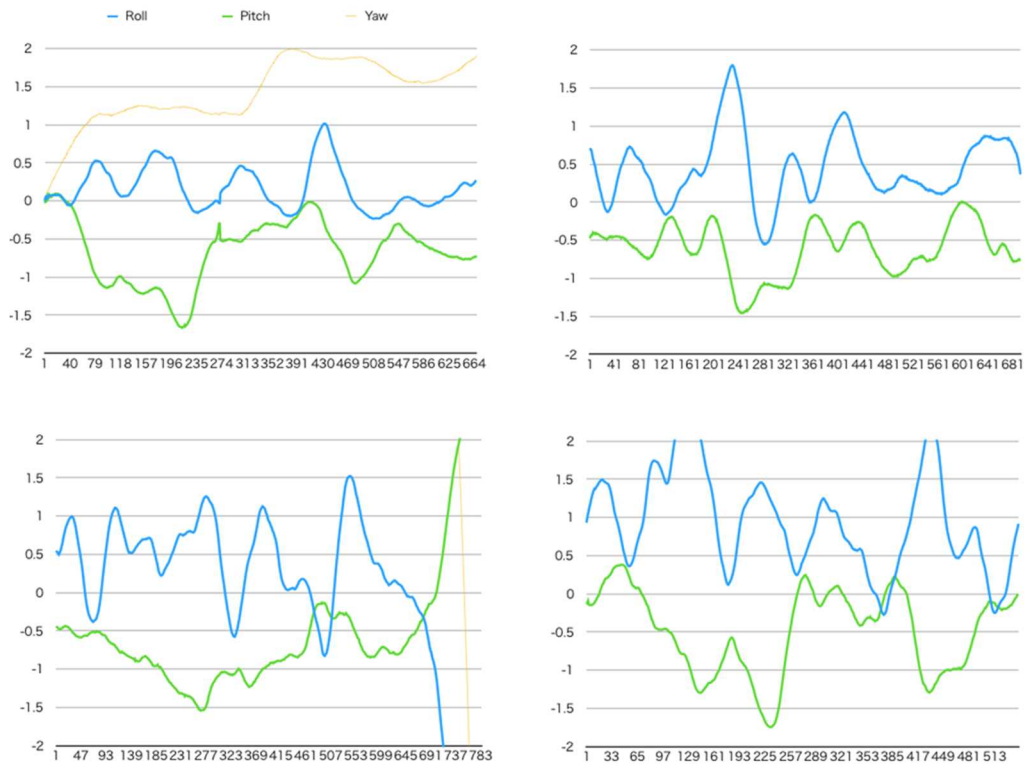


図 2. 1. 1. 2-126 人工流 1 による風速ごとの機体傾斜の様子（モーションキャプチャカメラ）

次の 3 つのグラフは橋脚の下方から 2 台の送風を対抗させる、人工流 2 の結果で、左上から右上、下の順で 3m/s、5m/s、10m/s の 3 種類を示す。

人工流 1 の結果と同様に、IMU からの結果と同様な傾向を示しており、また変動の傾向については定量的にも同じ傾向を観察することができる。

しかしながら、各値のオフセットが大きいところで 1.5° 程度ずれており、これは基準位置のキャリブレーションの違いと思われる。なお、基準位置については指標にする必要はないと考えている。

これらモーションキャプチャカメラの場合は時系列で表現しているため、変動の急峻さがわかりやすく、風速が上がった場合に、より短時間での変動と補正が行われている様子がわかる。こうした急峻さは、外乱による変動への対応と、外乱自体の変化との兼ね合いによるオーバーシュートやアンダーシュートが原因と考えられ、変動量だけでなく、こうした急峻さを定量的に示すことで、制御性能の定量化表現が、推し進めて指標の規定が可能になる。しかし、姿勢変化により移動（位置の変動）を行う固定ピッチドローンの特性を考慮すると、前記の急峻さは運動性能を表現する手段となりうるが、結果として位置変動がなければ、角度の変動はむしろ望ましい動作であり、すなわち「揺れても動かない」ドローンを安定したドローンとして評価するべきである。

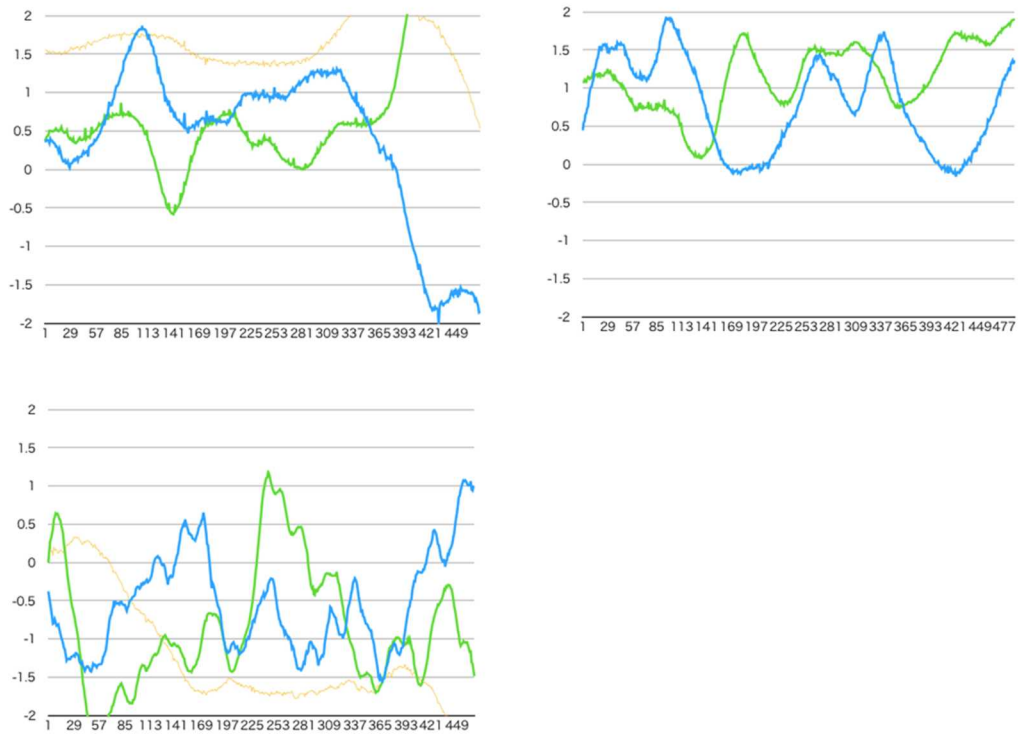


図 2. 1. 1. 2-127 人工流 2 による風速ごとの機体傾斜の様子（モーションキャプチャカメラ）

次の図は、ドローンの動きを IMU 基準で時系列の点群データとしたものである。

図では 500msec ごとに青と白の線で動きを表現している。蓄積される誤差があるため、長時間の稼働では実際の位置とのずれが大きくなるが、3 秒程度以下であれば概ね 3cm 程度以下の精度が確保できた。

これらの測定においては乱流の様子が、統計的に再現性の高い形で実現できている必要があるが、これは前述の通り環境の確実な記録と不変な構造の規定、およびもう少し長時間の計測により平準化可能と考える。

2 種類の計測結果について、モーションキャプチャカメラの結果でも、左右方向のゆらぎの平均が+側にオフセットしていたり、振幅や振動周波数の傾向も IMU の結果と同様に観測でき、IMU だけでも試験基準の検証が可能であると思われる。

ただし、IMU により誤差やオフセットなどの個体差があることを想定し、そのキャリブレーションツールとしてモーションキャプチャカメラを用いることは有効である。

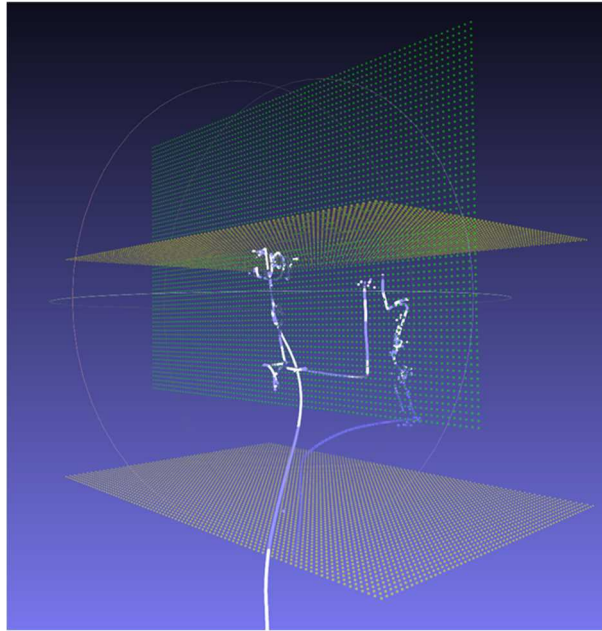


図 2.1.1.2-128 IMU データから演算した機体移動の様子 1

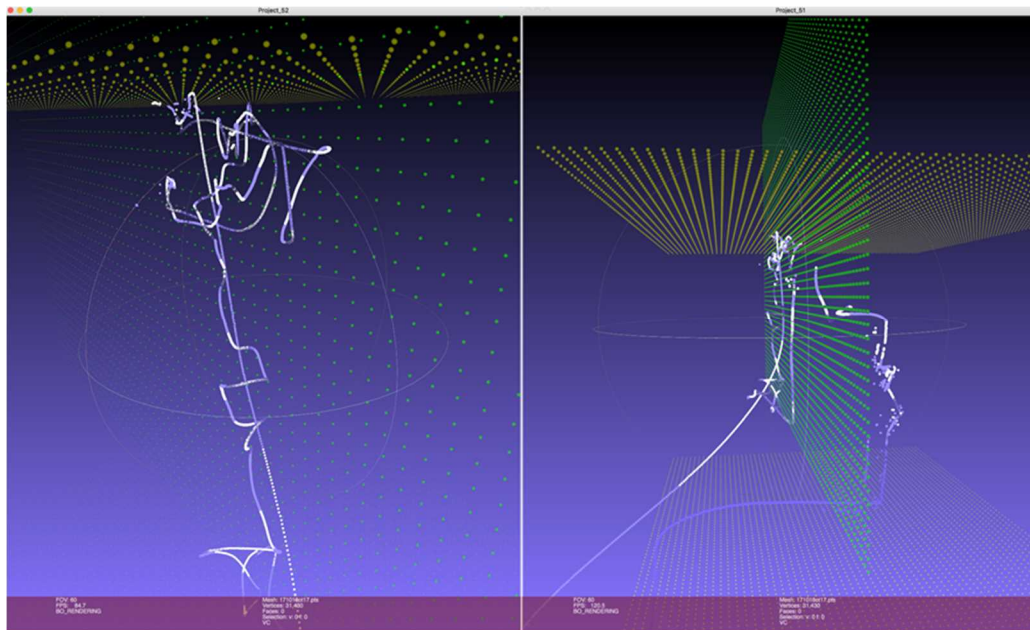


図 2.1.1.2-129 IMU データから演算した機体移動の様子 2

(C) 性能評価手順の立案

以上の実証実験より表 2. 1. 1. 2-35 に示す評価結果表へ試験結果を記載することとする。

表 2. 1. 1. 2-35 構造物近傍での安定性能に対する評価結果表

部位※1	構造物近傍（ただし開放空間でも共通して利用可能）	
接近距離※2	1m 未満（ cm） ・ 1m ・ 2m ・ 3m ・ 4m	
試験結果	最大変化量 Δ / [cm]	
	最大変化量 Δz [cm]	
	外乱復元時間 [s]※3	

※1：該当するものに○を付ける

※2：設定した距離に○をつける。1m 未満については実際の設定距離を記載する

※3：単位時間あたりの平均変化量（ Δ / および Δz ）が規定値以下となるまでの時間
元の場所に戻ることは規定しない

(D) 福島 RTF への設備提案

福島 RTF では風洞試験で剪断流を生成させることができる設備の導入が効果的であるため、設備に関する要請をまとめた。仮設の模擬橋梁では、期待される渦管のエネルギーも少なく、橋脚の風下に生成されることがあるカルマン渦も生成されることはなかった。福島 RTF の新しい設備においてもカルマン渦を安定して生成させることは難しいと思われるが、簡易模擬橋梁よりもレイノルズ数を上げるに資する構造と装置が設置されるため、より実際の環境に近い状況となることが期待され、評価基準についても福島 RTF での試験を以って詳細を規定することが期待される。

また、ドローンの恒常的な運行に必要と考えられる EMS（イミュニティ性能）試験が行える設備を導入することを提案する。

(E) まとめおよび福島 RTF への提言

運動性能の評価では、加速度角速度センサを用いた簡便な手法が、モーションキャプチャカメラでの撮影やトータルステーションのトラッキングなど精密な測定手法に比較して、十分使用可能であると判断している。

ドローンの非 GNSS 制御では、加速度および角速度センサのみに頼ると演算誤差が蓄積してしまうために代用は困難であるが、本評価では短い単位時間の変動の計測が重要であり、誤差の蓄積が問題とならない。このため、安定性を評価するには十分な値が取得できると考える。

福島 RTF においては、前記の高精度な位置測定装置（モーションキャプチャカメラやトータルステーション）が装備されるとしても、ある程度標準的な加速度角速度センサを常備することが望ましいと考える。

これは、モーションキャプチャカメラでは、ドローンの移動範囲が十数 m 程度の狭い範囲に限定されてしまうことや、トータルステーションのトラッキングでは機体の姿勢や方向によりプリズムが見えなくなるオクルージョンが発生し、また遠距離や高速で移動するドローンでトラッキングが外れやすく、また基本的にドローンと測定機間で見通しが必要など制限も多いためであり、どのような場所でも安定して比較可能で指標となりうる精度のデータが簡便に取得可能な装置が必要である。

こうした装置は、より正確な測定装置で定期的にキャリブレーションする必要があり、キャリブレーションが容易であることが重要だが、キャリブレーションに前記の高精度測定装置を使えるため、設備、システムとして運用しやすくなるを考える。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	-	-	-	-	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	-	-	-	-	-	4
展示会出展	0	-	-	-	-	-	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	-	-	-	-	-	0
ニュースリリース・プレスリリース	1	-	-	-	-	-	1
国内出願	0	-	-	-	-	-	0
外国出願	0	-	-	-	-	-	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本研究開発により、性能評価手順書が定められ、公表された。これを受けて、2018 年度に「NEDO プロジェクトを核とした人材育成、産学連携等の総合的展開／ロボット性能評価手法に係る特別講座」にて、性能評価手順書と福島 RTF の活用によるインフラ点検などにおけるロボットの開発促進や活用加速、普及拡大を目指した人材育成事業が開始されている。また、本講座にはロボット開発者や点検業務受注者を始めとする多くの方々が参加されており、性能評価手順と福島 RTF への関心の高さを示していると言えるだろう。

講座の中では、性能評価手順書に基づいて、福島 RTF にて実際の性能評価作業が試行される予定になっている。さらに、講座を通じて、受講者が実践して得られた知見やノウハウなどのヒアリング調査などを実施して性能評価手法の見直しおよび改訂も計画されている。また、このような場を通じて、受講者であるロボット開発者や点検業務受注者・橋梁管理者など関係者間の意見交換による実用性向上も図られるであろう。

以上のように、研究成果である性能評価手法は、手順書としての公表、手順書利用のための教育、実環境を模した福島 RTF での手順書を用いた評価作業の試行、同施設での試行結果等を踏まえた改訂と進むことによって、実用化がさらに進展していくと期待される。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

本研究開発にて策定した無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法を基にして、2018 年 5 月に「橋梁点検のための無人航空機に関する性能評価手順書」が経済産業省から公表された。これにより実際の環境を模擬した施設における適切な評価手法としての周知がなされ、実用化の第一歩となった。今後、性能評価手順書の活用が進むことが期待される。

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の成果は特定のロボットシステムの性能評価手法である。評価手法の実用化事業化とは、その手法による評価結果が評価対象となるロボットシステムの機能性能を適切に示すものとして、広く使用されることである。この観点から実用化の見通しについて述べる。

現在、橋梁管理者・点検業務受注者においては新技術利用の動きが活発になっており、橋梁点検業

務における無人航空機の活用要請が進むことが予想される。そのため、性能評価手順書による評価は、ロボット開発者・ユーザーとなる点検業務受注者・橋梁管理者間の性能確認手段として有効に機能し、多く活用されることになろう。結果として、策定した性能評価手法は、それぞれの事業に大きく貢献すると期待する。

本研究開発は福島 RTF で適用されることを目指して研究開発を進めてきた。今後は立案した性能評価手を基に福島 RTF での評価施設が構築され、同施設にてインフラ点検ロボットの性能評価が大いに実施されることにより、日本のインフラ点検ロボットの研究開発が促進することが期待される。

6.1.1.3 インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施先：パナソニック株式会社 朝日航洋株式会社 パナソニック システムソリューションズ ジャパン株式会社)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

ダム及び河川における水中ロボットを実際の現場に導入する前に性能を評価するための評価項目や評価方法等の手法を研究開発した。研究体制は、ダム水中ロボットの研究開発及び性能評価手法の研究開発を担当するパナソニック株式会社と、河川水中ロボットの研究開発を担当する朝日航洋株式会社、並びに研究開発プロジェクトを推進するパナソニック システムソリューションズ ジャパン株式会社(現社名：パナソニックコネクスト株式会社)の3社で実施し、また当該分野の有識者との推進委員会を構成し、専門的な意見を頂きながら推進した。

本書では、ダム及び河川における水中ロボットの性能評価手法に関して検討した内容と成果について報告する。現在、高度経済成長期に作られてきた公共インフラの老朽化、防災・減災対策として公共インフラの維持管理が社会課題の一つとして取り上げられ、ロボット利活用による点検業務の効率化や安全性向上が期待されている。

本研究開発の目的は、水中ロボットを活用した水中インフラ点検を実施する上での機体の性能評価手順等を、点検業者のミッションを把握し「ミッション型試験」を前提としたものとして開発すると共に、福島ロボットテストフィールド(福島RTF)の施設・設備の提案を実施することである。

本研究開発では、インフラ点検用途等に開発され、相応の評価を得ているダム及び河川向けの水中ロボットを準備し、水中ロボットの性能評価手法を検討する。

水中ロボットは、国土交通省「次世代インフラ用ロボット現場検証委員会」の水中維持管理部会河川の部で試行導入に推薦された河川用ロボット(朝日航洋)と、同委員会ダムの部で試行導入に推薦されたダム用ロボット(パナソニック)を基にして性能評価手法の研究開発を実施した。また、当該分野の有識者との推進委員会を構成し、専門的な知見を加味して研究開発を推進する。

ダム、河川等の水域インフラ構造物は、インフラによって環境条件、点検項目、点検方法も異なり、水中ロボットに求められる性能品質も異なるため、インフラ毎に整理し、評価手法をまとめることとした。さらに性能評価施設案についても、併せて検討する。

以下に主な研究内容を記載する。

1) 保有情報の共有と整理

ダム及び河川点検におけるロボットに要求される機能、点検内容、環境条件等を実施機関間で共有し、水中ロボットの性能評価手法の検討に必要な事項を整理する。

2) 推進委員会での議論・検討

ダム及び河川における水中ロボットの点検項目、点検における性能、性能評価項目、性能評価手法等の検討に関して、推進委員会を3回実施し、有識者の助言、意見等を参考にしながら客観性のある研究開発を推進する。

3) 性能評価手法の検討

①性能評価における要求品質の検討

上記1)、2)の情報を基に、要求品質展開表を作成し、水中ロボットに共通な要求仕様と対象別の固有な要求仕様を整理する。

②性能評価項目と環境条件の検討

推進委員会での議論を踏まえ、水中ロボットの性能評価項目と性能を評価するための環境条件を整理する。

③性能評価手順案の検討

性能評価項目に対する評価指標等を検討し、性能評価項目、環境条件、性能評価指標等の性能評

価に必要な事項を整理し、性能評価手法としてまとめ、「ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会（以下、性能評価基準検討委員会）」及び推進委員会での議論を踏まえ、ダム及び河川における水中ロボット性能評価手順案を検討する。

④性能評価施設の検討

水中ロボット性能評価用の水槽施設の環境条件、構成案等を検討し、福島 RTF へ性能評価施設の提案を行う。

(2) 研究開発目標と根拠

①保有情報の整理・共有

(担当：パナソニック、朝日航洋)

各社それぞれがダム・河川のインフラ点検に求められると想定されている点検項目（環境条件を含む）とロボットの性能（現状のダイバーとの対比によるロボット点検の効果明確化を含む）、及びこれまでに実施した評価内容を抽出し共有化を図る。

②有識者（推進委員会含む）等へのヒアリング調査

(担当：パナソニック、朝日航洋、パナソニック システムソリューションズ ジャパン)

ダム・河川の管理者が要求する点検項目や環境条件（水中環境の変化を含む）、並びにテストピースにより、所望のテストが模擬できているか否かを調査する。

- ・調査項目： ロボットを活用したインフラ点検要領調査（ダム点検、河川点検）
- ・調査目的（その必要性含む）： 今後、構築が予想されるロボットを活用したインフラ点検要領で定められる基本点検内容と整合する評価項目になっているかの方向性を見極める。
- ・調査方法： インフラ維持管理に関連する有識者へのヒアリングにより、「今後のロボットを活用したインフラ点検要領策定」の方向性を探る。なお、本調査においては、具体的な機材使用の想定はなく、ドキュメントとしては、2016年の活動成果である基準書を活用した調査活動を実施する。

③既存施設を用いた評価手法の検討

(担当：パナソニック、朝日航洋)

③-1 ダム点検：福島 RTF 大水槽を想定した試験方法について以下の点を具体化する。

- 1) 福島 RTF にて想定するダム基本点検における性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

③-2 ダム点検：福島 RTF 小水槽を想定した試験方法について以下の点を具体化する。

- 1) 福島 RTF にて想定する性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

③-3 河川点検：福島 RTF 大水槽を想定した試験方法について以下の点を具体化する。

- 1) 福島 RTF にて想定する性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

③-4 河川点検：福島 RTF 小水槽を想定した評価手法の実験的模擬試験

- 1) 福島 RTF にて想定する性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

④他業種等へのヒアリング（担当：パナソニック、朝日航洋）

当該プロジェクトを通し、2016年度に検討した性能評価手法（性能指標、施設仕様、等）の妥当性を証明するが、船舶の設計や実験の知見を有す企業に協力を仰ぎ、その方向性や考え方に偏りや不足がないか見識を得る。調整する必要があると判断した場合は、速やかにフィードバックする。

⑤複数機種、複数センサによる評価手法の妥当性検証（担当：パナソニック、朝日航洋）

2016年度に検討した性能評価手法（性能指標、施設仕様、等）を、自社保有のロボットやセンサだけでなく、必要に応じて、その他のロボットやセンサを使って実証することで、その妥当性を検討し、調整する必要があると判断した場合は速やかにフィードバックする。実証フィールドは実際のダム/河川だけではなく、既存の水利実験水槽やドライドックを利用し、施設仕様や付属設備の過不足も確認・検討する。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.1.1.3-1 スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
①保有情報の整理・共有	→			
②有識者(推進委員会含む)等へのヒアリング調査		→		
③既存施設を用いた評価手法の検討				→
④他業種等へのヒアリング				→
⑤他機種、他センサによる評価手法の妥当性検証				→

●実施体制：

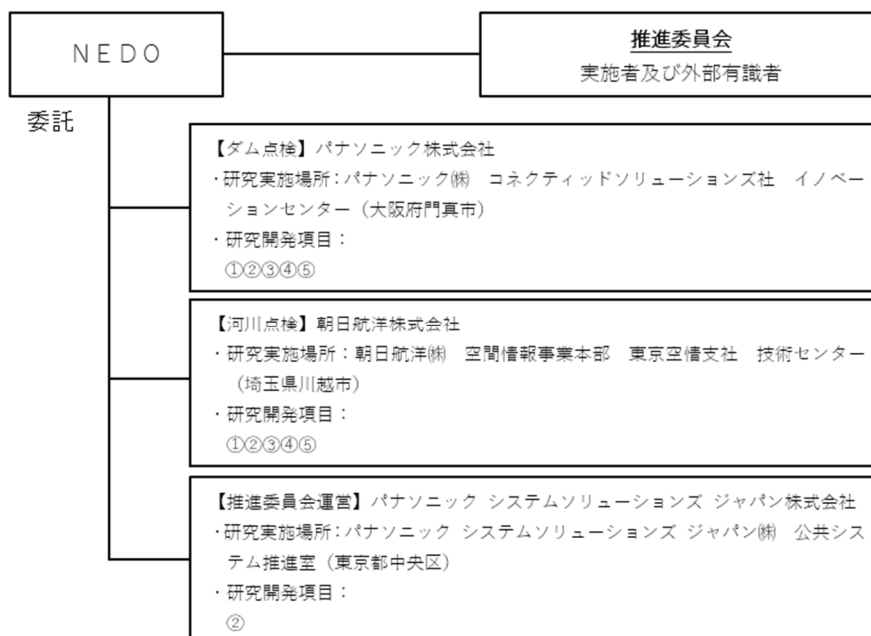


図 2.1.1.3-1 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

河川とダムに存在する水域構造物の点検に資する水中ロボットの性能評価のための手順を定めた性能評価手順を立案した。この性能評価手順は、単に水中ロボットの性能に優劣をつけるものではなく、ロボット開発者とロボット利用者が「共通のモノサシ」で評価するための手法であり、ロボットの開発者にとっては、自ら開発した水中ロボットの業界ポジション把握やこれから開発する水中ロボットのターゲット設定、または、開発途上の水中ロボットの評価検証に活用することができ、水中ロボットの導入を検討される点検業者や施設管理者等のロボットユーザーにとっては、使用目的に合致した水中ロボットを選定する上での参考とすることができるものである。

立案した性能評価手順は、性能評価の軸となる性能評価項目と各性能評価項目に対する考え方を示し、加えて性能試験方法と試験環境を例示している。試験方法は、ミッション型試験と個別性能試験の2種類の試験に大別した。ミッション型試験は総合性能を評価する試験であり、河川とダムの点検シナリオ(手順)と検査項目、環境条件、および試験結果を設定している。この試験を実施することで、被評価対象の水中ロボットの点検ミッション遂行性能を評価することができる。個別性能試験は特定の性能を評価する試験であり、試験手順、試験項目、環境条件、および試験結果を設定している。再現性のある共通の試験条件下で評価することにより、客観性の高い評価結果を得ることができる。

①ダム点検

最終目標	成果	達成度	備考
水中ロボットを活用した水中インフラ点検を実施する上での機体の性能評価基準等の開発	ダム点検における点検対象、点検項目を明確化した上で、同点検における品質要求を定義。ミッション型試験および個別性能試験によるダム点検水中ロボットの性能評価基準と評価方法を確立した。	○	
福島 RTF における試験環境及び設備案の作成	福島 RTF 大水槽および小水槽において、上記性能評価テストを実施するために必要な設備案を作成した。	○	

②河川点検

最終目標	成果	達成度	備考
水中ロボットを活用した水中インフラ点検を実施する上での機体の性能評価基準等の開発	河川点検における点検対象、点検項目を明確化した上で、同点検における品質要求を定義。ミッション型試験および個別性能試験による河川点検水中ロボットの性能評価基準と評価方法を確立した。	○	
福島 RTF における試験環境及び設備案の作成	福島 RTF 大水槽および小水槽において、上記性能評価テストを実施するために必要な設備案を作成した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

以下に各研究開発項目の成果と意義を示す。

5.1. 【河川点検における性能評価手法の開発】（朝日航洋株式会社）

・要求品質

既存の点検要領情報と国土交通省 実証実験、試行導入活動内容を踏まえ、河川に存在する水域構造物の点検に資する水中ロボットの性能を評価するための項目を考慮し、河川点検における要求品質展開表を作成したうえで、河川点検用ロボットに対する要求品質の全体像を確認した。本研究開発では、展開表の要求品質の中で代表的な要求品質の性能評価を対象としている。

・点検目的、点検対象項目

・点検目的

「堤防等河川管理施設及び河道の点検要領」に基づき、以下点検を対象とする。

表 2.1.1.3-2 点検対象

治水上の機能	点検内容
河道の流下能力	河積の減少をもたらす河道形状の変動
	流下阻害となる樹木繁茂等
河川管理施設の所要の機能	各施設そのものに生じた変状
	施設の機能・構造安定性に影響を及ぼす河床低下や河岸侵食、局所洗掘等の河道変化

・点検対象項目

「堤防等河川管理施設及び河道の点検要領」には自然および人工構造物に対する点検事項が広く規定されており、次表はその抜粋をまとめたものである。2014年度から2ヵ年にわたり国土交通省が実施した「次世代社会インフラ用ロボット現場検証」では、河川の水中部のうち「河道」および「護岸・護岸基礎部」の点検に着目し、ロボットの能力や耐久性の確認が実施された。これに準じ、本研究開発では、ロボットによる点検対象・点検事項を次表の下線項目に絞って性能評価手順を策定した。

対象		点検事項（抜粋）
<u>河道（低水路）</u>		<u>土砂堆積、樹木の繁茂、流木、構造物の沈下、等</u>
河川管理施設	堤防	土堤
		<u>護岸、鋼矢板護岸、根固工、水制工</u>
	高潮堤防、特殊堤、陸閘	
河川構造物	樋門等構造物周辺の堤防	

	(周辺の堤防含む)	構造物本体	劣化、腐食、沈下、傾き、洗堀、吸い出し、土砂堆積
--	-----------	-------	--------------------------

図 2.1.1.3-2 点検項目

・試験環境及び設備

・試験環境

(a) 屋内水槽

河川点検用ロボットの個別性能評価が可能な水槽を用いる。

※ 福島 RTF の大水槽 (30m×12m×D7m) 相当とする。

(b) 濁水調整水槽

河川点検用ロボットが具備する光学カメラの性能評価が可能な水槽を用いる。

※ 福島 RTF の小水槽 (5m×3m×D2m) 相当とする。

※ 濁水作成は、ホルマジン等の試験試薬を添加し、調整する。

(c) 屋外水槽

河川点検を想定したミッション型試験が可能な GNSS 受信可能環境下の水槽を用いる。

※ 福島 RTF の水没市街地フィールド (50m×25m×D0.7m、うち一部 10m×10m×D5m) 相当とする。

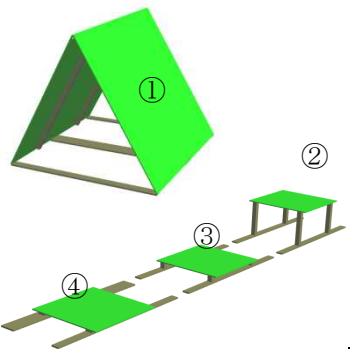
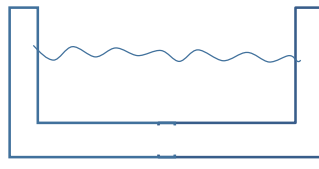
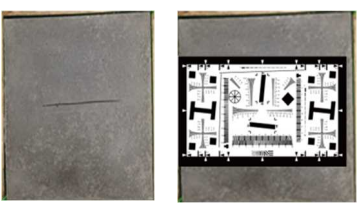
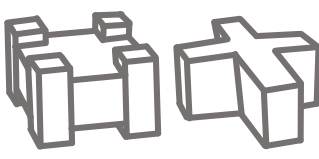
※ 水槽や周囲の広さ、GNSS 受信、が必要な個別性能試験 (通信性能評価や位置認識性能評価等) は屋内水槽でなく本水槽を利用する。

・評価設備、模擬体

性能評価試験では、「河道」、「護岸・鋼矢板護岸」、「根固工・水制工」の点検事項に対し、ロボットがそれらの変状検出能力を有しているかを判定可能な評価設備や模擬体を用意する。模擬体は、1回の試験で模擬体自体の長さや高さ、色、面積などに変化があってはならない。また水中での模擬体の設置に関しては、試験のために発生させた水流やロボットが移動する際に発生する水流で位置ズレなどが生じないように固定する。なお、濁りがある河川では、水中部にある点検対象の形状把握のためにソナー (音響測深機、音響スキャナー、等) を用いる場合が多いが、クラックや目地開きなど護岸変状を把握する際には光学カメラを用いる場合もある。

点検対象ごとの模擬体例と、点検対象の計測において使用を想定しているセンサを以下に示す。

表 2.1.1.3 模擬体例とセンサ

点検対象	イメージ	仕様
河道（低水路）		<p>傾斜や微小深度変化の認識可否を把握できる模擬体を制作する。</p> <p>例：①三角柱（1.8m×1.8m×H1.56m） ②四角柱（0.9m×0.9m×H0.5m） ③四角柱（0.9m×0.9m×H0.1m） ④角柱（0.9m×0.9m×H0.05m）</p> <p>センサ： 音響測深機、等</p>
護岸、鋼矢板護岸	<p>水槽断面図</p>  	<p>水槽側面を護岸に見立てる、または、水槽側面に鋼矢板等を設置する。</p> <p>センサ： 音響測深機、音響スキャナー、等</p> <p>ダム点検用ロボットの評価設備とテストピース（コンクリートクラック、解像度チャート、等）を使って、護岸変状検出能力を把握する。</p> <p>センサ： 光学カメラ、等</p>
根固工、水制工		<p>金属製の枠を作り、発砲スチロール等で枠内を埋めることで簡易的な模擬体を製作する。</p> <p>センサ： 音響測深機、音響スキャナー、等</p>

・試験に用いる装置及び測定機器

(a) 光束透過率測定器

濁水水槽での濁水調整のため、指標である光束透過率を測定することが可能な測定機器を用いる。

(b) 濁度計

濁水の指標として参考データとして濁度を用いることがある。その濁度を測定する際に、散乱光式の濁度計測器を用いる。

(c) 自動追尾型トータルステーション

水上を航行するロボットの位置を外部から観測する手段として、自動追尾型トータルステーションを用いる。ロボットにターゲットを取り付け連続で位置を観測し、ロボットの動作に関する情報

を取得する。

・校正方法

(a) 試験装置・測定機器類

試験に用いる装置類は、定期的に校正された機器を使用する。

(b) 模擬体

模擬体を使用する前に校正済みのノギスなどの計測機器を用いて精度に誤差が生じていないかの確認を実施する。

(c) 水槽の水の濁り

性能評価試験実施前に試験結果に水の濁りの確認をするため、光束透過率を測定し初期の状態と同等であることを確認したうえで、点検条件を記録すること。

(例) 光束透過率計と濁度の値を例として記載

■屋内水槽の水の濁り

光束透過率測定距離が 30cm の状態において、波長 555nm での光束透過率が 95%以上であることを確認する。

■濁水調整水槽の水の濁り

波長 555nm における光束透過率により調整する。

例えば、光束透過率測定距離が 30cm の状態において、波長 555nm での光束透過率が 81% (ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 1 相当)、56% (ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 3 相当) など。

・試験方法

1) ミッション型試験

河川点検において、点検エリアへのロボット搬入出は1つの課題である。点検エリアを計測する際に、河道の地形や草木によって現場脇からロボットを進水できないために、現場から離れた進水ポイントから浅瀬等を回避しつつ点検エリアへ移動して所要の計測を実施した後に、再び進水ポイントへ戻ってロボットを回収する場合がある。そのため点検エリアへのアプローチ手段は点検方法と同様にミッションの一部として重要な要素であり、ロボットの特徴(そのロボットを現場で使う際の注意点)が現れる部分である。



図 2.1.1.3-3 ミッション型試験場

また、点検エリア付近に陸部がない、陸部があっても操縦者が入り込めない、等で、近くからの目視操作が困難な場合も想定される。この場合には、遠方陸部から目視外操作が可能か（もしくは自動航行可能か）、操縦者が水上から点検エリアに近づく必要があるか、でロボットの適用範囲や作業効率が変わってくる。

以上の運用場面を想定し、本ミッション型試験の点検シナリオと確認事項を以下に示す。

点検シナリオ：	
ロボットを進水できるポイント、並びに、目視操作可能なポイントが付近になく、周辺が浅瀬の点検エリアにおける、河川構造物基礎部および周辺河床の状況把握	

表 2.1.1.3-4 確認事項

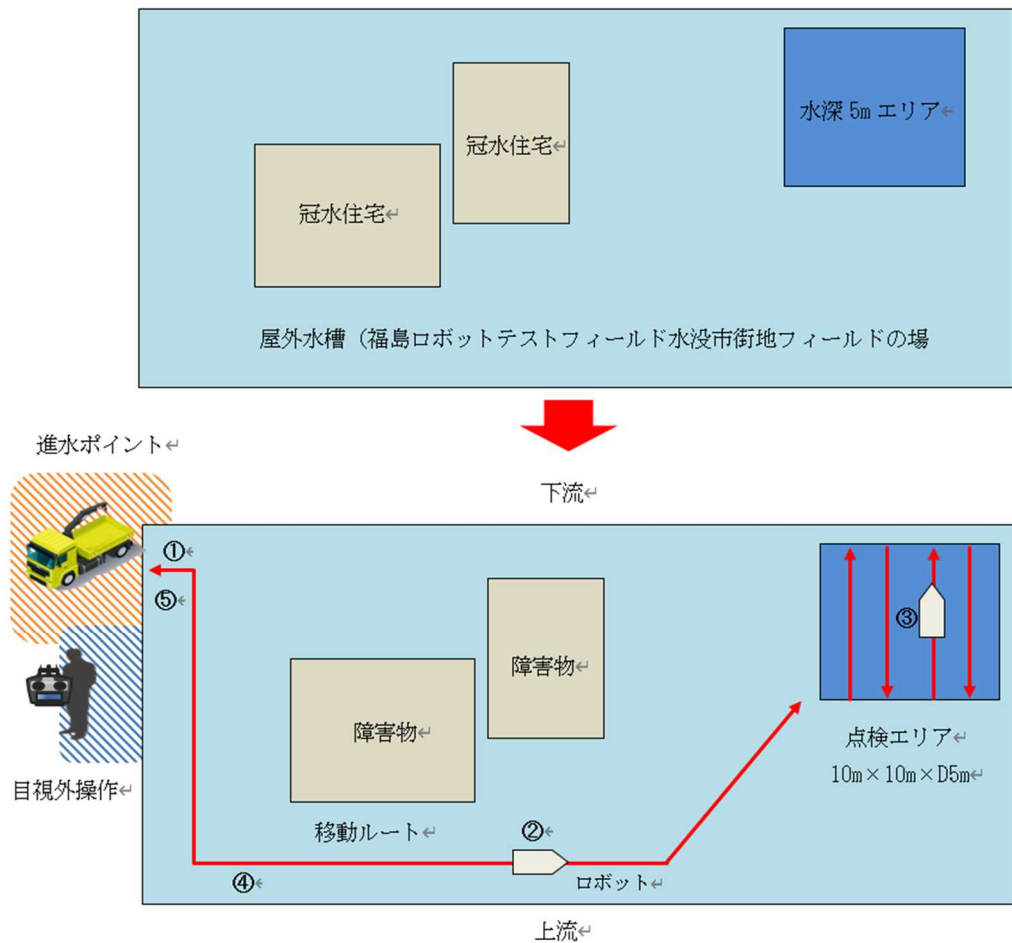
確認項目	着目点
搬入	搬入手段（ワンボックス車、ユニック車）
準備・進水	準備時間、必要人員、進水手段、安全性
移動	自動航行、手動航行、目視内、目視外、通信の安定状態、有人船による運搬の要否
点検	位置精度、分解能、目視内、目視外、通信の安定状態、必要人員
陸揚・撤収	撤収時間、必要人員、陸揚手段、安全性

河川点検用ロボットの多くは GNSS を使ってロボット自身や計測対象の位置を把握するため、本ミッション試験は GNSS 受信環境下の屋外水槽を使用して実施する。点検エリアから離れた箇所に進水ポイントを設定し、進水ポイントから点検エリアが見えないよう視界を遮る障害物を配置する。進水ポイントから点検エリアまでの移動において浅瀬が障害になることも想定しているため、点検エリア以外が浅い水槽とするか、台等を沈め浅瀬を模擬的に作りだす。

福島 RTF では、水没市街地フィールドを下図のように河川の一部と想定し本ミッション型試験を実施する。

左岸下流部を進水ポイント、右岸下流部の深さ 5m のエリアを点検エリア、として設定する。冠水住宅を草木等の障害物と見立て、進水ポイントから点検エリアの見通しは目視困難とする。進水ポイントから点検エリアまでのロボット移動手段は問わない。移動手段は、事前にルートを設定し自動で移動する方法、左岸陸部から目視外で遠隔操作する方法、有人船にロボット操縦者が乗りロボットを追従しながら目視操作する方法、等が考えられる。点検エリアに到着した後はエリア全域

のデータが取得できるよう、ロボットを操作する。データ取得後、ロボットを進水ポイントまで移動させ、陸揚を行う。



手順：

- ① 進水ポイントでロボットを準備し、進水させる。
- ② 障害物を回避しロボットを点検エリアへ移動させる。
- ③ 点検エリアでロボットを使い計測する。
- ④ 障害物を回避しロボットを進水ポイントへ移動させる。
- ⑤ 進水ポイントでロボットを陸揚し、撤収する。

なお、点検エリアでの計測は、後述の個別性能試験「(e) データ取得性能評価 (GNSS 受信環境下)」と同様の内容とする。

図 2. 1. 1. 3-4 福島 RTF の水没市街地フィールド

2) 個別性能試験

(a) 運動性能評価

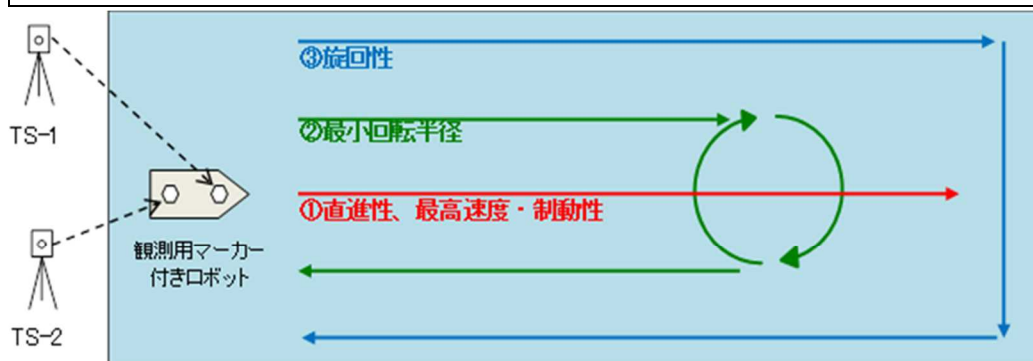
本試験では水上での移動や計測に係る基本的な運動性能（直進性、最高速度・制動性、最小回転半径、旋回性）を確認する。水上でのロボットの動きを、試験施設が備える観測機材（本書では自動追尾トータルステーション）を使用して記録し、その航跡を解析することでロボットの動きの特徴を捉える。ロボットの動きを支援する機能（直進を維持する機能等）が備わっている場合は、それも特徴として評価すべき対象となる。

手順：

- ① ロボットに観測用マーカ（観測機材が追尾するマーカ）を取り付ける。
- ② ロボットを水槽に進水させ、開始位置に移動させる。
- ③ ロボットを一定速度で直進航行させる。（直進性-下図①）
- ④ 最高速度に達するまで直進航行させ、急停止させる。（最高速度・制動性-下図①）
- ⑤ ロボットを最小半径で旋回させる。（最小回転半径-下図②）
- ⑥ ロボットを水槽形状に合わせて航行させる。（旋回性-下図③）
- ⑦ 記録した航跡から、各運動性能を評価する。

条件等：

- ・外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ロボットの位置および機首方向を連続して記録する。（本書では、自動追尾型トータルステーションを2基使って、機首方向の記録を提案する。）
- ・機首方向を正確に求められるようにするため、観測機材間の時間を事前に同期する。
- ・屋内水槽の利用を前提としているため、GNSS を使った航行支援機能はここでは評価対象としない。（ミッション型試験において評価対象とする。）
- ・試験は繰り返し実施し、偶発的な結果や操作ミスを排除する。



TS：自動追尾トータルステーション

図 2.1.1.3-5 運動性能評価

(b) 連続動作性能評価

ロボットが水上を航行するタイプの場合、動力源は必ずしもバッテリーである必要はないが環境への配慮からバッテリーを採用するケースが多い。現状、バッテリーはロボットのサイズや動作に大きく影響し、ロボットに対する要求とその連続動作時間がトレードオフとなる原因のひとつになっている。連続動作時間が短い場合には、作業過程においてバッテリー交換（または充電）が頻繁に発生し、作業効率の妨げになる可能性が高い。従って、ロボットの連続動作性能の評価は、その利用シーンをイメージする上で重要である。

手順：

- ① ロボットに位置を固定する器具（ロープ等）を取り付ける。
- ② ロボットを水槽に進水させ、水槽内で固定される位置へロボットを移動させる。
- ③ 計測可能な状態で推進出力を一定させ、ロボットを連続動作させる。航行開始した時刻を記録する。出力は評価対象ロボットの計測時の出力とする。
- ④ 一定出力を保てなくなった時点の時刻を取得し、開始時刻との差分を取って、連続動作時間とする。

条件等：

- ・外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ロボットに、位置を固定する器具が取り付けられること。また、ロボットの出力を固定でき、かつ出力変化を把握できること。

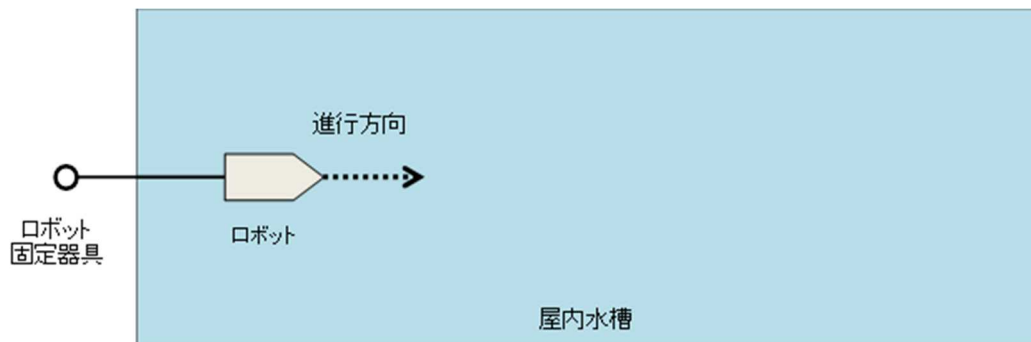


図 2.1.1.3-6 連続動作性能評価

(c) 通信性能評価

ロボット動作の命令や映像・データの確認のために無線を利用する機会が多いが、河川は、幅が広い、蛇行している、岩や草木等の遮蔽物が存在する、等現場状況が多岐にわたるため通信の距離や指向性がロボットの適用範囲に大きく影響を及ぼす。また、自動航行機能を有するロボットでも、無線通信による状況確認は安全側面から必要となるため、ロボットの通信性能の評価は、その利用シーンをイメージする上で重要である。

手順：

- ① ロボットを水槽に進水させる。
- ② 計測可能な状態で、ロボットを往復航行させる。
- ③ オペレータ・地上局との距離を段階的に離し、②と同様の航行試験を行う。
- ④ 計測または操縦ができなくなった距離を記録する。
- ⑤ 中継器等を介して遮蔽物を回避できる場合は、必要機材をロボット開発者側で用意・設置し、遮蔽物を挟んで同様の試験を実施する。

条件等：

- ・ロボットと地上局（ないしオペレーター）の距離が十分に確保でき、現場環境の模擬に適した、屋外水槽を利用する。

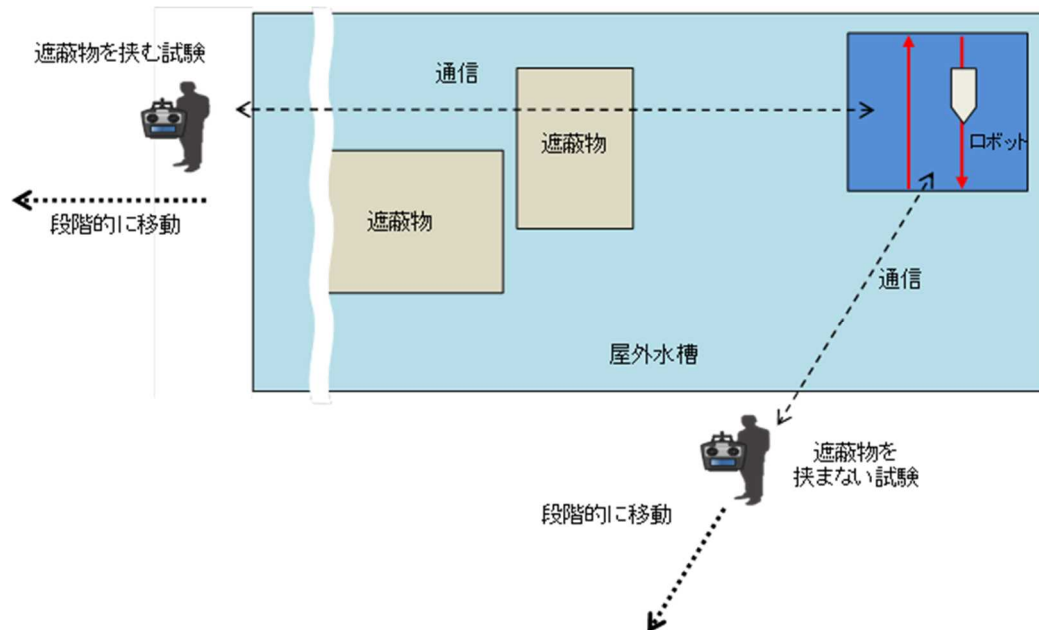


図 2.1.1.3-7 通信性能評価

(d) 位置認識性能評価 (GNSS 受信環境下)

河川点検用ロボットの多くは、GNSS を使用して位置 (ないし必要に応じて機首方向) を特定している。ロボットが即時に把握している位置情報は、水上で計画どおりに動作する上で重要な情報である為、試験施設が備える観測機材 (自動追尾トータルステーション等) を使用して記録し、ロボットの位置認識性能を確認する。

手順 :

- ① ロボットに観測用マーカー (観測機材が追尾するマーカー) を取り付ける。
- ② ロボットを水槽に進水させる。
- ③ あらかじめ設定したルートでロボットを航行する。同時に観測機材 (本書では自動追尾型トータルステーション) によりロボットの航跡を記録する。
- ④ ロボット自身が記録した航跡と観測機材 (本書では自動追尾型トータルステーション) で記録した航跡を比較する。

条件等 :

- ・ GNSS が受信可能で、現場環境の模擬に適した、屋外水槽を利用する。
- ・ ロボットの位置および機首方向を連続して記録する。(本書では、自動追尾型トータルステーションを2基使って、機首方向の記録を提案する。)

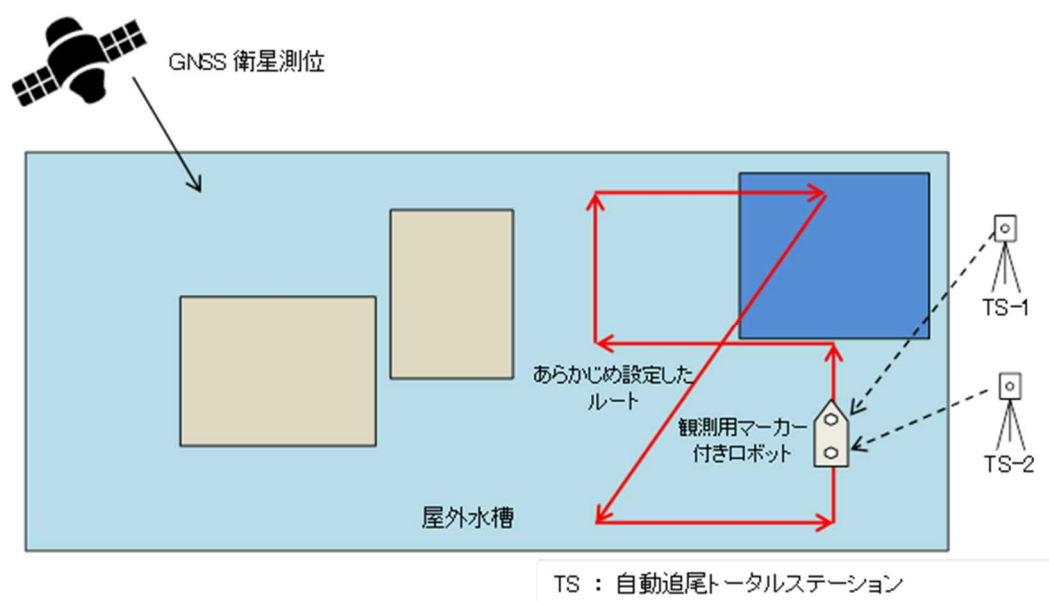


図 2.1.1.3-8 位置認識性能評価

(e) データ取得性能評価 (GNSS 受信環境下)

濁りがある河川では、水面下にある点検対象の形状把握にソナーを用いるのが有効であり、河川点検用ロボットの多くは、ソナーを使って河床や護岸の形状データを取得する。また点検対象の位置は、GNSS を使って特定する能力を標準的に保有している。ロボットが取得したデータの特徴を把握することは、目的や環境に対しロボットの適用可否を検討するうえで重要となる。当試験では、事前に形状と位置を計測した模擬体を用意し、ロボットが取得した模擬体のデータ (形状と位置) を事前計測結果と比較することで、ロボットのデータ取得性能を評価する。水槽底に沈めた模擬体の位置は、模擬体に取り付けた浮きを使って特定する。

手順 :

- ① 形状計測済みの模擬体を水槽底に沈め、設置する。
- ② 模擬体の位置をトータルステーションで計測する。模擬体は水面下に沈んでいるため、模擬体端点につけた浮きの位置を計測する。
- ③ ロボットを水槽に進水させる。
- ④ ロボットにより模擬体を計測する。
- ⑤ ロボットが計測したデータ (後処理が必要な場合はその処理後のデータ) と事前計測結果を比較する。

条件等 :

- ・ GNSS が受信可能で、現場環境の模擬に適した、屋外水槽を利用する。

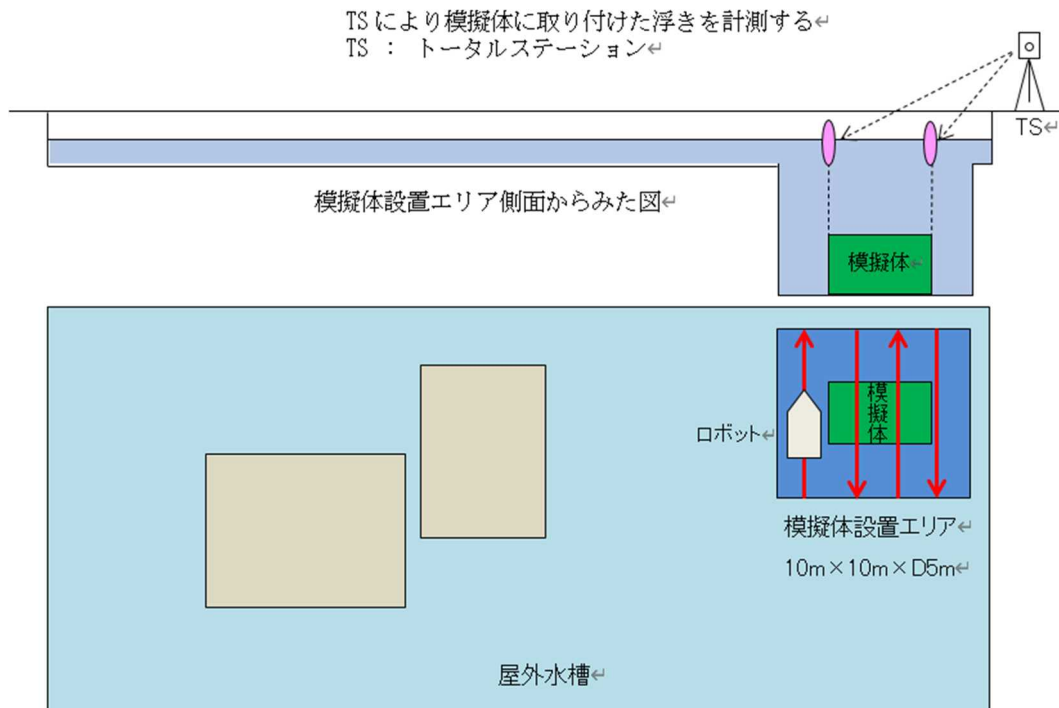


図 2.1.1.3-9 データ取得性能評価 (GNSS 受信環境下)

(f) データ取得性能評価（非 GNSS 環境下）

橋梁など遮蔽物の存在で GNSS が受信できない環境も存在する。前述の「(e) データ取得性能（GNSS 受信環境下）」では、GNSS を使用して計測を行うロボットを対象としているが、本試験では、それに代わる仕組み（例えばトータルステーション）を使って位置情報を補完するロボットを対象とする。屋内水槽を非 GNSS 環境に見立て水槽底に模擬体を沈めて、(e) と同様のデータ取得性能評価を実施する。

手順：

- ① 形状計測済みの模擬体を水槽底に沈め、設置する。
- ② 模擬体の位置をトータルステーションで計測する。模擬体は水面下に沈んでいるため、模擬体端点に付けた浮きの位置を計測する。
- ③ ロボットを水槽に進水させる。
- ④ ロボットにより模擬体を計測する。
- ⑤ ロボットが計測したデータ（後処理が必要な場合はその処理後のデータ）と事前計測結果を比較する。

条件等：

- ・外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・橋梁下などの GNSS 非受信環境での河床点検を想定し、試験を行う。
- ・非 GNSS 環境下でも計測が可能なロボットを対象とする。ロボットの位置を補完する機材が必要な場合は、ロボット開発者側で用意・設置する。

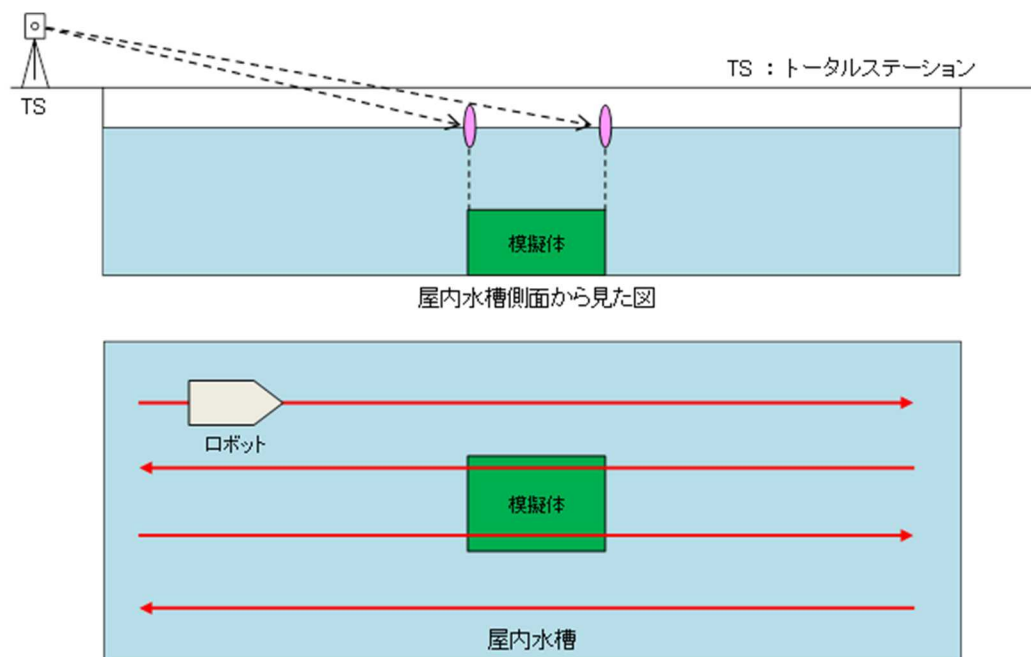


図 2.1.1.3-10 データ取得性能評価（非 GNSS 環境下）

(g) データ取得性能評価（構造物本体）

護岸等を光学カメラ等で水上から点検するロボットも存在する。本試験では、屋内水槽の水槽壁面を護岸に見立て、水槽壁面に配置した模擬体を計測しその結果を評価する。光学カメラ等による被写体の見え方は濁りの影響を受けるが、屋内水槽は濁りがないため、本試験実施前に濁水調整水槽を使って搭載カメラの最適な離隔距離を測定し、その離隔距離を維持した状態でロボットを計測航行させる。

手順：

- ① 模擬体を水槽壁面に設置する。
- ② ロボットを水槽に進水させる。
- ③ 一定離隔距離を維持しながら、水槽壁面を計測する。離隔距離は、事前に濁水調整水槽を使って測定する。
- ④ 計測データから変状箇所を特定し、実際の模擬体の変状と比較する。
- ⑤ 計測時間と計測面積から、時間当たりの出来高を算出する。

条件等：

- ・ 外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ 非 GNSS 環境下でも計測が可能なロボットを対象とする。ロボットの位置を補完する機材が必要な場合は、ロボット開発者側で用意・設置する。
- ・ 護岸の撮影能力（気中および水中）を評価するため、壁面に模擬体を設置する。模擬体の諸元は、ダム点検用ロボットの 4.3.2「評価設備、模擬体」に準じたものとする。

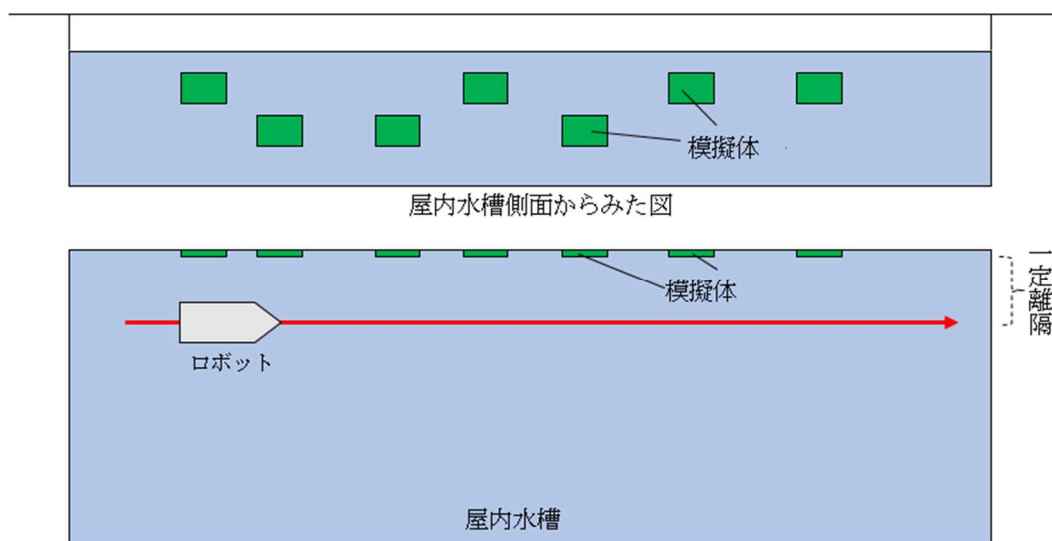


図 2.1.1.3-11 データ取得性能評価（構造物本体）

・試験結果の表示

・校正結果の表示

試験装置・測定機器類においては、校正証明書などの管理を規定された方法で行う。

また、水槽の水の濁りに関しては試験前に確認を実施し、確認結果を点検シートに記載し、同様に管理する。

・性能試験結果の表示

以下の性能試験結果一覧を作成し、その点検結果の詳細を別紙で作成する。

表 2.1.1.3-5 性能試験結果 一覧 (例)

項目	着目点、結果	設備	備考	
ミッション型試験	点検対象	河床、護岸基礎	—	
	搬入	搬入手段(ワンボックス車、ユニック車)	※1 屋外水槽、模擬体	
	準備・進水	準備時間、必要人員、進水手段、安全性、動画映像※3	GNSS受信可、障害物有り、等、現場環境に近い屋外水槽を使用する。点検エリアまでのアプローチも試験対象とし、搬入・準備から撤収までロボット点検に係る一連の作業を総合的に評価する。本ミッション型試験の各項目結果を参考にして、多彩な現場環境におけるロボットの適用性を、ユーザーが判断できることを目的とする。	
	移動	自動航行、手動航行、目視内、目視外、通信の安定状態、有人船による運搬の要否、動画映像※3		
	点検	位置精度、分解能、目視内、目視外、通信の安定状態、必要人員、動画映像※3		
	陸揚・撤収	撤収時間、必要人員、陸揚手段、安全性、動画映像※3		
個別性能試験	運動性能	直進性、最高速度、制動性、最小回転半径、旋回性	※1 屋内水槽	
	連続動作性能	〇〇時間	※1 屋内水槽	出力は計測時の出力
	通信性能	〇〇m	※1 屋内水槽	
	位置認識性能	誤差±〇〇m	※1 屋内水槽	
	データ取得性性能 (GNSS受信環境下)	位置精度: ±〇〇cm、分解能〇〇cm	※1 屋内水槽、模擬体	
	データ取得性性能 (GNSS非受信環境下)	実施の可否、位置精度: ±〇〇cm、分解能〇〇cm	※1 屋内水槽、模擬体	
	データ取得性性能 (構造物本体)	位置精度: ±〇〇cm、分解能〇〇cm	※1 屋内水槽、濁度調整水槽、模擬体	
水中ロボット諸元	外径寸法/重量	**×**×**[mm]/**[g]	※2	
	主要搭載物	動力 : 船外機〇〇台 計測装置 : ビデオカメラ〇〇台、ソナー〇〇台 電源 : リチウムイオンバッテリー (24V80Ah) 〇〇台		
	動作電圧	船外機 : 〇〇VDC ソナー : 〇〇VAC		
	通信規格	Wi-Fi : 〇〇GHz MUJIN : 〇〇MHz プロボ : 〇〇GHz		

※1 福島 RTF に設置されている設備相当

※2 ロボット開発で使用した設備

※3 ミッション型試験の動画映像について

各項目の作業を映像で記録し、付属すること。

現場適用のイメージ補助として利用する。

5.2【ダム点検用ロボット】（パナソニック株式会社）

・ダム水中点検の背景

・ダム水中点検の現状

1) 点検手法

点検を規制する法令は無く、自主的な取り組みとなっている。

潜水士が水中に潜り、構造物を目視して確認する事が現在主流の方式である。

2) 点検基準

堤体の外観の変状、ダム制御設備など

3) ダイバーの費用等

水中点検は 1,000~1,600 万円/1 日

4) 課題

① 人的課題（高齢化、トイレ等）

肉体的に過酷であり、危険を伴う作業である事から、人件費が高いほか、それでも人手が集まりにくい事が課題となっている。作業面では自分の現在地を把握するのが難しい、水深が深いと点検作業が長く続けられないという問題もある。

② 技術的課題（繰り返し精度、ログ等）

人手（目視）が主体である為、潜水士の経験値による判断が全てであり、繰り返し精度はあまり高くない。また、結果報告もペーパーによるものであり、ログの電子化などの IT 活用も遅れている。

・ダム水中点検のロボット化

1) 現状

ROV (Remotely operated vehicle) タイプのロボットが主流となっている。人間が操作するものと自律制御型のものがある。単なる制御技術から、自位置把握やマップ生成など情報収集技術の強化が進められている。

2) 技術動向

- ・ 映像から損傷箇所を自動抽出し、位置・サイズを定量的に二次元マップ化
- ・ GPS 情報と周辺環境データから水平位置を、水中ロボットと接続したケーブルの長さから垂直位置を把握し、点検映像と位置情報を紐付け

3) 課題と解決策

- ① 電源・・・電池の高効率化（リチウムイオン電池搭載など）
- ② 耐久性・・・軽量、耐腐食性の強い素材（FRP、カーボンなど）
- ③ 暴走懸念・・・制御の二重化、無線断線時の自動停止機能など

・ 要求品質

既存の点検要領情報と国土交通省 実証実験、試行導入活動内容を踏まえ、ダムに存在する水域構造物の点検に資する水中ロボットの性能を評価するための項目を考慮し、ダム点検における要求品質展開表を作成したうえで、ダム点検用ロボットに対する要求品質の全体像を確認した(附属書3参照)。本研究開発では、本展開表の要求品質の中の代表的な要求品質の性能評価を対象とした。

・ 点検目的、点検対象項目

・ 点検目的

ダムの老朽化への対応として、長期的な経年変化の状況やダム土木構造物内部及び機械設備の状態に着目し、ダム土木構造物・機械設備の健全度について 調査、評価を行い、その結果から得られる維持管理方針を日常管理や定期検査等に反映させ、効果的・効率的なダムの維持管理の実現が急務となっている。

このような背景の中で、ダム堤体やダムゲート設備等の効率的な維持管理を目指し、水中での変状を点検することを目的とする。

・ 点検対象項目

本研究開発では、ダムにおける以下の項目を点検対象とした。

- 1) コンクリート堤体壁面の変状
 - ① コンクリート損傷
 - ② 横継目の開き、縦継目の開き
- 2) ゲート設備、選択取水設備の状況
- 3) 堆砂面・流木等(ダム底)の状況

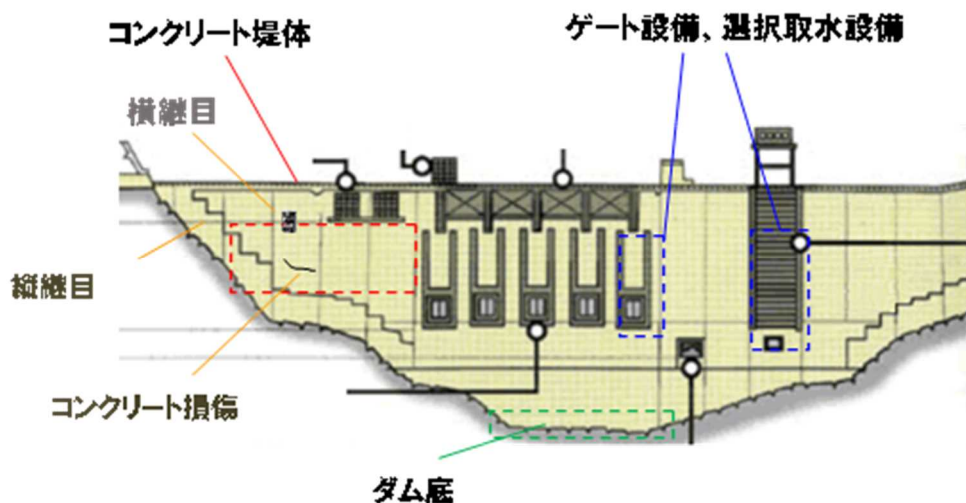
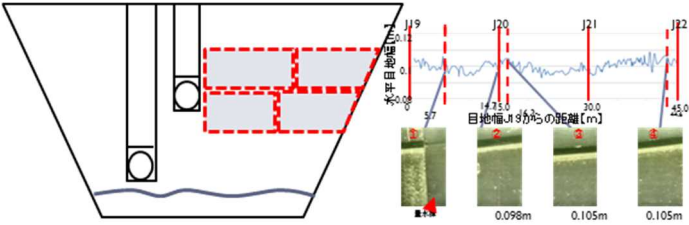
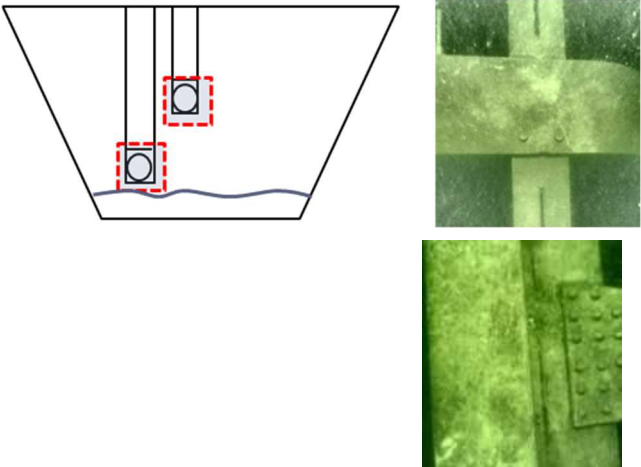
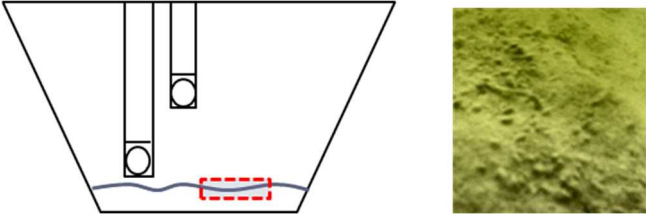


図 2.1.1.3-12 ダム点検対象項目

表 2.1.1.6 ダム点検項目とユースケース

点検項目	ユースケースイメージ
<p>1) コンクリート堤体壁面の変状</p> <p>① コンクリート損傷</p> <p>② 横継目の開き、縦継目の開き</p>	
<p>2) ゲート設備、選択取水設備の状況</p>	
<p>3) 堆砂面・流木等(ダム底)の状況</p>	

・試験環境及び設備

・試験環境

(a) 屋内水槽

ダム点検用ロボットのミッション型性能評価が可能な水槽を用いる。

※福島 RTF の大水槽 (30m×12m×D7m) 相当とする。

(b) 濁水調整水槽

ダム点検用ロボットの濁水中における視認性能評価が可能な水槽を用いる。

※福島 RTF の小水槽 (5m×3m×D2m) 相当とする。

※濁水作成は、ホルマジン等の試験試薬を添加し、調整する。

・評価設備、模擬体

(a) 評価設備、模擬体

国土交通省が発行しているダム総合点検実施要領・同解説に添ったミッション型点検に使用する評価設備(案)を用いる。また、模擬体(案)は、実際のダムに設置される構造物等に見立て、テストピース化したものとする。

以下に、テストピースの例を挙げる。

テストピース①：実際のダムにおける堤体のコンクリート壁面の外観点検を想定して見立てたコンクリートを模擬したものとする。テストピースの表面には、実際のダムにおける堤体のコンクリート壁面に発生する傷や異物を見立てた切創や凹凸形状などを付加する。

テストピース②：実際に点検する種々の被写体を撮影する撮影機器の解像性能を評価するための解像度チャート(例えば ISO12233 規格に準拠した ISO 解像度チャートなど)とする。

テストピース③：実際のダムの堤体に設置されたゲート設備、選択取水設備点検を想定して見立てた構造物を模擬したものとする。主に金属製の構造物(例えばグレーチングなど)が相応である。

※参考文献：ダム総合点検実施要領・同解説

2013年10月 国土交通省 水管理・国土保全局 河川環境課

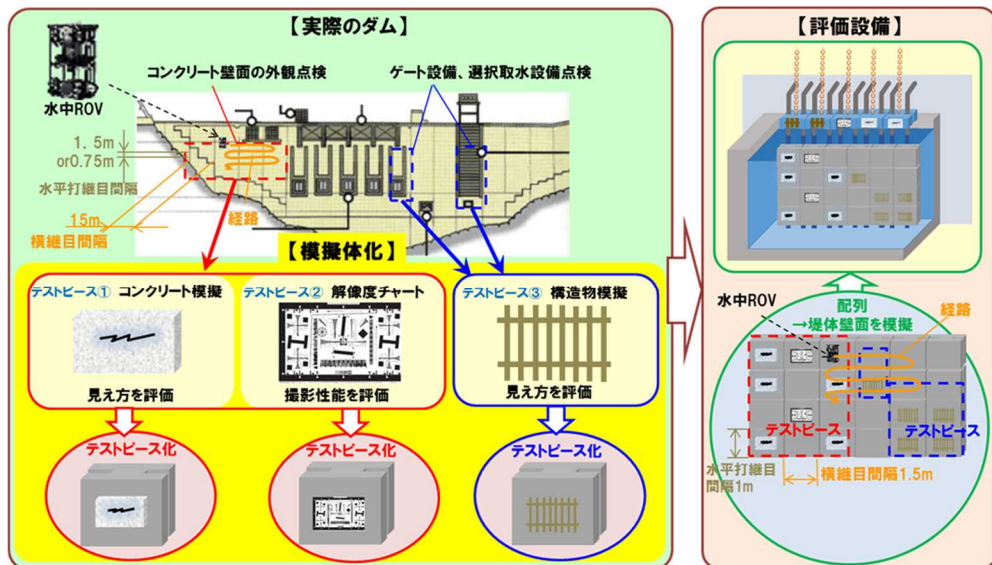

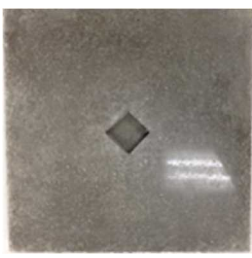





図 2. 1. 1. 3-13 実際のダムに対応して模擬体化し評価設備に設置する
テストピース (例)

評価設備におけるテストピースは、各種類のものをランダムに配置できるよう構成し、試験毎に配置の変更が可能なものとする。またテストピースを構成するために定型の枠を用いて互いを隣接させ規則的に配列することでその接合部を継目とし実際のダムにおける継目の間隔を縮小した壁面に見立てる。テストピースはインフラ構造建築物に近い材質や色を選択し、1回の試験実施前後で劣化によりそれ自体の長さや高さ、色、面積などに変化があってはならない。

表 2. 1. 1. 3-7 点検項目ごとのテストピース例

対応点検項目	模擬体	イメージ図	仕様	仕上がり精度
1) コンクリート 堤体壁面の変状 (損傷、凹凸)	ノーマル (損傷無し)		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：損傷無し	±0.5 mm
	傷パターン A (2mm 幅 損傷)		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：損傷有り 長さ 400mm 幅 2mm 深さ 2mm	±0.5 mm

	傷パターンB (5mm幅 損傷)		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：損傷有り 長さ 400mm 幅 5mm 深さ 2mm	±0.5 mm
	凸パターン		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：円柱 凸パターン 直径 78mm 高さ 21.5mm	±0.5 mm
	凹パターン		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：菱形柵状 凹パターン 対角 70mm 深さ 18mm	±0.5 mm
	解像度チャート (傷検出精度 確認用)		素材： 耐水シート サイズ： 420×297mm 外観：ISO12233 規 格準拠解像度チャート	—
2) ゲート設備、 選択取水設備 の状況	ゲート模擬 (錆無し)		素材： 鋼グレーチング (既成品) サイズ： 315×315mm 外観：生地	—
	ゲート模擬 (錆あり)		素材： 鋼グレーチング (既成品) サイズ： 315×315mm 外観：錆風塗装	—

水中でのテストピースの設置に関しては、ロボットが移動する際の水流などによる位置のズレなどが生じないように固定する。コンクリート壁面のエリア点検 横継目の開き 縦継目の開きに対する点検は、

例えば下図に示すようにテストピースを配置し、各枠の継目を横継目開き、水平打継目開きと見立て、点検観測する。

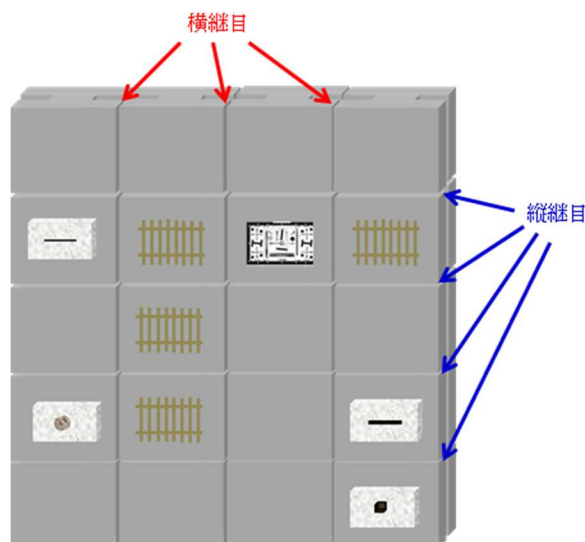


図 2.1.1.3-14 テストピース配置例

テストピースの配置は、一定期間毎に変更することで未知の損傷箇所探索検証も可能に点検試験毎に入れ替えを行うことで、未知の損傷箇所探索検証も可能なものとする。

・試験に用いる装置及び測定機器

(a) 光束透過率測定器

濁水水槽での濁水調整のため、指標である光束透過率を測定することが可能な測定機器を用いる。

※ダムでの光束透過率測定実施例については、附属書に記す

(b) 濁度計

濁水の指標として参考データとして濁度を用いることがある。その濁度を測定する際に、散乱光式の濁度計測器を用いる。

・校正方法

(a) 試験装置・測定機器類

試験に用いる装置類は、定期的に校正された機器を使用する。

(b) 模擬体

模擬体を使用する前に校正済みのノギスなどの計測機器を用いて、精度に誤差が生じていないか確認を実施する。

(c) 水槽の水の濁り

性能評価試験実施前に試験結果に水の濁りの確認をするため、光束透過率を測定し、初期の状態と同等であることを確認したうえで、点検条件を記録すること。

(例) 光束透過率計と濁度の値を例として記載

■ 屋内水槽の水の濁り

光束透過率測定距離が 30cm の状態において、波長 555nm での光束透過率が 95%以上であることを確認する。

■ 濁水調整水槽の水の濁り

波長 555nm における光束透過率により調整する。

例えば、光束透過率測定距離が 30cm の状態における、波長 555nm での光束透過率が 81% (ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 1 相当)、56% (ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 3 相当) など。

・ 試験方法

本節で述べるミッション型試験および個別性能試験を実施し、表 2.1.1.3-8「性能試験結果一覧(例)」に例示する検証結果を作成することで、ロボットの性能を判断する資料とする。また、試験方法は技術の進化、試験設備の更新等に応じて改訂されることが想定される。

・ ダム点検用試験方法

試験方法は、ロボットのタイプに依存する場合がある。この観点から、性能評価試験は、ミッション型試験(シナリオ、調査等のミッション、環境条件が設定された試験)および、個別性能試験(特定の性能のみを評価する試験)を行う。

・ 性能試験：ミッション型試験(共通)

ダムを点検するロボットの点検対象は、ダム堤体周辺に設置される構造物等である。本研究開発では、ダム堤体周辺の水中を航行し設置される構造物等の情報を収集するタイプのロボットを評価対象とした。本章では、点検対象物により異なる点検ごとのシナリオにおける作業について説明する。

この中で全点検シナリオに共通の作業は、下記の通りである。

- ① 搬入口から機材一式を搬入する。
- ② 作業エリアで、現場作業の事前準備を行い、水中ロボットを水中へ投入する。
 ロボット操縦者は、点検中のロボットの場所、動作が把握できない作業エリアで操縦することとする。
 また、ロボットのケーブル処理も同様に点検中のロボットの場所、動作が把握できない作業エリアで作業を行う。
- ③ (A) ロボットの投入場所から点検ポイントに移動する。
 (B) 各点検シナリオに基づく作業に移る。(個別)
 (C) 点検エリアから、各点検シナリオに応じた点検作業を行った後、点検エリアからロボットの投入場所へ移動する。
- ④ ロボットの投入場所からロボットを引き上げる。
 機材の撤収作業を実施する。
- ⑤ 搬出口から、機材一式を搬出する。要した人数と時間を計測する。
- ⑥ 後日、ロボットの撮影映像を基に、モザイク図(原画/処理画像)、動画(原画/処理画像)、静止画(原画/処理画像)を提出し、模擬体の、変状、クラック、継ぎ目開きのサイズ、並びに、その位置情報をレポートする。本点検解析結果作成にかかる時間を記録し、解析時間を算出する

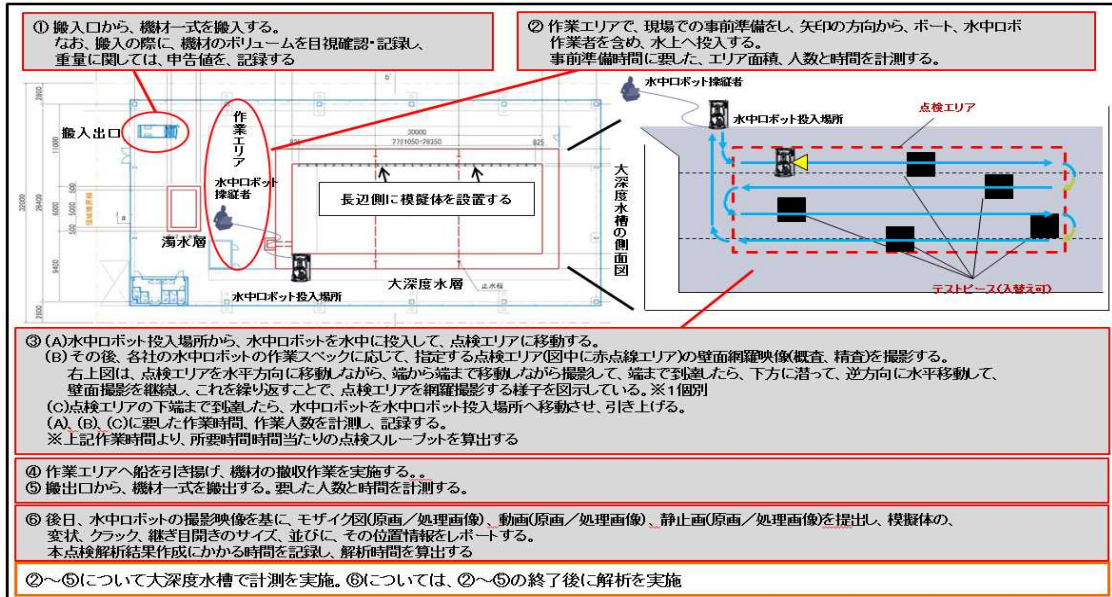


図 2.1.1.3-15 全点検シナリオに共通の作業

・性能試験：ミッション型試験（個別）

上記共通作業の中で、③における各点検シナリオに基づく作業としては、以下の3種類のシナリオに応じた作業を行う。

- ・点検シナリオ 1 堤体、ダムゲート点検（試験環境：屋内水槽）
ダムの中で、堤体の壁面およびダムゲートの点検における作業について説明する。
この中で、さらに以下の3種類に分類する。
 - ・点検シナリオ 1-1 概査
 - ・点検シナリオ 1-2 精査
 - ・点検シナリオ 1-3 概査/精査兼用（概査を行いながら、特定の構造物に都度着目して精査を行う作業）
- ・点検シナリオ 2 横継目開き調査、堆砂面調査（試験環境：屋内水槽）
- ・点検シナリオ 3 縦継目開き調査（試験環境：屋内水槽）

以下に性能試験 ミッション型試験ごとの個別内容を示す。

以下の点検シナリオに使用する模擬体施設は、屋内水槽にて下図のような状態で設置する。
模擬体は、例えば下図のように配置する。

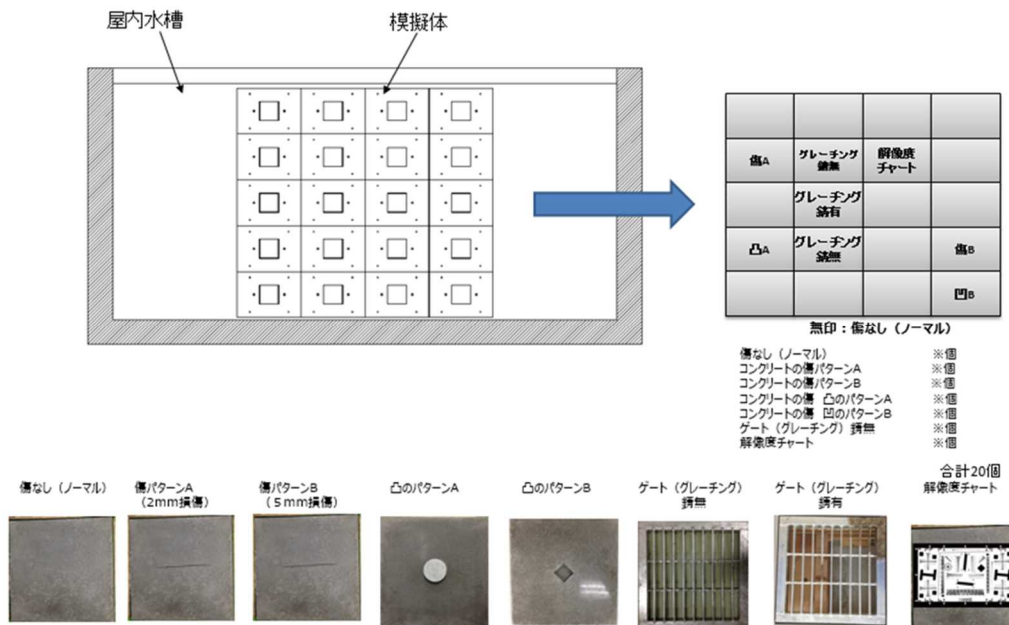


図 2.1.1.3-16 点検シナリオ検証 模擬体施設の概略図と模擬体の配置（例）

・点検シナリオ 1-1 概査：堤体、ダムゲート点検

目的) 概査：損傷箇所の有無及び、その損傷箇所を特定
 下記の検証範囲について コンクリート表面の変状調査及び、テストピースの損傷調査

- ・横方向:横継目 J1～J5 の範囲
- ・深さ方向:水面 (EL5) から EL0 まで

損傷対象物に対し、静止しないで検査を行う。

— 軌跡 (例)

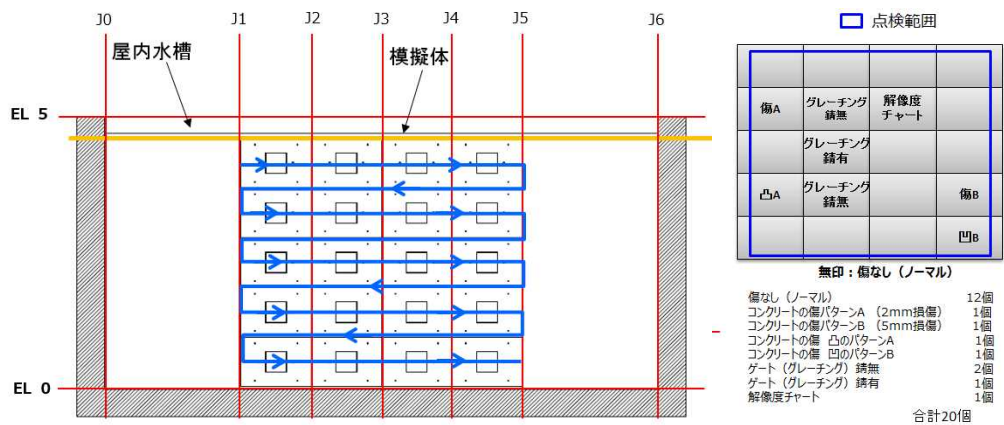


図 2. 1. 1. 3-17 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

※模擬体の配置を一定期間毎に変更することで、未知の損傷箇所探索検証も可能とする。

・点検シナリオ 1-2 精査：堤体、ダムゲート点検

目的) 精査：以下の損傷箇所の寸法確認及び、その損傷箇所を特定
 コンクリートの傷パターンA、コンクリートの傷 凸のパターンA
 ゲート（グレーチング）錆無、コンクリートの傷パターンB
 下記の検証範囲について コンクリート表面の変状調査及び、テストピースの損傷調査

- ・ 横方向:横継目 J1～J5 の範囲
- ・ 深さ方向:水面(EL5)から EL0 まで

損傷対象物に対し、約 10 秒静止し検査を行う。

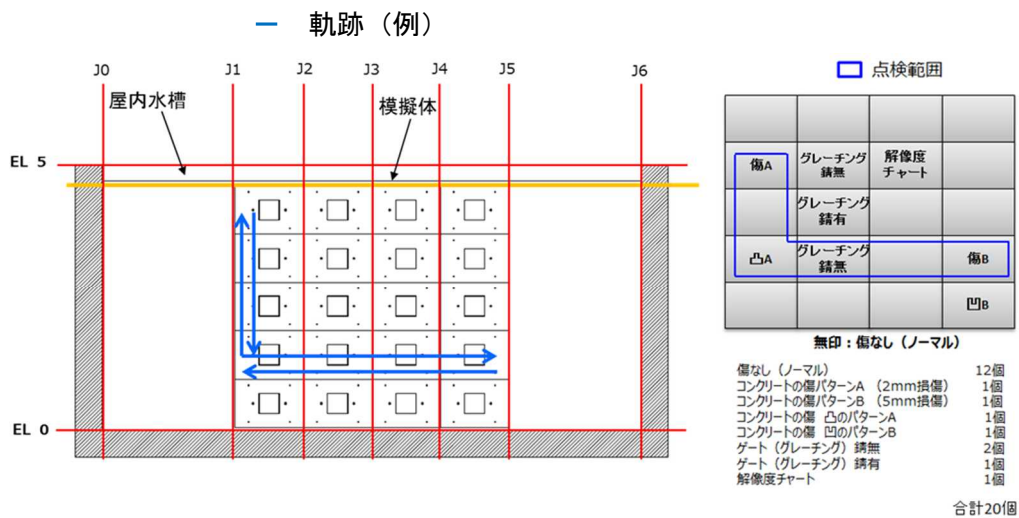


図 2.1.1.3-18 施設の概略図と模擬体の配置（例）

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

※模擬体の配置を一定期間毎に変更することで、未知の損傷箇所探索検証も可能とする。

・点検シナリオ 1-3 概査/精査兼用：堤体、ダムゲート点検

目的) 概査、精査兼用：損傷箇所の有無、損傷箇所の寸法確認及び、その損傷箇所を特定
 下記の検証範囲について コンクリート表面の変状調査及び、テストピースの損傷調査

- ・ 横方向:横継目 J1~J5 の範囲
- ・ 深さ方向:水面 (EL0) から EL0 まで

静止せず損傷箇所の有無を点検し、特定の変状を確認した時点でその変状箇所にて対象物に対し約 10 秒静止し検査を行い、その後引き続き動き始め点検するという行程を継続的に行う。

— 軌跡 (例)

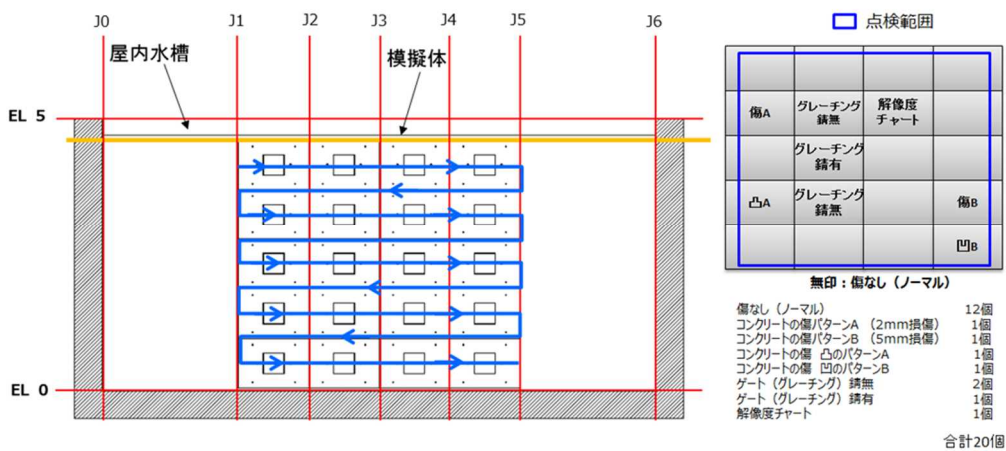


図 2.1.1.3-19 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

※模擬体の配置を一定期間毎に変更することで、未知の損傷箇所探索検証も可能とする。

・点検シナリオ 2 横継目開き調査、堆砂面調査

目的)

1. 下記範囲内の横継目 J2、J3、J4 (水面から EL0 まで) の開き具合の概査/精査
 - ・ 深さ方向: 水面 (EL0) から EL0 まで
2. J3 堆砂面の変状調査

静止せず損傷箇所の有無を点検し、特定の変状を確認した時点でその変状箇所にて対象物に対し約 10 秒静止し検査を行い、その後引き続き動き始め点検するという行程を継続的に行う。

— 軌跡 (例)

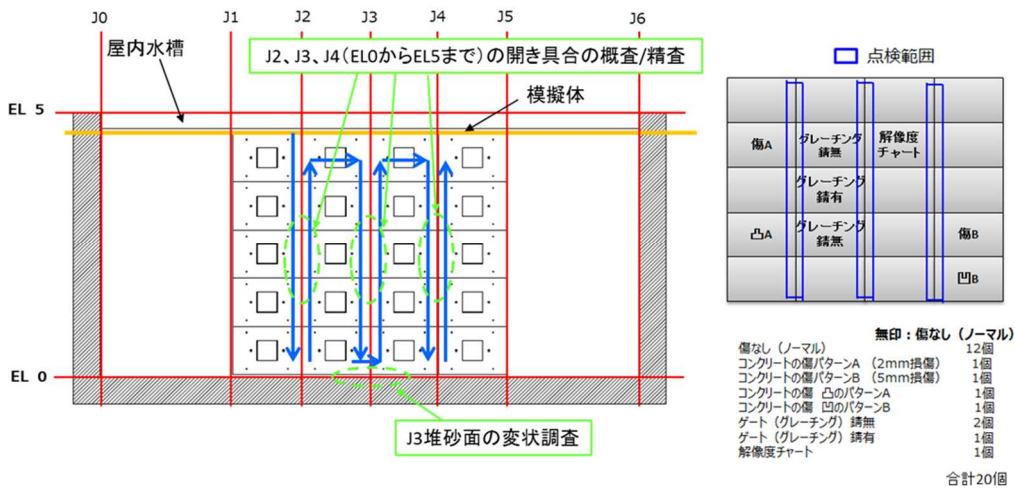


図 2. 1. 1. 3-20 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

・点検シナリオ 3 縦継目開き調査

目的)
 下記範囲内の水平継目 J2、J3、J4(水面から EL0 まで)の開き具合の概査/精査
 ・横方向:横継目 J1~J5 の範囲
 ・深さ方向:水面(EL0)から EL0 まで

静止せず損傷箇所の有無を点検し、特定の変状を確認した時点でその変状箇所にて対象物に対し約 10 秒静止し検査を行い、その後引き続き動き始め点検するという行程を継続的に行う。

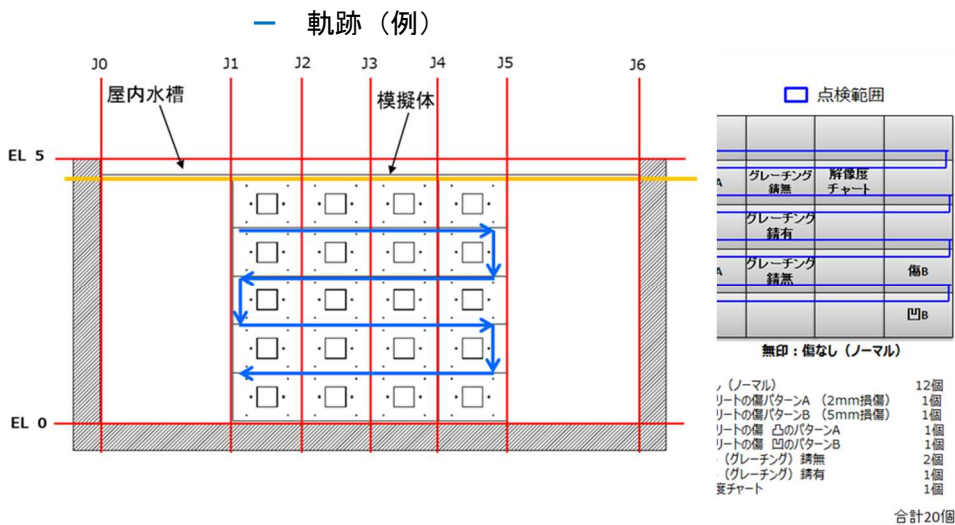


図 2. 1. 1. 3-21 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

・性能試験：個別性能試験（共通）

上記ミッション型試験以外に個別に評価することが必要な項目として、以下の濁水中視認性試験を行う。

・濁水中視認性試験

試験環境（濁水調整水槽：5m×3m×D2m）において、ロボットの形状等の要因により、試験投入可否が想定されるが、ここでは濁度調整水槽にロボットを投入できる場合の試験内容を記載する。参考として投入できない場合は、ロボットの映像装置、照明装置を濁水調整水槽に投入できるよう新たに構成し、試験を行う。ただし、映像装置と照明装置との構成や構造により、濁水中での視認性特性が変化することが考えられるため、映像装置と照明装置との構成、構造は、ロボットに準じたものとする。

(a) 濁水調整水槽に水中ロボットを投入できる場合

手順
①以下の損傷箇所を模擬したテストピースを、各々都度入れ替え設置し、上記ミッション型試験で示したのと同様の作業を行う。 用いるテストピースは、下記の7種類である。
1) コンクリートの傷パターンA
2) コンクリートの傷パターンB
3) 凸のパターン
4) 凹のパターン
5) 解像度チャート
6) ゲート模擬(錆無し)
7) ゲート模擬(錆有り)
②上記ミッション型試験の場合同様、各作業の結果を記録する。

・施設の概略図

模擬体を撮影できる場所にロボット停止させ、損傷箇所を撮影する。

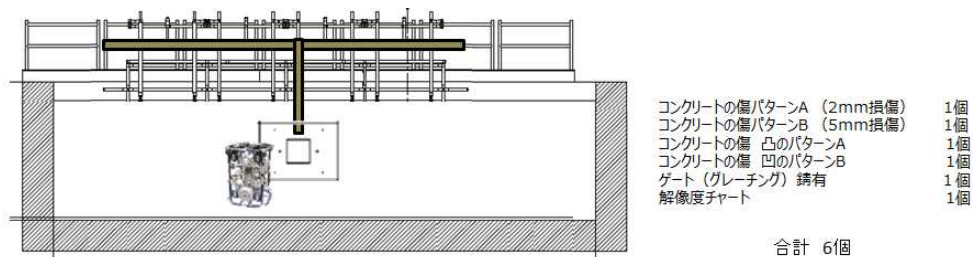


図 2.1.1.3-22 参考：ダム点検ロボット航行中における濁水中視認性試験

ミッション型試験においては、濁水ではない環境下での視認性能に関する評価について述べた。

しかしながら実際のダム点検は、濁水中での実施が一般的であるため、上記のとおり個別性能試験として濁水中視認性試験について触れた。

上記であれば、航行中、濁水中という個別の条件における性能が明らかになる。一方、双方が重畳された場合の性能として評価する必要性が生じる可能性が想定される。これを鑑み、その評価方法について参考として、以下に模擬体施設例を提示する。

(b) 濁水調整水槽に水中ロボットを投入できない場合

模擬体が撮影できる場所に水中ロボットを停止させ、停止したときの撮影と、移動中の撮影を行う。

模擬体の移動速度は、試験するロボットの点検時の航行速度に設定する。

手順

① 以下の損傷箇所を模擬したテストピースを、各々都度入れ替え設置し、上記ミッション型試験で示したのと同様の作業を行う。

用いるテストピースは、下記の7種類である。

- 1) コンクリートの傷パターン A
- 2) コンクリートの傷パターン B
- 3) 凸のパターン
- 4) 凹のパターン
- 5) 解像度チャート
- 6) ゲート模擬 (錆無し)
- 7) ゲート模擬 (錆有り)

②上記ミッション型試験の場合同様、各作業の結果を記録する。

・施設の概略図

模擬体を撮影できる場所にロボット停止させ、損傷箇所を撮影する。

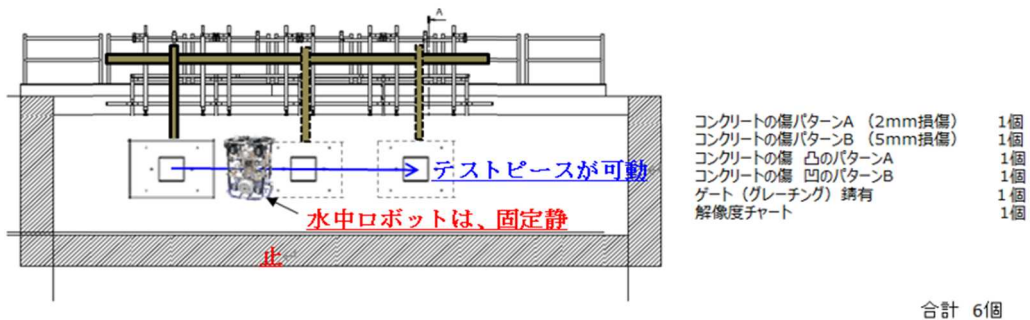


図 2. 1. 1. 3-23 施設 8 の概略図

・試験結果の表示

・校正結果の表示

試験装置・測定機器類においては、校正証明書などの管理を規定された方法で行う。また、水槽の水の濁りに関しては試験前に確認を実施したうえで、確認結果を点検シートに記載し同様に管理する。

・性能試験結果の表示

以下の性能試験結果一覧を作成し、その点検結果の詳細を別紙で作成する。結果については、画一的な合否判定結果を示すのではなく、具体的な数値など、客観的な指標に対する評価結果により表現する。

表 2.1.1.3-8 性能試験結果 一覧 (例)

項目	着目点、結果	設備	備考	
ミッション型試験	点検対象	堤体、ダムゲート、継目開き調査	-	
	点検シナリオ1	1-1 概査: 堤体、ダムゲート 1-2 精査: 堤体、ダムゲート 1-3 概査/精査兼用: 堤体、ダムゲート	※1 屋内水槽、模擬体 ・点検作業時間 ・点検動画映像※3 ・点検損傷の有無、損傷寸法確認結果 ・損傷場所の特定 ・継目開き寸法確認結果、場所の特定 ・モザイク図 ・点検解析時間※4	点検作業時間より、点検工数を算出し、水中ロボットによる点検性能(動作性能、点検精度)考慮に使用。また、点検結果を解析する時間を算出し、点検解析にかかる工数を把握する
	点検シナリオ2	継目開き調査(横継目開き)、堆砂面調査		
	点検シナリオ3	継目開き調査(水平打継目開き)		
個別性能試験	濁水中視認性試験	濁水下での視認性確認	※1 濁度調整水槽、模擬体	
	漏水検知(参考)	有無 : ○or×	※5	
	清掃機能(参考)	有無 : ○or×	※5	
水中ロボット諸元	外径寸法/重量	**×**×**[mm]/**[g]	※2	
	推進方向	前後移動制御: ○or× 上下 : ○or× 左右 : ○or×	※2	
	航行速度	航行速度 **~**m/s	※2	
	姿勢制御 傾斜角	有無 : ○or× 傾斜角 : 最大**度	※2	
	距離制御	測定可能距離:**~**[cm]	※2	
	潜行能力	最大**[m] (耐圧 * [MPa])	※1 耐圧性能評価試験機を使用することも可 (試験機仕様: 内寸φ1.5×H1.5m、最大2MPa) ※2	
	照明	照度: 水中点検対象物1mの距離の照度:**以上	※2	
	使用温度	*°C~**°C	※2	
	ROV航行時間	最大**分	※2	
	カメラ	解像度: ****×** 15fps 水平画角(水中): ***° 垂直画角(水中)**°	※2	

※1 福島 RTF に設置されている設備相当

※2 ロボット開発で使用した設備

※3 ミッション型試験の点検動画映像について

ミッション型試験 シナリオ 1、2、3 の以下の映像を記録し、附属すること。

- ・ロボット操作映像(水中ロボットからみた操縦映像、水槽側から見た水中ロボットの点検映像)
- ・点検映像(鮮明化技術等がある場合は、その技術適用前後比較映像)

※4 点検解析時間

点検シナリオ 1, 2, 3 の水中ロボットの点検撮影映像をもとにモザイク図、動画(原画/処理画像)、静止画(原画/処理画像)を提出し、テストピースの変状、クラック、継ぎ目開きのサイズ、並びにその位置情報をレポートする。本解析結果作成にかかる時間を記録し、解析時間を算出する。

※5 個別試験、漏水検知、清掃機能は、個別試験の参考として本書での記載は省略。

漏水検知: コンクリート打継ぎ面の開きによりダム上流からの漏水の状況を確認する検査

清掃機能: ダム上流面を被覆する藻などを清掃する機能

濁水化検討

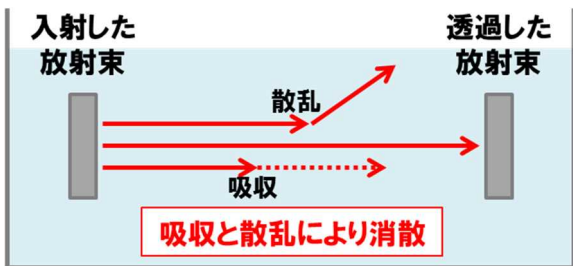
(参考添付)

現在、日本の河川やダムなどの水の濁りを表す指標として、濁度 (NTU など) が用いられている。しかし、カメラの視認性で判断しようとした場合、濁度では懸濁物質の粒径やクロロフィルなどによる水の着色によって、視認性と相関が取れない可能性がある。

そこで、新たに水の濁りを表す指標としては、光束透過率を用いる必要があると考える。しかし、この光束透過率での指標が定まっていないため、実験室で行った濁度 (NTU) と光束透過率との相関を参考として添付する。

《光束透過率》

通常、光束透過率を測定する機器は、光束透過率を算出するソフトが入っているが、今回の実験に使用した水中連続分光吸収係数/光束消散係数計においては、消散係数を算出するソフトを用いている。そのため、消散係数を光束透過率に換算するための式を下記に示す。なお、今回はカメラで撮影した距離と同等の 30 cm の距離での光束透過率を求めた。



光束透過率

光束の長さに比べて小さい直径をもつ
光束についての透過率

消散率(吸収率と散乱率の和): C



$$\text{消散係数 } c = -\Delta C / \Delta r \text{ [1/m]}$$

消散率(吸収率と散乱率の和): C



$$\text{消散係数 } c \cdot r = -\log_e(1-C)$$




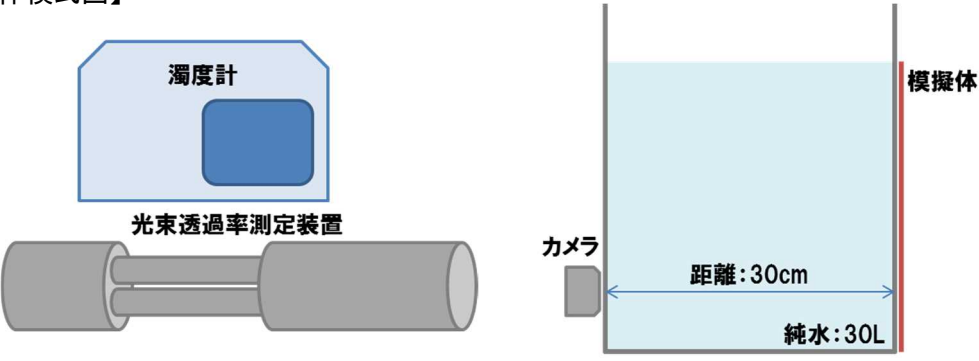
$$\text{透過率 } T = 1-C$$

消散係数から透過率を計算

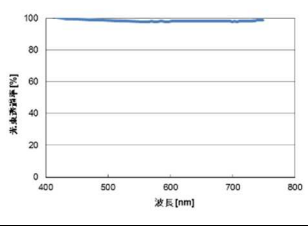
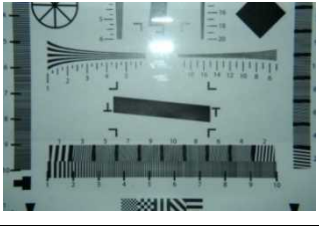
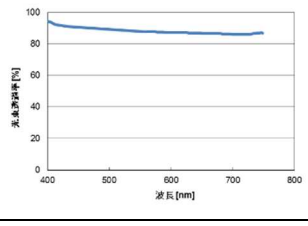

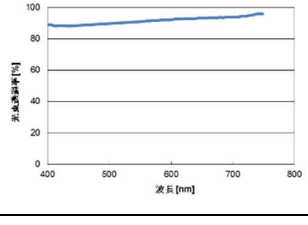
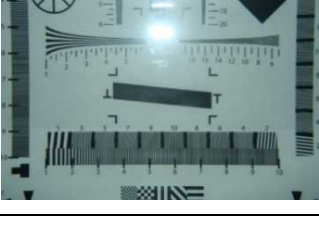
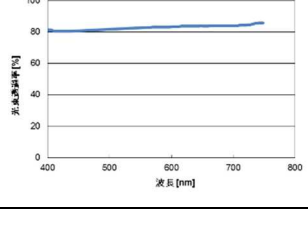

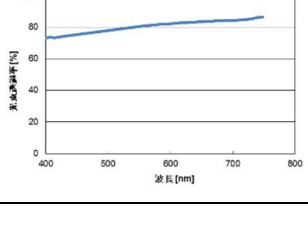
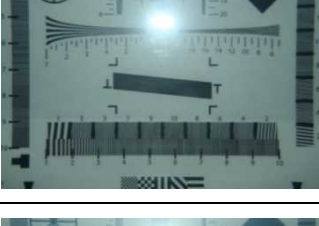
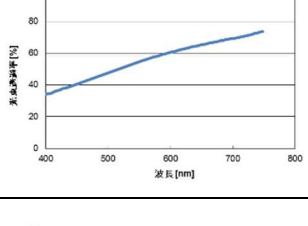
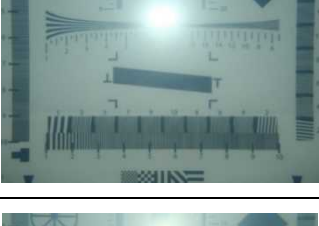
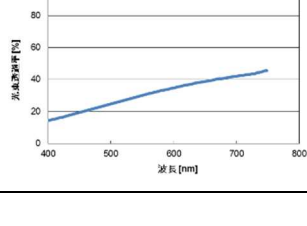
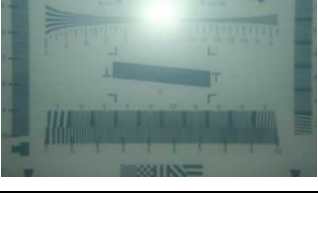
$$\text{消散係数 } c = \frac{1}{r} \ln \frac{1}{T}$$

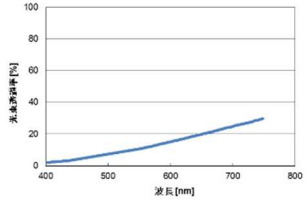

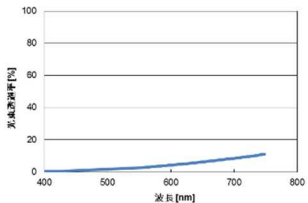

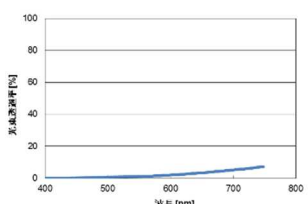

$$\text{透過率 } T = \frac{1}{e^{cr}}$$

《実験条件》

計測装置	
<p>【濁度計】 高感度ラボ用濁度計 型式：2100N メーカー：ハック社製</p> 	<p>【光束透過率測定装置】 水中連続分光吸収係数／光束消散係数計 メーカー：WET Labs 社製 型式：ac-s</p> 
試験環境	
<p>【懸濁物質】 ホルマジン標準液 4000 度・400 度 メーカー：キシダ化学</p>	<p>【模擬体】 ISO12233 チャート</p> 
<p>【カメラ】 メーカー：Canon モデル：Canon EOS Kiss Digital N 絞り値：f/11 露出時間：1/8 秒 ISO 速度：ISO-400 露出補正：0 ステップ 焦点距離：28 mm フラッシュモード：フラッシュ（強制） 大きさ：2496×1664 幅：2496 ピクセル 高さ：1664 ピクセル 水平方向解像度：72dpi 垂直方向解像度：72dpi ビット深さ 24</p>	<p>【水槽】 アクリル水槽 外寸：60.0 cm × 30.0 cm × 36.0 cm 内寸：58.5 cm × 28.5 cm × 33.5 cm</p> 
<p>【全体模式図】</p> 	


《実験結果》


濁度 [NTU]	光束透過率グラフ	光束透過率 [%]	カメラでの視認性
0.050 (純水)		98.1	
0.185		88.0	
0.411		91.2	
0.588		82.7	
0.921		80.7	
3.030		55.5	
4.900		30.8	

10.0		11.1	
15.0		2.8	
20.0		1.1	

実際の環境で光束透過率をどのように測定するかサンプルとして、福島県南相馬市での測定の様子を参考として添付する。

《実験条件》

計測装置	
<p>【光束透過率測定装置①】 水中連続分光吸収係数／光束消散係数計 メーカー：WET Labs 社製 型式：ac-s</p> 	<p>【光束透過率測定装置②】 海域基礎データ取得装置 メーカー：エスエーエス株式会社</p> 
<p>【濁度計】 高感度ラボ用濁度計 型式：2100N メーカー：ハック社製</p> 	
試験環境	
<p>【カメラ】 メーカー：Canon モデル：Canon EOS Kiss Digital N 絞り値：f/11 露出時間：1/8 秒 ISO 速度：ISO-400 露出補正：0 ステップ</p>	<p>【模擬体】 ISO12233 チャート</p> 

<p>焦点距離：28 mm フラッシュモード：フラッシュ（強制） 大きさ：2496×1664 幅：2496 ピクセル 高さ：1664 ピクセル 水平方向解像度：72dpi 垂直方向解像度：72dpi ビット深さ 24</p>	<p>【水槽】 アクリル水槽 外寸：60.0 cm × 30.0 cm × 36.0 cm 内寸：58.5 cm × 28.5 cm × 33.5 cm</p> 
---	--

《測定場所》

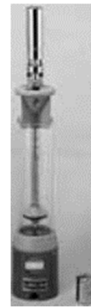
福島県南相馬市 横川ダム



《測定方法》

【光束透過率測定装置①】

水深約 20m の場所で、採水器を用いて採取した約 500ml の水を実験室に持ち帰り、測定。
 附属書 A と同様、波長 555nm での 30 cm の距離での透過率である。



《採水風景》

《リゴ-B号透明採水器》

【光束透過率測定装置②】

堤体の上から測定装置を水深約 20m の場所まで沈め、測定。
 深度ごとの 1m の距離での透過率が測定値として得られる。そのため、20m 付近の 3 点を平均して値を求めた。また、ここで、求めた値は、緑の波長（525nm）での透過率である。



《測定風景》

【濁度計】

水深約 20m の場所で採取した約 500ml の水を、実験室に持ち帰り測定。

※光束透過率測定装置②にも濁度計が搭載してある。そのため、この値も下記の表中に記載する。

《測定結果》

測定装置	濁度	光束透過率グラフ	光束透過率 [%]	カメラでの視認性
①水中連続分光吸収係数／光束消散係数計	10.0NTU		21.5 (波長： 555nm)	
②海域基礎データ取得装置	0.7FTU		87.1 (波長： 625nm)	—

※ カメラでの視認性に関しても、現場で約 30L の水を採取して確認。

ここで、光束透過率計①と②に大きな差があるが、これは①が堤体の際から採水したのに対し、②は堤体から 10m 程度離れた箇所を測定した。そのため、水の濁りに差が生じたと考えられる。そのため、実際の水中ロボットが測定する位置と同等の位置での測定が必要である。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	-	-	-	-	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	-	-	-	-	-	4
展示会出展	0	-	-	-	-	-	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	-	-	-	-	-	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	-	-	-	-	-	0
国内出願	0	-	-	-	-	-	0
外国出願	0	-	-	-	-	-	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

■事業化目標

本研究開発テーマであるダム・河川点検のための水中ロボットの性能評価手法は、実現場での試行や導入の前段階において模擬環境下で点検作業に求められるロボットの性能を予め検証することで、ロボット開発者と点検業者との間で共通の認識を保有するとともに、ロボット開発者にとっては自社製品の性能把握を、また点検業者にとっては客観的なロボットの性能比較を可能となる「モノサシ」を開発するものである。また、福島イノベーション・コースト構想に基づいた福島 RTF にて、水中ロボット性能評価事業として活用されることを目標とする。

■取組み及び見通し

2020 年 4 月に福島 RTF 屋内水槽試験棟が開所されたことで、ロボット開発業者・点検業者が天候に左右されない同一の環境下での試行検討が可能となった。また、この屋内水槽試験棟で用いられるテストピースは、性能評価指標の中であげたものが採用されており、これらのことを総合的に勘案して本事業の取組みの事業化が達成されたと判断する。

1. 実用化・事業化に向けた戦略

■市場規模

約 5.5 兆円～6.0 兆円（2018 年度推計：2023 年度）

※国土交通省所管の 12 分野（道路、河川・ダム、砂防、海岸、下水道、港湾、空港、航路標識、公園、公営住宅、官庁施設、観測施設）の国、都道府県、市町村、地方公共団体、地方道路公社、水資源機構、一部事務組合（海岸、下水道、港湾）、港湾局（海岸、港湾）が管理者のものを対象に推計

https://www.mlit.go.jp/sogoseisaku/maintenance/02research/02_01_01.html

■期待経済効果

従来は、同一環境下で一般事業が利用可能な思考検証フィールドが存在しなかったが、福島 RTF の開設及び評価手法の開発により、上記市場規模のうち河川・ダム分野の老朽化対策に活用が可能と考える。現状ではまだロボットによる点検作業よりもダイバーによる点検作業が多く発注されている状況ではあるが、今後人口減少が進む中においてはロボットによる点検も多く発注されるものと考えられる。また、自然災害の激甚化が顕著になってきており、ダムや河川の決壊がもたらす被害額を考慮すると経済効果は計り知れないものとなる。

■整備した知的基盤・標準の維持管理・活用推進等の計画

本事業においては、上記手法の開発までを目的としており、活用推進の計画は立てていない。ただし、今回は対象としなかった海洋分野においてドローン開発が進んでいること等、利用シーンの違いや製品トレンドの変化、発注者が求める点検作業の変化（例えば概査・精査だけでなく+αの作業など）が見られる場合は、更新作業が必要と考える。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

上記のとおり、福島 RTF 開所に実装されたことを持って完了しているため省略。

3. 実用化・事業化の見通し

上記のとおり、福島 RTF 開所に実装されたことを持って完了しているため省略。

6.1.1.4 調査用無人航空機の評価手法の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

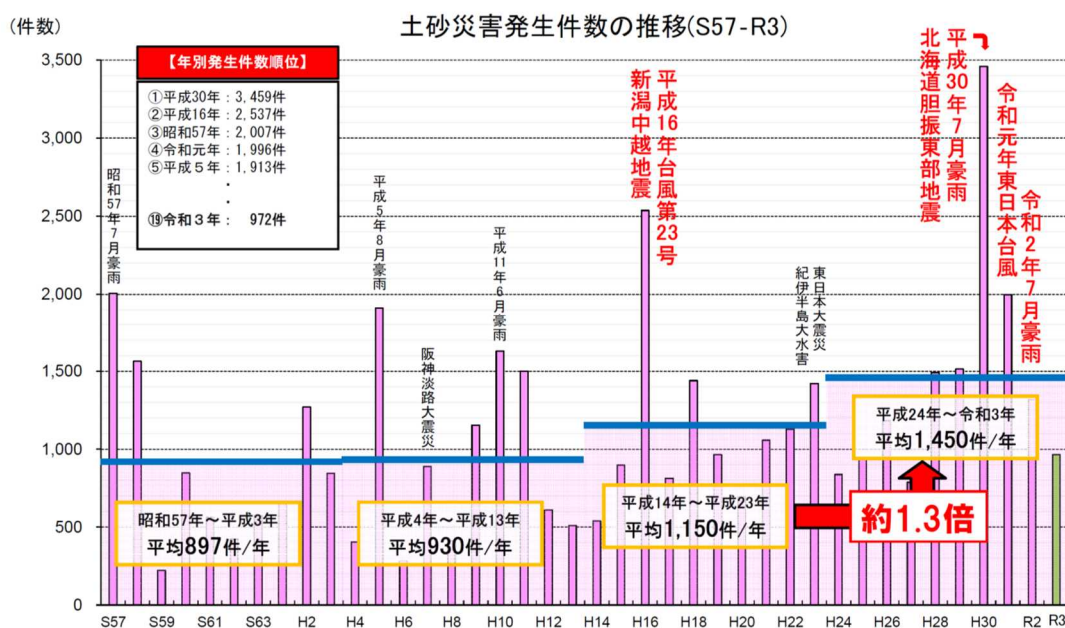
(実施者：株式会社SUBARU)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

(1) 目的

我が国における災害危険箇所は国土の広範囲にわたり多数存在している。

土砂災害については、全国に約68万箇所の警戒区域があり、近年では年間平均1,450件の土砂災害が発生している。(図2.1.1.4-1参照)



出典：<https://www.mlit.go.jp/river/sabo/jirei/r3dosha/r3doshasaigai.pdf>

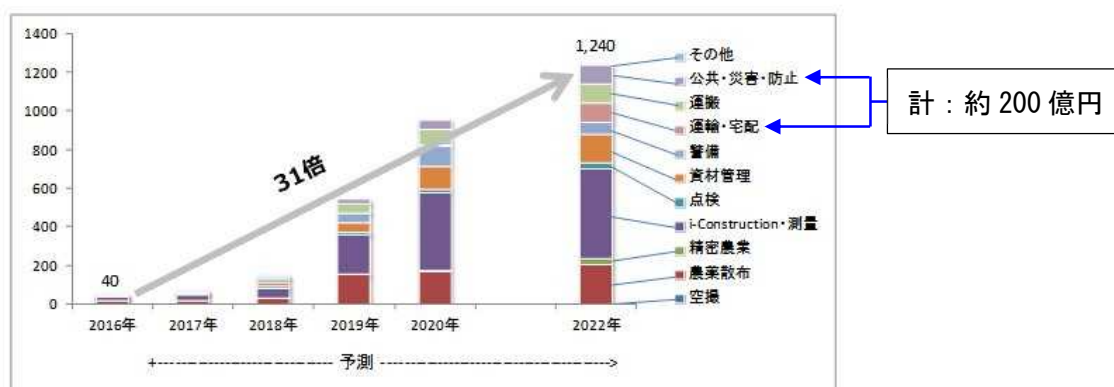
図 2.1.1.4-1 土砂災害発生件数の推移(1982年～2021年)

また、河川の氾濫による水害についても、洪水予報河川として約430河川、水位周知河川として、1,500以上の河川が指定されている。

こういった極めて広範囲で、高い頻度で災害が発生する危険性がある状況の中で、災害発生時に迅速な被害状況の確認に有効となる有人航空機の数は極めて限られている。更に、有人航空機では、悪天候下における計器飛行方式や、夜間の運用を実施する場合は、それらに対応した設備を有する飛行場を拠点とする必要があり、災害現場への進出に制約が多い。

従って、有人航空機を補完し、迅速かつきめ細やかに災害に対処できる無人航空機が我が国の国民の安全・利便性の向上には不可欠であり、災害対応や物流分野の国内における無人航空機の市場予測は、2022年時点で年間およそ200億円の市場規模に拡大すると予想されている。(図2.1.1.4-2参照)

サービス分野別市場規模予測 (単位:億円)



(シード・プランニング作成)

出典: <https://www.seedplanning.co.jp/archive/press/2017/2017092201.html>

図 2. 1. 1. 4-2 災害対応及び物流分野の無人航空機の市場規模

特に、現在、実用化されている無人航空機は、小型のマルチコプターのような、携帯電話等の一般家電製品レベルの技術に基づき開発されたもの、もしくは、軍用途を前提に開発されたものが大多数であり、国内の有人地域を前提とした飛行中の安全性の確保・第三者被害の観点では、まだ技術的に成熟したものとは言えない。

これらの背景の下、**災害調査のために無人航空機を活用するユースケースを想定し、その性能評価手法の研究開発を実施する。**

(2) 概要

無人航空機を活用した災害調査に関しては、従来の無人航空機では、①無人航空機を利用した災害調査任務の具体化、②運用安全性の確保、③国際標準化への対応、が実用化への課題となっている。そこで、従来の小型無人航空機（マルチコプター型ドローン）と異なり広範囲な利用が期待できる大型無人航空機を前提として、無人航空機の高精度の位置測位が可能となる我が国独自の準天頂衛星を利用したシステムを活用することで、無人航空機の 3 次元的位置を精密に測定し、災害状況を正確かつ迅速に把握すると共に、有人航空機と無人航空機が入り混じる複雑な空域等における安全性を確保し、前述の課題に対応する。

本研究開発ではこのような災害対応の無人航空機の性能評価に必要な評価環境・評価項目・評価基準等を明らかにする。また、無人航空機のレベル 3 の実現に向けて、特に、無人航空機の安全性に関するデータ取得のための試験を実施し標準的な試験方法等の妥当性を検証する。

(2) 研究開発目標と根拠

本研究開発では、2016 年度委託を受けた「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導かれた災害調査のために必要な無人航空機の性能評価に必要な評価項目のうち、適用できる既存の規格・基準が無いものの中で、災害現場においてユーザーの注目度が高い安全性に関する「衝突回避」と「信頼性」の評価項目について、その具体化を進める。

①安全性に関する評価基準の具現化のための調査

災害運用下における安全性の評価について、衝突回避と運航管理の観点から、宇宙航空研究開発機構殿やドローン安全運行管理システム勉強会殿へのヒアリングを計画し、回避距離の定義や回避余裕時間の設定、回避機動の方法など現時点で標準化されていない項目について有識者の意見を反映し適切な評価基準を設定する。

また、安全性については無人航空機の特徴（人が搭乗していない、機体が比較的安価など）を考慮し、有人航空機の安全基準と異なり、自機の保護を優先せず、第三者の財産の保護を前提とした検討を進め、回避機動等へ反映する。

②災害調査用無人航空機のシステム構想

2016 年度委託を受けた「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現するための、無人航空機の機体規模や飛行性能の構想を検討し、シミュレーションにより検証し、システム構想を明確化する。

③技術動向の調査

無人航空機に関連する国際的な技術動向を調査し本研究の資とする。衝突回避と信頼性について以下の方針で動向を調査する。

(1) 衝突回避

- ・標準化機関として欧米の航空局を中心に、衝突回避技術の実証が進んでいるところであり、実証技術の進み具合、狙っているゴール、現状及び達成しようとしている技術レベル、達成時期について実状を把握する。
- ・調査方法は、ヒアリング及び文献調査により実施する。

(2) 信頼性

- ・航空機以外の各産業（鉄道、自動車、家電等）における信頼性の保証・試験・評価手法について把握する。
- ・調査方法は、ヒアリング及び文献調査により実施する。

④国際標準化に向けた提案検討

災害調査用の無人航空機の評価基準について ISO (International Organization for Standardization) 等に提案するための情報提供を行う。

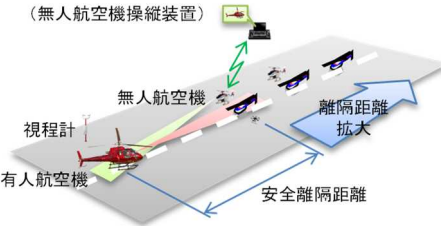
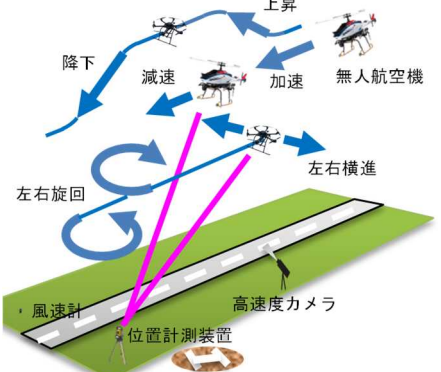
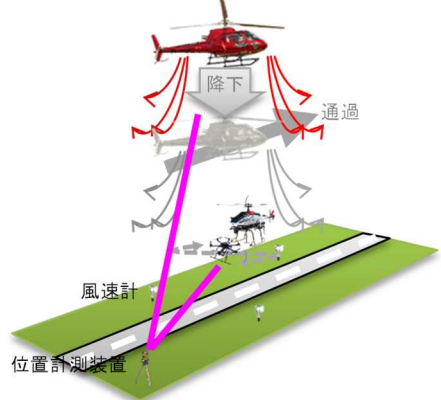
⑤衝突回避に係わる基礎データの取得

災害現場における有人航空機又は無人航空機との衝突回避に係わる視認性、回避機動能力及びダウンウォッシュ影響についての基礎データを取得し、衝突回避の性能評価に反映する。

- (1) 視認性
有人航空機から見た無人航空機の視認性、並びに、無人航空機のカメラ等を通じて見た有人航空機の視認性について評価する。
- (2) 回避機動能力
無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力について評価する。
- (3) ダウンウォッシュ影響
有人航空機の下方を無人航空機が飛行することを想定し、有人航空機が発生させるダウンウォッシュ（吹き下ろし）による無人航空機への飛行の影響を確認する。

試験方法及び試験イメージを表 2.1.1.4-1 に示す。

表 2.1.1.4-1 有人航空機又は無人航空機との衝突回避に係わる
基礎データ取得の試験方法及び試験イメージ

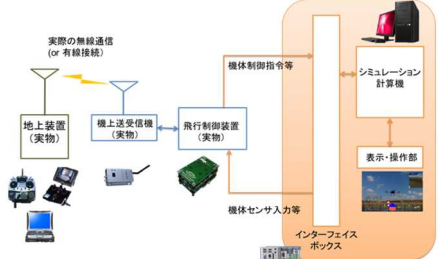
項目	試験方法	試験イメージ
視認性	複数の離隔距離（安全離隔距離前後）で無人航空機／有人航空機が有人航空機／無人航空機から目視可能か確認する （地上試験／飛行試験）	
回避機動能力	大型／小型無人航空機で、上昇／降下／旋回／加速／減速／横進を実施し、衝突回避時の飛行経路設定の基礎データを取得する	
ダウンウォッシュ影響	ホバリング中の無人航空機の上空から有人航空機を降下又は通過し、接近させ、有人航空機の吹き下ろしの影響を把握する なお、小型無人航空機への影響が無いことを確認した場合は、大型無人航空機に対する試験は実施しない	

⑥異常対処の検証

空域からの逸脱防止に関して、各種の故障が発生した場合の無人航空機の対処をシミュレータにより検証する。

試験方法及び試験イメージを表 2.1.1.4-2 に示す。

表 2.1.1.4-2 無人航空機の異常対処検証の試験方法及び試験イメージ

項目	試験方法	試験イメージ
異常対処	シミュレータに無人航空機の飛行制御部を接続し、飛行状態の模擬を実施した状態において、定められた故障を入力し、無人航空機が定められた対処を実施できるか評価する	 <p>Hardware in the loop Simulator</p>

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

(1) 研究開発スケジュール

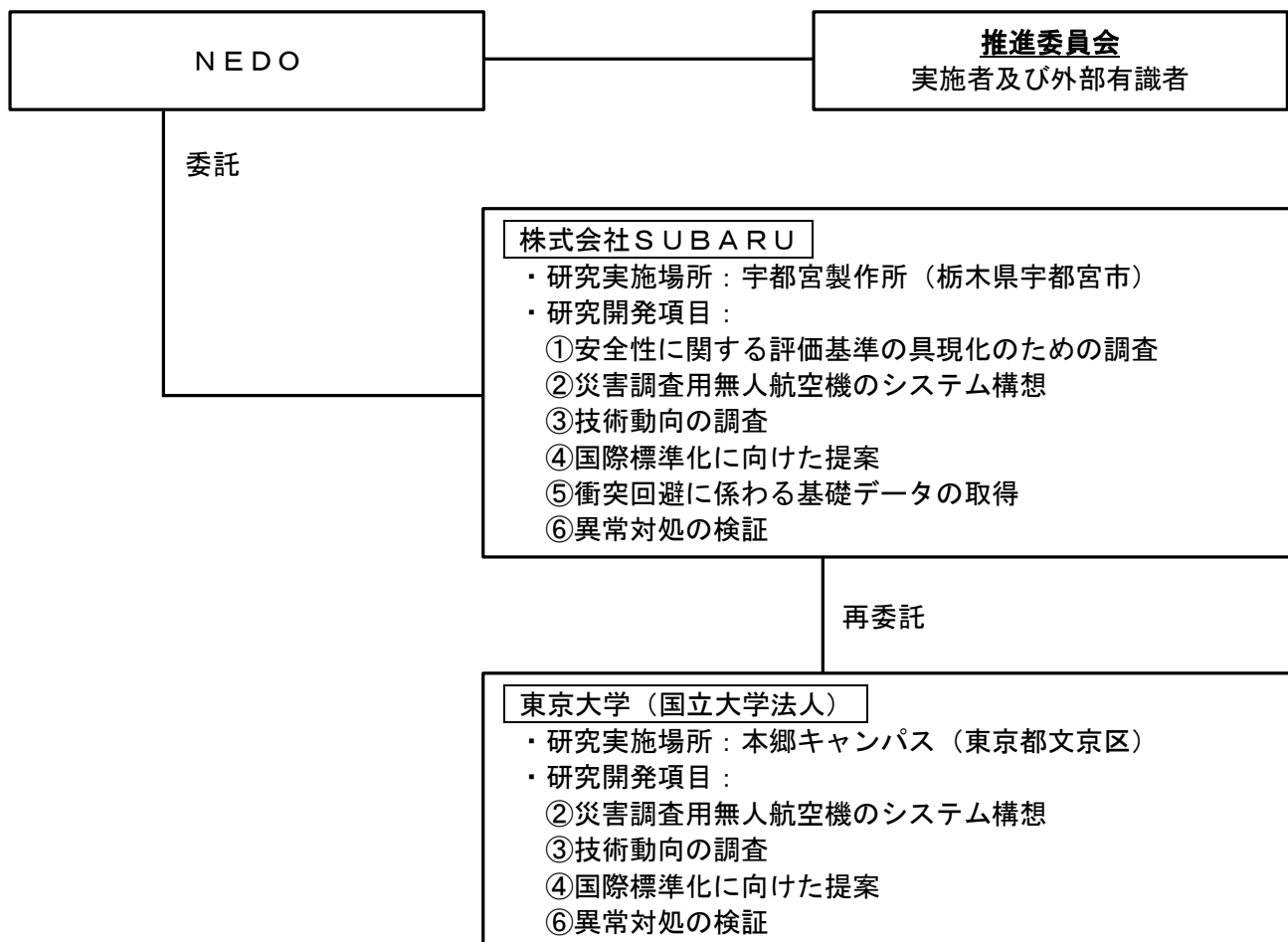
研究開発スケジュールを表 2.1.1.4-3 に示す。

表 2.1.1.4-3 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
性能評価基準書案作成	→			
①安全性に関する評価基準の 具現化のための調査	→			→
②災害調査用無人航空機の システム構想			→	→
③技術動向の調査	→	→	→	→
④国際標準化に向けた提案		→	→	→
⑤衝突回避に係わる基礎データ の取得		→	→	→
⑥異常対処の検証		→	→	→

(2) 実施体制
 実施体制を表 2. 1. 1. 4-4 に示す。

表 2. 1. 1. 4-4 実施体制



(4) 研究開発の達成状況

①安全性に関する評価基準の具現化のための調査

最終目標	成果	達成度	備考
回避距離の定義や回避余裕時間の設定、回避機動の方法など現時点で標準化されていない項目について有識者の意見を反映し適切な評価基準を設定する	・衝突回避等の安全性に関する評価基準を、「⑤衝突回避に係る基礎データの取得」の結果等を踏まえて、無人航空機性能評価基準書に反映した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況：安全性に関する評価基準の具現化の調査を行い、適切な評価基準を設定し、この結果を無人航空機性能評価基準書に反映した。

②災害調査用無人航空機のシステム構想

最終目標	成果	達成度	備考
2016年度委託を受けた「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト/ロボット性能評価手法等の研究開発/調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現するための無人航空機の、機体規模や飛行性能の構想を検討し、シミュレーションにより検証し、システム構想を明確化する	・2016年度委託を受けて「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト/ロボット性能評価手法等の研究開発/調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現する災害調査用無人航空機のシステム構想を、「2015年9月の関東・東北豪雨による茨城県常総市の洪水被害」を対象として、運用任務毎の運航シミュレーションを行い明確化した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況：2016年度「調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された8つの運用任務を実現する災害調査用無人航空機のシステム構想を明確化した。

③技術動向の調査及び④国際標準化に向けた提案検討

最終目標	成果	達成度	備考
③無人航空機に関連する衝突回避と信頼性についての国際的な技術動向を調査する ④災害調査用の無人航空機の評価基準について ISO 等に提案するための情報提供を行う	・衝突回避技術の国際的な技術動向及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査し、その動向を明確化した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

- ・達成状況：衝突回避技術の国際的な技術動向及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査した。

⑤衝突回避に係わる基礎データの取得

最終目標	成果	達成度	備考
災害現場における有人航空機又は無人航空機との衝突回避に係わる視認性、回避機動能力及びダウンウォッシュ影響についての基礎データを取得し、衝突回避の性能評価に反映する	・有人航空機から無人航空機の見え方を確認する視認性、有人航空機の下方を飛行する場合の無人航空機への影響、及び無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力についての基礎データを取得した ・この結果を衝突回避の性能評価に反映した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

- ・達成状況：無人航空機との衝突回避に係わる基礎データを取得し、衝突回避の性能評価に反映した。

⑥異常対処の検証

最終目標	成果	達成度	備考
空域からの逸脱防止に関して、各種の故障が発生した場合の無人航空機の実処をシミュレータにより検証する	・シミュレータに無人航空機の飛行制御部を接続し、飛行状態の模擬を実施した状態において、電波の途絶／地上装置の電源喪失、モーターの動作停止、センサ故障／操縦不能の故障を入力し、無人航空機が定められた実処を実施できることを確認した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

- ・達成状況：空域からの逸脱に繋がる故障が発生した場合の無人航空機の実処を、シミュレータにより検証した。

(5) 成果と意義

2.5.1 研究開発項目①「安全性に関する評価基準の具現化のための調査」(実施者：株式会社SUBARU)

安全性に関する評価基準の具現化にあたっては、衝突回避技術及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査し、その動向を明確化した(2.5.3 研究開発項目③「技術動向の調査」及び研究開発項目④「国際標準化に向けた提案検討」参照)とともに、有人航空機から無人航空機の見え方を確認する視認性、有人航空機の下方を飛行する場合の無人航空機への影響などの基礎データを取得(2.5.4 研究開発項目⑤「衝突回避に係わる基礎データの取得」参照)し、この結果を踏まえ、衝突回避をするための評価基準の明確化を行い、無人航空機性能評価基準書に反映した。無人航空機性能評価基準書に反映した内容を表 2.1.1.4-5 に示す。

なお、これらの内容は、国土交通省と経済産業省が主催している「無人航空機の日視外及び第三者上空等の飛行に関する検討会」に報告され、今後の目視外飛行に必要な無人航空機の要件検討の資とされることになった。

また、無人航空機性能評価基準書そのものは、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構が取りまとめ「無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (目視内及び目視外飛行編)」として、2020年5月に経済産業省のホームページにて公開された。

- ・「無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (目視内及び目視外飛行編)」：
<https://www.meti.go.jp/press/2020/05/20200529004/20200529004-1.pdf>

表 2.1.1.4-5 安全性に関する無人航空機性能評価基準書への反映事項

性能評価基準書の項目等	性能評価基準書への反映事項
6.2.2 目視内飛行での操縦者からの視認性（視認可能距離）	<p>試験方法</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 視程が 5km 以上確保されていることを、視程計等を用いて確認する ・ 評価者は 3 名以上とし、無人航空機を、ランクに対応する離隔距離に配置する。この際、評価者と無人航空機の間には障害物があってはならない ・ 評価者は地上の無人航空機を目視し、無人航空機であること及び無人航空機の機首方向を判別できるかを評価する ・ 評価者の過半数が判別できることを確認する
	<p>計測設備・機器</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 試験実施時の視程が 5km 以上確保されていることを確認可能な視程計
6.6 安全性	<p>全般</p> <p>JIS B 9700（機械類の安全性－設計のための一般原則－リスクアセスメント及びリスク低減）の評価手法と同様に、無人航空機としても、危険源（可動部の予期しない移動、故障等）を設定し、これに対するリスク低減の方策を取るような全般注意事項を追記</p>
6.6 衝突回避 ①回避するための機能	<p>試験方法</p> <p>実際の衝突回避性能・機能を保証できる適切な代替手段の一例として、回避機動能力試験と同様に回避に要する時間を計測し、この結果から自機と回避対象との相対速度の許容値を満足していることを確認可能な試験方法を追加</p>
6.6 衝突回避 ②回避されるための機能	<p>被探知性向上機能の内容</p> <p>灯火類の分類追加、背景の違い（空／地面）による塗色の視認性追加及び灯火以外の視認性を向上させる機能の削除</p>

2.5.2 研究開発項目②「災害調査用無人航空機のシステム構想」（実施者：株式会社SUBARU、東京大学）

2016年度委託を受けて「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現する災害調査用無人航空機のシステム構想を明確化した。

(1) 「2015年9月の関東・東北豪雨による茨城県常総市の洪水被害」を対象として、図2.1.1.4-3の検討フローに従い運用任務に必要なシステム性能のランクを設定した。

①：洪水被害状況・災害対応状況等から、運用任務に要求されるシステム性能のランクを想定するとともに、運航シミュレーションを実施する上での前提条件（案）を検討した。

②：①の結果について、茨城県殿、国土地理院殿にヒアリングを実施した。

③-1：②の結果を反映した前提条件に基づき運航シミュレーションを実施し、検討・評価を行い飛行性能及び任務対応性能等のランク想定を定義した。

また、耐環境性能についても、「災害予防」、「災害発生時」及び「災害復旧」の運用任務の実施時期に対応した茨城県常総市における耐風速等の調査を行い、この条件を付加して運航シミュレーションを実施した。

③-2：②の結果からランクの再整理を実施した。

(2) 2016年度に導出した、災害調査用無人航空機を活用できる8つの運用任務を表2.1.1.4-6及び図2.1.1.4-4に示す。

また、災害調査用無人航空機の設計・製造・運用任務に必要なシステム性能26項目のランク分けを表2.1.1.4-7に、耐環境性能の評価項目23項目のランク分けを表2.1.1.4-8に示す。

(3) 茨城県常総市の洪水被害発生時及びその前後の時期に茨城県下妻において観測された大気・気象環境に基づく、「災害予防」、「災害発生時」及び「災害復旧」の際に要求されるそれぞれの耐環境性能の想定を表2.1.1.4-9に示す。

(4) 運用任務毎の運航シミュレーション結果に基づく運用任務毎のシステム性能のランク想定の一覧を表2.1.1.4-10に示す。

また、運航シミュレーションの条件と結果、及びこの結果に基づく大型無人航空機と小型無人航空機それぞれに要求されるシステム性能のランク想定の一例を表2.1.1.4-11に示す。

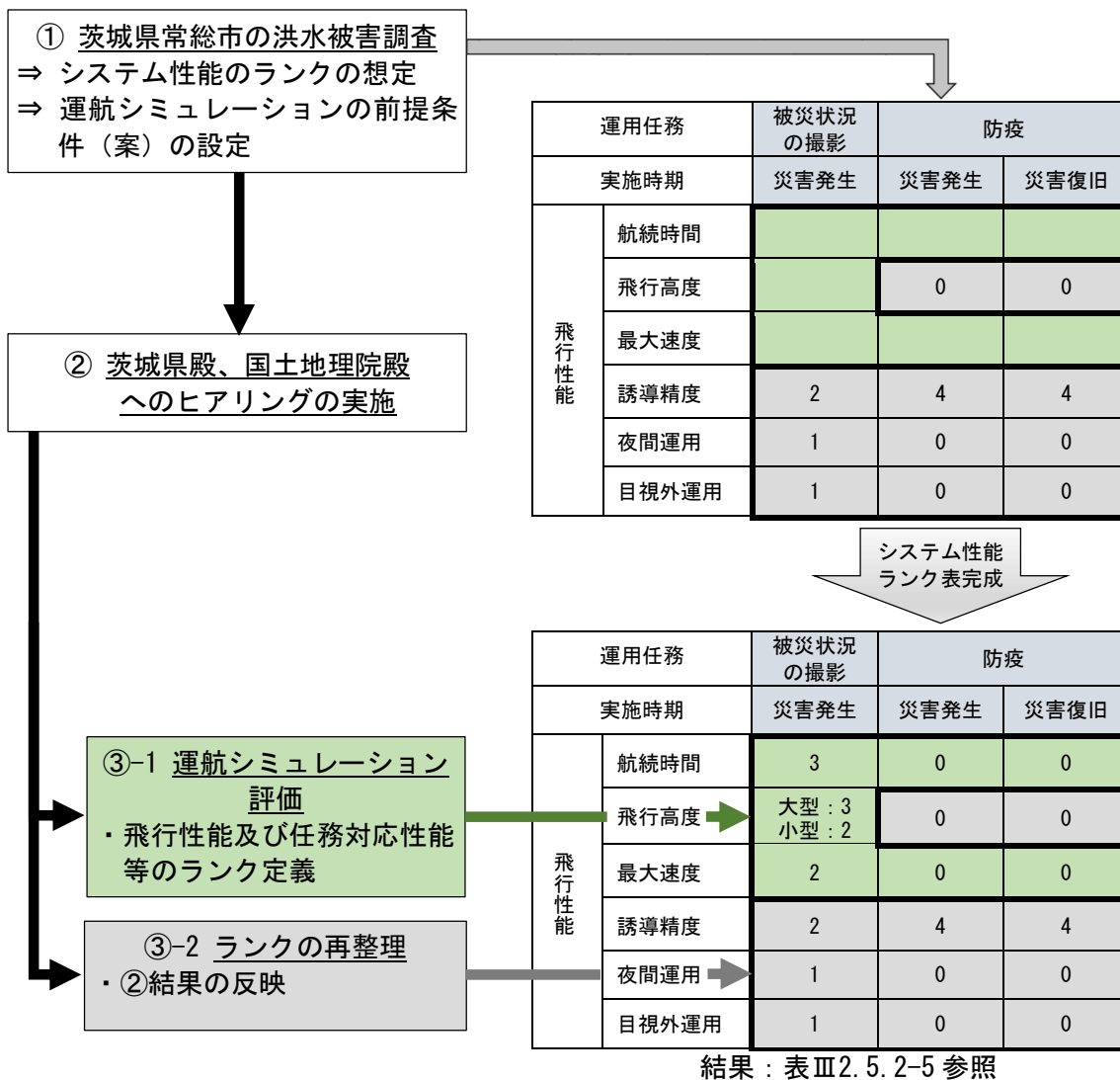


図 2.1.1.4-3 災害調査用無人航空機のシステム構想検討フロー

表 2.1.1.4-6 災害調査用無人航空機の運用任務

番号	任 務	場 所	対 象	実施時期			具体的な方法
				災害 予防	災害 発生時	災害 復旧	
①	基礎調査	河川、山、道路、急傾斜地	地形	○	—	—	撮影
②	状況の 定量把握	河川、山、道路、急傾斜地	地形	○	—	○	撮影 (空中写真測量)
							撮影 (レーザ測量)
③	被災状況の 撮影	災害発生エリア	人、建築物、河川、道路、火災、災害状況	—	○	—	撮影
④	情報配信	災害発生エリア	避難指示	—	○	—	輸送 (スピーカー)
			支援情報	—	○	○	
⑤	通信中継	孤立地域	通信手段の確保	—	○	—	輸送、通信中継
⑥	消火	火災発生エリア	最重要防御地域	—	○	—	輸送 (消火弾)
⑦	物資輸送	孤立地域	救援物資	—	○	—	輸送 (水、毛布)
⑧	防疫	災害発生エリア	消毒	—	○	○	輸送 (消毒液)

(凡例) ○：実施する
—：実施せず

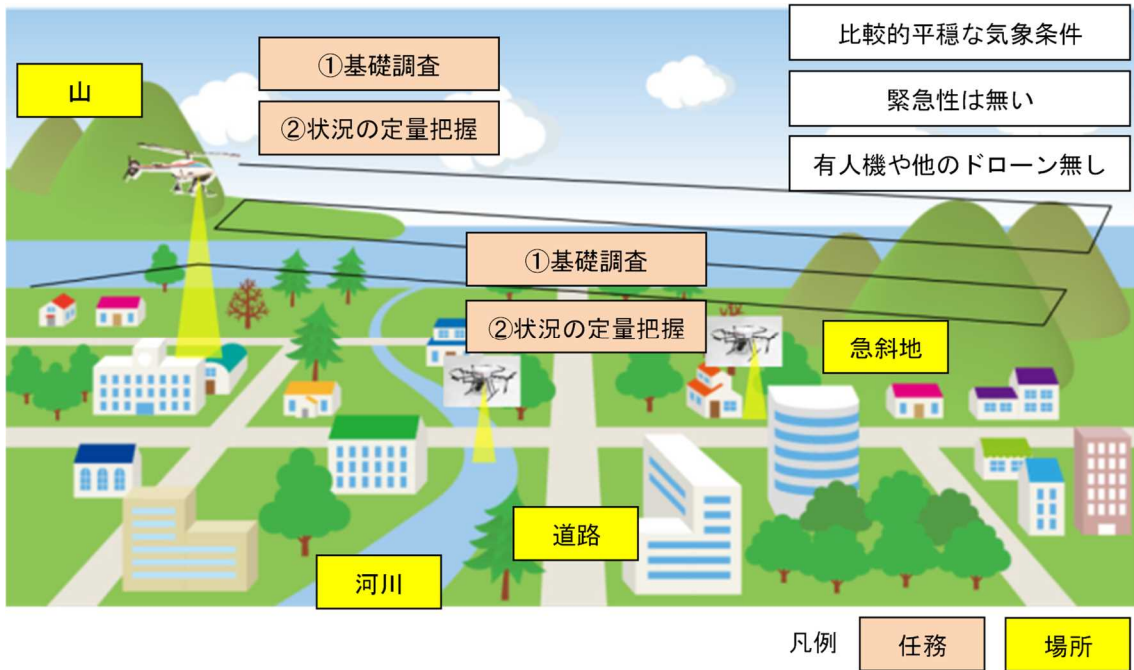


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害予防）（1/3）

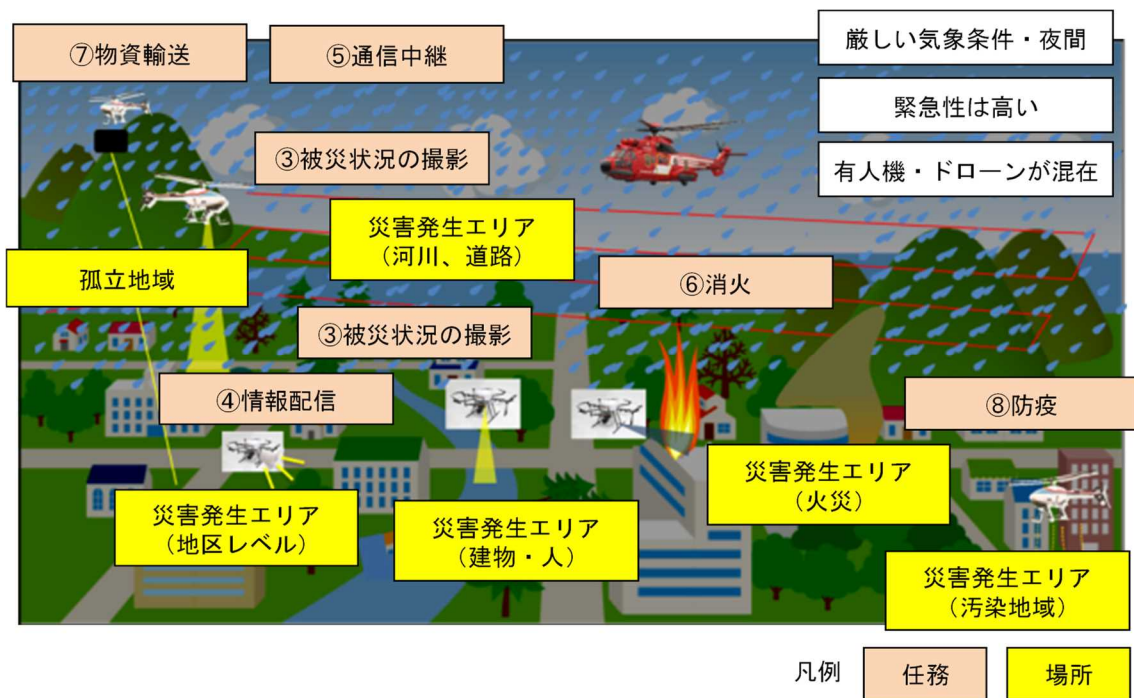


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害発生時）（2/3）

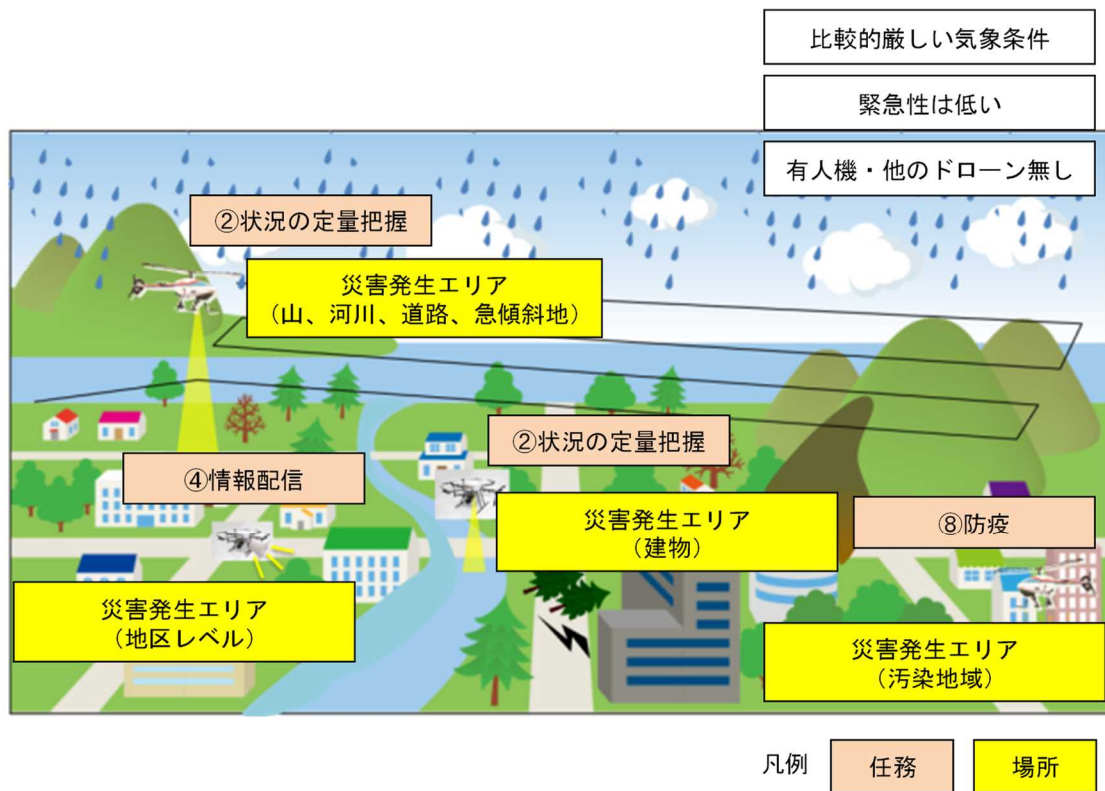


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害復旧）（3/3）

表 2.1.1.4-7 システム性能評価項目及びランク設定

区分・項目	ランク0	ランク1	ランク2	ランク3	ランク4	ランク5	ランク6	ランク7	ランク8		
飛行性能	航続時間	15分未満	15分	30分	1時間	2時間	3.5時間	6時間	12時間	12時間超	
	飛行高度	300m未満	300m	500m	1000m	2100m	2800m	3800m	3800m超		
	最大速度	30km/h未満	30km/h	60km/h	100km/h	150km/h	250km/h	350km/h	350km/h超		
	最低速度	ランクは特に設定せず、飛行可能な最低速度を計測し、明記することとする									
	誘導精度	水平:50m超 垂直:100m超	水平:50m 垂直:100m	水平:5m 垂直:10m	水平:1m 垂直:2m	水平:6cm 垂直:12cm	水平:1cm 垂直:2cm				
	夜間運用	不可能	可能								
	目視外運用	不可能	可能								
	行動半径	100m未満	100m	2km	10km	30km	70km	150km	350km	350km超	
	任務対応	撮影	精度	水平:50m超 垂直:100m超	水平:50m 垂直:100m	水平:5m 垂直:10m	水平:1m 垂直:2m	水平:6cm 垂直:12cm	水平:1cm 垂直:2cm		
質量			1kg未満	1kg	3kg	10kg	20kg	55kg	55kg超		
識別性能			150m以遠から 3km ² を識別	150m以遠から 122m ² を識別	150m以遠から 2m ² を識別	150m以遠から 0.5m ² を識別					
更新			なし	1分超/回	1分/回	1Hz	30Hz	30Hz超			
輸送		3kg未満	3kg	10kg	20kg	55kg	350kg	1000kg	1000kg超		
中継		100m未満	100m	2km	10km	30km	70km	70km超			
安全性	異常発生時対応	飛行困難な異常とそれを検出する機能・異常対処機能の有無を記載する									
	ジオフェンス機能	無	有(静的)	有(動的)							
	衝突回避	回避する	回避可能な対象と自機と回避対象の相対速度の許容値を記載する								
		回避される	被探知性向上機能の有無を記載する								
	事故対応	失探防止	位置送信無	位置送信有							
		防失防止	水没防止無	水没防止有							
要因特定		記録無	記録有								
ターンアラウンド時間	12時間超	12時間	4時間	1時間	30分	10分	10分未満				
部品交換間隔	明示無	8時間未満	8時間	60時間	250時間	750時間	3000時間	3000時間超			
信頼性	明示無	1件超 /100時間	1件 /100時間	1件 /1000時間	10件 /10万時間	5件 /10万時間	1件 /10万時間	0.1件 /10万時間	0.1件未満 /10万時間		
騒音	100dB超	100dB	80dB	60dB	40dB	40dB未満					
廃棄	特別管理産業 廃棄物、特別 管理一般廃棄 物を含む	産業廃棄物 を含む	特別管理一般 廃棄物、産業 廃棄物 を含まない								

- ・ジオフェンス機能：無人航空機に対し、仮想的な境界を設定する機能のこと。
- ・特別管理産業廃棄物及び特別管理一般廃棄物：廃棄物処理法で定められる爆発性、毒性、感染性その他の人の健康又は生活環境に係る被害を生ずるおそれがある性状を有する廃棄物のこと。

表 2.1.1.4.8 耐環境性能評価項目及びランク設定

区分	項目	ランク0	ランク1	ランク2	ランク3	ランク4	ランク5	ランク6	ランク7	ランク8	
大気・気象環境	耐高度性	300m 未満	300m	500m	1000m	2100m	2800m	3800m	3800m 超		
	耐温度性	高温側	35℃未満	35℃	40℃	50℃	60℃	60℃超			
		低温側	5℃超	5℃	0℃	-10℃	-20℃	-25℃	-32℃	-46℃	-46℃未満
	耐降雨性	無	10mm/h 未満	10mm/h	20mm/h	30mm/h	50mm/h	80mm/h	160mm/h	160mm/h 超	
	耐雪性	降雪	無	有							
		積雪	無	有							
	耐湿度性	65%未満	65%	85%	95%	95%超					
	耐結露性	無	有								
	耐氷性	無	有								
	耐雷性/ 耐静電気性	無	被雷/静電 気対策有 (フライトエ ッセシヤル な構成品)	被雷/静電 気対策有 (機体全体)							
耐風速	風力階級 3	風力階級 5	風力階級 6	風力階級 7	風力階級 8	風力階級 9	風力階級 10				
周囲環境	耐かび	無	有								
	耐塩霧	無	有								
	耐砂じん(塵)	無	有								
	難燃性能値 (難燃表面積)	20000 ² 超	20000 ²	2500 ²	400 ²	12.5 ²	2.8 ²				
	視認性 (視認可能距離)	50m で視認 不可	50m	200m	500m	1000m	1000m 以上				
電磁的 環境	耐電磁波 干渉	加害	無	有							
		被害	無	有							
危険環境	防燥	無	危険度 2 区域	危険度 2 区 域、1 区域	危険度 2 区 域、1 区域、 0 区域						
	耐放射熱	2kW/m ² に耐 えられない	2kW/m ²	8kW/m ²	8kW/m ² 超						
	耐化学	無	有								
	耐生物	無	有								
	放射性雰囲気	INES 0+	INES 3	INES 5	INES 6	INES 7					

- ・ 風力階級 : 気象庁が定義する風速の大きさを表現する尺度のこと。
- ・ 危険度区域 : JIS C 60079-10 爆発性雰囲気で使用される電気機械器具—第 10 部 : 危険区域の分類で定義される区域のこと。
- ・ I N E S : 国際原子力機関と経済協力開発機構原子力機関が制定した原子力事故・故障の評価の尺度を表現する国際原子力事象評価尺度のこと。

表 2.1.1.4-9 「災害予防」／「災害発生時」／「災害復旧」の耐環境性能想定

区分	項目		耐環境性能想定 (2015年茨城県常総市の洪水被害)			出典及び想定理由等
			災害予防 (9/1~9/7)	災害発生時 (9/8~9/15)	災害復旧 (9/16~9/30)	
大気・気象環境	耐高度性		24m+任務による高度設定			常総市の標高(5~24m)の最大値
	耐温度性	高温側	32℃ (9/2の値)	29℃ (9/12の値)	30℃ (9/28の値)	茨城県下妻の各期間内における最大値
		低温側	21℃ (9/5の値)	15℃ (9/15の値)	13℃ (9/30の値)	同上
	耐降雨性		1mm/h (9/2の値)	51mm/h (9/9の値)	11mm/h (9/17の値)	同上
	耐雪性	降雪	無	無	無	同上
		積雪	無	無	無	同上
	耐湿度性		85% (9/2の値)	98% (9/8の値)	98% (9/17の値)	同上
	耐結露性		無	無	無	結露の有無は確認できなかったため
	耐氷性		無	無	無	0℃以下となった日は各期間中なし
	耐雷性 ／耐静電気性		無	無	有	茨城県水戸の天気概況より
耐風速		12m/s (9/2の値)	14m/s (9/9の値)	10m/s (9/29の値)	茨城県下妻の各期間内における最大値	
周囲環境	耐かび		無	無	無	かびの発生を伴った環境等への遭遇は確認できず
	耐塩霧		無	無	無	塩水雰囲気を伴った環境等への遭遇は確認できず
	耐砂じん(塵)		無	有	有	グラウンド等への砂塵環境下での離発着が必要と想定
	離発着性能 (離発着面積)		無	400m ²	400m ²	災害応急離着陸場等への狭小エリアへの離発着は必要と想定
	視認性 (視認可能距離)		視程 5km	視程 2km	視程 3km	茨城県つくば(館野)観測の2015年の各期間内における「1時間ごとの値」の「視程」の最小値
電磁的環境	耐電磁波 干渉	加害	無	有	有	救難・救助ヘリとの混在飛行時には必要と想定
		被害	無	有	有	同上
危険環境	防爆		無	無	無	爆発性雰囲気下における運用は確認できず
	耐放射熱		無	無	無	火災現場における運用は確認できず
	耐化学		無	無	無	化学災害下における運用は確認できず
	耐生物		無	無	無	生物災害下における運用は確認できず
	耐放射性雰囲気		無	無	無	放射性物質が存在する環境下での運用は確認できず

表 2.1.1.4-10 運用任務毎のシステム性能ランク（運航シミュレーション結果反映）

運用任務	①	②		③	④	⑤		⑥	⑦	⑧			
	基礎調査	状況の定量把握		被災状況の撮影	情報配信	通信中継		消火	物資輸送	防疫			
実施時期	災害予防	災害予防	災害復旧	災害発生	災害発生	災害復旧	災害発生	災害発生	災害発生	災害発生	災害復旧		
飛行性能	航続時間	ランク3 1時間	ランク3 1時間	ランク3 1時間	ランク3 1時間	大型ランク5 3.5時間 小型ランク2 30分	大型ランク5 3.5時間 小型ランク2 30分	大型ランク3 1時間 小型ランク0 15分未満		大型ランク0 15分未満 小型ランク2 30分	ランク0 15分未満	ランク0 15分未満	
	飛行高度	大型ランク3 1000m 小型ランク2 500m	大型ランク3 1000m 小型ランク2 500m	大型ランク3 1000m 小型ランク2 500m	大型ランク3 1000m 小型ランク2 500m	ランク1 300m	ランク1 300m	ランク0 300m未満		ランク0 300m未満	ランク0 300m未満	ランク0 300m未満	
	最大速度	大型ランク4 150km/h 小型ランク2 60km/h	大型ランク4 150km/h 小型ランク2 60km/h	大型ランク4 150km/h 小型ランク2 60km/h	ランク2 60km/h	ランク0 30km/h未満	ランク0 30km/h未満	大型ランク4 150km/h 小型ランク2 60km/h		大型ランク4 150km/h 小型ランク2 60km/h	ランク0 30km/h未満	ランク0 30km/h未満	
	最低速度	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	20km/h	20km/h	0km/h (ホバリング)	常総市洪水	0km/h (ホバリング)	10~20km/h	10~20km/h	
	誘導精度	ランク2 水平 5m 垂直 10m	ランク2 水平 5m 垂直 10m	ランク2 水平 5m 垂直 10m	ランク2 水平 5m 垂直 10m	ランク2 水平 5m 垂直 10m	ランク2 水平 5m 垂直 10m	ランク2 水平 5m 垂直 10m		ランク3 水平 1m 垂直 2m	ランク4 水平 6cm 垂直 12cm	ランク4 水平 6cm 垂直 12cm	
	夜間運用	ランク0 不可能	ランク0 不可能	ランク0 不可能	ランク1 可能	ランク1 可能	ランク0 不可能	ランク1 可能	被害時に	ランク1 可能	ランク0 不可能	ランク0 不可能	
	目視外運用	ランク1 可能	ランク1 可能	ランク1 可能	ランク1 可能	ランク1 可能	ランク1 可能	ランク1 可能	火災発生は無	ランク1 可能	ランク0 不可能	ランク0 不可能	
	行動半径	ランク4 30km	ランク4 30km	ランク4 30km	ランク4 30km	ランク4 30km	ランク4 30km	ランク4 30km		ランク4 30km	ランク2 2km	ランク2 2km	
任務対応	撮影	精度	ランク3 水平 1m 垂直 2m	ランク3 水平 1m 垂直 2m	ランク3 水平 1m 垂直 2m	ランク3 水平 1m 垂直 2m	(不要)	(不要)	(不要)	かかったの で、 消火につ いての必 要ラン クの想 定は実 施せず	(不要)	(不要)	(不要)
		質量	大型ランク3 10kg 小型ランク0 1kg未満	大型ランク3 10kg 小型ランク0 1kg未満	大型ランク3 10kg 小型ランク0 1kg未満	大型ランク3 10kg 小型ランク0 1kg未満	(不要)	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
		識別性能	ランク2 2m識別	ランク2 2m識別	ランク2 2m識別	ランク2 2m識別	(不要)	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
		更新	ランク4 30Hz	ランク4 30Hz	ランク4 30Hz	ランク4 30Hz	(不要)	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
	輸送	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	ランク3 20kg	ランク3 20kg	(不要)		大型ランク5 350kg 小型ランク2 10kg	ランク1 3kg	ランク1 3kg	
	中継	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	ランク3 10km		(不要)	(不要)	(不要)	
ターンアラウンド時間	大型ランク4 30分 小型ランク5 10分	大型ランク4 30分 小型ランク5 10分	大型ランク4 30分 小型ランク5 10分	ランク3 1時間	ランク4 30分	ランク4 30分	大型ランク4 30分 小型ランク5 10分		大型ランク4 30分 小型ランク5 10分	ランク4 30分	ランク4 30分		
部品交換間隔	ランク2 8時間	ランク2 8時間	ランク2 8時間	ランク2 8時間	ランク2 8時間	ランク2 8時間	ランク2 8時間		ランク2 8時間	ランク2 8時間	ランク2 8時間		
信頼性	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間		ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間	ランク3 1件/ 1000時間		
騒音	-	-	-	-	-	-	-		-	-	-		
廃棄	-	-	-	-	-	-	-		-	-	-		

・安全性の要求については、「無人航空機の目視外及び第三者上空等の飛行に関する検討会」の結論に準じるものとし、本研究開発における想定は実施しない。

・騒音、廃棄については今回の使用を想定した洪水被害への対応任務を実行する上で必要な性能に直接影響しないため、想定しないこととした。

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
 及びシステム性能のランク想定の一例 (1/4)
 運用任務：①基礎調査／②状況の定量把握

項目		大型無人航空機	小型無人航空機
運航シミュレーション条件	飛行高度	1,000m	500m
	最大速度	150km/h	60km/h
	搭載質量	10kg	1kg 未満
	飛行機数	2機	19機
	飛行経路	<p>・(離陸) 石下総合運動公園多目的広場 ⇒ 鬼怒川に沿って飛行・撮影(距離: 22.5km) ⇒ (着陸) きぬ総合公園多目的広場 (または石下総合運動公園多目的広場) ・途中航続時間が不足する場合は、その他の災害応急離着陸場に着陸し、再発進しても良い</p>	
時間的制約等	<p>・60分以内に鬼怒川の全体を飛行 ・状況の確認頻度: 60分に1回</p>		
風向・風速	風速: 14m/s、風向: 東南東		
運航シミュレーション結果	航続時間	32分 ⇒ ランク 3	40分 ⇒ ランク 3
	飛行経路		<p>4つのブロック毎を、それぞれの小型無人航空機により撮影</p>

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
 及びシステム性能のランク想定の一例 (2/4)
 運用任務：①基礎調査／②状況の定量把握

<p>運用任務内容</p>	<p>常総市の鬼怒川河川（距離 22.5km）の状況を、1 時間に 1 回の頻度で撮影・取得する</p>																																	
<p>大型無人航空機</p>	<ul style="list-style-type: none"> ・基礎調査及び状況の定量把握の性能ランク要求は、<u>代表的な大型無人航空機の性能と比較し十分に実現性がある</u> ・大型無人航空機 2 機を河川に沿って交代で飛行・撮影して、河川状況を定量的に把握する <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div> <table border="1"> <caption>Large UAV Performance Comparison Data</caption> <thead> <tr> <th>項目</th> <th>システム性能ランク (想定)</th> <th>代表的無人航空機の性能のランク</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>航続時間</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td>飛行高度</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td>最大速度</td><td>4</td><td>4</td></tr> <tr><td>最低速度</td><td>2</td><td>4</td></tr> <tr><td>誘導精度</td><td>2</td><td>4</td></tr> <tr><td>夜間運用</td><td>0</td><td>4</td></tr> <tr><td>目視外運用</td><td>1</td><td>4</td></tr> <tr><td>行動半径</td><td>4</td><td>4</td></tr> <tr><td>任務対応</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td>ターンアラウンド時間</td><td>4</td><td>4</td></tr> </tbody> </table>	項目	システム性能ランク (想定)	代表的無人航空機の性能のランク	航続時間	3	4	飛行高度	3	4	最大速度	4	4	最低速度	2	4	誘導精度	2	4	夜間運用	0	4	目視外運用	1	4	行動半径	4	4	任務対応	3	4	ターンアラウンド時間	4	4
項目	システム性能ランク (想定)	代表的無人航空機の性能のランク																																
航続時間	3	4																																
飛行高度	3	4																																
最大速度	4	4																																
最低速度	2	4																																
誘導精度	2	4																																
夜間運用	0	4																																
目視外運用	1	4																																
行動半径	4	4																																
任務対応	3	4																																
ターンアラウンド時間	4	4																																
<p>小型無人航空機</p>	<ul style="list-style-type: none"> ・航続時間伸延＋目視外運用可能＋行動半径拡大の要求以外は、現状の代表的な小型無人航空機の性能ランクとほぼ同程度の性能ランク要求である ・河川を 4 ブロックに分割し、区域毎にそれぞれの小型無人航空機を飛行させ、河川状況を定量的に把握する <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div> <table border="1"> <caption>Small UAV Performance Comparison Data</caption> <thead> <tr> <th>項目</th> <th>システム性能ランク (想定)</th> <th>代表的無人航空機の性能のランク</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>航続時間</td><td>3</td><td>2</td></tr> <tr><td>飛行高度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>最大速度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>最低速度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>誘導精度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>夜間運用</td><td>0</td><td>2</td></tr> <tr><td>目視外運用</td><td>1</td><td>2</td></tr> <tr><td>行動半径</td><td>4</td><td>2</td></tr> <tr><td>任務対応</td><td>0</td><td>2</td></tr> <tr><td>ターンアラウンド時間</td><td>5</td><td>2</td></tr> </tbody> </table>	項目	システム性能ランク (想定)	代表的無人航空機の性能のランク	航続時間	3	2	飛行高度	2	2	最大速度	2	2	最低速度	2	2	誘導精度	2	2	夜間運用	0	2	目視外運用	1	2	行動半径	4	2	任務対応	0	2	ターンアラウンド時間	5	2
項目	システム性能ランク (想定)	代表的無人航空機の性能のランク																																
航続時間	3	2																																
飛行高度	2	2																																
最大速度	2	2																																
最低速度	2	2																																
誘導精度	2	2																																
夜間運用	0	2																																
目視外運用	1	2																																
行動半径	4	2																																
任務対応	0	2																																
ターンアラウンド時間	5	2																																

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
 及びシステム性能のランク想定の一例 (3/4)
 運用任務：④情報配信

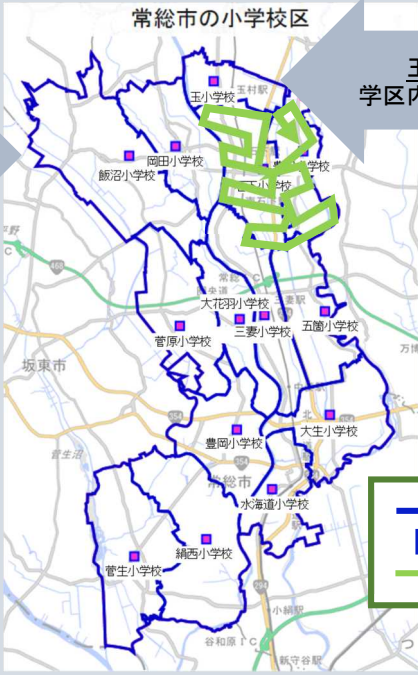

項目		大型無人航空機	小型無人航空機
運航シミュレーション条件	飛行高度	300m	
	最大速度	20km/h	
	搭載質量	20kg	
	飛行機数	2機	19機
	飛行経路	<ul style="list-style-type: none"> ・刈幅：180m ・飛行パターン：ラダーパターン 	
	学区	<ul style="list-style-type: none"> ・飯沼小学校学区（面積：17.75km²） ・玉小学校学区（面積：4.71km²） 	
	時間的制約等	1時間で1学区を網羅	
風向・風速	風速：14m/s、風向：東南東		
運航シミュレーション結果	航続時間	飯沼小学校学区 約 170分 ⇒ ランク 5	玉小学校学区 約 30分 ⇒ ランク 2
	航続時間	飯沼小学校学区 約 55分 ⇒ ランク 3	玉小学校学区 約 12分 ⇒ ランク 0
	飛行経路	飯沼小学校学区 	玉小学校学区 

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
 及びシステム性能のランク想定の一例 (4/4)
 運用任務：④情報配信

<p>運用任務内容</p>	<p>市の各学区内をラダーパターンで情報配信する。</p>
<p>大型無人航空機</p>	<p>・航続時間 3.5 時間以上+輸送 20kg (防災用スピーカーの搭載) の性能ランク要求は、代表的な大型無人航空機で実現可能な要求である</p> <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div>
<p>小型無人航空機</p>	<p>・有人航空機に搭載実績のある防災用スピーカーの質量は現状約 20kg 程度あるので、このスピーカーを搭載可能なように輸送の性能ランクを現状の 1 → 3 まで増大するか、またはスピーカーの軽量化を図る必要がある</p> <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div>

2.5.3 研究開発項目③「技術動向の調査」(実施者：株式会社SUBARU、東京大学)及び研究開発項目④「国際標準化に向けた提案」(実施者：株式会社SUBARU、東京大学)

衝突回避技術の国際的な技術動向及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査した。

(1) 衝突回避

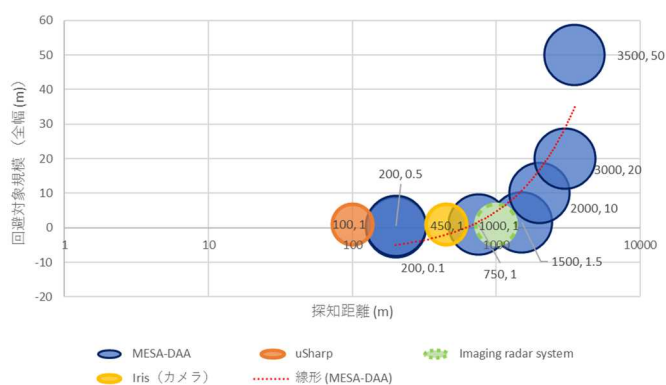
世界各国において無人航空機向けに検討されている衝突回避技術について調査した。

衝突回避技術は、システムとセンサそれぞれに開発が進められており、センサの技術レベルは、探知距離×回避対象規模の整理結果から解るように、小型無人航空機に搭載可能で探知距離が長い製品が出現する傾向にある。(表 2.1.1.4-12 参照)

一方衝突回避の性能評価としては、センサの探知距離だけではなく、回避に必要な時間を考慮する必要があるため、自動車と同様に相対速度×回避対象による評価方法が妥当と考えられる。

表 2.1.1.4-12 衝突回避技術の動向

システム名称	主なセンサ	探知距離	回避対象の規模
MESA-DAA	レーダ	オペレーション範囲：3.4km セスナ>3km 小型無人機>750m 鳥>200m	<ul style="list-style-type: none"> ・ Cessna140：10m×6.55m ・ Phantom4：350m (対角)
μ Sharp	レーダ	0.5~120m	<ul style="list-style-type: none"> ・ 対象：移動対象物、静止物 (壁、建物、樹木) ・ 規模：公開情報では取得できず
Imaging radar system	レーダ	約1km (目標値)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 対象：レーダ信号を反射するあらゆる障害物 ・ 規模：公開情報では取得できず
Iris system	カメラ	約450m (1,500ft)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 明記されていないが、動画では450m先の小型無人機の検出例を紹介



小型無人航空機用の静止物回避システム

- Flight Autonomy (カメラ)
- RealSense (カメラ)
- SLAMdunk (カメラ)
- μ Sharp360 (レーダ)

探知距離×回避対象規模 (2020年予測)

(2) 信頼性

他分野の信頼性、安全性の保証・試験・評価手法について整理し、無人航空機の信頼性、安全性を評価する上での基礎情報を調査した。

表 2.1.1.4-13 に示すとおり、協働ロボットは安全性に関する規格が整備され、リスクアセスメントの手法を導入し、ロボットと人との協働作業を可能にしているので、この評価手法を導入することにより、無人航空機に適合した信頼性、安全性の評価方法を整備できる可能性がある。

表 2.1.1.4-13 他分野の信頼性の動向

調査領域	調査対象に選定の着目点	信頼性の保証・試験・評価手法 についての調査結果
エレベーター	<ul style="list-style-type: none">・使用者を特定せずに運用されている一種の自動運転システムである・実用化されて以降、事故が発生するたびに、その対策が法制化されてきた歴史がある	法令・JIS・業界団体標準が規定・整備されており、体系を整理する上での参考になる
自動列車運転装置 (ATO)	<ul style="list-style-type: none">・駅を出発した以降、次の駅に停車するまでの運行が自動的に行われるシステムである・乗車する運転者は、走行に関しては、非常停止以外の操作を行うことはない 運転者が登場せずに、遠隔監視で運行しているシステムも存在している	法令で要求事項は規定されているが、細部の基準についてはメーカー各社の規格であり、非公開のため、無人航空機への適用方法を探るのは難しい
協働ロボット	<ul style="list-style-type: none">・人に対するリスクを低減することで、通常のロボットには必ず必要とされる柵を不要とし、ロボットと人の協働作業を可能にしたシステムである	人との共存や接触時の規格が整備されており、リスクアセスメントの手法も明確となっているため、無人航空機の評価手法に適用の可能性はある
自動車自動運転システム	<ul style="list-style-type: none">・完全自動化（レベル5）を目指して、自動車業界だけでなく、ICT（Information and Communication Technology：情報通信技術）関係の業界も開発に参加し、世界的にも大きな変革として着目されている・現状では部分的自動化（レベル2）はされているが、それ以上のレベルの実現には解決すべき課題が多い	法整備や体系の整理については、これから実施する見込みであり、今後の方向性を見通す上で参考となる

2.5.4 研究開発項目⑤「衝突回避に係わる基礎データの取得」（実施者：株式会社SUBARU）

衝突回避の性能評価基準の設定のためには、衝突回避の基本ルールを制定する必要があるが、これを整備するには「有人航空機が回避できるのか?」「無人航空機が回避できるのか?」「最低限確保すべき安全距離はどの程度なのか?」といったことが明確となる必要がある。

このため①「無人航空機が有人航空機からどの程度の距離で視認できるのか」の「視認性確認試験」、②「有人航空機のダウンウォッシュはどの程度無人航空機に影響を及ぼすのか」についての「ダウンウォッシュ影響確認試験」、及び③「無人航空機はどれくらいの機動性で回避できるのか」の「回避機動能力確認試験」の基礎データを取得した。

衝突回避に係わる基礎データ取得の試験の概要を図 2.1.1.4-5 に示す。

衝突回避に係わる基礎データは、2017年12月11日～22日にかけて、福島ロボットテストフィールド建設予定地において、株式会社SUBARUとりまとめのもと、株式会社自律制御システム研究所（現・株式会社ACSL）、株式会社エンルート、株式会社プロドローン、ヤマハ発動機株式会社の日本の無人航空機メーカーが一同に介し、有人航空機と無人航空機を使用した各種飛行試験を実施し取得した。

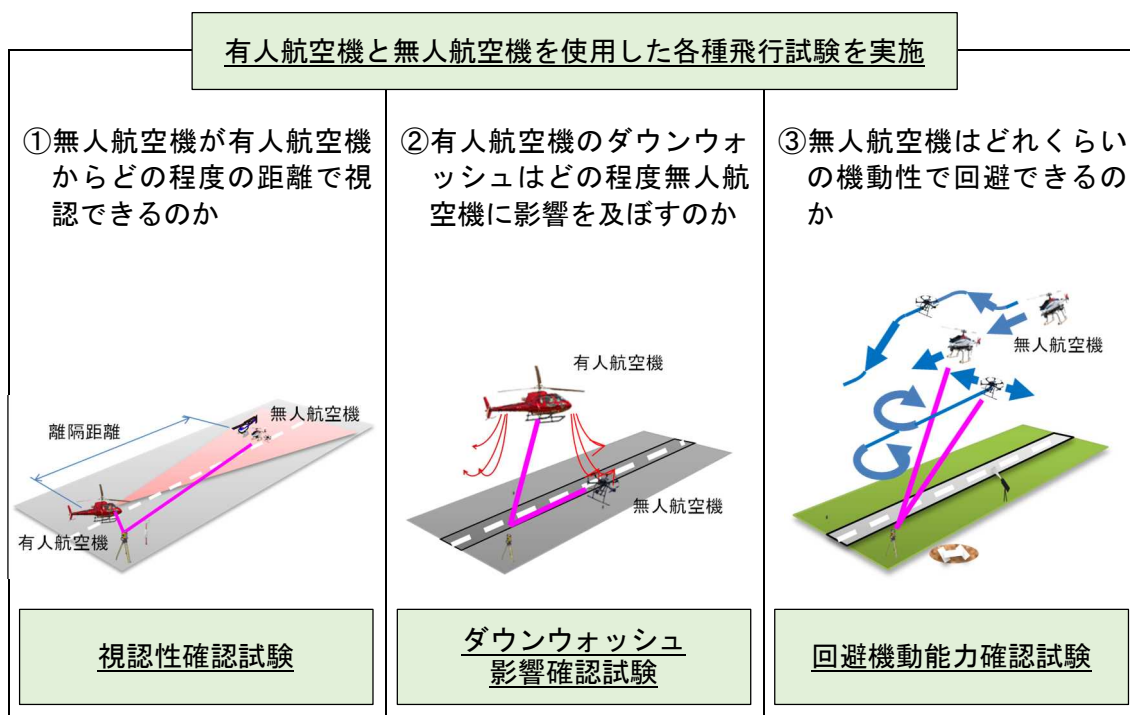


図 2.1.1.4-5 衝突回避に係わる基礎データ取得の試験概要

(1) 視認性確認試験

視認性確認試験に使用した無人航空機は機種、大きさ、色、灯火の違いにより 15 種類を準備し、更に背景の違い及び明るさの違いによる見え方の違いのデータを取得した。使用した無人航空機の外観を図 2.1.1.4-6 に示す。

試験は、有人航空機と無人航空機の距離を 150m から最大 400m まで離隔し、有人航空機に搭乗しているパイロットから視認が可能か否かの試験を実施した。

この結果、無人航空機の視認性は、背景とのコントラストが強い塗色や、ストロボライトを搭載することで向上が期待できることや、視程の極端な低下等が無い気象条件においては、塗色が黒以外か灯火有りのものは 150m の相対距離であれば無人航空機の発見後の目視は可能であることが判明した。

試験の実施状況の例として、コントラストの違いによる見え方の違いを図 2.1.1.4-7 に示す。また、得られた視認可能距離のまとめを表 2.1.1.4-14～表 2.1.1.4-16 に示す。



PF1 (軸間距離 1,173mm)
株式会社自律制御システム研究所 (現・株式会社 A C S L)



QC730 (軸間距離 730mm)
株式会社エンルート



PD6B
(軸間距離 1,620mm)



XF1
(軸間距離 1,534mm)



XF1
(軸間距離 1,534mm)



XS1
(軸間距離 1,058mm)

株式会社プロドローン



FAZER R G2
ヤマハ発動機株式会社



RPH2
株式会社SUBARU

図 2.1.1.4-6 使用した無人航空機の外観



機体色：赤
コントラストが弱い



機体色：白
コントラストが強い



機体色：黄
コントラストが最も強い
図 2.1.1.4-7 コントラストの違い

表 2.1.1.4-14 有人航空機及び無人航空機が地面にある場合の視認可能距離

(相対位置) 有人航空機：地面／無人航空機：地面 147 ケース



項目	時間	日中						薄暮					
		相対距離 (m)						相対距離 (m)					
		150	200	250	300	350	400	150	200	250	300	350	400
機 種	色・灯火												
	黒	○	○	×	×	×	×	×	×	—	—	—	—
	赤	○	○	○	○	×	—	○	○	×	—	—	—
	白	○	○	○	○	○	×	○	○	○	×	—	—
	橙	○	○	○	○	×	—	○	○	○	○	×	—
自律制御システム研究所	白+灯火	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
エンルート	白	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	+灯火	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
プロドローン	黒 (PD6B)	○	○	×	—	—	—	×	×	—	—	—	—
	黄 (XF1)	○	○	○	○	○	○	○	—	○	—	—	○
	黒／銀 (XF1)	○	○	○	○	○	×	○	○	○	×	—	—
	黒／銀 (XS1)	○	○	○	○	○	×	○	○	○	○	×	—
	黒 (PD6B) + 灯火	○	○	×	—	—	—	○	○	○	○	○	○
ヤマハ発動機	白／黒／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
SUBARU	白／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	+灯火	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○	○

■ : 分析の結果視認可能と判断したもの

■ : 分析の結果視認不可と判断したもの

○ : 視認可能

× : 視認不可

— : 視認不可のため取得しなかった、当該距離よりも遠い距離または灯火無しで視認できたため取得しなかったケース

表 2.1.1.4-15 有人航空機が空、無人航空機が地面にある場合の視認可能距離

(相対位置) 有人航空機：空／無人航空機：地面 98 ケース



項目	時間	日中						薄暮					
		相対距離 (m)											
		相対距離 (m)						相対距離 (m)					
機種	色・灯火	150	200	250	300	350	400	150	200	250	300	350	400
自律制御システム研究所	黒	○	○	○	×	×	—	○	○	×	×	×	×
	赤	○	○	×	×	×	×	—	—	—	—	—	○
	白	—	—	—	—	—	○	—	—	—	—	—	○
	橙	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
	黒+灯火	—	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○
エンルート	白	○	○	○	○	○	×	○	○	○	○	○	×
	+灯火	—	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○
プロドローン	黒 (PD6B)	○	○	○	○	×	—	○	○	×	—	—	—
	黄 (XF1)	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
	黒/銀 (XF1)	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
	黒/銀 (XS1)	—	—	—	—	—	○	—	—	—	—	—	○
	黒 (PD6B) +灯火	—	—	—	—	—	—	○	○	×	—	—	—
ヤマハ発動機	白/黒/青/赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
SUBARU	白/青/赤	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○	○
	+灯火	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	○

■ : 分析の結果視認可能と判断したもの

■ : 分析の結果視認不可と判断したもの

○ : 視認可能

× : 視認不可

— : 視認不可のため取得しなかった、当該距離よりも遠い距離または灯火無しで視認できたため取得しなかったケース

表 2. 1. 1. 4-16 有人航空機が地面、無人航空機が空にある場合の視認可能距離

(相対位置) 有人航空機：地面／無人航空機：空 133 ケース



項目	時間	日中						薄暮					
		相対距離 (m)											
機種	色・灯火	150	200	250	300	350	400	150	200	250	300	350	400
		自律制御システム研究所	黒	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
赤	○		○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
白	○		○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
橙	○		○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
日中：黒＋灯火 薄暮：赤＋灯火	○		○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
エンルート	白	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	＋灯火	○	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○	○
プロドローン	黒 (PD6B)	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	黄 (XF1)	○	○	○	○	○	○	○	—	○	—	—	○
	黒／銀 (XF1)	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	黒／銀 (XS1)	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	黒／銀 (XS1) ＋灯火	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	○
ヤマハ発動機	白／黒／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○

■ : 分析の結果視認可能と判断したもの

■ : 分析の結果視認不可と判断したもの

○ : 視認可能

× : 視認不可

— : 視認不可のため取得しなかった、当該距離よりも遠い距離または灯火無しで視認できたため取得しなかったケース

(2) ダウンウォッシュ影響確認試験

ダウンウォッシュ影響確認試験は、ドローンメーカー3社の無人航空機を使用して実施した。有人航空機はドクターヘリによく使われる機体の大きさに該当するヘリコプターのうち、国内において最も機数が多く、試験の安全性を考慮しエンジンを2基搭載しているAS355を使用した。

試験は、衝突回避の際に遭遇する最大の影響として、有人航空機がホバリングしている際に下方を通過した場合の影響の確認と、前進している有人航空機の下方を通過した際の影響の2種類を考慮し試験を実施した。

ダウンウォッシュは、環境風により流され、機体の真下に降下しなくなるため、風が極力無い早朝に試験を実施した。

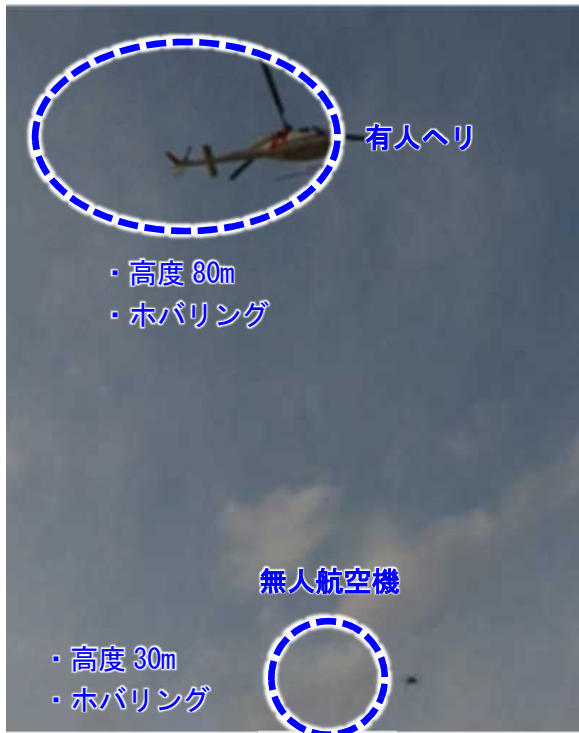
また、無人航空機への影響が未知数であったため、ダウンウォッシュが有人航空機との相対距離でどの程度発生するかを計測し安全を確保した上で、相対高度を設定し試験を実施した。

試験の結果、有人ヘリ（2.5トン級）が前進飛行している場合、速度28km/h（15kt）、高度差20mでは、有人ヘリの後方約340m付近で風速6m/s程度のダウンウォッシュが観測された。

有人ヘリ（2.5トン級）が前進するケースでは、無人航空機が、下方30mにいても、無人航空機の飛行が破綻するような影響を与えることはなかった。

また、ホバリングしている有人ヘリ（2.5トン級）の下方50mであれば、無人航空機の飛行が破綻するような影響を与えることはなかった。

ホバリングのダウンウォッシュ試験の状況を図2.1.1.4-8に示す。また、前進飛行のダウンウォッシュ試験の状況を図2.1.1.4-9に示す。



3次元風速計設置状況



ドップラーライダー

図 2.1.1.4-8 ダウンウォッシュ影響確認試験－ホバリング試験実施状況

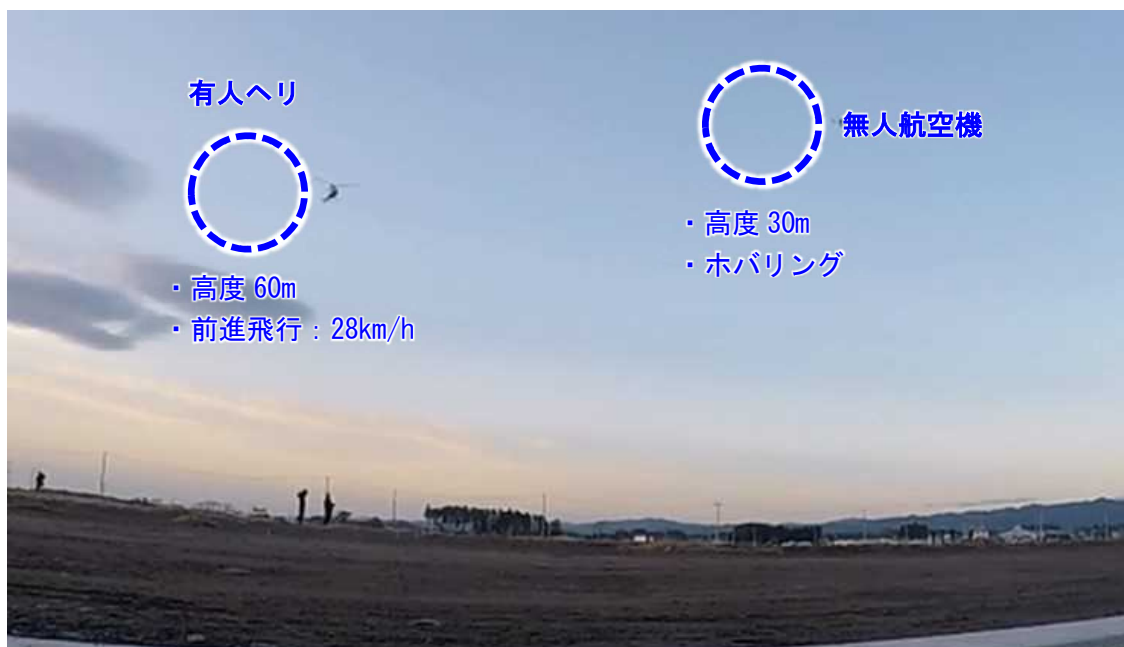


図 2.1.1.4-9 ダウンウォッシュ影響確認試験－前進飛行試験実施状況

(3) 回避機動能力確認試験

無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力についての基礎データを取得した。

無人航空機がホバリングしている状態において、有人航空機の最低安全離隔距離相当の回避行動を行う時間、及び無人航空機が巡航速度相当で飛行している状態において、有人航空機の最低安全離隔距離相当の回避行動を行う時間をそれぞれ計測した。

図 2.1.1.4-10 に示すとおり、それぞれの機動時間は異なり、約 10～40 秒程度の時間を要することが判った。

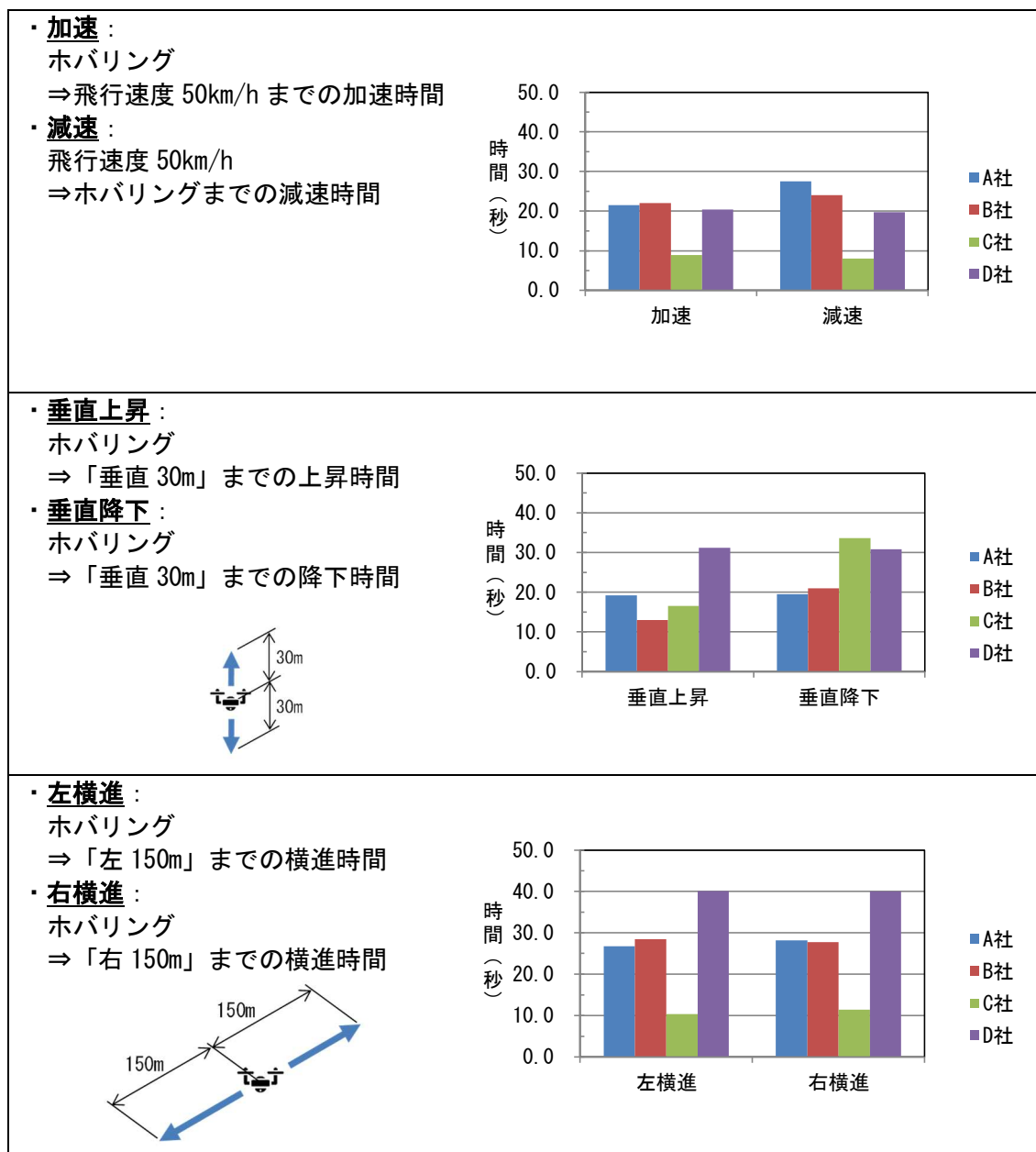
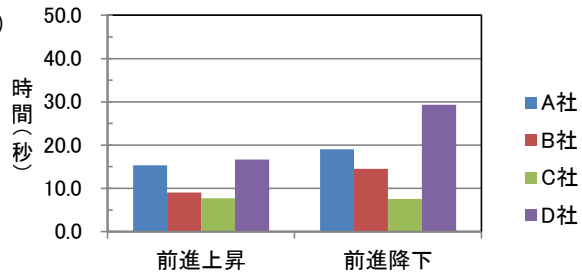
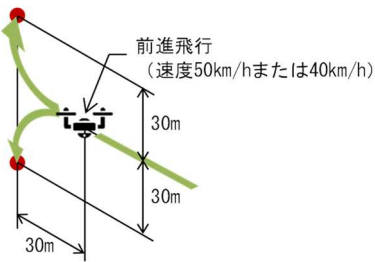


図 2.1.1.4-10 回避機動能力確認試験結果 (1/2)

- ・ **前進上昇：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒ 「前 30m+上 30m の位置」
までの上昇時間

- ・ **前進降下：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒ 「前 30m+下 30m の位置」
までの降下時間



- ・ **左旋回：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒ 「前 150m+左 150m の位置」
までの旋回時間

- ・ **右旋回：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒ 「前 150m+右 150m の位置」
までの旋回時間

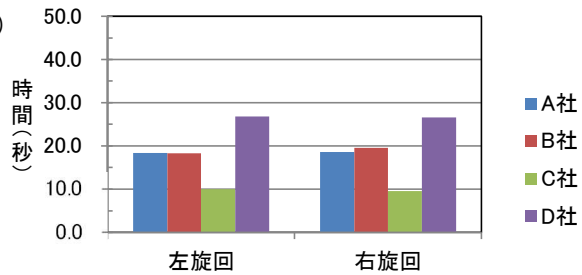
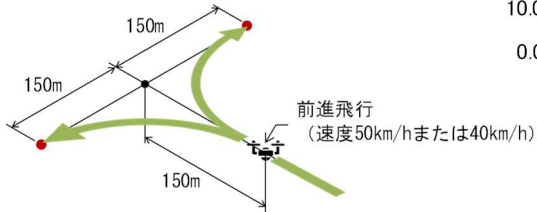


図 2.1.1.4-10 回避機動能力確認試験結果 (2/2)

2.5.5 研究開発項目⑥「異常対処の検証」(実施者：株式会社SUBARU、東京大学)

故障状況として、電波の途絶/地上装置の電源喪失、モーターの動作停止、センサ故障/操縦不能を操作装置から操作を実施し、これに対応する模擬信号を解析計算装置から出力し、この際の飛行制御装置の動作を表示装置にて確認した。

この無人航空機が定められた対処を実施できるか評価するために構築した検証ツールの概要を図2.1.1.4-11に示す。

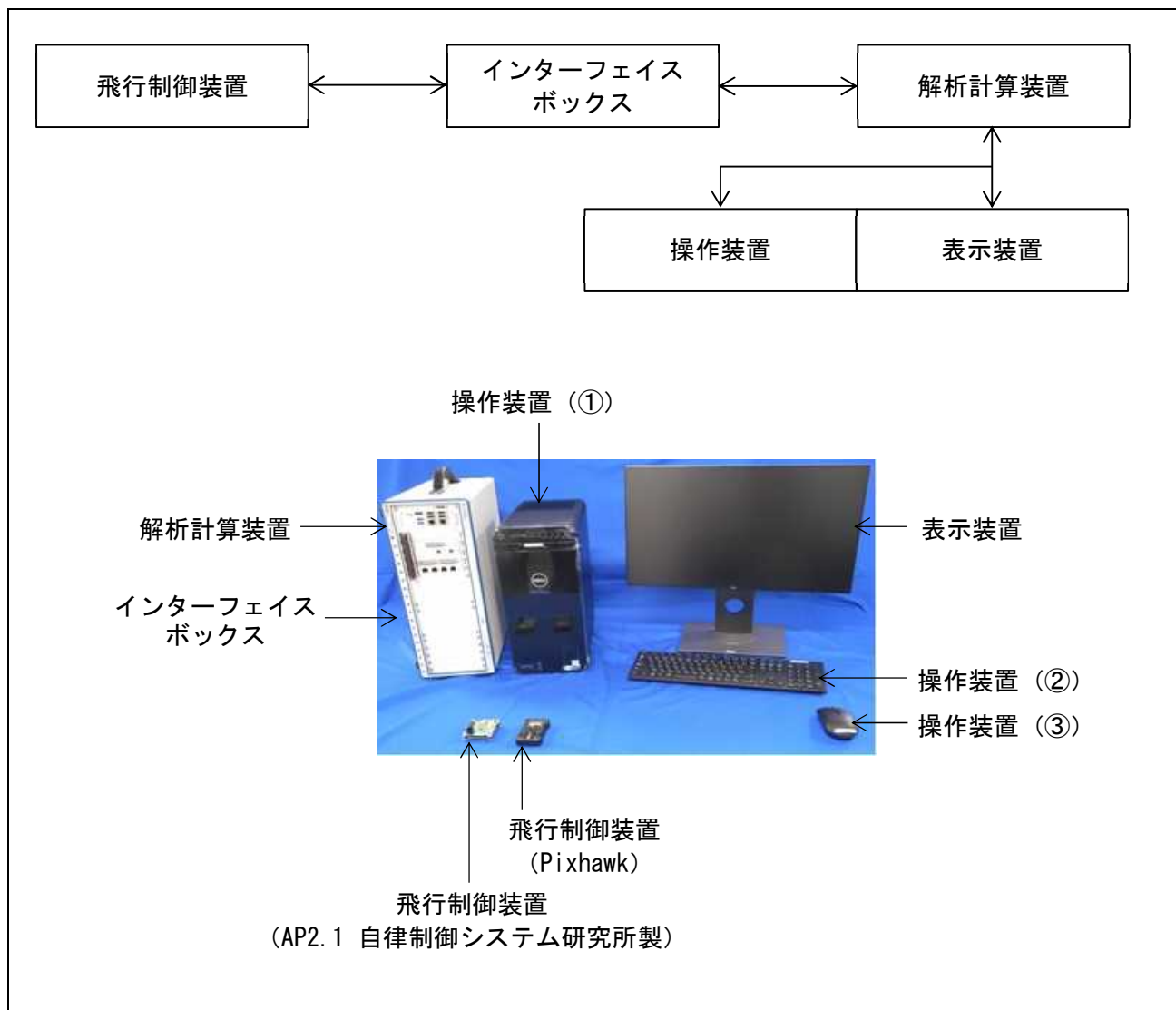


図 2.1.1.4-11 異常対処の検証ツールの概要

図 2.1.1.4-12 に示すとおり、電波の途絶を模擬する操作を操作装置から入力すると、飛行制御装置が PWM (Pulse Width Modulation : パルス幅変調) を変化させ、途絶時に対応した速度等の制御を実施することを確認した。

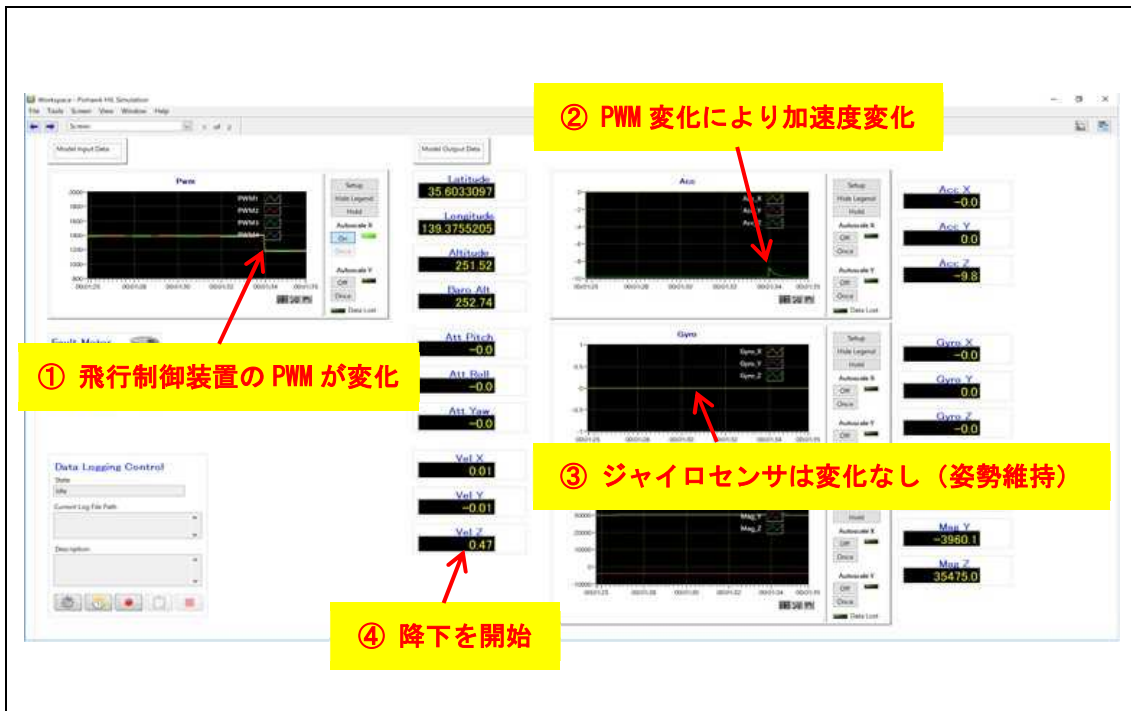


図 2.1.1.4-12 異常模擬の検証試験結果 (電波の途絶/地上装置の不時消失)

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度	総計
論文	0	-	-	-	-	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	6	-	-	-	-	-	6
展示会出展	0	-	-	-	-	-	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	1	-	-	-	-	1
ニュースリリース・プレスリリース	2	-	-	-	-	-	2
国内出願	0	-	-	-	-	-	0
外国出願	0	-	-	-	-	-	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

ドローンをはじめとする無人航空機の活用は爆発的に拡大しており、その有用性については十分に証明されつつある段階にある。一方、ドローンはその特性上、飛行する時間及び搭載できる機器に限られており、より大型の計測器材の運搬・設置や、交通手段が断たれた場合の緊急物資輸送等の過酷な環境の中での使用を要求される災害時には、必ずしもその能力を発揮できるとは考えられない。

このため、より大型の無人航空機を災害時に使用できるというニーズは今後顕著化することが予想され、このニーズを含めた無人航空機性能評価手順書とする。

この無人航空機性能評価手順書が有効に機能し、多く活用され、安全性・信頼性の極めて高い小型の無人航空機に加え、それよりも一回り大きく、より大きなペイロードや長時間の飛行が可能となる大型の無人航空機が開発されれば、災害対応や物流分野に大きく貢献することができる。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

我が国においては、極めて広範囲で、高い頻度で災害が発生する危険性がある状況の中で、災害発生時の救助活動や被害状況を迅速に把握するためにかかせない有人航空機は数が限られている。

従って、有人航空機を補完し、迅速かつきめ細やかに災害に対処できる無人航空機が我が国の国民の安全・利便性の向上には不可欠であるが、現在実用化されている無人航空機は、国内の有人地域を前提とした飛行中の安全性の確保・第三者被害の観点では、まだ技術的に成熟したものとは言えない。

このため本研究開発では、災害調査のために無人航空機を活用するユースケースを想定して、その性能評価手法を研究開発し、この成果は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構が、「無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0（目視内及び目視外飛行編）」として取りまとめ、2020年5月に経済産業省のホームページにおいて公開された。

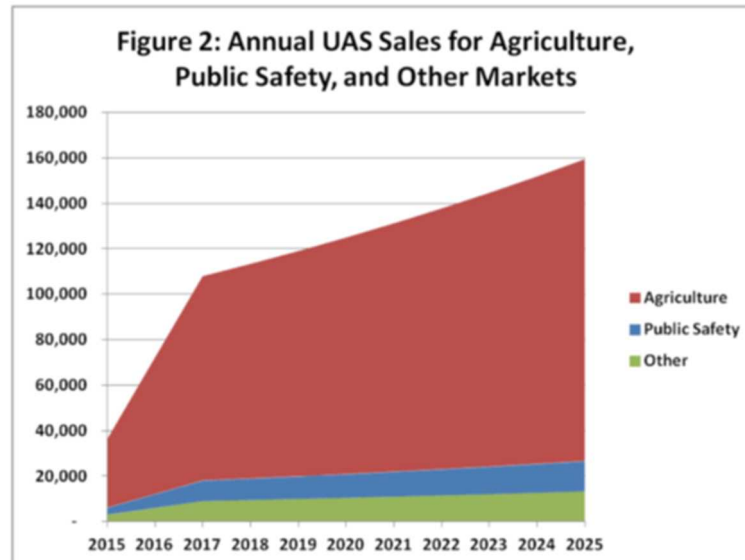
この無人航空機性能評価手順書は、無人航空機メーカーによる無人航空機の機体開発に係る性能目標の設定や機体選定の際の指標、無人航空機の運用の際の考慮事項など広く活用されることが期待され、無人航空機メーカーなどの事業化促進に、また、今後のドローン利活用拡大に向けた更なる制度設計における検討材料としても貢献するものと考えられる。

国内における災害対応や物流分野の無人航空機の市場予測は、2022年時点で年間おおよそ200億円の市場規模と予想されている。（図2.1.1.4-2参照）

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の成果である無人航空機性能評価手順書が、無人航空機の機体開発に係る性能目標の設定の指標などになり、我が国で日常的に運用が可能な安全性・信頼性の極めて高い無人航空機が開発できれば、災害対処に限らず、広範囲な用途で、現有の無人航空機に対して高い競争力を発揮し、新たな民間市場の開拓が可能になるとともに、海外への輸出による経済的な効果も期待できる。

米国での民間用途の無人航空機産業は、2025年まで、約16兆円と推定されている。(図2.1.1.4-13参照)



出典：https://higherlogicdownload.s3.amazonaws.com/AUVSI/958c920a-7f9b-4ad2-9807-f9a4e95d1ef1/UploadedImages/New_Economic%20Report%202013%20Full.pdf

図 2.1.1.4-13 米国における無人航空機市場の拡大予測

6.1.1.5 陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施者：三菱重工業株式会社)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

近年、大規模災害やインフラの老朽化、産業施設等の事故が世界各地で発生しており、災害・事故時だけでなく、平時でも使用でき、迅速な事態収拾を可能とする特殊環境用ロボット(防災・減災、災害対応、インフラメンテナンスロボット等)の配備が急務となっている。

しかし、我が国は『ロボット大国』と言われ、優れた技術がありながら、特殊環境用ロボットは、未だ十分な産業化・市場化に至っていない。特殊環境用ロボットの産業化の促進や産業競争力の強化を図るためには、各種ユースケースに応じた適切な性能と安全性を備える必要がある。求められる性能水準、安全性等を、競合する海外製ロボットとも客観的な評価基準のもとで比較可能とした上で、我が国の特殊環境用ロボットの優位性を明らかにし、特殊環境用ロボットの国内外の産業施設、インフラ等への配備の促進に取り組むことが効果的である。そのため、本研究開発では、災害対応陸上移動ロボットを対象とし、その性能及び安全性の評価軸、評価軸に沿った性能レベル(数値)、それを測定するための標準的試験方法を研究開発する。

2016年度は災害対応陸上移動ロボットのうち社会的ニーズの高いトンネル災害に対応するファーストレスポндаに関する性能評価基準を開発したが、引き続きその対象としてプラント災害を追加し、日常的に使用されるプラント巡回点検への適用も可能とする災害対応ロボットの性能評価手法を開発するとともに、福島ロボットテストフィールドの利用を視野に入れた実ロボットによる試験方法の検証等を実施した。

共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案

ロボットユーザ(石油オペレータや消防など)と協力し、プラント点検など日常業務とトンネルやプラントの災害にも対応可能な共用ロボットの仕様を策定するとともに、共用ロボットとしての総合性能の妥当性を確認する方法として、模擬プラント・模擬トンネルを使ったミッション型の性能評価手法を立案した。

共用ロボットの基本性能評価基準の立案

共用ロボットの基本性能を、大規模な模擬プラントを使わずに検証しユーザが比較検討するための指標となる「基本性能評価手順」をまとめた。踏破性・探査性に関しては、NIST(アメリカ国立標準技術研究所)災害対応ロボットSTM(標準評価方法)を基本としながらも、トンネル災害・プラント災害対応で必要となる性能を検証すべく日本独自の評価手法を立案した。耐環境性・防爆性に関しては、既存規格を移動ロボットに適用しやすい形態にまとめ直した。

性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証

立案した総合性能評価手法に関して、福島ロボットテストフィールドを想定してミッション型試験として具現化するとともに、模擬環境で共用ロボット試作機を含む複数ロボットによる実走検証を行いブラッシュアップした。一方、基本性能評価手法として、“ジャングルジム[1]”をベースにプラントやトンネル倒壊狭隘部の通過性を検証するための手法として改良し、複数ロボットを用いた実走によるデータ取得をするなど NIST への提案準備を行った。

[1] 木村哲也、大金一二：“標準性能試験法を用いた災害対応ロボット開発”、第 57 回自動制御
連合講演会予稿集（2B01-2）2014 年

推進委員会の立ち上げ・運営 / 性能評価手順書“使い方ガイド”の整備

以上の検討過程において、識者・ユーザ・メーカーによる推進委員会を立ち上げ意見を伺い、推進委員会等での検討過程でどう考えて基準を立案・改良したかをまとめた。最後に、今後のアップデート体制と NIST への確実な提案などを課題として提起した。

(2) 研究開発目標と根拠

災害対応陸上移動ロボットの共通基本性能および防爆性能に関する性能評価基準（案）は以下のとおりである。


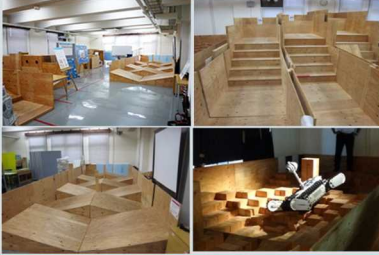

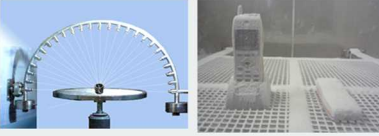


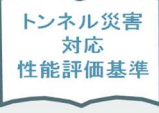
災害対応陸上移動ロボット 性能評価基準	性能評価基準の ベース	具体的な試験方法に展開されているか？	今後の展開
共通基本性能	NIST標準試験法 	○ 	日本発の性能評価 基準を提案 NISTが対象として いないプラント やトンネル災害 対応基本性能
個別性能	耐環境性能 JIS 	○ 	
	防爆性能 	× 移動ロボット用として展開されていない 新たな 性能評価基準 に展開 	移動ロボット 特有の 防爆性能
	各ユーザ・場所ご との特殊性能要求 ・個別の作業要求 ・特有環境	× 	プラント災害 対応 性能評価基準
2016年度案	その他 ・壁面・水陸両用 ・耐放射線性など	× (個別)	

図 2.1.1.5-1 性能評価基準案

本事業では、上記の中で社会実装の可能性の高い、プラント巡回点検ロボットと共用可能な災害対応ロボット（共用ロボット）の性能評価基準を開発する。

そのための具体的な手法は以下のとおり。

① 共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案

ユーザ（石油オペレータなど）と協力して、共用ロボットの仕様と、模擬プラントと共用ロボットを使って実施する性能評価手法を策定する。これをベースに、福島ロボットテストフィールドの模擬プラントの詳細仕様に対して提案を行うとともに、「プラント災害対応性能評価基準」としてまとめる。

② 共用ロボットの基本性能評価基準の立案

トンネル災害やプラント災害対応ロボットとしての共用ロボットの基本性能を、第一次評価として大規模な模擬プラントを使わずにユーザが比較検討するための指標となる「基本性能評価基準」を立案する。

③ 性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証

災害対応陸上ロボットの基本性能評価基準のうち、災害対応と日常巡回点検の双方に共通する最も基本的かつ厳しい「不整地走破機能」と、上記②で新たに立案した「プラント災害を想定した基本性能基準」に基づく検証用共用ロボットの仕様と試験方法を検討する。合わせて、将来、NIST 国際規格へ提案するために必要となるデータ種別や取得方法も検討し、検証用共用ロボットを用いて性能データ採取することで新しい「基本性能評価基準」の妥当性を検証する。

④ 推進委員会の立ち上げ・運営

⑤ 性能評価基準“使い方ガイド”の整備

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

下表のとおり、研究開発スケジュールを示す。

表 2.1.1.5-1 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
① 共用ロボットの仕様策定とプラント 災害対応性能評価基準の立案	→	→		
② 共用ロボットの基本性能評価基準の 立案		→		
③ 性能評価基準(案)に基づく検証方 法の具現化と検証		→	→	→
④ 推進委員会の立ち上げ・運営	→	→	→	→
⑤ 性能評価基準“使い方ガイド”の整 備		→	→	→

下図のとおり、実施体制を示す。

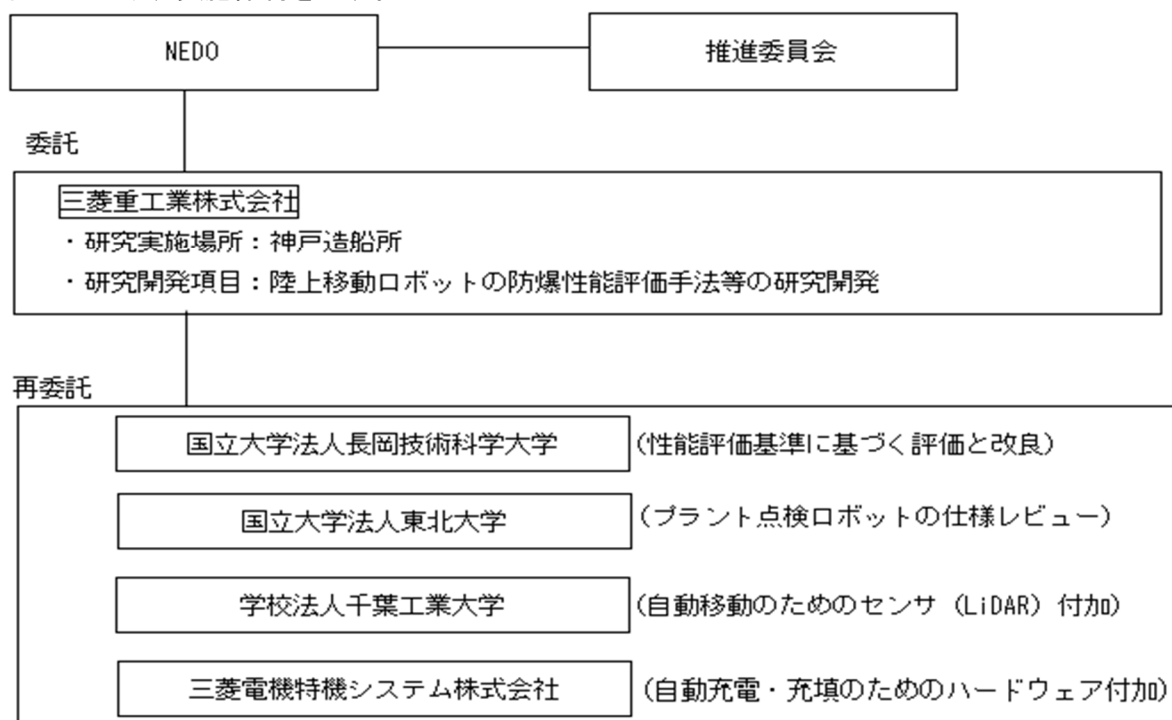


図 2.1.1.5-2 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

研究開発項目①陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発

・達成状況：

防爆性能が必要と思われる災害（トンネル災害、プラント災害など）現場でのロボットニーズ調査に基づき、防爆移動ロボットの性能評価手法を立案し実ロボットによる検証テストによって手法の妥当性を確認することができた。さらに、福島に建設中のロボットテストフィールドに対して、各種設備・施設の提案・調整ができたことで、本研究事業の目的は達成できたと考えられる。

一方、本報告書で前述したように、災害への備えだけのために防爆ロボットを維持することは経済的な理由で社会実装が困難であることが明確になった。そこで本研究では、従来から対象としてきたトンネル災害に留まらず、日常使いとしての巡回点検ニーズと災害時の探査ロボット（ファーストレスポンド）としてのニーズとを共用可能な石油化学プラントや鉄鋼プラントへも対象を広げることにより、社会実装への期待が持てるようになった点が成功であり、実際に多くの国内外の石油化学プラントメーカー等から検討依頼がある。

さらに、災害対応ロボットのテスト手法として世界的にデファクトになりつつある NIST に対して、日本独自のテスト方法を提案する準備が完了したことも大きな成果である。

ロボット技術は日進月歩であり、その評価手法も順次更新されるべきものであることから、今後定期的にメンテナンスされ、ロボット開発者とロボットユーザとの“共通のモノサシ”として普及し、ロボットの社会実装が進んでいくことを希望する。

最終目標	成果	達成度	備考
共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案	仕様作成し立案完了	○	
共用ロボットの基本性能評価基準の立案	立案完了	○	
性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証	具体化して検証完了	○	
推進委員会の立ち上げ・運営	同左	○	
性能評価基準“使い方ガイド”の整備	整備完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発

2016年度において、災害対応陸上移動ロボットのうち社会的ニーズの高いトンネル災害に対応するファーストレスポンドに関する性能評価基準を開発したが、2017年度は対象としてプラント災害を追加し、プラント巡回点検への適用可能な災害対応ロボット（以下共用ロボットと略称する）の性能評価手法を開発するとともに、福島ロボットテストフィールドの利用を視野に入れた実ロボットによる試験方法等の検証・ブラッシュアップを実施した。以下実施項目ごとに詳細を述べる。

5.1.1. 「共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案」

（実施者：三菱重工業株式会社、再委託（一部）：東北大学）

トンネル災害対応ロボットのニーズをヒアリングした結果防爆移動ロボットへのニーズが明確化されたものの、災害対応に限定した防爆ロボットは、マーケットが小さく高価になるため、いつ発生するか分からない災害のためにロボットを維持メンテナンスし続けることは、費用対効果の面で障壁が高いという課題も明確になった。

一方、産業プラントへのヒアリングの結果、プラント災害対応と日常点検で求められる機能は、トンネル災害対応で求められる機能と類似していることが判明した。プラント（平常時、災害時）とトンネル（災害時）に求められる機能について表 2.1.1.5-2 にまとめる。


表 2.1.1.5-2 プラント（平常時、災害時）とトンネル（災害時）に求められる機能

		プラント							トンネル										
点検区分	平常時巡回監視・点検							自然災害または事故対応											
現状頻度	日に2~3回							非常にまれ											
作業	液・ガス漏れ検知	メータ確認	機器動作確認	センサ動作確認	生成物サンプル	状況確認(映像,ガス濃度)	漏洩箇所特定	被害拡大を防ぐ機器操作	生存者探索・救助	消火	状況確認(映像,ガス濃度)	漏洩箇所特定	被害拡大を防ぐ機器操作	生存者探索・救助	消火				
対象物	タンク配管	圧力,液量メータ	回転機械配管	液量センサハンドル	コックピンチューブ	配管フランジ	配管フランジ	バルブハンドルSW	人倒壊物	ホース消火柱	壁面天井設備	ガス湧出	バルブハンドルSW	人倒壊物	ホース消火柱				
必要機能	環境	防塵 (Zone1) : Upstream (洋上プラント)							トンネル										
		防塵 (Zone1,水系対応) : Downstream (製油所、化学プラント等)																	
		防水、防風、暗闇 (気温(-10~30℃))																	
		[砂利、段差、配管またぎ&くぐり、階段、斜面、はしご、ドア]							[高温(150℃)、煙、粉塵]										
移動	[自律移動・自律充電]							[倒壊状況で移動(ガレキ、倒壊物による狭隙部通過)]											
計測	[カメラ、サーモグラフィ、ガス検知器による計測(ロボットセンサ計測+アーム先端センサ計測)、中央制御室への無線データ転送]																		
作業(アーム)	[異音,異音,異臭,振動]			[ふき取り]		[バルブ開閉操作]		[開閉操作]		[倒壊物除去]		[ホース運搬,放水]		[開閉操作]		[倒壊物除去]		[ホース運搬,放水]	
ロボット導入価値	[危険作業代行]																		
	[省人化]																		
	[計測精度向上]																		
	[位置情報統合]																		
	[異常早期検知]																		
	[広範囲,連続計測]																		

これら3つのタイプのロボットを、共用可能な1つのロボット機能としてまとめ、各タイプ特有の機能はオプション機能として装備可能となるように、ユーザ（石油オペレータや消防など）と協力し、プラント点検など日常業務と災害だけでなくトンネル災害にも対応可能な共用ロボットの仕様を策定した。

策定した共用ロボットの世代分け機能を表 2.1.1.5-3 に、そのうち第一世代機の仕様を図 2.1.1.5-3 に示す。再委託先の東北大学は、石油プラント巡回点検へのロボット適用の先駆け的活動である ARGOS チャレンジのファイナリストであり、その知見を織り込み、世界レベルの仕様設定を実施することができた

表 2.1.1.5-3 共用ロボットの世代ごと機能

	共通仕様	災害対応	日常プラント巡回点検	災害対応ロボット ↓ 日常はプラント巡回をする 共用ロボット実現のための リスクを洗い出した (主としてハードウェアの 防爆化の課題)
第一世代	<機能・用途> ・防爆性能 Zone1危険場所 水素ガス対応 ・耐環境 屋外IP47相当	<機能・用途> ・不整地走行 ・遠隔操作で状況確認 暗闇での目視, ガス検 知) ・有線・無線両用	<機能・用途> ・ワンフロア走行 (段差, 小口径配管, スロープ) ・自動巡回して画像・熱画 像, ガス濃度・音取得 ・無線 (WiFiまたは4GLTE) ・ステーションで自動非接 触充電 (非危険場所)	 <ul style="list-style-type: none"> 強化ガラス越しにLiDAR検出できるか Geガラスが防爆衝撃試験に耐えるか ガス検 (本管安全防爆) と移動ロボットとのI/F マイクが防爆すきまで音を拾えるか 非接触充電が防爆仕様に行けるか <p>ロボットの重量増・重心高により踏破性などの性能がどの程度損なわれるかが分かっていない</p>
第二世代		+ 形状測定	+ 階段昇降を含む多層階走行 + マニピュレータによる計測範囲拡大 + 計器読み取り・異常音解析などの知能化	
第三世代		+ マニピュレータによるドア開け, 隔離弁操作, 消火用弁操作	+ マニピュレータによるバルブ操作, 資料採取など + 危険場所での充電・保護ガス充填	 <ul style="list-style-type: none"> マニピュレータが移動タイプで防爆にできるか 危険場所での非接触充電可能か (電磁波による引火)

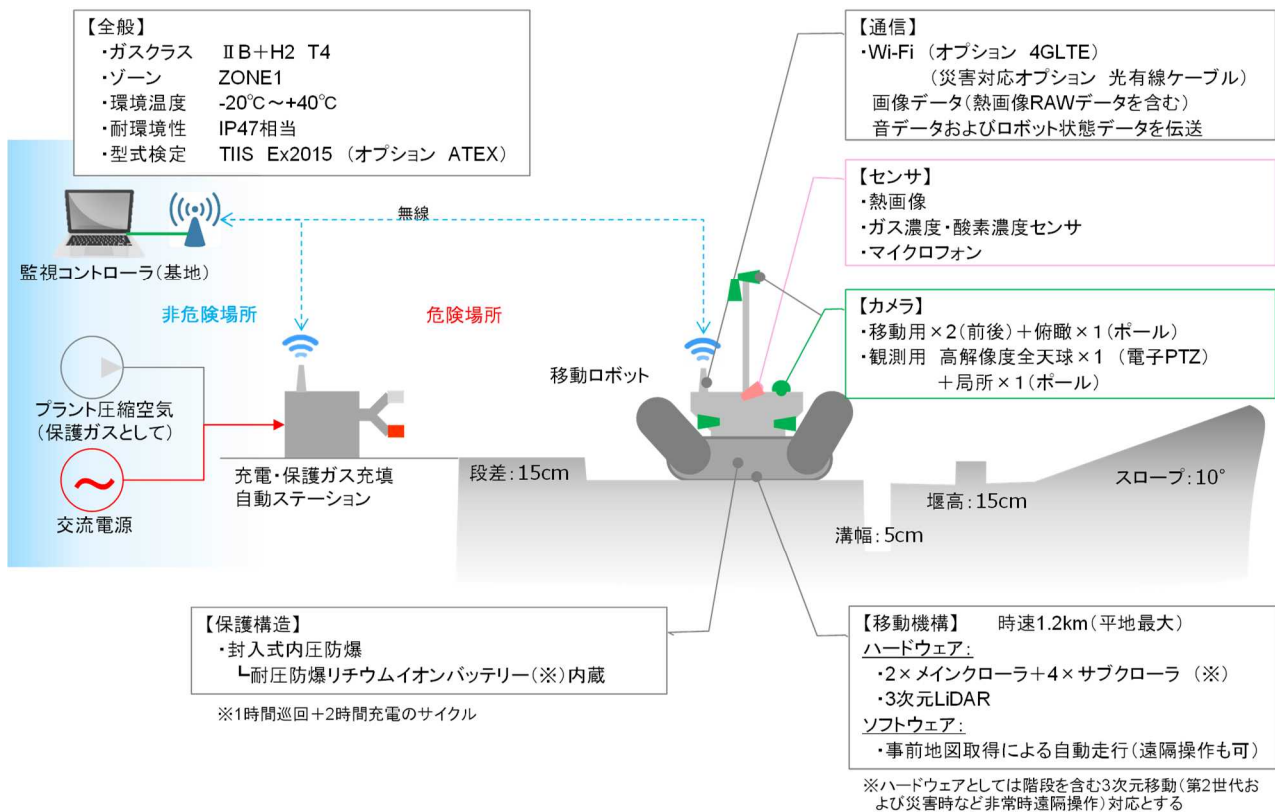


図 2.1.1.5-3 共用ロボットの概略仕様

共用ロボットは、産業プラント等での巡回点検等日常的利活用に資する機能を具備することで社会実装を進め、当該ロボットのマーケットを拡大するとともに価格低廉化を実現することで、災害対応への展開を期待するビジネスモデルを想定する。

次に、共用ロボットとしての総合性能の妥当性を確認する方法として、模擬プラント・模擬トンネルを使用したミッション型の性能評価手法を立案した。トンネル災害を想定したミッション型試験の考え方を図 2.1.1.5-4 に、プラント災害を想定したミッション型試験の考え方を図 2.1.1.5-5 に示す。

実災害現場の想定

笹子トンネル天井版落下事故（2012年12月2日発災）の現場状況と人（消防隊など）の活動記録を参考に、人が入構せず情報収集を可能とする陸上移動型ロボットの性能を評価する手法と場を提案する。



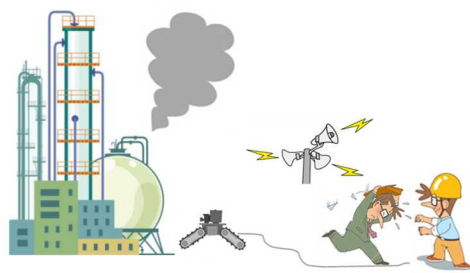
図 2. 1. 1. 5-4 トンネル災害を想定したミッション型試験の考え方

実災害現場の想定

福島RTFを使った ミッション型試験に 新STMを組み込み



- ミッション型試験以外で個別に確認する性能
- 無線通信
 - 防水・防塵
 - 防爆
 - ガス検知器感度



石油化学プラントでガス発生警報が発せられると、作業員はいったん避難した上でシステムを止め、火災が発生していないことを確認した後、ガス検出器を持ちながら風上側から接近して状況を確認している。この時の現場状況と人の活動状況を参考に、人が立ち入らずに情報収集を可能とする陸上移動型ロボットの性能を評価する手法と場を提案する。

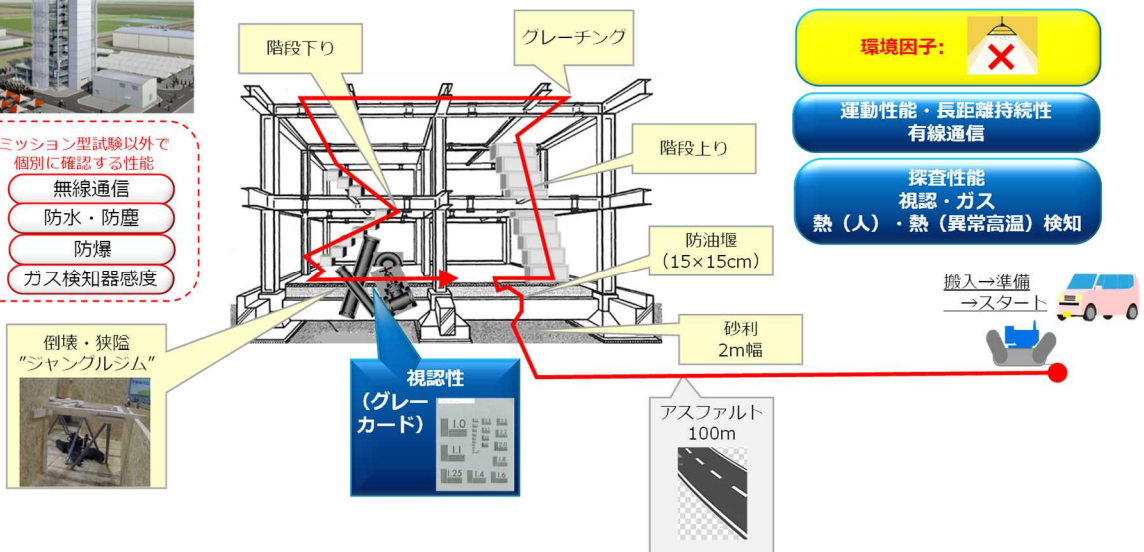


図 2. 1. 1. 5-5 プラント災害を想定したミッション型試験の考え方

5.1.2 「共用ロボットの基本性能評価基準の立案」

(実施者：三菱重工業株式会社、再委託（一部）：長岡技術科学大学)

共用ロボットの基本性能を、大規模な模擬プラントを使わずに検証し、ユーザが比較検討するための指標となる「基本性能評価手順」をまとめた。踏破性・探査性に関しては、NIST（アメリカ国立標準技術研究所）災害対応ロボット STM（標準評価方法）を基本とした。しかしながら、NIST は 2001 年 9 月に発生した同時多発テロの経験を起点としているため、自然災害なども多い我が国のニーズを網羅しているとは言い難い。NIST と日本国内において、災害対応ロボットのカバーする範囲の違いを図 2.1.1.5-6 に示す。

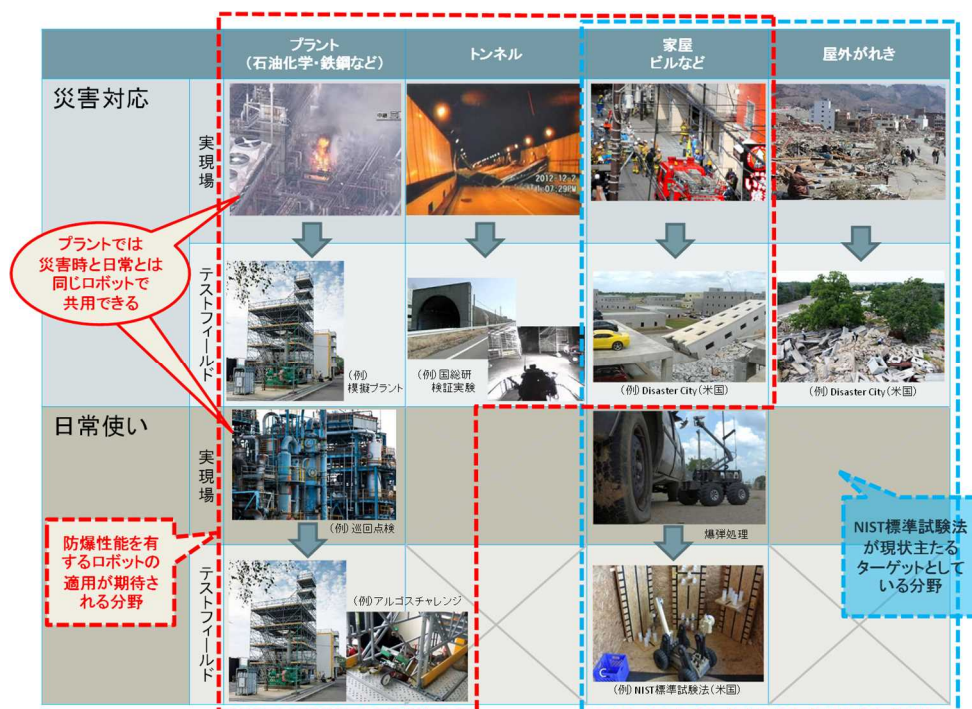


図 2.1.1.5-6 災害対応ロボットのカバー範囲比較

本研究開発では、トンネル災害・プラント災害対応で必要となる性能を検証すべく日本独自の評価手法を立案した。再委託先の長岡技術科学大学は、災害対応ロボットの性能評価手法としてデファクトスタンダードになりつつある NIST 標準試験法に精通しており、NIST の委員として新たな基本性能評価基準を提案し国際的に発信していくために支援いただいた。具体的には、“ジャングルジム[1]”をベースにプラントやトンネル倒壊狭隘部の通過性を検証するための手法として改良することを立案した。(図 2.1.1.5-7)

[1] 木村哲也、大金一二：“標準性能試験法を用いた災害対応ロボット開発”、第 57 回自動制御連合講演会予稿集 (2B01-2) 2014 年

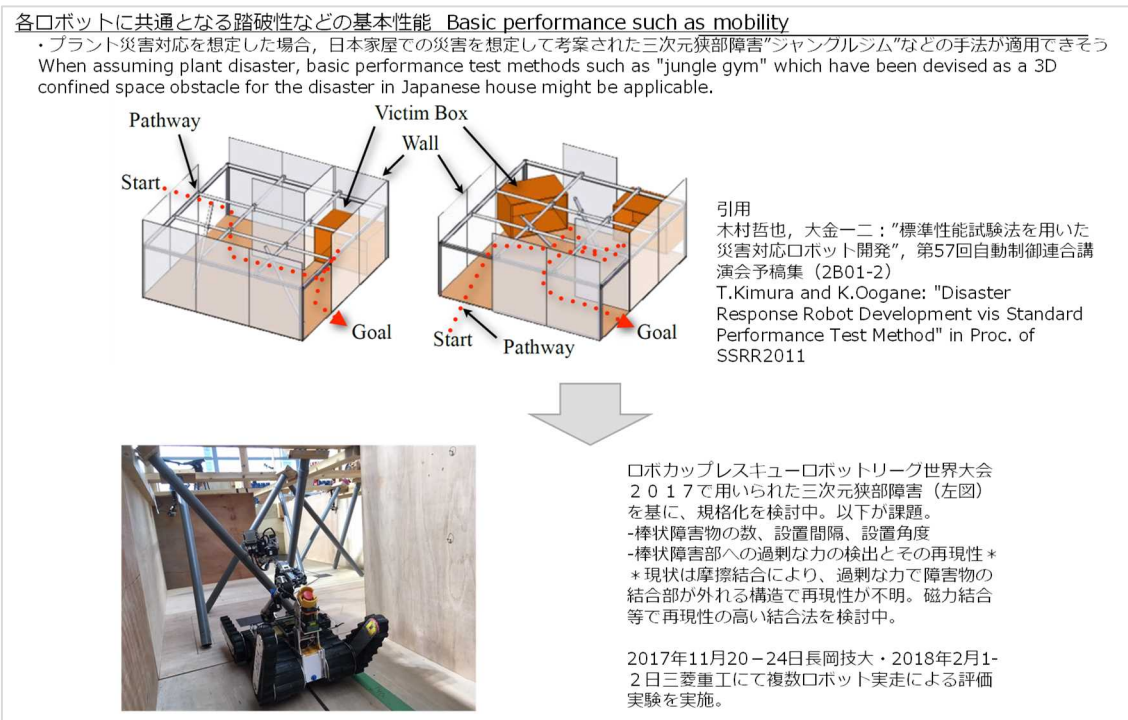


図 2.1.1.5-7 狭隘部の通過性を検証する基本性能評価手法“ジャングルジム”概要

耐環境性に関しては、一般的となりつつある IP 試験の JIS を引用するにとどめた。

防爆性に関しては、既存防爆規格を移動ロボットに適用しやすい形態にまとめ直した。ロボットの主たる防爆構造である「内圧防爆」と「耐圧防爆」の試験方法と順番に関して図 2.1.1.5-8 に概略記載する。また、ロボット特有の事項で、現状の防爆規格では網羅できない事項（心配事）に関して、下記 3 点をまとめた。

- ・ バッテリー充放電に関わる温度上昇への対応
- ・ 静電気への対応
- ・ メカニカルスパークへの対応



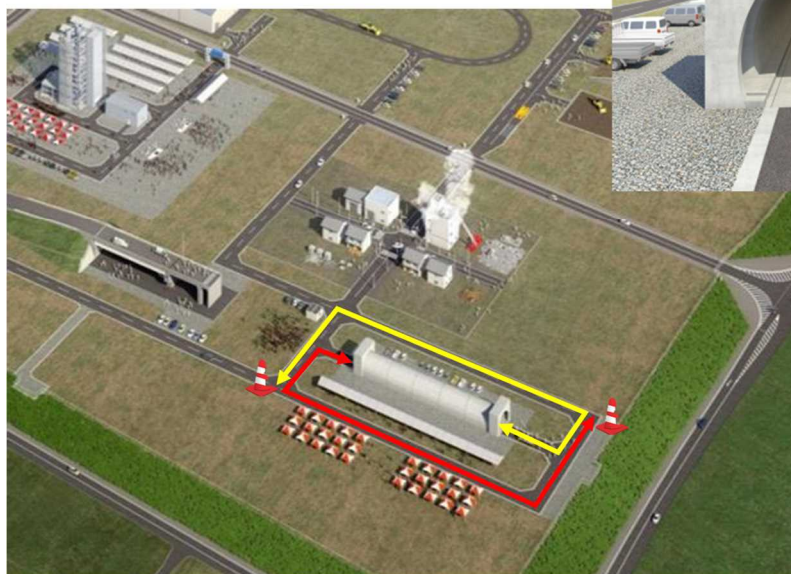
図 2.1.1.5-8 ロボット用としての防爆規格適用試験の概要

5.1.3 「性能評価基準(案)に基づく検証方法の具現化と検証」

(実施者：三菱重工業株式会社、再委託(一部)：千葉工業大学、三菱電機特機システム株式会社、長岡技術科学大学)

立案した総合性能評価手法を、福島ロボットテストフィールドを使用して実施するミッション型試験として具現化した。図 2.1.1.5-10 および図 2.1.1.5-11 に、トンネルおよびプラント災害を想定したミッション試験を福島ロボットテストフィールドで実施する場合のルートを示す。

研究を実施した段階ではロボットテストフィールドは未完成であったため、具現化したミッション試験の妥当性を評価するために、模擬環境で共用ロボット試作機に加え、再委託先の各社・各大学からそれぞれロボットを持ち寄っていただき、複数ロボットによる実走検証を行った。図 2.1.1.5-11 および図 2.1.1.5-12 に、ミッション試験の模擬方法(モックアップ)を示す。図 2.1.1.5-11 のトンネル災害装置ミッション試験の検証モックアップは、現状実用化および研究開発中の機体すべてにおいてクリアできない程の難レベルであったため、図 2.1.1.5-13 に示すように、ロボット毎に差がわかるようにレベルを調整した。



【出展】福島ロボットテストフィールドカタログ <https://www.pref.fukushima.lg.jp/uploaded/attachment/253>

図 2.1.1.5-9 福島ロボットテストフィールドを使った
トンネル災害想定ミッション型試験

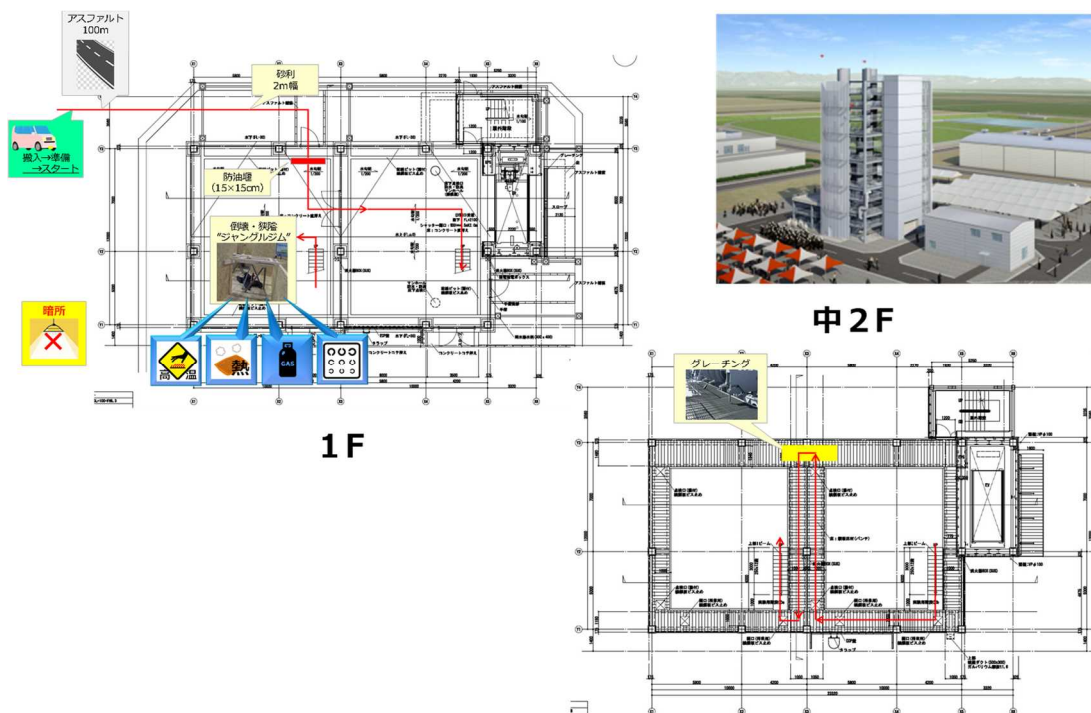


図 2.1.1.5-10 福島ロボットテストフィールドを使った
プラント災害想定ミッション型試験

ミッション型試験の検証
(三菱重工神戸造船所)



【出典】 Google

図 2. 1. 1. 5-11 トンネル災害想定ミッション試験の検証方法

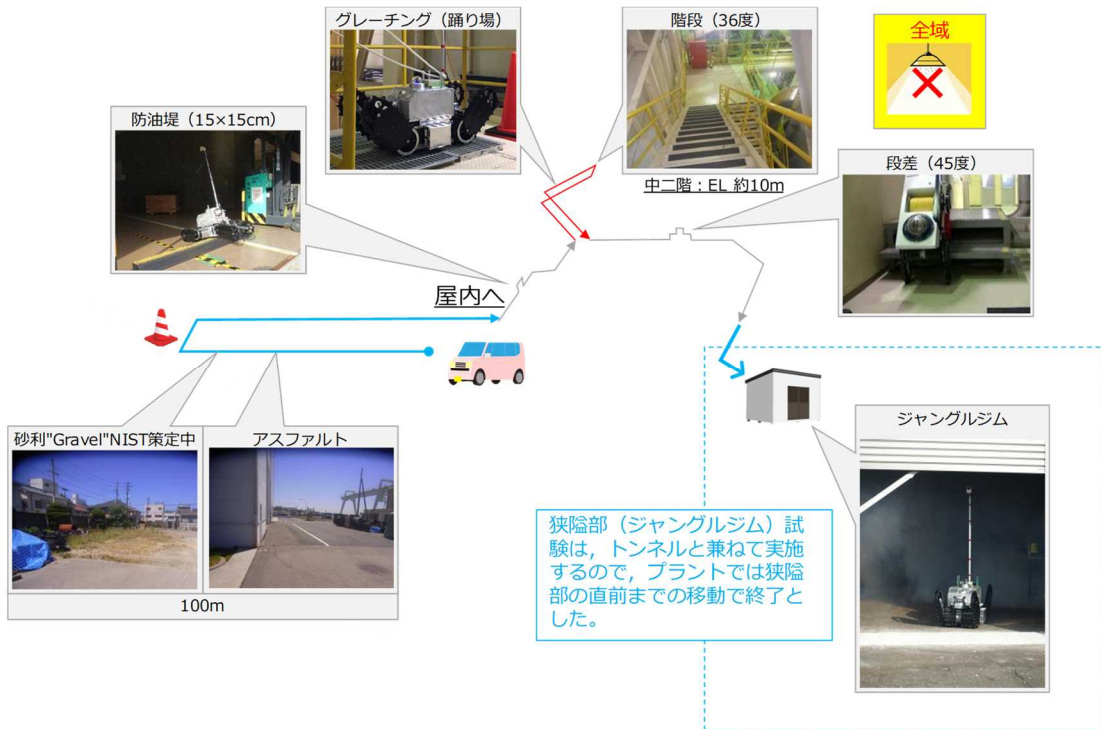


図 2. 1. 1. 5-12 プラント災害想定ミッション試験の検証方法

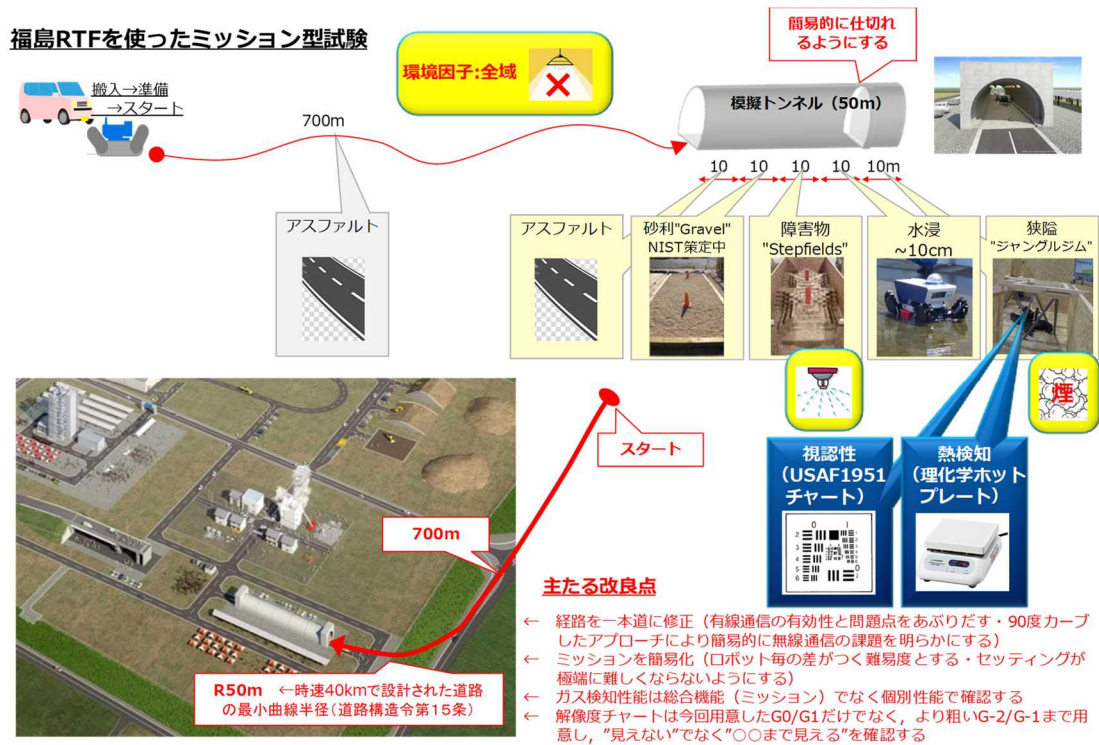


図 2. 1. 1. 5-13 トンネル災害想定ミッション試験の検証方法の調整結果

一方、日本独自の基本性能評価手法として、プラントやトンネル倒壊狭隘部の通過性を検証するための手法として立案した“ジャングルジム”に関しても、複数ロボットを用いた実走(図 2. 1. 1. 5-14)によるデータ取得をするなど NIST への提案準備を行った。



図 2. 1. 1. 5-14 “ジャングルジム”実装検証の様子

5.1.4 「推進委員会の立ち上げ・運営 / 性能評価基準“使い方ガイド”の整備」

(実施者：三菱重工業株式会社)

以上の検討過程において、識者・ユーザ・メーカーによる推進委員会を立ち上げ意見を伺い、推進委員会等での検討過程でどう考えて基準を立案・改良したかをまとめた。性能評価手法のロボット開発における“Wモデル”中の位置づけを図 2.1.1.5-15 に、使い方ガイドの内容例を図 2.1.1.5-16 に示す。

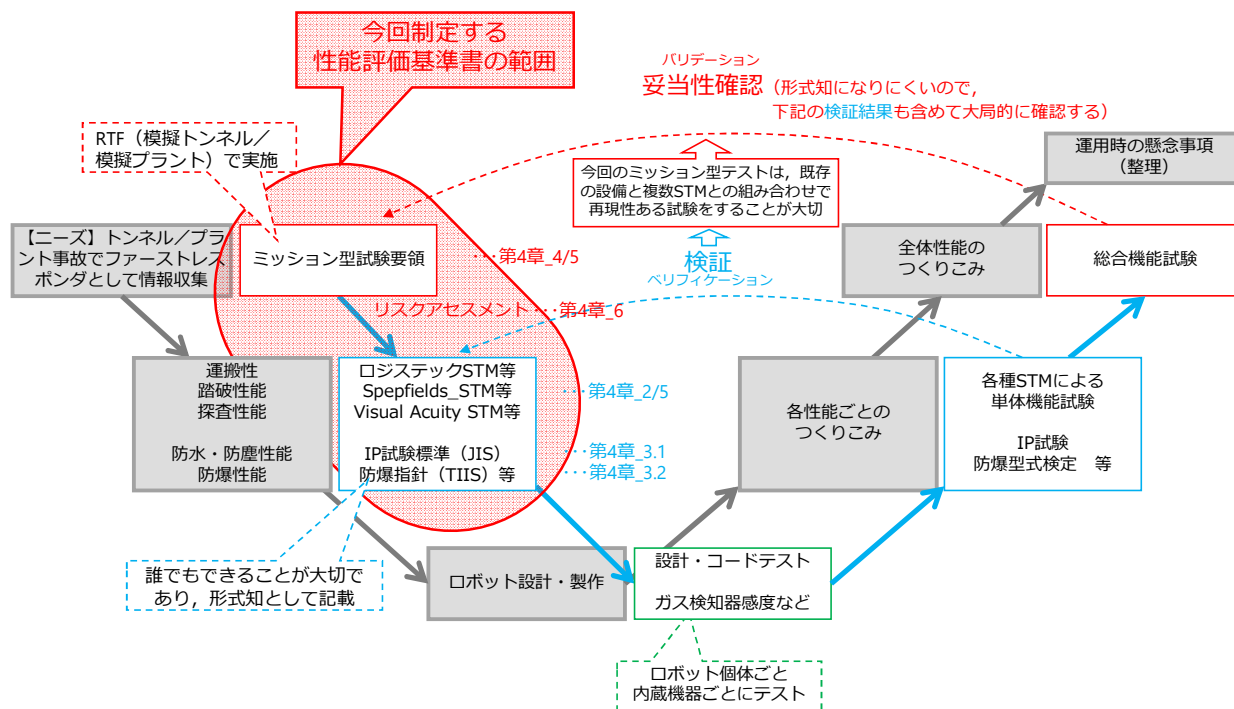


図 2.1.1.5-15 ロボット開発“Wモデル”における本成果の位置づけ

0. はじめに『性能評価基準制定の Before & After』

仕様が具体的に！ →ユーザは他ロボットとの定量的な比較が可能
メーカーは性能表記をあれこれ悩まずにすむ

(例) 三菱重工製防爆ロボット

After

外形寸法	L710×W420×H540mm
本体質量	60kg
走行速度	1.2km/h
踏破性	昇降角度 45°
	Stepfields Om/s (ASTM E2828による)
	ジャングルジム △m/s (ASTM 000による)
環境情報取得	画像計測性能
	PTZカメラ ○×※ (ASTM E2566による)
	ガス検知器
連続稼働時間	リチウムイオン電池 1.0時間 (ASTM 000による)
耐環境性	IP47相当
防爆性	Ex px d II B+H ₂ T4 Gb
通信	有線1000m (ファイバ長)
	(性能評価基準○、○に基づきRTFで試験)
	無線130m (ASTM E2854/2855による)
その他	操縦性 ASTM E2829/2830クリア
	トンネル災害ミッション型試験 (性能評価基準 ○、○) を○時間○分でクリア
	詳細は、 http://0000.co.jp の記録動画参照
	...
	...
	...

Before

外形寸法	L710×W420×H540mm
本体質量	60kg
走行速度	1.2km/h
昇降角度	45°
環境情報取得	PTZカメラ、ガス検知器
連続稼働時間	リチウムイオン電池 1.5時間
耐環境性	IP47相当
防爆性	Ex px d II B+H ₂ T4 Gb
通信	有線1000m/無線100m

図 2.1.1.5-16 使い方ガイド内容例 (抜粋)

最後に課題として、性能評価手順のアップデート体制やNISTへの確実な提案の他、福島ロボットテストフィールドでの試験実施に際して、環境（場所）提供に加え、試験機材の準備や記録活動への助勢がよりロボットの社会実装への助けとなること等を提起し、本事業を完了した。

（6）特許出願数、論文等の発表数

本事業の成果は、災害対応ロボット全般のユーザ・メーカー両者の益となるべく、お互いの情報共有を密にするための仕組み作りにも供するものであり、できるだけ広く普及し利用されることにより成果がでる性格のものであるため、知財化やノウハウ化を避けるべきと考えている。

	2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度	総計
論文	0	-	-	-	-	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	1	4	-	3	3	15
展示会出展	3	3	1	-	-	1	8
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	1	2	-	1	1	5
ニュースリリース・プレスリリース	1	-	1	1	-	2	5
国内出願	0	-	-	-	-	-	0
外国出願	0	-	-	-	-	-	0

（7）実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本研究開発の成果を元に、同事業他分野の成果と合わせ、2017年度から別途NEDOプロジェクトを核として「ロボット性能評価人材育成講座」を実施した。本講座は、MSTCが主体となり、以下の3分野（陸上・水中・橋梁）の専門家に講師になっていただき、一般募集した受講者に対して、座学およびロボットテストフィールド等を使用した実習により、ロボットの性能評価手法を会得してもらおうとする試みである。

- ①無人航空機を活用した橋梁点検分野（橋梁）
- ②ロボットを活用したダム及び河川点検分野（水中）
- ③ロボットを活用したトンネル及びプラント災害調査分野（陸上）

本講座には100数十名の参加があり、三菱重工も陸上分野のアドバイザーとして参加させてもらっているが、すでに実マーケットが存在する橋梁点検分野が最も活況であり、分野ごとの参加人数だけを見ると、三菱重工が担当した「トンネル及びプラント災害調査分野（陸上）」は”反応がにぶい”と言わざるを得ない。陸上分野においては、ロボットの性能評価手法の制定・普及と並行して、災害対応ロボット自体のマーケット創出も必要であり、本研究開発実施中から災害時と通常時とのデュアルユース（特に、プラントにおける災害時のファーストレスポンドと通常時の巡回点検を1つのロボットで共用できる可能性があること）をキーとして挙げていた。

本研究開発完了後、デュアルユースロボットのマーケティングを実施し、石油ガス分野等におけるニーズを確認した。特に、海上や過疎地など現状その点検に多くの人手を割いているプラントなどでのニーズが高く、さらに防爆性能を要する環境ではカメラやセンサなどの選択肢が狭いため、防爆移動ロボットで代替できる可能性が高いことがわかった。ここを突破口として陸上移動ロボットの市場を創出し、本研究開発で開発した性能評価手法を利用してユーザとメーカーとを密に接続することにより市場を拡大させていく。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

現在、石油ガスプラントにおいて遠隔操作および自動巡回点検をする防爆移動ロボットを開発中であり、国内外の石油ガス事業者と PoC (Proof of Concept) テストを実施中である。開発中のプロトタイプ機の仕様を次図に示す。

現在三菱重工では、防爆性能が必要な石油ガスプラント向けの”特殊な”ロボットを開発し、これを陸上移動ロボットのアーリーアダプタとして市場を創出すべく活動中である。本研究開発で開発した性能評価手法のうち防爆に関する部分をフル活用するとともに、ユーザに新たなニーズがあり現状の基準や規格に言及のないもの(例えば非接触給電など)について防爆型式検定を取得すべく認証機関とあらたな評価手法作成に向けて相談を継続している。一方、移動ロボットの性能評価手法のうち、基本性能に関する部分については認知度がまだまだ低いと言わざるを得ない。海外(特に米国)においては、NIST が制定した Standard Test Methods for Response Robots (STM) は知名度があり、たとえば米国ユーザ(石油ガスプラント事業者)に代表的な STM である StepFields (ASTM E2828) 試験状況を見せると定性的な評価は上がる。しかしながら、防爆移動ロボットは、いままでなかった市場での新しい製品であるため、標準的な性能評価手法が直観的にユーザのメリットに繋がらないようであり、結局ユーザごとの自らのテストフィールド、すなわちユーザ所有の実プラントで個別に PoC テストをしながら、性能を評価している。実態としては各ユーザ毎にほぼ同じ内容の性能評価をしており、ユーザ・メーカともに多くの労力を払っているため改善が望まれる。ユーザ同士の情報交換をアレンジし、ユーザ個別の PoC テストには共通評価項目が多いとの相互理解を醸成することにより

(STEP1) 特定ユーザの PoC テストへの共同参加で共通の実評価

(STEP2) パブリックのテストフィールドで共同での実評価

(STEP3) メーカでの標準的な評価をしたカタログデータで性能評価

と性能評価手法を普及させていくことができると考えている。

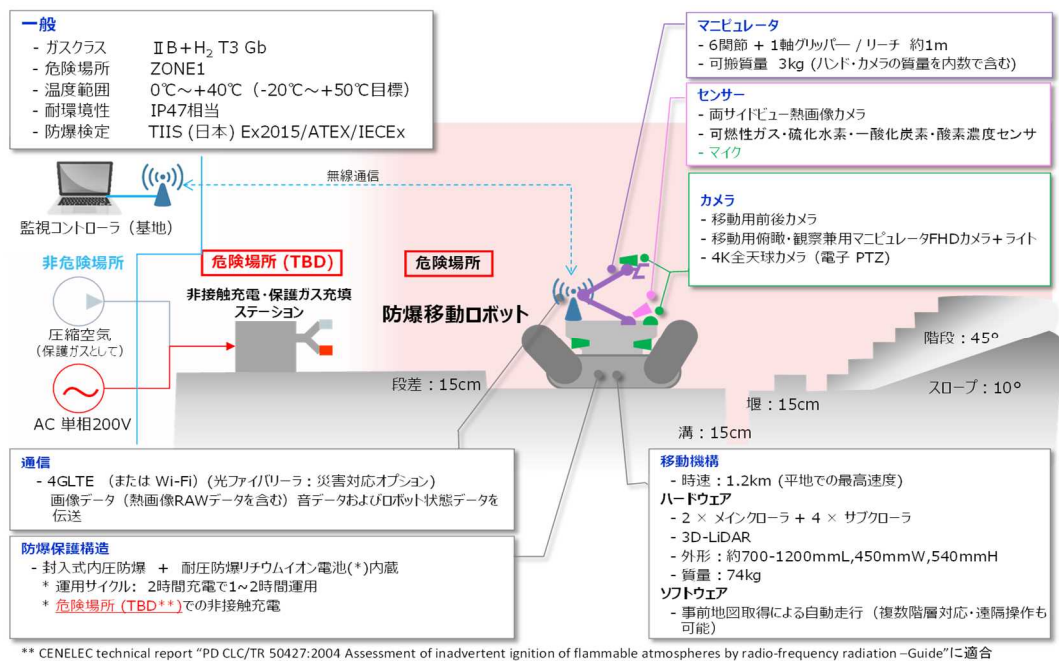


図 2. 1. 1. 5-17 開発中のプロトタイプ機の仕様

3. 実用化・事業化の見通し

2022 年度より、MSTC より声かけいただき、「ロボットのミッション型性能評価プロセスの仕組み化に関する戦略策定」事業における戦略策定委員会および WG の委員として参画させていただき、実用化・事業化に関する議論を継続している。地上移動型ロボットは、産業用ロボットやドローン等よりも影響を受ける環境因子が多く、性能評価軸が多岐にわたるため、評価手法を定めにくい。例えば、産業用ロボットを生産ラインにどう組み込むかを Sier が判断する時に、ロボットの性能仕様と今までの生産ライン構築の実例を参考にするように、災害対応ロボットの性能仕様と、そのロボットを用いた災害対応の実例との組み合わせ実例が多く集まるほど、ユーザもロボット性能を評価しやすく、メーカーも出荷前に評価すべき性能仕様が明確になってくる。ただし実際には、実災害対応の実例は簡単に多くは集まらないと考えられるので、代替としてのミッション型性能評価手法をうまく簡単に立案し、実例を積み上げることができるようになることが肝心である。さらに、この活動 (実例と性能仕様との突き合わせ作業) を継続してデータを蓄積・再利用できる仕組みの構築が望まれる。

三菱重工では現在、石油ガス分野向けの防爆移動ロボットの上市に向けて開発を進めているが、台数が増えれば価格も下がり、アフターサービス等の裾野も自然と広がっていくことから、石油ガス以外や災害対応専用など他分野の陸上移動ロボットの普及につながる。これと並行して性能評価手法の標準化と普及を進め、本研究開発の目的であるユーザとメーカーとの情報共有が安価に図れるようになり、陸上移動ロボットの市場をさらに拡大させると期待する。

6.1.1.6 各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施先：一般財団法人製造科学技術センター)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化の実現が期待されている。福島県のロボットテストフィールド(福島RTF)等を活用した本プロジェクトを通じ、物流、インフラ点検及び災害対応分野等における無人航空機やロボットの社会実装に向けた取組みを推進するとともに、国際標準の獲得に繋げる。

(2) 研究開発目標と根拠

本研究開発項目の主な目標は、以下のとおりである。

- ・各種ロボット(無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット)における適用分野(物流、インフラ点検及び災害対応分野)毎に必要な性能や安全性に関する性能評価試験手順や性能評価基準を定め、福島RTF等に提案する。性能評価試験手順や性能評価基準の正当性、有用性等を確認するために、福島RTF等で実証試験を行う。

- ・ここで定めた性能評価試験手順や性能評価基準について、国際標準(デジュール・スタンダード)に繋げることを目指す。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

スケジュール

表 2.1.1.6-1 スケジュール

実施項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
(1) 委員会の設置・運営	→			
(2) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の標準化活動	→			
(3) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の福島テストフィールドへの提案	→			
(4) 国内外有識者との議論の場の形成	→			
(5) 実証試験の実施		→		
(6) シンポジウムの開催			→	

実施体制：

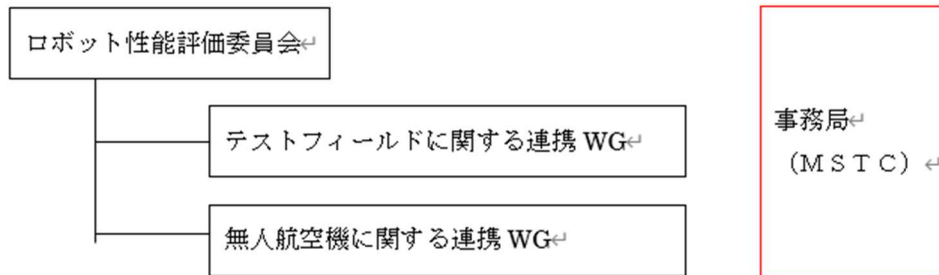


図 2.1.1.6-1 研究開発体制スキーム(2016年7月～2017年5月)

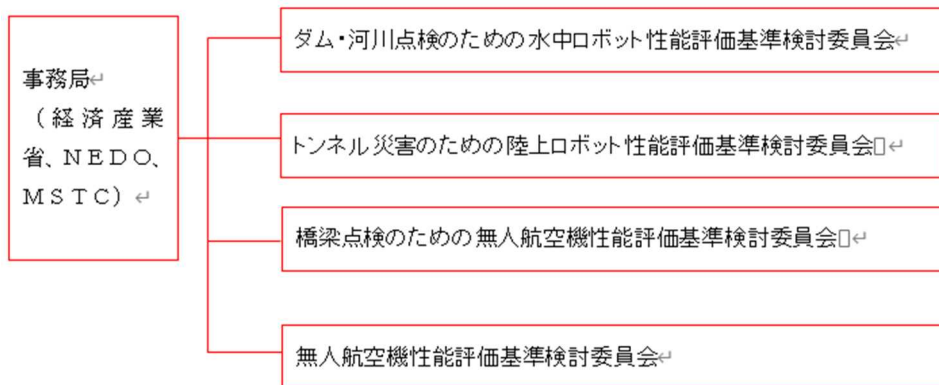


図 2.1.1.6-2 研究開発体制スキーム(2017年6月～2018年3月)

(4) 研究開発の達成状況

2017年度は、ロボット性能評価委員会のワーキンググループにおいて無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準の検討を進め下記の性能評価基準書（たたき台）の作成を完了した。

- ・ 無人航空機（共通、物流、橋梁点検、災害対応）の性能評価基準書
- ・ 河川点検のための水中ロボットの性能評価基準書
- ・ 災害対応陸上移動ロボットの性能評価基準書

ロボット性能評価委員会については2017年5月に発展的に解消し、2017年6月からは、無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準に関する4つの検討委員会を設置した。各検討委員会に於いては、無人航空機や各種ロボットの性能や安全に関する実証試験内容や性能評価手順書の記述内容についての議論が行われた。その議論の結果を反映した多くの実証試験が行われ、無人航空機やロボットの性能評価に関わる貴重なエビデンスを取得することが出来た。またその内容を反映し下記に示す性能評価手順書（案）を作成した。

- ・ 無人航空機（共通、物流、災害対応）性能評価手順書
- ・ 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書
- ・ ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書
- ・ 災害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

今後は、物流、橋梁点検、災害対応の無人航空機、ダム・河川点検用水中ロボット、災害対応陸上移動ロボットの実用化に向けて、策定された性能評価手順書の活用が期待される。しかしながら性能評価手法、性能評価基準に関する研究開発は、その第一歩を踏み出したばかりであり課題も多い。次のステップに向け、今後優先的に取り組むべき課題は次のようなものである。

- ① 無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットの性能評価基準の策定
- ② 研究開発成果である性能評価手法の社会受容
- ③ 性能評価手法のブラッシュアップと手順書の継続的な改定
- ④ 無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットに携わる人材の育成

以下、各課題について説明する。

① 性能評価基準の策定

ロボット及び無人航空機の性能を測るモノサシ、即ち性能評価基準が明らかになっていない。技術開発の促進及び普及のためにはロボット等の性能を測るモノサシを規定し、性能評価試験方法を含めた性能評価基準などの策定が喫緊の課題である。

②性能評価手法の社会受容

2016年度から2017年度に、各種ロボット（無人航空機、水中ロボット、陸上ロボット等）における適用分野毎に標準的な試験方法等を含めた性能評価手法を開発したが、具体的な性能評価手法に関し社会受容性を向上させる必要がある。

③性能評価手順書の不断の改定

ロボット及び無人航空機分野においては技術的進展や国際的にも技術競合環境が厳しくなることが想定される。今回の研究開発成果である性能評価手法が陳腐化しないように、継続的な見直し改定が課題であり、各種試験設備や測定機器スペックの改定も課題となる。

④人材の育成

無人航空機、ロボット等の実用化にあっては、試験方法に基づく性能評価データの取得指導及び支援のみならず、福島 RTF の利用事業者に対し地方振興の観点からも新事業の創出や付加価値の付与ができる深い見識を持つ人材の育成が課題である。

最終目標	成果	達成度	備考
(1) 委員会の設置・運営	無人航空機性能評価基準作成、標準化の促進、福島テストフィールドへの提案等を推進した。	○	
(2) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の標準化活動	無人航空機等性能評価基準を基に国際標準化を推進し、ドラフトの作成を支援した。そのため標準化様式等についてノウハウを有している一般財団法人日本品質保証機構へドラフト作成の一部を外注した。	○	
(3) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の福島 RTF への提案	策定された性能評価基準を基に、福島 RTF の各種試験方法等をまとめ提案した。性能評価基準の項目内容の妥当性や精度の向上、また新規項目の追加を検討した。	○	
(4) 国内外有識者との議論の場の形成	無人航空機性能評価基準の信頼性、有効性を高めるための国内外有識者との議論の場を形成した。 当該事業に関連する海外の標準化動向等の調査のため、ロボット性能評価委員会委員等の海外派遣（国内外連携ミッション）や翻訳等を実施した。2018年2月にNISTにおいて開催予定の災害ロボットの標準試験方法に関する会議に委員等の海外派遣を行った。	○	
(5) 実証試験の実施	性能評価基準、性能評価手法の有効性を確認するとともに、実用性を向上させるために福島 RTF 等において実証試験を行った。	○	
(6) シンポジウムの開催	福島 RTF が建設中である南相馬市にて本事業の中間成果を発表した。また年度末には、東京、名古屋、大阪にて、本事業の中で実施した実証試験の成果報告、無人航空機やロボットの性能評価手法、基準について発表を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1 ロボット性能評価委員会の再編と検討委員会の設置・運営

(1) ロボット性能評価委員会

2017年5月に第1回性能評価委員会を開催、2017年6月以降は、性能評価手法、性能評価基準の完成度の向上のため新たに各種の検討委員会を構成し、実用化に向けて加速することとした。

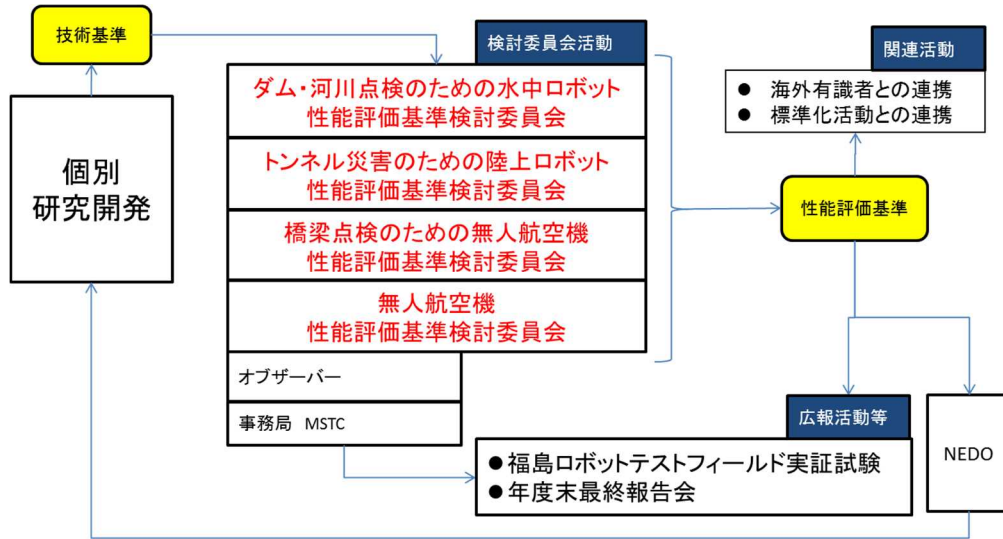


図 2.1.1.6-3 検討委員会の全体構成

(2) 検討委員会

本年度5月末までは、物流、インフラ点検及び災害対応分野等での活用が期待される各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）についての性能評価基準について、共通性能評価項目、分野個別性能評価項目を優先度を勘案しながら抽出し、各評価項目に対する性能評価方法、性能評価基準を取り纏めた。

6月以降は、その結果を踏まえ、福島RTFなどで実証試験を行うことで、性能評価の手法や基準のブラッシュアップを行った。また、研究開発成果である性能評価手法や基準の社会受容を目指し広報、標準化の促進活動を行った。また建設がスタートした福島テストフィールドへの提案、国内外有識者との議論の場の形成等を行い、無人航空機性能評価基準の有効性の向上を図った。この活動を推進するために、ロボット性能評価委員会およびワーキンググループ（以下、WGという）を改編し、各種ロボットの検討委員会を設置、運営し、性能評価基準の精度向上、実用化を目指し横断的な推進体制を構築した。

・検討委員会：

- ・ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会
- ・トンネル災害のための陸上ロボット性能評価基準検討委員会
- ・橋梁点検のための無人航空機性能評価基準検討委員会
- ・無人航空機性能評価基準検討委員会

- ・活動：
 - ・各種ロボットの性能評価手法、性能評価基準等について議論し、性能評価手法、手順、基準等を策定
 - ・実証試験に関し、実施事業者に対し有識者からのアドバイス等
 - ・福島テストフィールドと連携し、性能評価試験用施設や設備などの提案を実施
- ・運営：
 - ・計 18 回開催(下表参照)。

表 2. 1. 1. 6-3 ①ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 13	経産省 7F、13 会議室	①キックオフ(委員紹介、スケジュール) ②事前アンケート集計内容の紹介 ・性能評価項目、安全運用等
2	2017. 9. 12	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①性能評価試方法の検討 ・ミッション型試験、試験結果報告書のフォーマット等 ②リスクアセスメントに関する議論
3	2017. 10. 13	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①性能評価試験方法の詳細内容について ②安全運用について
4	2017. 12. 20	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①実証試験結果の報告 ②性能評価基準書案の改定について ③安全運用について懸念事項の整理表
5	2018. 2. 20	TKP カンファレンスセンター(八重洲)	① 性能評価基準書案の改定について

表 2. 1. 1. 6-4 ②トンネル災害のための陸上ロボット性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 13	経産省 7F、13 会議室	①キックオフ(委員紹介、スケジュール) ②事前アンケート集計内容の紹介 ・性能評価項目、安全運用等
2	2017. 9. 6	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①性能評価試験の考え方及び試験内容の検討 ②リスクアセスメントに関する議論
3	2017. 10. 24	NEDO 虎ノ門分室 第一会議室	①実証試験内容の検討 ②安全運用について

4	2017. 12. 7	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①実証試験内容検討（続） ・トンネル災害及びプラント点検を模擬したミッション型試験等 ・試験結果報告書のフォーマットについて ②NIST 提案 STM(ジャングルジム方式) 検討 ③安全運用について ・懸念事項の一覧表
5	2018. 2. 20	TKP カンファレンスセンター（八重洲）	①実証試験の結果報告 ② 性能評価基準書案の改定について

表 2. 1. 1. 6-5 ③橋梁点検のための無人航空機性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 6	経産省 7F、13 会議室	①キックオフ(委員紹介、スケジュール) ②事前アンケート集計内容の紹介 ・性能評価項目、安全運用等
2	2017. 9. 5	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①実証試験内容検討 ・模擬橋梁を用いた無人航空機による橋梁点検のミッション型試験等 ②リスクアセスメントに関する議論
3	2017. 10. 24	NEDO 虎ノ門分室第一会議室	①実証試験内容及び試験計画の説明と審議 ②安全運用について
4	2017. 12. 7	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①実証試験結果の報告及びその考察について ②安全運用について ・懸念事項のまとめ等
5	2018. 2. 8	TKP カンファレンスセンター（八重洲）	①性能評価基準書の改定案について説明及び審議 ②安全運用 ・懸念事項の一覧表などについて説明

表 2. 1. 1. 6-6 ④無人航空機性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 19	NEDO 虎ノ門分室第一会議室	①キックオフ(委員紹介、スケジュール)
2	2017. 10. 6	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①無人航空機(物流応用、災害対応)の性能評価実証試験検討

3	2018. 1. 30	TKP カンファレンスセンター (新橋)	①実証試験結果報告 ・ 物流応用無人航空機に関する性能評価実証試験 (風洞試験、強電磁界試験、落下衝撃試験等) ・ 有人機と無人航空機が混在した場合の安全性に関する試験 (視認性、ダウンウオッシュの影響、衝突回避のための運動性能)
---	-------------	-------------------------	---

5.2 ロボット及び無人航空機の性能評価に関する実証試験

2017年度に作成した性能評価基準書等に基づいて物流、災害対応、橋梁点検などのための無人航空機、ダム・河川点検のための水中ロボット、水上ロボット、トンネル災害対応、プラント災害・点検対応の陸上移動ロボットについて性能評価に関する実証試験を行い、ロボットの運動性能、安全性能等に関するエビデンスを取得し、このエビデンスに基づいて性能評価手法や性能評価基準のブラッシュアップを行った。また並行して、福島 RTF の性能評価用設備に関する提案を実施した。

(1) 無人航空機(共通、物流、災害対応)に関する性能評価実証試験

① 小型ドローンの耐風性、消費電力等実証試験

- ・ 日時：2017. 10. 27
- ・ 場所：宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
- ・ 試験実施者：自律研、エンルート、プロドローン
- ・ 動画記録：MSTC
- ・ 試験概要：
 - JAXA 大型風洞(写真 2.2(1)①-1, 2)を利用し、風圧 14~18m 程度の風での飛行の安定性や、消費電力等の計測
 - 長距離安定飛行等小型ドローンの飛行試験を実施(自律研、エンルート)
 - 試験項目は下記、
 - ・ 風のない状態で離陸し、徐々に風速を上げていく。この状況での無人航空機の飛行安定性を評価
 - ・ 最初から風を出した中での離着陸を行い、安定性を評価
 - ・ 対気速度と長距離飛行性能との関連を評価。着陸後の消費電力測定により飛行可能時間、距離を推定。

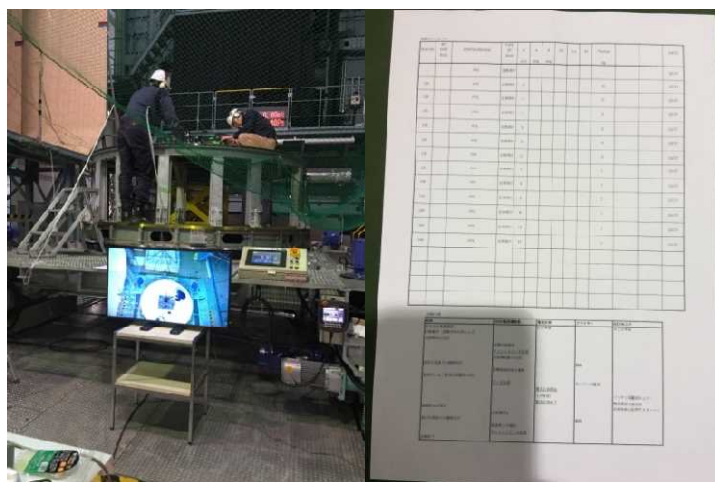


図 2. 1. 1. 6-4 JAXA 大型風洞



図 2. 1. 1. 6-5 JAXA 大型風洞 (低速風洞)

②小型ドローンの耐強電磁界性能実証試験

- ・ 日時：2018. 1. 16～18
- ・ 場所：電力中央研究所塩原試験場
- ・ 試験実施者：自律研
- ・ 動画記録：MSTC
- ・ 試験概要：

○強磁界及び強電界環境下での小型ドローンの飛行安定性に関する試験

- ・ 大型コイルに大電流を流し、強磁界内の無人航空機飛行安定性試験の実施
- ・ 模擬送電線を用いて、強電界内の無人航空機飛行安定性試験の実施
- ・ 詳細報告は自律研資料(NEDO シンポ)による。

(強磁界試験は非 GPS モードでは見かけ上は異常なし。但し内部的に IMU センサーエラー発生)

(強電界試験で、送電線に接近時にドローン落下。コロナ放電発生により電源系に異常)



コロナケージ

図 2. 1. 1. 6-6 電力中央研究所塩原試験場(コロナケージ)



試験送電線とイオン流帯電現象の測定装置

図 2. 1. 1. 6-7 電力中央研究所塩原試験場(試験送電線他)

(2) 無人航空機(橋梁点検)に関する性能評価実証試験

富士通、NEC、エンルート、プロドローン、イクシスリサーチ社にて実施

①橋梁点検時の飛行安定性等に関する実証試験

- ・日時：2017.11.14、15
- ・場所：エンルート社ロボット試験場(千葉県東金)
- ・試験実施者：エンルート、プロドローン、イクシスリサーチ
- ・動画撮影：MSTC
- ・試験概要：

○11月14日、15日の両日に渡り、エンルート社ロボット東金試験場に設けられた模擬橋梁を使用して、無人航空機による橋梁点検の実証試験が行われた。

○点検方法は、画像(富士通)、打音(NEC)の2種であり、画像については撮影画像の評価まで、また打音については点検ポイントへのアクセスまでの評価が行われた。

○エンルート社・プロドローン社・イクシスリサーチ等の機体を使用



図 2.1.1.6-8 エンルート社ロボット試験場(千葉県東金)

(3) 有人ヘリと無人航空機の同時飛行を想定した安全性に関する実証試験

- ・日時：2017.12.10～17
- ・場所：福島 RTF(南相馬市)
- ・試験実施者：SUBARU、自律研、エンルート
- ・動画撮影、現地報告会対応：MSTC
- ・試験概要：

○視認性試験：有人ヘリから、無人航空機を見た場合の視認性の確認

○ダウンウォッシュ試験：有人ヘリからのダウンウォッシュの無人航空機への影響確認試験

○回避試験：無人航空機が有人機などを検知した場合の回避飛行性能確認

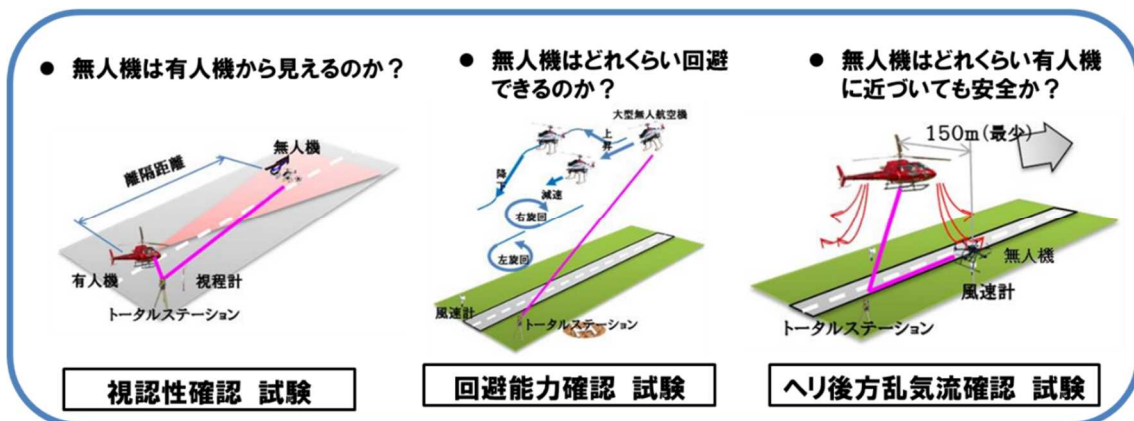


図 2. 1. 1. 6-9 有人ヘリと無人航空機の同時飛行を想定した安全性に関する実証試験内容

(4) 水中ロボット(ダム・河川点検)に関する性能評価実証試験

① 水上ロボットの河川点検性能に関する実証試験

- ・ 日時：2017. 12. 05
- ・ 場所：東京大学生産技術研究所柏の葉キャンパス 大型水槽
- ・ 試験実施者：朝日航洋
- ・ 動画撮影：MSTC
- ・ 試験概要：
 - 双頭船タイプの水上ロボットの運動性能及び水中等のセンシング能力に関して、性能評価手順書に基づき実証試験を実施。
 - 当該水上ロボットの運動性能。特に速度や停止制御、回転半径などの実証試験を実施。また川床の地形や異材等の有無、その形状等のセンシング性能の確認試験を行った。
- ・ 試験項目：
 - 無風状態での高速移動の性能評価
 - 高速移動時からのゼロスピードまでに制動距離やタイミング実証
 - 最小半径での回転移動性能の実証
 - 川床の形状や状況のセンシング
 - 風(10m)を発生した場合での同上の性能評価実証





図 2. 1. 1. 6-10 東京大学生産技術研究所柏の葉キャンパス 大型水槽

②水中ロボット、ダム点検の実証試験

- ・日時：2017. 12. 14
- ・場所：東亜建設工業 技術研究開発センター（神奈川県鶴見）
- ・試験実施者：パナソニック
- ・動画撮影：MSTC
- ・試験内容：

○定期的な検査義務のあるダム点検を水中ロボットで行うための開発及び性能評価手法の実証試験を行った。具体的には、ダムの全面を検査しなければならない状況から自己位置特定や移動の制御。また、表面のセンシングを行う上での画像およびその修正方法等センシング及び補正技術が求められる。

水中ロボットの性能評価（基準）では、据え付け、検査、撤収までがそのターゲットで、限られた人員で作業をこなす必要がある。また、操縦者は透明度の高い上から、或いは横から観測しながらやれないため、試験時には後ろ向きで作業を行う。また、濁度の問題や光の反射等で、対象物が明確にわからなくなる問題があるのでビジョンシステムで捉えた映像に補正をかけ、ダム表面の状況を的確に把握することを目的としている。

- ・試験内容：
- 数名での対応（ダム検査時は、3～4名程度）になるため、搬入から設営、撮影、評価・分析から撤収まで一連の作業をミッションとして実施する。
- ダム表面までの濁度や光量によって、判断がつかかぬ部分に関しては、極力デジタルデータによる補正をかけて問題箇所等の認知率を上げる。
- 巨大構造物のダムの場合、センシング等それなりの時間がかかってしまうが、それらを高速移動、撮影等を行うことでユーザー視点での利用率を上げるための方策等評価する。

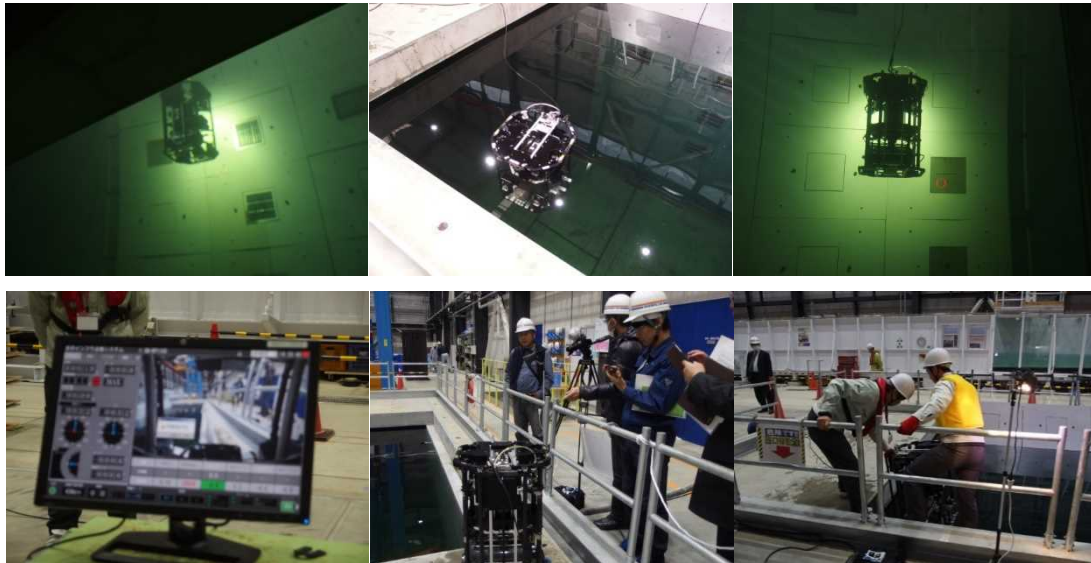


図 2.1.1.6-11 水中ロボットによるダム点検の実証試験

(5) 陸上移動ロボット(災害対応、プラント点検)に関する性能評価実証試験

① トンネル災害対応ロボットミッション型試験

- ・ 日時：2018.01.31～02.03(間野)、02.01～02.03(吉田)
- ・ 場所：三菱重工神戸造船所(神戸・和田岬)
- ・ 試験実施者：三菱重工、三菱電機特機システム、千葉工大、長岡技科大
- ・ 動画撮影：MSTC
- ・ 使用ロボット：三菱重工防爆型ロボット、三菱電機特機システム・長岡技科大・千葉工大の陸上移動ロボット
- ・ 試験概要：
 - トンネル災害対応陸上ロボットのミッション型試験(トンネル災害模擬、プラントメンテナンス模擬)が行われ、その状況の撮影対応等を行った。
 - 夜間の災害を模したので、主に夜間に試験を実施。昼間は主に試験の準備など。試験に参加したロボットは、MHI社(製防爆型陸上ロボット)、千葉工大、長岡技科大、三菱電機特機システムの各陸上ロボット。
 - トンネル災害模擬試験コースの中に、長岡技科大、新潟工科大が提案しているジャングルジムSTM対応の試験用障害物が設定された。



図 2. 1. 1. 6-12 ジャングルジム STM

5.3 ロボット及び無人航空機の性能評価手順書(案)の作成

各種の無人航空機、ロボットに対し下記の性能評価手順書を作成した。

(1) 無人航空機性能評価手順書

物流、災害対応無人航空機に関する性能評価項目、また無人航空機に共通する性能評価項目に関し実証試験を行い、性能評価手法及びその基準をまとめた。

(2) 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書

無人航空機による橋梁点検について、個別性能評価に加え実際の点検シナリオベースのミッション型性能評価についても実証試験を行い、性能評価手順をまとめた。

(3) ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書

水中ロボットによるダム点検、水上ロボットによる河川点検のそれぞれについて実証試験を行い、性能評価手順書をまとめた。尚、水中ロボットによるダム点検については、ミッション型性能評価試験を実施した。

(4) 災害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

トンネル災害対応、プラント災害対応、プラント日常点検対応に使用する防爆型陸上移動ロボットに関し運動性能等について実証試験を行い、その結果に基づいて性能評価手順書をまとめた。

(5) その他

上記の(2)(3)(4)の各手順書に、ロボット、ドローン使用における安全に関する懸念事項とその対処に関する一覧表を折り込んだ。(一般財団法人日本品質保証機構(JQA)に外注)

5.4 国際化への取り組み

(1) NIST/ASTM 会議参加及び標準化に向けた意見交換

日 時 : 2018 年 2 月 26 日、27 日

場 所 :

2 月 26 日

- ①National Institute of Standards and Technology (NIST)
 - ・ 100 Bureau Drive Gaithersburg, MD 20899 Washington D. C. U. S. A
- ②NEDO ワシントン事務所
 - ・ 1901 L Street, N. W., Suite 720 Washington D. C. 20036 U. S. A

2 月 27 日

- ①National Institute of Standards and Technology (NIST)
 - ・ 100 Bureau Drive Gaithersburg, MD 20899 Washington D. C. U. S. A
- ②NEXCO WEST
 - ・ 8300 Boone Blvd., Suite 260 Vienna, VA 22182 Washington D. C. U. S. A

概要 :

DRESS プロジェクトのうちトンネル災害等陸上ロボットの性能評価手法に関する説明、意見交換会及び日本からの提案である試験方法(ジャングルジム)の発表、意見交換会、標準化に向けた取り組み状況(NIST_ASTM 会議)と米国のドローン等ロボットに対する取り組み状況(NEDO)、米国におけるインフラ点検等のニーズ調査(NEXCO WEST)を行い、今後の日米での取り組みの方向性や進め方等の基本情報収集、意見交換を行うことを目的とする。

会議の状況(出張報告書より) :

- ①National Institute of Standards and Technology (NIST)
 - ・ 当初、26 日(月)夕刻からの予定で、日本からの提案(新ジャングルジム)評価手法に関して報告を行う予定であったが、急きょ午後 1 時より、イギリス、韓国、台湾の報告審議と合わせて行うことになり、ダレス空港より N I S T へ直行した。日本からの発表としては、DRESS プロに関して、木村准教授(長岡技科科学大学)、ワールドロボットサミッドに関しては、奥川教授(愛知工業大学)、檜葉における遠隔制御センター等の取組に関しては、川端氏(日本原子力研究開発機構(JAEA))より報告がなされた。
 - また、日本提案の新 ASTM の考え方や実証試験結果等を踏まえ、翌 27 日(火)午前中に報告(木村准教授(長岡技科科学大学))を行い、その後ラボツアーを行った。
 - ・ NIST に 11:30 頃到着、15 時からの会議までの間に、NIST の ASTM 実証フィールドの見学を行った。

- ・既存のステップフィールドや各タスク別の実証を行うフィールドのほか、野外に設置されたドローンの実証フィールドの見学を行った。
- ・ドローンフィールドでは、基本飛行性能やビジョン関連（下横上からの視点での目視確認）等の実証試験が行われていた。



図 2.1.1.6-13 N I S T の A S T M 実証フィールド及び NIST/ASTM 会議

(2) 文献翻訳

(2-1) 無人航空機関係文献

翻訳物リスト（英文から和文に翻訳）

- ① ARUS guidelines on Specific Operation Risk Assessment: SORA
(JARUS: Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems)
特定運航リスクアセスメントに関する JARUS のガイドライン
- ② ①の附属書 A: 特定 UAS 運航のシステム及び運航に関する情報の取集と提示に関するガイドライン
- ③ ①の附属書 I 用語集
- ④ 無人航空機システム (UAS) 交通管理 (UTM) のためのリアルタイムリスク評価フレームワークー (第 17 回 AIAA 航空技術、統合、及び運航に関する会議資料) ー
(Real-time Risk Assessment Framework for Unmanned Aircraft System (UAS) Tra_c Management (UTM))
- ⑤ 共通ルール作成の提案 欧州におけるドローン運航 (EASA)
(Proposal to create common rules for operating drones in Europe)
- ⑥ UAS 安全リスクのポートフォリオと分析 (EASA)
(・ UAS Safety Analysis by EASA)

⑦FAA UAS 研究センター タスク A4 : UAS 地上衝突の重大度評価(最終報告)

(Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation)

(2-2)NIST/STM 関係文献

⑧災害テロ対応ロボット用標準テスト方法を使用した即席爆発装置対処訓練

(Counter-Improvised Explosive Device Training Using Standard Test Methods for Response Robots)

5.5 広報・普及活動

(1) シンポジウム開催

- ・南相馬市でロボットセミナーを開催(2017. 10. 10)、また東京、名古屋、大阪にて期末シンポジウムを開催。
- ・東名阪のシンポジウムでは、前半は性能評価手法、実証試験に関する報告、後半はパネルディスカッションを実施。

①大阪シンポジウム

- ・2018. 3. 05、ホテルニューオータニ大阪(大阪市京橋)
NEDO 主催で、「ロボット性能評価」プロジェクトのシンポジウムが開催され、その準備と当日対応を行った。
- ・シンポジウムのプログラムは下記、
第一部：プロジェクトの研究成果報告および福島ロボットテストフィールドの紹介
第二部：「トンネル災害やプラント災害／点検のための陸上ロボット」に関するパネルディスカッション
- ・大阪シンポでは、上述のプログラム通り、無人航空機、水中、陸上の各ロボットの実証試験報告と福島ロボットテストフィールドの紹介、災害・プラント点検対応陸上ロボットに関するパネルディスカッションが行われた。
- ・パネルディスカッションメンバーは、モデレータは長岡技科大の木村先生、パネラーは大西氏(MHI)、天野(消防庁)、高田氏(新日鉄住金)など。気心の知れた仲間が多く、わきあいあいとしたムードであった。
- ・パネルディスカッションの Q&A で、大阪府の関係者がから、福島 RTF に対して分担、協調の期待が述べられた。
- ・予定の 100 名を超える参加者があり盛況であった。

②名古屋シンポジウム

- ・ 2018. 3. 06、KP ガーデンシティ PREMIUM 名駅西口
- ・ NEDO 主催で、「ロボット性能評価」プロジェクトのシンポジウムが開催され、その準備と当日対応を行った。シンポジウムのプログラムは下記、
第一部：プロジェクトの研究成果報告および福島ロボットテストフィールドの紹介
第二部：「ダム・河川点検のための水中点検ロボット」に関するパネルディスカッション
- ・ 大阪、名古屋及び東京で NEDO シンポジウムが開催される。名古屋シンポでは、上述のプログラム通り、無人航空機、水中、陸上の各ロボットの実証試験報告と福島ロボットテストフィールドの紹介、またダム・河川点検用ロボットに関するパネルディスカッションが行われた。
- ・ パネルディスカッションメンバーは、モデレータは名大の山田先生、パネラーは九郎丸氏 (PANA)。
- ・ 予定の 100 名を超える参加者があり盛況であった。

③東京シンポジウム

- ・ 2018. 03. 09、ホテル メトロポリタンエドモント(東京飯田橋)
- ・ NEDO 主催で、「ロボット性能評価」プロジェクトのシンポジウムが開催され、その準備と当日対応を行った。プログラムは下記のように二部構成。
第一部：プロジェクトの研究成果報告および福島ロボットテストフィールドの紹介
第二部：第二部：「橋梁点検のための無人航空機」に関するパネルディスカッション
第一部のプログラムは、無人航空機、水中、陸上の各ロボットの実証試験報告と福島ロボットテストフィールドの紹介(図 2.5(1))参照。第二部として、橋梁点検対応の無人航空機に関するパネルディスカッションが行われた。パネルディスカッションメンバーは、モデレータは東大の浅間教授、パネラーは佐藤氏(富士通)、高梨氏(NEC)など。
予定の 100 名を超える参加者があり盛況であった。

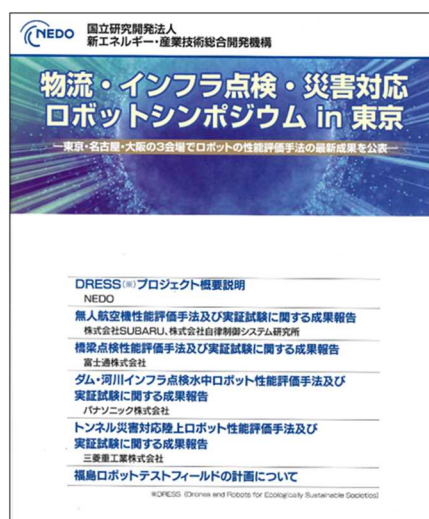


図 2.1.1.6-14 第一部プログラム(東京シンポジウムのプロシーディング資料の表紙より)

④南相馬シンポジウム

- ・日時：2018. 2. 5～7
- ・場所：ラフィーンヌ(南相馬市、原ノ町)
- ・目的：ロボット性能評価基準及び各分野実証試験報告会の運営
- ・一般社団法人ダム・堰施設技術協会 柏木委員
(ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会委員)：現地ユーザーとの交流、潜在的ユーザー発掘のため
- ・概要：
 - ロボット性能評価基準及び各分野実証試験報告会の運営
 - 参加者は、予定の100人を大きく超え盛況。地元の新聞、TVでも報道された。
 - その他
 - ・当日午前に、福島 RTF で起工式が行われた。
 - ・シンポジウムのアンケート集計結果は添付資料を参照

(2) その他広報、普及活動

①フェスタふくしま

- ・日時：2017. 11. 21～23
- ・場所：ビッグパレットふくしま(郡山市)
- ・目的：ロボットフェスタ、ロボット性能評価 NEDO ブース支援
- ・イベント概要
 - 11月22日、23日の両日に渡り、「ロボット航空宇宙 フェスタふくしま 2017」が、開催された。11月22日ビジネスディ、11月23日はビジネス客に加えて一般客向けに開催。会場には、地場のメーカーなどから多くのロボットの展示あり。
 - 「フェスタふくしま」にて、ロボット性能評価事業に関するブースを NEDO が設け、その立ち上げ、運営等を支援した。尚、22日には、ロボット、ドローンに関する NEDO セッションが開催された。
 - その他
 - ・当日、NEDO と福島県の間で、ドローン・ロボットの実証試験に関する協定が結ばれた。(調印式が開催された)

5.6 成果ドキュメント等

(1) 無人航空機及びロボット性能評価手順書

- ①無人航空機(共通、物流、災害対応)性能評価手順書
- ②橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書
- ③ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書
- ③ 災害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

(2) 文献翻訳物

翻訳物リスト(英文から和文に翻訳)

- ① ARUS guidelines on Specific Operation Risk Assessment:SORA
(JARUS:Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems)
特定運航リスクアセスメントに関する JARUS のガイドライン
- ② ①の附属書 A: 特定 UAS 運航のシステム及び運航に関する情報の取集と提示に関するガイドライン
- ③ ①の附属書 I 用語集
- ④ 無人航空機システム(UAS)交通管理(UTM)のためのリアルタイムリスク評価フレームワークー(第 17 回 AIAA 航空技術、統合、及び運航に関する会議資料)ー
(Real-time Risk Assessment Framework for Unmanned Aircraft System (UAS) Tra_c Management (UTM))
- ⑤ 共通ルール作成の提案 欧州におけるドローン運航 (EASA)
(Proposal to create common rules for operating drones in Europe)
- ⑥ UAS 安全リスクのポートフォリオと分析(EASA)
(・ UAS Safety Analysis by EASA)
- ⑦ FAA UAS 研究センター タスク A4: UAS 地上衝突の重大度評価(最終報告)
(Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation)

(3) NIST/STM 関係文献

- ⑧ 災害テロ対応ロボット用標準テスト方法を使用した即席爆発装置対処訓練
(Counter-Improvised Explosive Device Training Using Standard Test Methods for Response Robots)

(4) 実証試験撮影動画(DVD)

実証試験の状況を動画にて記録(本編及びダイジェスト版)し、19分に纏めたダイジェスト版 DVD を作成した。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度	総計
論文	0	-	-	-	-	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	0	-	-	-	-	-	0
展示会出展	0	-	-	-	-	-	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	-	-	-	-	-	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	-	-	-	-	-	0
その他	0	-	-	-	-	1	1
国内出願	0	-	-	-	-	-	0
外国出願	0	-	-	-	-	-	0

* その他：機械システム振興協会戦略策定事業実施（2022年度）

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略 / 2. 具体的取組

2017年度は、ロボット性能評価委員会のワーキンググループにおいて無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準の検討を進め下記の性能評価基準書（たたき台）の作成を完了した。

- ・ 無人航空機（共通、物流、橋梁点検、災害対応）の性能評価基準書
- ・ 河川点検のための水中ロボットの性能評価基準書
- ・ 災害対応陸上移動ロボットの性能評価基準書

ロボット性能評価委員会については2017年度5月に発展的に解消し、2017年度6月からは、無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準に関する4つの検討委員会を設置した。各検討委員会に於いては、無人航空機や各種ロボットの性能や安全に関する実証試験内容や性能評価手順書の記述内容についての議論が行われた。その議論の結果を反映した多くの実証試験が行われ、無人航空機やロボットの性能評価に関わる貴重なエビデンスを取得することが出来た。またその内容を反映した下記に示す性能評価手順書（案）を作成した。

- ・ 無人航空機（共通、物流、災害対応）性能評価手順書
- ・ 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書
- ・ ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書
- ・ 害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

3. 研究開発項目毎の実用化の見通しについて

今後は、物流、橋梁点検、災害対応の無人航空機、ダム・河川点検用水中ロボット、災害対応陸上移動ロボットの実用化に向けて、策定された性能評価手順書の活用が期待される。しかしながら性能評価手法、性能評価基準に関する研究開発は、その第一歩を踏み出したばかりであり課題も多い。次のステップに向け、今後優先的に取り組むべき課題は次のようなものである。

- ①無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットの性能評価基準の策定
- ②研究開発成果である性能評価手法の社会受容
- ③性能評価手法のブラッシュアップと手順書の継続的な改定
- ④無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットに携わる人材の育成

以下、各課題について説明する。

①性能評価基準の策定

ロボット及び無人航空機の性能を測るモノサシ、即ち性能評価基準が明らかになっていない。技術開発の促進及び普及のためにはロボット等の性能を測るモノサシを規定し、性能評価試験方法を含めた性能評価基準などの策定が喫緊の課題である。

②性能評価手法の社会受容

2016年度から2017年度に、各種ロボット（無人航空機、水中ロボット、陸上ロボット等）における適用分野毎に標準的な試験方法等を含めた性能評価手法を開発したが、具体的な性能評価手法に関し社会受容性を向上させる必要がある。

③性能評価手順書の不断の改定

ロボット及び無人航空機分野においては技術的進展や国際的にも技術競合環境が厳しくなることが想定される。今回の研究開発成果である性能評価手法が陳腐かしないように、継続的な見直し改定が課題であり、各種試験設備や測定機器スペックの改定も課題となる。

④人材の育成

無人航空機、ロボット等の実用化にあっては、試験方法に基づく性能評価データの取得指導及び支援のみならず、福島 RTF の利用事業者に対し地方振興の観点からも新事業の創出や付加価値の付与ができる深い見識を持つ人材の育成が課題である。

上述の課題解決と実用化・事業化促進のため、2018年度～2020年度に以下の事業を行った。

「NEDOプロジェクトを核とした人材育成、産学連携等の総合的展開／ロボット性能評価手法に係る特別講座」

(1)事業目的、目標

(1)-1 目的

本人材育成講座の目的は、福島 RTF が継続的に利用されるためにロボット性能評価手法や福島 RTF 利用方法について理解し、将来この分野に関する事業推進のキーマンとなる人材の育成を行うことである。この目的の実現のために、人材育成講座の実施、人的交流等の展開および周辺研究を実施した。

(1)-2 目標

事業化目論見((1)-3 項)に示す事業に積極的に関与できるキーマンの育成を目標とする。具体的には、無人航空機/橋梁点検、水中ロボット/ダム河川点検、陸上移動ロボット/災害対応の各分野において事業を担うキーマン各1人を育成する。

(1)-3 事業化目論見

弊財団は、NEDO 人材育成講座や自主事業の経験を踏まえて、ロボット性能評価手法を活用した事業を立ち上げる。具体的にはロボット操縦者の技能育成およびその認定に関する事業等について、NEDO 人材育成講座のキーマンや福島 RTF を運営する（一財）福島イノベーション・コースト構想推進機構、ロボット性能に関する標準化関係団体等と連携しながら事業を立ち上げる。この促進のため、本事業では人材育成講座の実施、人的交流等の展開および周辺研究を通して、ロボット操縦者の技能育成およびその認定事業推進のキーマンの育成等を行う。

(2) 成果と達成状況

本人材育成講座の目的は、福島 RTF が継続的に利用されるためにロボット性能評価手法や RTF 利用方法について理解し、将来この分野に関する事業推進のキーマンとなる人材（受講生）の育成および無人航空機/橋梁点検、水中ロボット/ダム河川点検、陸上移動ロボット/災害対応の各分野において事業を担うキーマンとなる人材（主任講師）各 1 人を育成することである。この目的の実現のために、人材育成講座の実施、人的交流等の展開および周辺研究を実施した。

2018～2020 年度の 3 ヶ年にわたり次の 3 講座を開催した。

- ・ 無人航空機を活用した橋梁点検分野に関する性能評価講座（橋梁分野）
- ・ ロボットを活用したダム及び河川点検分野に関する性能評価講座（水中分野）
- ・ ロボットを活用したトンネル及びプラント災害調査分野に関する性能評価講座（陸上分野）

各講座は、座学と実習・演習から構成される。主任講師を中心にしたステアリング委員会を設置して、カリキュラムの作成、座学対応、実習・演習対応等の運営を行った。

2019 年 1 月から募集を開始し、3 分野に 179 名の応募があった。2019 年度にも 21 名の追加応募があり、応募者累計は、200 名であった。座学は、福島（南相馬市）、東京、名古屋、大阪の 4 地区において 50 回開催し、延出席者数は 546 名であった。福島 RTF での実習として、2019 年 11 月に陸上分野のプラント実習を開催した。2020 年度に計画した実習は、コロナ禍のため中止とし、実習代替として演習を実施した。2020 年 11 月にトンネル演習、水中演習、2020 年 12 月に橋梁演習を行い、2021 年 1 月に演習動画を受講生に配信しレポートをまとめることで実習の代替とした。本人材育成講座を修了した 40 名に修了証書を授与した。本講座の内容を広く PR するため、キックオフシンポジウムをはじめとして最後の事業成果報告シンポジウムまで合計 4 回のシンポジウムを行った。

2020 年 2 月 10～16 日、主任講師（1 名）を団長とする 8 名が、ロボット性能評価手法の標準化並びに福島 RTF の有効活用を目的に、この分野において先行する米国におけるロボット性能評価手法標準化への取組み及び福島 RTF の利活用状況に関する現地調査を実施した。

人材育成講座の開催実績を基に、主任講師は各分野の性能評価手順書の改訂方針およびロボット性能評価手順書の応用について取りまとめた。

(2)-1 ロボット性能評価手順書の改訂

主任講師は、今までの人材育成講座から得られた知見に基づいて、ロボット性能評価手順書の改訂すべき内容を検討し、ロボット性能評価手順書の改訂方針を作成した。

- ・ 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書の改訂方針
 - (ア) 性能評価手順書の目的をはっきりさせる
 - (イ) 部位（上部構造，下部構造）に対する試験方法だけでなく、以下の条件での性能評価試験を行う方法を手順書に記載する
 - (ウ) 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書の位置づけをはっきりとすべく、Dress プロジェクトの第三者上空飛行のための無人航空機の性能評価手順書，およびNISTのStandard Test Methods for Aerial Systemsとの関係性を記載する
 - (エ) (4)「安全対策に関する項目」を記載する（性能評価試験を行う際に，具体的な実施した安全対策や，試験者の具体的な行動など）

- ・ ダム・河川点検のための無人航空機性能評価手順書の改訂方針
 - (ア) 利用者により分かり易く、使い易い記述へ
 - (イ) 既存の試験手法（NIST 等）とのリンク・引用
 - (ウ) 試験項目の追加
 - (エ) ダム点検と河川点検に関する記述の統一感
 - (オ) 試験項目の妥当性評価

- ・ トンネル災害およびプラント災害対応のための陸上移動ロボット性能評価手順書の改訂方針
 - (ア) 共通基本性能（NIST ASTM をベースとした性能評価）
 - 全体的に箇条書きのようになっているので、文章としての説明が必要（個別性能、総合性能と書き方が合致していない）等
 - (イ) 個別性能（防爆性能）
 - 説明、用語の補足が必要。（防爆の基本的な説明の追加。平易な説明が必要）等
 - (ウ) 総合性能評価試験（ミッション型試験）
 - プラント実習、トンネル演習をモデルケース（サンプル）として掲載、実習アンケート「手順書を読んだだけでは再現できない」への対応が必要等

(2)-2 RTF への提案

主任講師は、ロボット性能評価手順書の改訂版に基づいて、RTF の設備仕様、RTF の運営等についての改善要望をまとめた。（(2)-1 ロボット性能評価手順書の改訂に含む）

(2)-3 ロボット性能評価手順の応用検討

主任講師は、人材育成講座から得られた知見に基づいて、ロボット性能評価手順の新たな分野への応用等を検討した。

・ 橋梁分野

- (1) NIST が公開している Implementing Standard Test Methods に示されている Combine and

Sequence や Embed into Scenarios などと求められる長時間フライトを使用した試験に応用可能。

(2) UAV 使用した性能評価試験では、橋梁点検に焦点を当てられていたが、インフラ点検や災害対応に活用する「ロボット性能評価手順書」で採り上げられている「ダム・河川点検」対応、「トンネル災害・プラント災害」対応にも応用できる。

(3) 受講者レポート分析から、以下の応用例が考えられる。

- ・ UAV による建築物（マンションやビル）点検に伴う性能評価試験
- ・ UAV の機体が目視できない状況での性能評価や小型 UAV しか進入できない場所の性能評価試験
- ・ 橋梁舗装面側を用いた性能試験

・ 水中分野

(1) 海岸保全施設：「海岸保全施設維持管理マニュアル」（農水省／国交省）が発行されている。海中部分（前面海底地盤，根固工，基礎工）で潜水調査が必要とされている項目については基本的にダム・河川と同様に性能評価手順書の作成が有用。

(2) 橋脚等の水中部：国交省が発行している点検要領の中で，特に橋脚の水中部の点検に関して別に指針が出されており，これを参考に性能評価手順書を作成することが可能。他の水中構造物もそれに準じて作成可能。

(3) レスキュー・サルベージ：NIST の STM の項目の多くは，レスキュー・サルベージを想定したもの。これらを適宜引用しつつミッション型試験を構築することで性能評価手順書を作成可能。

(4) 養殖漁業，船底検査：特に点検要領のようなものは無いが，既に実績のある分野。要求される性能の集約を行うことで性能評価手順書の作成は可能。

・ 陸上分野

(1) 頻度の高い災害（消防業務従事者にとって日常的災害（火災、水害、土砂災害、山岳救助、etc.）

(2) ニューノーマルなロボット応用分野（コンビニ業務、運搬、受付、巡回、消毒、etc.）

(2)-4 2022 年 11 月時点の状況：

ロボット性能評価手法に係る特別講座の完了後に上述の改訂方針を METI、NEDO 等の関係者に伝え、性能評価手順書の継続的な維持改訂を提案中であるが実現できていない。

6.1.1.7 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準

(実施期間：2年間(2018年度～2019年度))

(実施先：国立研究開発法人 産業技術総合研究所、株式会社自律制御システム研究所、独立行政法人 労働安全衛生総合研究所、国立大学法人 東京大学、株式会社プロドローン、イームズロボティクス株式会社)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化の実現が期待されている。新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト/性能評価基準等の研究開発/目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準」に係る委託業務事業の一環として、無人航空機性能評価基準の研究を実施している。近年、小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や災害対応等において、無人航空機の利用が期待されている。これらの利用分野において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全な飛行を実現するため、信頼性の高い機体の設計や安全機能等の性能評価に関する具体的な試験法案及びその評価手法の開発がドローン版耐空証明には必要とされる。現在、目視外及び第三者上空飛行を可能にするための安全性評価や安全規格およびその試験法等を整備する標準化活動は、図 2.1.1.7-1 のように世界中で研究開発が実施されしのぎを削っている。

世界のドローンに関する標準化活動

- ・ 有人機において、電気装備品等の技術的検討や提言、規格の作成を行う団体(工業会)米国 Radio Technical Commission for Aeronautics(航空無線技術委員会、RTCA)や European Organization for Civil Aviation Equipment(欧州民間航空電子装置機、EUROCAE)は、無人機に関しても、すでに活動が行われ、さらに連携が行われている。

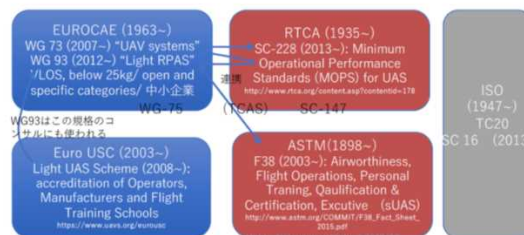


図 2.1.1.7-1 世界のドローンに関する標準化活動

図 2.1.1.7-1 に示す通り、米国 ASTM (旧称は米国材料試験協会 (American Society for Testing and Materials)) は、2003 年という早期から耐空証明、運航管理、操縦訓練における品質認証や認可事業を実施している世界最大・民間・非営利の国際標準化・規格設定機関である。1898 年に鉄道線路の鋼の標準規格認証で認証事業をスタートさせた ASTM は、軽量スポーツ航空機 (LSA) の規格を整備した後に 2001 年に ASTM International に社名を変更し、無人航空機の規格の整備を開始している。図 2.1.1.7-2 に示す通り、無人航空機は F38 委員会の中で規格が議論されている。重要な動向は、図 2.1.1.7-3 に示す通り、第三者認証と航空法の関係を政府の制度として構築してきたことである。図 2.1.1.7-4 に ASTM の無人航空機の F38 委員会で議論されている多岐にわたる項目を示す。これにより、詳細な技術の民間専門機関と政府機関が連携して、その時代の最新技術に適合した法整備や法律運用が可能な体制が航空の分野でも構築されてきたことになる。

ASTM International Key Figures and Some of Working Group

- 1898 ~ (列車のトラックに関する標準の発行)
- 12500+ Global ASTM Standards
- 30000+ Volunteer Members
- 140+ Participating Countries

A	Ferrous Metals
B	Nonferrous Metals
C	Cementitious, Ceramic, Concrete and Masonry Materials
D	Miscellaneous Materials
E	Miscellaneous Subjects
F	Materials for Specific Applications
G	Corrosion, Deterioration, and Degradation of Materials

F37: Light Sport Aircraft
 F38: Unmanned Aircraft Systems
 F39: Aircraft Systems
 F55: General Aviation Aircraft

図 2.1.1.7-2 ASTM のワーキンググループ

ASTMと航空法

- Regulations と Standards
 - Regulation: A rule or order issued by an executive authority or regulatory agency of a government and having the force of law
 - Standard: The definition of terms; classification of components; delineation of procedures; specification of dimensions, materials, performance, designs, or operations; measurement of quality and quantity in describing materials, processes, products, systems, services, or practices; test methods and sampling procedures; or descriptions of fit and measurements of size or strength

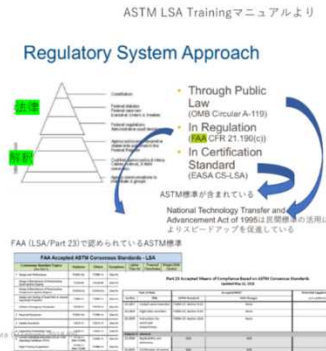


図 2.1.1.7-3 第三者認証機関と航空法

F38 Unmanned Aircraft Systems

- [F38.01 Airworthiness](#)
- [F38.02 Flight Operations](#)
- [F38.03 Personnel Training, Qualification and Certification](#)
- [F38.90 Executive](#)

Active Standards	Proposed Standards
F2851-10: UAS登録と表示 (小型を除く)	WK16285 250-550kgの固定翼の設計/性能仕様
F2910-14: 小型UASの設計と構築の標準仕様	WK27055 UAS遠隔IDとトラッキングに関するPractice
F2911-14a1 小型UASの製造 Acceptance	WK53964 VTOLの設計、構築、テスト
F3002-14a 小型UASのC2システム設計の標準仕様*	WK56338 第三者上空運航のための新しい仕様
F3003-14 小型UASの品質保証の標準仕様	WK56338 第三者上空を飛ぶUASの安全性
F3005-14a 小型UASのパッケージの標準仕様*	WK59116 小型UASのバッテリー
F3201-16 UASのソフトウェアの依存性確認	WK60936 小型UASの着陸ベースのDetect and Avoid
F3269-17 複雑な機能を持ったUASの飛行安全に関する方法	WK60937 UASのための燃料電池の設計
F3298-18 固定翼UASの設計、構築、空試	WK57659 固定翼UAS設計、構築、立証
	WK62668 Detect and Avoid 性能要求 / WK62668 DAA
	WK62670 大型UAS設計と構築

図 2.1.1.7-4 F38 委員会の中で議論されている項目

一方、そのような航空分野の活動を行ってこなかった日本では、無人航空機が登場したことにより、民間専門機関と政府機関の連携の場として、官民協議会を立ち上げ「空の産業革命に向けたロードマップ」等を作成するなどの活動を実施してきた。

2017年5月に改訂が行われた「空の産業革命に向けたロードマップ」では、飛行させる空域や飛行の方法に応じて飛行レベル1~4を定義し、2018年頃に無人地帯での目視外飛行（レベル3）、2020年代頃以降に有人地帯（第三者上空）での目視外飛行（レベル4）による無人航空機の利活用を本格化させるとしている。これを実現するための環境整備の一環として、2017年度に国土交通省と経済産業省が事務局となって「無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」が開催され、2018年3月にレベル3の実現に向け「無人航空機の日視外飛行に関する要件」が取りまとめられたところであり、今後「無人航空機の飛行に関する許可・承認の審査要領（以下、審査要領）」に反映される見込みである。

こうした流れを受け、今後はレベル4の実現、つまり、第三者上空での目視外飛行の実現に向けた要件検討が求められている。これに資するため、第三者上空における目視外飛行が可能な無人航空機の性能評価のための基準や手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている。

このため、本プロジェクトでは、物流、インフラ点検、災害対応等の分野で活用できる無人航空機の性能評価手法を図 2.1.1.7-5 に示す第三者上空における目視外飛行が可能な無人航空機の性能評価のための基準、手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている項目一覧を基に検討するとともに、性能評価手法を検証するための飛行試験等を実施する。

性能項目区分	性能項目例	性能項目区分	性能項目例	性能項目区分	性能項目例			
飛行性能	基本飛行性能	信頼性	システム全般	耐気象環境	飛行速度	機体全体 (HW&SW)	耐環境性能	気象全般
					航続時間	HW全般		温度
					飛行距離	SW全般		風
					飛行高度	推進システム		高度
					飛行安定性	燃料システム		降雨
	離着陸性能				重量	冷却システム		雪
					誘導精度	バッテリー性能		湿度
					基本離着陸性能 (離着陸面積等)	ジェネレータ性能		結露
					狭あい空間における離着陸性能	ケーブル		氷
					衝突回避能力	冗長性		雷
安全性	衝突回避	電気系統	通信システム (C2リンク等)	耐電磁環境	視認性	アンテナ性能	耐危険環境	静電気
					飛行継続 (異常回復)	送信性能		かび
	飛行継続 (飛行経路逸脱防止)				受信性能	塩霧		
	飛行中断				テレメトリ	砂塵		
	落下時の警告				通信品質・セキュリティ	水		
	落下分散				ディ	耐電磁環境		電波干渉・電波妨害
	落下速度低減				寿命			耐危険環境
落下時の衝撃吸収	強度	放射熱						
発火・誘爆	耐食性	化学						
		構造の耐久性	生物	耐電磁環境	放射性雰囲気			
			放射線					
				耐電磁環境		耐危険環境		
				環境負荷性能	騒音、廃棄等			

図 2.1.1.7-5 第三者上空における目視外飛行が可能な無人航空機の性能評価のための基準、手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている項目一覧

物流、インフラ点検及び災害対応等の分野で活用できるロボット及び無人航空機の性能評価手法の開発を促すとともに、それらを社会実装するためのシステム構築等を進める。具体的には、以下の研究開発項目について実施する。

研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

(1) 性能評価基準等の研究開発

6) 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準

(i) 求められる性能評価の研究開発

目視外及び第三者上空飛行に向けた性能評価基準の導出のため、国土交通省航空局審査要領の耐空類別 N 類相当の分析及び世界の性能評価基準分析を実施する。

(ii) 性能評価の手法の検討

(i) の評価項目の他に、落下分散、衝突安全、騒音評価の評価項目の機体技術 (信頼性及び安全性、危害抑制、騒音対策等)、制御技術の性能評価手法を分析し、(危害抑制機能の自動作動等) の性能評価基準に資する素案を作成する。

(iii) 性能評価基準の検証

落下分散、衝突安全、騒音評価等の評価を運用条件シナリオに合わせて福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して飛行させ、上記の (ii) で作成された各種性能評価基準に資する飛行試験に加えて複数の無人航空機が同時に発生する総音圧レベルや異常発生時を想定した際の衝撃量の定量化及びデータ取得等を実施する。

なお、本事業を円滑に推進するための委員会を設置し運営する。また、進捗及び成果は「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」等に報告し、それらの検討に資するものとする。

本事業は、無人航空機という新規性と先進性の高い産業機械の性能に関して、目視外及び第三者上空での飛行に際して要求される適合証明に必要な評価法、汎用性を有した試験法などを開発することで、社会実装に貢献することが社会での位置付けとなる。これは、国外各国でこれから取り組もうとしている社会課題であり、世界に先駆けて本事業で挑戦するものである。

(2) 研究開発目標と根拠

本事業では、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、機体の安全性や信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法に関する研究開発の結果を取りまとめることを目標としている。具体的には、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、落下時の地上危害に関するリスク分散、対人衝突安全に関する研究、第三者上空飛行時の騒音の評価手法の研究開発を実施している。目視外及び第三者上空等での飛行に向けた性能評価手法を検討し、福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用した検証を行う。達成目標については、図 2.1.1.7-6 のように検討会等での議論を踏まえて必要に応じて改定する。



図 2.1.1.7-6 性能評価基準等研究開発プロジェクト概要

検討会等での議論を踏まえ必要に応じた性能評価を図 2.1.1.7-7 のサブテーマ①で分析し、サブテーマ②の研究開発目標へフィードバックを行う。

性能項目分析のステップは、図 2.1.1.7-8 に示す通りである。

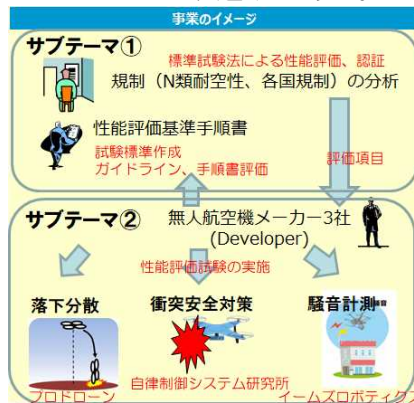


図 2.1.1.7-7 性能評価手法及び評価基準検討とデータ取得試験／飛行試験

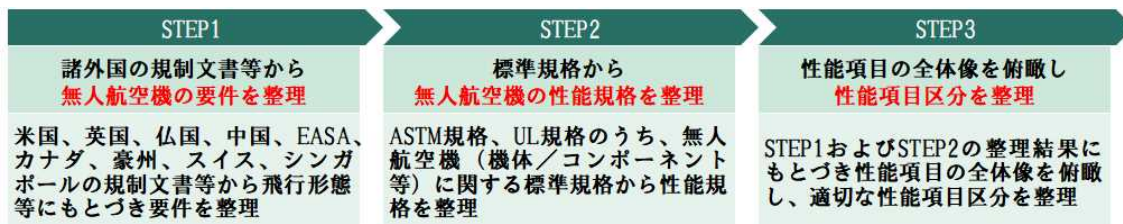


図 2.1.1.7-8 性能項目分析ステップ

海外の動向や国際規格、航空局等様々な最先端の情報から性能項目の分析を実施し、その議論を踏まえて必要に応じて目標を改定する研究開発体制は、図 2. 1. 1. 7-9 に示す通り、第 13 回産学官連携功労者表彰内閣総理大臣賞を受賞した NEDO 事業と同様の体制となっており、技術力を有する国立研究開発法人、独立行政法人、大学と、事業化能力を有する国内大手メーカー3 社で構成する研究開発体制となっている。また、図 2. 1. 1. 7-10 に示す通り、実施者自ら又は連携企業等の事業化に限らず、ルール作りや国際標準化等でその成果が広く国民生活や経済社会への関与が期待できる。

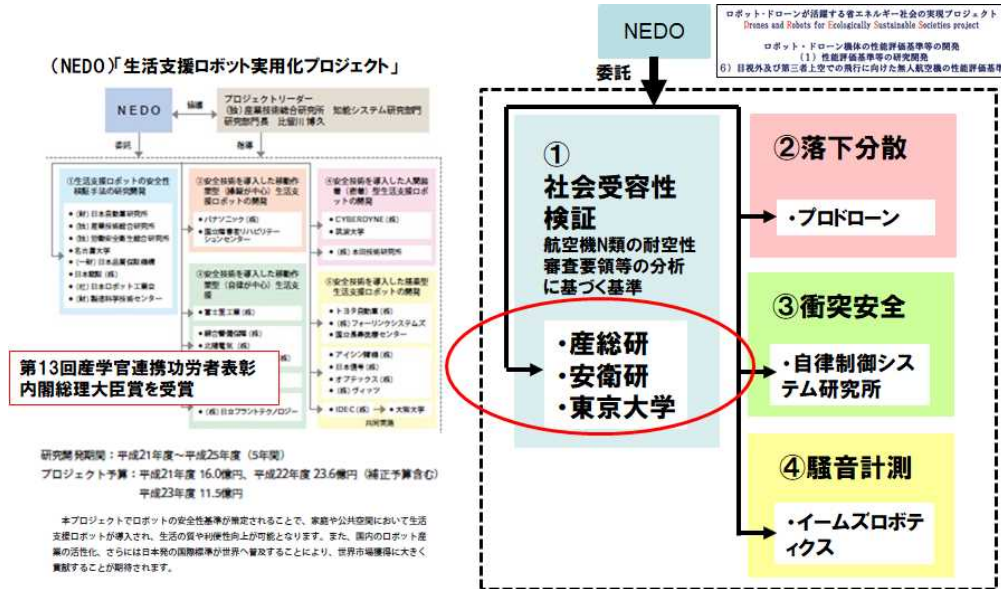


図 2. 1. 1. 7-9 研究開発体制

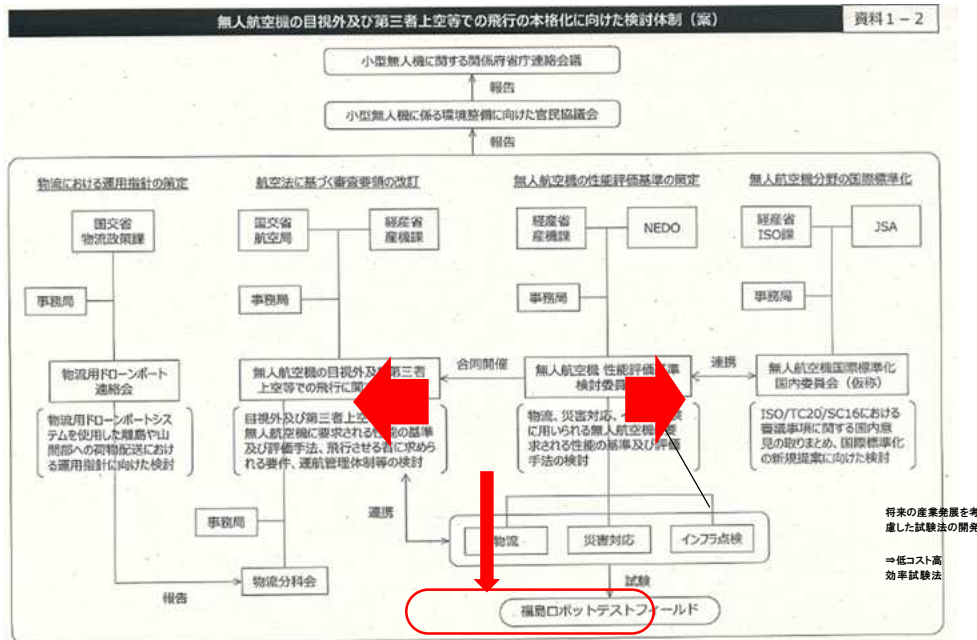


図 2. 1. 1. 7-10 成果が広く国民生活や経済社会へ関与できる体制

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.1.1.7-1 スケジュール

事業項目	2018 年度				2019 年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
1) 無人航空機の性能評価手法の開発 (担当：産総研)		委員会開催						
2) 無人航空機の性能評価手法の素案の作成		PJ 推進会議開催						
①無人航空機飛行性能の検討 (産総研)		航空機 N 類耐空性能分析技術の研究 イームズ社と試験手法開発	福島 RTF 実証試験			風洞試験研究開発		
		メーカー3社騒音計測試験						
		騒音計測試験@産総研						
		落下試験装置研究開発@福島 RTF				大型落下試験装置研究開発@鳥羽		
		アンテナ性能評価研究開発(メーカー3社アンテナ試験)						
		標準試験法 (STM) 研究開発						
②無人航空機の飛行性能の調査 (東大)		各国認証制度等分析の研究						
		落下分散地上危害低減技術(スカイガードレール)研究開発						
③対人衝突安全性の検討 (安衛研)		対人衝突安全性評価の研究						
		対人切傷安全性評価の研究						
④無人航空機の安全性に関する研究開発 (自律研)		対人衝突安全試験装置開発(福島ロボットテストフィールドで実証試験)				新型衝突安全試験装置開発@清瀬		
		対人衝突頭部インパクト試験装置開発						
		騒音計測試験@産総研						
		落下・対人衝突試験@福島ロボットテストフィールド						
		アンテナ性能評価試験@富岡				風洞試験研究開発@航装研		
⑤無人航空機の環境に関する研究開発 (イームズロボティクス)		騒音計測研究開発(メーカー3社騒音計測試験支援)						
		騒音計測試験@産総研						
⑥無人航空機の危害抑制に関する研究開発 (プロドローン)		落下・対人衝突試験@福島ロボットテストフィールド						
		アンテナ性能評価試験@富岡						
		落下分散試験手法開発@鳥羽						
		騒音計測試験@産総研				燃料電池ドローン衝突試験@城里		
		落下・対人衝突試験@福島ロボットテストフィールド						
		アンテナ性能評価試験@富岡						
		福島 RTF 実証試験						

●実施体制：

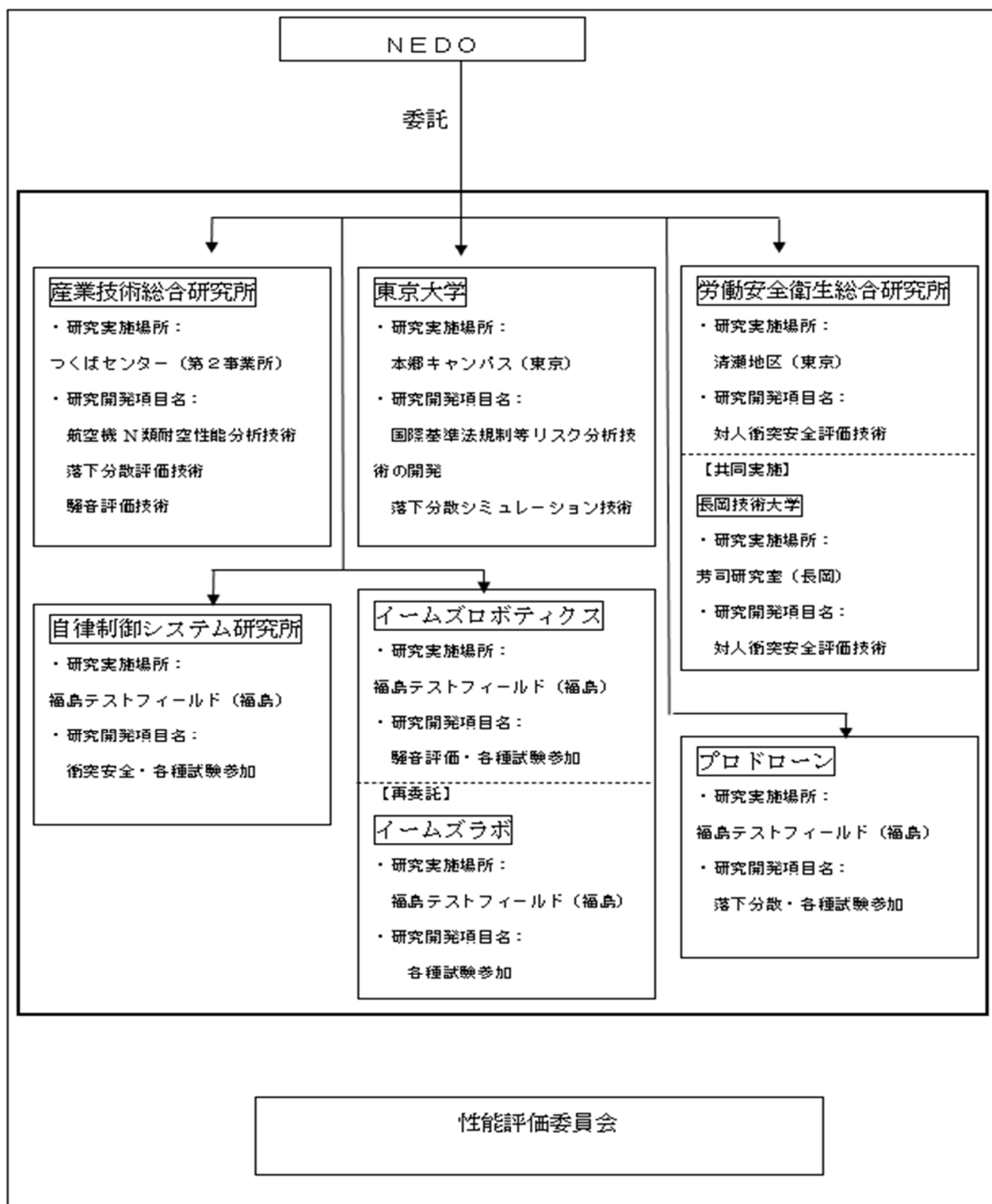


図 2.1.1.7-11 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

1) 無人航空機の性能評価手法の開発 (担当: 産総研)

2) 無人航空機の性能評価手法の素案の作成

①無人航空機飛行性能の検討 (担当: 産業技術総合研究所)

国内外における無人航空機の事故発生状況の調査、無人航空機の目視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能評価手法調査、無人航空機性能評価基準検討委員会の実施、無人航空機性能評価手順書の作成と公表を達成した。また、無人航空機飛行性能の検討、国土交通省航空局審査要領の耐空類別 N 類相当及び世界の性能評価基準分析、無人航空機の第三者上空飛行の安全性・信頼性に関する調査、大型ドローン落下受止装置試験法の開発、無人航空機の飛行性能の調査、小型無人航空機の利用分野ごとのアセスメント、目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案検討、NEDO 研究成果及び国内基準検討動向調査、海外基準検討動向調査、米国の小型無人機の社会実装推進活動 (NUAIR) の調査、福島ロボットテストフィールドにおける性能評価基準及び試験方法の試験実施を達成した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の目視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能を評価する手法について「無人航空機性能評価基準検討委員会」において検討し、2019 年度までに取りまとめで公表する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②無人航空機の飛行性能の調査 (担当: 東京大学)

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討した。具体的には、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために海外諸外国において講じられる、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討すると共に、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法についての検討を行った。更に、小型無人航空機の利用分野毎のリスクアセスメントの実施、目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案の検討、NEDO 研究成果及び国内基準検討動向の調査、海外基準検討動向の調査、性能評価に関する調査を行った。

また、機体の落下分散に関する地上への危害低減の安全性能評価手法の一つとして、高速道路や鉄道路線など、無人航空機の落下に伴う地上設備への危害低減のためのカードインフラの検討を実施した。機体の落下分散範囲に該当する地上がガードレールで覆われている上空であれば、低リスクで無人航空機は横切ることが可能なスカイガードレールを研究検討調査した。自動車と異なり飛行機械は軽量でないと飛ばないために非常に軽量に製作されていることから、過剰な耐力や高コストの施工とならないように、少ない部品の種類の組み合わせで施工可能なために、産業的に普及することを考慮した構造となっている。実際に、スカイガードレールユニットを 2 個つないだ構造体を、2019 年 3 月 13-15 日に幕張メッセで開催されたジャパンドローン展の NEDO 出展ブースにて、実物展示を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性、及び安全性を評価する手法について検討する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④ 対人衝突安全性の検討（担当：労働安全衛生総合研究所）

ドローンが関係するシステムの安全性評価は、ドローンを設計・製造し、仕組みを理解している製造業者がもっとも実施しやすい。そこで、本プロジェクトに参画している製造業者と連携し、運送・配送システムの実用化を検討している運用側の事業者等でも、安全性評価を実施できるように、リスクアセスメントの実施手引等を作成して一般に公表することを提案した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に従事する労働者等への危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される対人安全性を評価する手法を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤ 無人航空機の安全性に関する研究開発（担当：株式会社自律制御システム研究所）

騒音評価、落下分散、衝突安全等の評価を運用条件シナリオに合わせて福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して飛行させ、作成された各種性能評価基準に資する飛行試験を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするための方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される安全性を評価する手法やそれに資する性能評価基準を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤ 無人航空機の環境に関する研究開発（担当：株式会社イームズロボティクス）

福島ロボットテストフィールドでホバリングするドローンを真下、45度、真横に10mから50mまでの計測した音圧をグラフ化。さらに、音響パワーレベルから「距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差（dB）」を引いた予想値グラフ（黒線）を検証した。470機の場合、風速10m毎時と強い風が吹き計測値がバラバラだったが、ACSL機と695機はほぼ4つのグラフの傾向が同じであった。

従って、残響室でドローンの音響パワーレベルを計測し、距離による減衰値からドローンの音圧が計算できる方法がドローンの音圧を表現する適正な手段であることを確認した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行を環境にも配慮して行えるようにするため、無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑥ 無人航空機の日害抑制に関する研究開発（担当：株式会社プロドローン）

飛行初期条件のホバリングから、産総研で開発した落下受止装置への無人航空機（ドローン）の落下試験を実施することにより、落下時の終端速度を測定し、落下分散のシミュレーションや地上への衝突試験条件の検討を行い安全評価手法の検討を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするため、第三者に対する日害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法とそれに資する性能評価基準を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①「無人航空機の性能評価手法の開発」

5.1.1. 「国内外における無人航空機の事故発生状況の調査」(実施者：産業技術総合研究所)

国外における無人航空機の事故発生状況に関する動向

国内における無人航空機の事故発生状況に関する動向調査結果を踏まえて、経済産業省や国土交通省等の関係者と意見交換し、無人航空機性能評価手順書に反映させた。

産業技術総合研究所知能システム研究部門では、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)

「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準」に係る委託業務事業(以下、「本事業」)の一環として、無人航空機性能評価基準の研究を実施しており、その中で、

「無人航空機性能評価手順書作成支援業務」は、2020年春に予定されている本事業の成果となる

「性能評価基準書」の完成を見据え、無人航空機が第三者上空を飛行するために必要な性能の試験

法を作成し手順書にまとめる作業である。2018年度から2019年度にかけて「無人航空機性能評価

手順書」の作成支援に必要な動向調査を実施した。具体的には、無人航空機の機体に関する標準規格

等の官民協議会等における検討状況や無人航空機の事故の発生状況等に関する国内外の動向等を調

査し、経済産業省産業機械課と国土交通省航空局安全企画課と意識合せをしたうえで、性能評価手

順書の構成や内容等に適宜反映する作業を実施した。特に、世界的に未だ定まっていない無人航空

機のルールや国家としての考え方を関係省庁との信頼関係を基に意見交換をした上で、臨機応変に

適切な良案を提示し、本事業の目的や趣旨と結びつける作業を実施することで、無人航空機産業の

社会実装に貢献している。

また、近年、小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や

災害対応等において、無人航空機の利用が期待されている。これらの利用分野において、無人航空機

による目視外及び第三者上空での安全安心な飛行を実現するために、安全性・信頼性に関する利用

可能な国内外の技術等の集積が必要である。そのための無人航空機の第三者上空飛行に係る安全性

・信頼性に関する調査を実施した。

無人航空機の第三者上空飛行に係る安全性・信頼性に関する利用可能な国内外の技術等の集積を行

い、性能評価装置や運航管理システムも含めた総合的な調査を実施した。作業にあたっては、無人航

空機試験関係者へのヒアリングや試験準備・試験実施・試験データ取得・試験データ整理・記録等の

一連の試験関連作業との情報共有を通じて、必要な情報を収集し、方策のとりまとめを実施した。

5.1.2. 「無人航空機の目視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能評価手法」

(実施者：産業技術総合研究所)

無人航空機の利用分野において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全な飛行を実現

するため、信頼性の高い機体の設計や安全機能等の性能評価に関する具体的な試験法案及びその評

価手法の開発が必要であり、その開発に取り組んだ。具体的には、無人航空機の信頼性向上に向けて、

現在、目視外及び第三者上空飛行の飛行申請の審査に資する無人航空機の機体の安全性能を評価す

る試験法の考察、工程記録、とりまとめ等の開発支援作業やその手順書作成の作業を実施した。各作

業にあたっては、文献やインターネット等による机上調査の他、専門家や無人航空機機体メーカーへ

のヒアリング調査なども行いながら進めている。

人航空機の性能評価手法の素案の作成

a. 無人航空機飛行性能の検討

a-1. 国土交通省航空局審査要領の耐空類別 N 類相当及び世界の性能評価基準分析

目視外及び第三者上空飛行に向けた性能評価基準の導出のため、国土交通省航空局審査要領の耐空

類別 N 類相当の分析及び世界の性能評価基準分析を実施した。

諸外国の動向調査結果、2016-2017 年度成果で整理された性能項目をもとに、無人航空機性能評価手順書の全体骨子（性能項目区分＋性能項目）を整理した。

表 2. 1. 1. 7-2 無人航空機性能評価手順書の全体骨子

性能項目区分	性能項目例	性能項目区分	性能項目例	性能項目区分	性能項目例
飛行性能	基本飛行性能	信頼性	システム全般	耐気象環境	気象全般
	離着陸性能		機体全体 (B7 & B7)		温度
	衝突回避		システム全般		風
	異常発生時の落下防止		推進システム		高度
	安全性		電気システム		降雨
			燃料システム		電
			冷却システム		深度
			バッテリー性能		騒音
			ジェネレータ性能		水
			ケーブル		雷
	冗長性	耐周囲環境	静電気		
	アンテナ性能	耐電磁環境	電磁干渉・電磁妨害		
	通信性能		耐危険環境	放射線	
	受信性能			環境負荷性能	騒音
	テレメトリ				水
	通信品質・セキュリティ				電磁干渉・電磁妨害
	寿命				騒音
	強度				放射線
	耐食性				化学
	構造の耐久性				生物
					放射線誘起気

a-2. 無人航空機の第三者上空飛行の安全性・信頼性に関する調査

近年、小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や災害対応等において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全安心な飛行を実現するために、安全性・信頼性に関する利用可能な国内外の技術等の集積が必要である。このため、無人航空機の第三者上空飛行に係る安全性・信頼性に関する調査として、①第三者上空飛行に必要な機体の安全対策に関する調査、②機体の性能評価装置に関する調査、③第三者上空飛行に必要な運航管理・体制等の安全対策に関する調査を実施した。

a-3. 大型ドローン落下受止装置試験法の開発

大型ドローンは、自動車が道路や信号、ガードレール、車線、駐車場、パーキングタワーなどのインフラに依存しているのと同様に、ドローンにも特に離着陸の部分でインフラに強く依存することが考えられる。これは、現在の航空機が固定翼機、回転翼機共に広大な敷地を有する空港というインフラなしに運用が成り立たないことを見るとよく理解できる。周囲にいる人に対する対人安全技術を含めた位置決め技術の不足を広大な敷地のインフラが補っているのである。このような大型インフラに依存する輸送システムは、陸上では鉄道がこれに相当する。鉄道では、多くの人を乗り降りさせるためのプラットフォームの安全対策など、ドア to ドア性能を有する自動車は、カーポート程度のコンパクトな駐停車インフラにより利便性を獲得している。大型ドローンも、従来の航空機と一線を画して、カーポート程度のコンパクトな離着陸インフラを獲得することが予測される。このため、そのコンパクトな離着陸インフラにも応用が可能で、落下試験の受止め装置としても使用可能な装置の開発と落下試験法の研究開発を実施した。詳細は、後述するが、最初に開発した落下受止め装置は、総重量 7kg 程度のドローンであれば、高度 120m から落下しても、無傷で減速加速度 7G 以下での着陸が可能であった。ただ、総重量 25kg の大型ドローンの受止めでは支柱が破断するなどの性能限界があったこと

から、2019 年度には、25kg 以上の大型ドローンに使用可能な実用域の性能を有する落下受止装置の開発を実施した。

その結果、総重量 25kg のドローンの高度 60m からの落下も、無傷で減速加速度 5G 以下での落下受止めに成功した。10m 以下の低高度からの落下受止めでは、総重量 150kg の着陸荷重に耐える荷重試験に成功しているが、8 本ある支柱の 2 本の耐荷重が 250kg であることから、網上 5m 程度の低高度からの落下受止めでは 1t の機体でも無傷で着陸させることが可能な性能を有している。

b. 無人航空機の飛行性能の調査

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討した。

b-1. 小型無人航空機の利用分野ごとのアセスメント

プロジェクトメンバーである独立行政法人労働者健康安全機構労働安全 衛生総合研究所機械システム安全研究グループの岡部康平研究員により実施された「運送ドローン」のリスクアセスメント結果を活用し、下記の条件で見直しを行った。

- i) 最大離陸重量 25kg 未満のマルチコプター
- ii) 物流だけでなく災害時の被災状況確認（空撮）等及び物資輸送を対象
- iii) 目視外飛行
- iv) 第三者上空を飛行する

小型無人航空機に関する危険源は、機体の電源が投入されていないとき（電源 OFF 状態）と電源が投入されているとき（電源 ON 状態）で大きく異なるため、それぞれの特徴に応じた 2 種類の解析手法を用いた。電源 OFF 状態では、機体構成要素の故障モードからその上位アイテムへの影響を解析するボトムアップの解析手法（FMEA）を用いて解析を行った。一方、電源 ON 状態では、想定されるハザードを基にトップダウンの解析手法（FTA）を用いて解析を行った。また、“リスクの見積”に関しては、一般的には、「危害の酷さ」×「危害の発生確率」で求めるが、小型無人航空機の実証実験や実運用の十分な実績がなく、「危害の発生確率」の設定が困難であること、また、現時点では、より網羅的な解析が望ましいと考えられることから、「危害の酷さ」のみを用いて算定した。

b-2. 目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案検討

上述の小型無人航空機の利用分野毎のリスクアセスメント結果から、最大離陸重量 25kg 未満のマルチコプターが、物流だけでなく災害時の被災状況確認（空撮）等及び物資輸送を目的に、

目視外及び第三者上空飛行する際に、備えるべき機能と性能評価の必要性から性能評価項目案を検討し、また、過去の NEDO プロジェクトの成果である「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の試験項目との比較を行い、その網羅性を確認すると共に、追加を推奨する性能評価項目案の検討を行った。作業の結果、リスクアセスメント結果から得られた性能評価が必要と考えられる項目の多くは「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の試験項目としてすでに含まれていることが判明した。「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の試験項目に追加を推奨する性能評価項目案は主に下記のとおり。

□航空機としての信頼性

目視外第三者上空飛行をするにあたっては、故障しにくい機体でなければならない。

□ペイロード把持機構の信頼性・故障許容性

第三者上空飛行をするにあたっては、ペイロードや荷物が落下しない機構である必要がある。

⇒例えば、把持機構の1故障(アーム1本の故障)であっても、荷物が落下に至らない、といった、安全性能のレベル。

□プロペラガード/ゲージの取り付けとその信頼性

万が一、緊急着陸や不時着をする/した場合に、第三者に接触、もしくは、第三者が接触しに来た場合に、プロペラにより怪我(指の切断、失明等)をしない、またはしにくい構造であること。

⇒プロペラへの接触を防御できる構造に応じたレベル分け。

□位置精度

例えば、機体もしくは地上局(GCS)が持っている地図情報を基に、建造物や地形との衝突回避を実施する場合、実際の地形(建物)、地図情報、機体位置の位置誤差が性能に影響を与える。

⇒位置誤差も性能として評価し、レベル分けする。

⇒測位性能、誘導性能等の要素別に分解し性能評価基準を定める。(位置精度、誘導精度、測位精度等、用語の定義を決める必要あり)

b-3. NEDO 研究成果及び国内基準検討動向調査

上記 b-2 で実施した「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の調査結果と、JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」を比較した。文書名称のとおり、JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」は安全基準で、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」は手順書であり、記載内容が異なっている。JUAV の基準は、一般社団法人農林水産航空協会(以下「農水協」)が認定している農業用途の無人航空機以外の産業用機体(国内製造品・輸入品共に)を対象としたもので、目視内・目視外両方の飛行を想定し、機体カテゴリに応じて4種類ある。いずれも、本文と付録で構成されており、本文(概要、設計基準、保守点検基準、操縦者資格基準、運用基準、顧客管理基準)と2点の付録「性能確認立会い検査基準」と「操縦技術確認基準」で構成されている。

この付録部分が NEDO の手順書に相当する。ただし、JUAV の基準の付録は、手順に関して詳細な規定にはなっていない。「JUAV の基準をベースとした NEDO の手順書の対応」、「NEDO の手順書をベースとした JUAV の基準の対応」状況を表で整理した。

また、無人航空機の性能評価項目・基準および評価手法を検討する際の参考とするため、JUAV の基準の制定背景とベースとなっている考え方について、JUAV の和田昭久理事と河野敬マルチローター委員長にヒアリング調査を行った。JUAV の基準制定の目的は、「産業用無人航空機の運用に係る安全確保」であり、その目的を達成するために、機体だけでなく、保守、操縦、運用、顧客管理といった、製造・販売から廃棄に至るライフサイクルを通じたトータルシステムで、サプライヤー（製造メーカー・販売者・輸入代行者）がトレーサビリティの責任を負うシステムになっている。2018 年 1 月に制定された「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼機（第三者無人地帯用）』」の安全基準は、それ以前に制定・運用されてきた『回転翼機（第三者無人地帯用）』（両者の区分は最大離陸重量 25kg 未満か以上かの違い）の安全基準をベースに、マルチコプターも考慮に入れて策定されたものであり、機体技術の向上や法整備状況等に応じて、適宜見直しを図る前提で運用されている。安全基準の内容は、『小型回転翼機』のベースとなっている『回転翼機』ほか『固定翼機』、『小型固定翼機』を含め、先行して農業用無人航空機の基準を保有・運用してきた農水協の基準を念頭に、会員の意見を踏まえて決定されたものとのこと。

～参考～ 機体カテゴリに応じた JUAV の産業用無人航空機安全基準

- ◆回転翼機（第三者無人地帯用）25kg 以上
- ◆小型回転翼機（第三者無人地帯用）25kg 未満
- ◆固定翼機（無人地帯用（事実上、第三者無人地帯用と同等））25kg 以上
- ◆小型固定翼機（無人地帯用（事実上、第三者無人地帯用と同等））200g 以上 25kg 未満

前述同様、4 種類いずれも、本文（概要、設計基準、保守点検基準、操縦者資格基準、運用基準、顧客管理基準）と 2 点の付録「性能確認立会い検査基準」と「操縦技術確認基準」で構成されている。設計基準の中で、性能及び品質に関する詳細項目は、メーカー責任で自主基準を設定させ、それを遵守させることを前提としている。JUAV として基準を明示しているのは、（1）外観・視認性（2）安全性要求基準（3）故障等のフェールモードや飛行安全のために考慮すべき事項等限定的であり、これに、基本的な飛行性能試験項目と合格基準が付されている。

以上、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の調査結果と、JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」の比較及び JUAV へのヒアリング結果から、JUAV の規程が安全基準であるのに対し、NEDO の「無人航空機の性能評価手順書(案)Ver. 1.0」は、性能を測定する物差しのよう存在であることから、将来的に、NEDO の「無人航空機の性能評価手順書(案)Ver. 1.0」は、JUAV の安全基準の参考として活用される存在になり得るのではないかと史料した。

b-4. 海外基準検討動向調査

小型無人航空機に関する海外の基準検討動向のうち、主にリスクベースによる性能評価基準策定の検討を行っている活動に焦点をあてて調査を行った。

まずは、インターネットで“小型無人航空機のリスクアセスメント”のキーワードで検索を行い、各文書の概要を確認した。検索で得られた公開資料による調査では、アセスメントの結果を小型無人航空機の性能評価基準ではなく、操縦ルールや運用基準に反映させている文書が多くみられた。MITRE (The MITRE Corporation) の sUAS (Small UAS) 耐空性評価ツール (sAAT) に関する文書は、リスクアセスメントの結果を性能評価基準等へ反映することも念頭に入れていることがわかった。

リスクアセスメントの用途として、FAA の Waiver 承認のための根拠資料であったり、sUAS に過剰な基準を貸さない代わりに、リスクが許容レベルであることを示す手法として紹介されているものが複数見られた。

ASTM (米国材料試験協会) の F3178-16 「Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems」を調査した結果、システム安全 (MIL-STD-882) と同様の手法であり、本事業で実施したリスクアセスメントと同様の手法であることがわかった。

ISO (国際標準化機構) の UAV 機体の製造及び補修に関する基準案を調査したところ、ISO では小型マルチローター機以外も対象範囲としているため、有人航空機のようにシステム毎に細かく規定していることが確認された。安全要求は、システム固有の安全基準として、各システムの章の中に記載されていることがわかった。システム固有の安全基準を以下に記す。

◆機体構造

荷重条件及び Damage tolerance and durability を要求。

◆電池 (電源系) の安全

内容未記載

◆飛行制御系、及び、アビオニクス系

- ・ 飛行安全に係るクリティカルなアビオニクスは、効果的なロバスト性
- ・ 信頼性を持つこと。
- ・ 飛行安全に係るセンサ・IMU・電源系・通信系の Hardware 及び Software に対し、冗長系を要求。
- ・ 故障時の警報、電波リンク切断後の return-to-home 機能、パラシュート、故障後の GPS によるトラッキング機能、ラダー故障後の飛行制御の切り替え

また、耐環境性能に関しては、有人航空機に関する環境性能を規定した RTCA/D0-160 を参照していることがわかった。

b-5. 性能評価に関する調査

性能評価に関する調査国内外で検討されている小型無人航空機の性能評価に関する調査を下記4つの視点で行った。各調査結果概要と本プロジェクトへの参考になると考えられる点を下記にまとめた。

① 米国の小型無人機の社会実装推進活動（NUAIR）の調査

無人航空機の性能評価項目案、基準案及び評価手法の検討の参考とするため、米国 Northeast UAS Airspace Integration Research Alliance, Inc. (NUAIR) が主催する「2018 New York UAS Symposium」に参加し、ニューヨーク州北部で取り組まれている、米国航空システム（NAS）への無人航空機の安全な導入に向けた活動状況を調査した。その調査の結果、テロ対策が進む米国では、日本ではあまり議論されていない「無人機のサイバーセキュリティ」に関する意識が非常に高いことを確認した。本プロジェクトで「性能評価項目」の検討にあたり、一定の機能を有する無人機に対して、通信傍受、乗っ取り（ハイジャック）、UASからのネットワーク不正侵入防止機能の標準装備化等も検討する必要があると考える。また、今回のシンポジウムでは紹介されなかったが、NUAIRの取組みとして、NASAのコンセプトをベースに、2019年の完成を目指し計画が進められている無人機の性能評価試験設備（NUSTAR: National UAS Standardized Test and Ratings）が、本プロジェクトの「性能評価基準案や評価手法」の検討の参考になることが考えられ、今後の調査対象とすべきことがわかった。

② アメリカ国立標準技術研究所（NIST）性能評価手法調査

無人航空機の性能評価手法の検討の参考とするため、アメリカ国立標準技術研究所 NIST (National Institute of Standards and Technology) が取り組んでいる小型無人航空機の STM（標準試験方法）に関する調査を行い、ImPACT-TRC（※未来の高度な屋外ロボットサービス事業開拓への礎の構築を目指し、時々刻々と変化する未知の環境下、極限の災害現場でもタフに仕事ができる遠隔自律ロボットの実現に向けて、屋外ロボットのカギとなる基盤技術を競争的環境下で研究開発する内閣府主導のプログラム）に参加している NIST の Dr. Raymond Sheh 客員研究員より、NIST で開発し、ASTME54.09（災害対応ロボット）部会で現在検討中の小型無人機の基本的な運動性能と操縦性能に関する標準試験方法（STM: Standard Test Method）についてご教示いただくと共に、ImPACT 評価会用に製作した試験機材（プラスチックバケツや木材といった材料費1万円程度の安価で、世界中どこでも製作、試験実施できる汎用性の高い機材）を入手した。

～E54.09 で検討中の小型無人航空機に関する主な試験項目～

- ・操縦性能（姿勢維持・障害物回避・着陸性能）
- ・センシング性能（視覚映像・視覚色彩・聴覚・熱）
- ・ペイロード性能（カメラの焦点／ズーム・物体識別／搜索、地図作成）
- ・エネルギー性能（耐久時間）

詳細な試験手法は、E54.09 部会にて検討段階の非公開文書に明記されているため、本プロジェクトの成果報告用に、2019 年 1 月に同部会の小型無人機分野から正式に規格化された、NFPA（米国防火協会）の文書「NFPA2400」を入手し、災害対応無人機に関する具体的な STM を確認したところ、両者は非常に類似しており、「NFPA2400」は十分に活用できることが分かった。「NFPA2400」に記載されている試験項目は下記のとおり。

～NFPA2400 に記載されている主な試験項目～

- <遠隔操縦性能>
- ・飛行位置と周回時の安定性
 - ・回転指向性
 - ・着陸精度
 - ・障害物回避
 - ・飛行直進性と高度安定性

- <ペイロード性能>
- ・カメラの焦点とズーム機能
 - ・目標物の識別
 - ・目標物の確認
 - ・広域地図作成
 - ・物件投下精度

本調査は、2019 年度の NEDO プロジェクトの性能評価基準の活動で、NIST、技大と連携して、性能評価手法に関する標準試験方法の開発に向けて検討を行う際の貴重な足がかりとなった。

②性能評価手法に関する長岡技大へのヒアリング調査

「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の改訂に役立てる目的で、国内で性能評価の第一人者であり、昨年度までの NEDO プロジェクトで「トンネル災害およびプラント災害のための対応陸上移動ロボット性能評価手順書 Ver. 1.0」の策定を主導された長岡技大の木村教授に、性能評価に関するヒアリングを行い、昨年度までの NEDO プロジェクトの性能評価活動で策定された「トンネル災害およびプラント災害のための対応陸上移動ロボット性能評価手順書 Ver. 1.0」の性能評価手順書策定の際の作業手順と手順書策定の要点を御教示いただいた。

(手順書の構成について)

手順書は主に NIST の STM (Standard Test Methods : 共通基本性能) をベースに、個別性能として「防爆性能」、トンネル・プラントで利用する前提で「総合性能」のほか、環境因子(煙や照明条件等)付加時の性能とロボットオペレーション時の懸念事項への対応(リスクアセスメント後、3ステップメソッドでリスク低減策のとりまとめ)を加えてまとめられている。

(手順書策定の考え方について)

手順書策定にあたっては、システムズエンジニアリングに基づいたトップダウンと開発側によるボトムアップの両方向から検討を行っている。個別の性能評価の検証に加えて、運用シナリオに基づいた総合機能試験を行うことで V モデルの妥当性確認まで行っているのが特徴と言える。NIST の STM を使用する意義としては、米国 DHS (Department of Home and Security) 所管による 10 年以上の取組みで、STM にはロボットを使用する現場の知見が多く入っており、ロボット開発側と使用する現場のギャップが埋められており極めて実用的であるということ。ロボットの社会実装にあたっては、性能基準だけでなく、試験手順書、要員認証の 3 つが必要である他、性能評価を検証したデータの信頼性も重要で、一回のデータが良いから満足ということではなく、統計的に証明できることも必要(例えば航空機なら 10 マイナス 9 乗、一般的な家電なら 10 マイナス 8 乗といったもの)。

(「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」に不足しているもの、今後検討が必要なもの)
特に、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」に対しては、システムズエンジニアリング的アプローチで整備していくべきとの助言が得られた。

- ・システムズエンジニアリングの考え方(ボトムアップだけでなく、陸上ロボのようにトップダウンで広く課題を抽出して統合してまとめあげること)が重要。
- ・環境因子の設定
(どんなところでどのように使用されるのか。シナリオと現場の環境設定・調査の不足)
- ・検証データの信頼性・統計的優位性
(1 回だけ良いデータが取れたではダメ)
- ・試験結果を記載する様式
(チェックシート)

③ 性能評価基準と評価試験開発に関する労安研へのヒアリング調査

無人航空機の性能評価基準および評価手法検討の参考とするため、労安研に、機器の安全基準や試験方法を開発する際の考え方や手法についてヒアリング調査を行った。労安研の安全基準開発手法は、基準を開発しようとする対象機器の(1)製造から廃棄までのサイクルでリスクアセス

メントを行い、その結果から、必要な安全設計・安全対策を把握、(2) リスク低減につながる基準を考案、(3) 現実的な試験方法を開発する、というもの。一度作った基準や試験方法は簡単に変更されないため、「一生残る覚悟」で「本当に必要なものは何か？」を考え、開発しているとのこと。

現実的な基準と評価方法になるよう、メーカーへのヒアリングを大変重視しているとのことであった。また、12月に実施した福島試験に関して、無人機の落下試験時に無人機の下に関係者が居合わせることがあったことから、離着離時にはヘルメットとゴーグルの着用や無人機の下に入ってはならないとするルールを設定するなど、試験手順の安全性を確保しなければならないという助言もいただいた。現実的な基準、評価方法となるよう、何がどうなるとどういうことが起きるのか、そして、それに対する基準のニーズやコストについて、機器メーカーに個別にヒアリングを重ねると共に、複数社を一同に集めて、課題や問題点を共有し、メーカー共通の基準や評価方法を開発していく手法を用い、機器メーカーの利益によらない、国研の立場での安全基準や評価試験の開発に関する取り組み方は、本 NEDO プロジェクト性能評価基準活動に大変参考になるものであった。

福島ロボットテストフィールドにおける性能評価基準及び試験方法の検討

NEDO 事業の性能評価のうち、騒音計測、落下試験、衝突安全対策にかかる試験法を、福島ロボットテストフィールドにおいて確認、性能評価基準案及び試験方法案を検討した。

【試験場所】 福島県南相馬市 福島ロボットテストフィールド（以下、福島 RTF）
 仮設集会場及び横側スペース 飛行ロボ用控室（仮設集会施設 1F 東側半分）

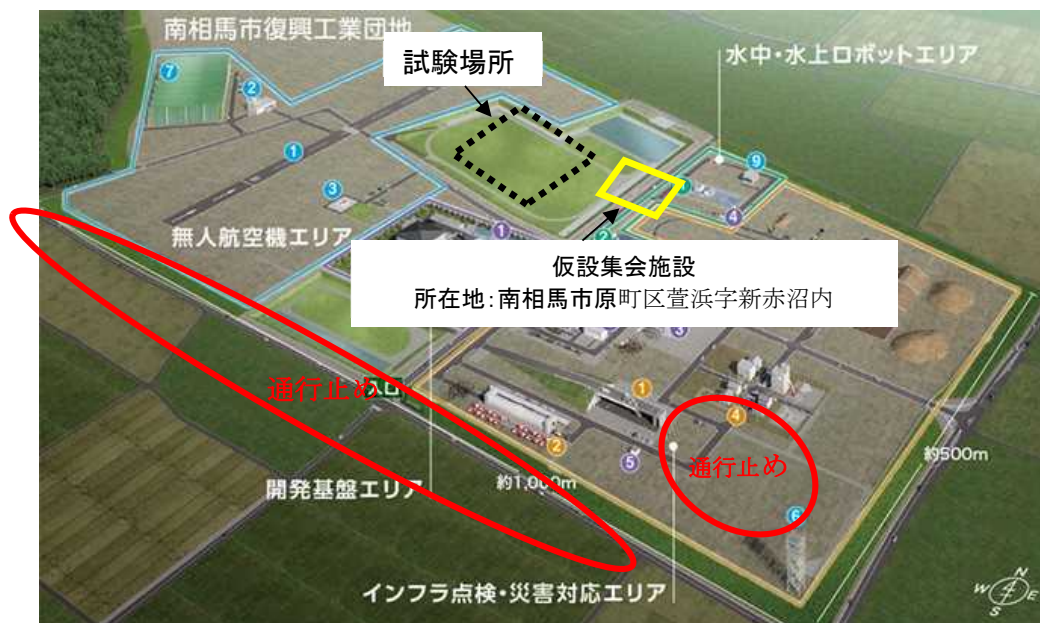


図 2.1.1.7-12 試験実施場所

画像出典: 公益財団法人 福島イノベーション・コースト構想推進機構(ロボット部門), 福島イノベーション・コースト構想 福島ロボットテストフィールド, 2019, 10p. (パンフレットから転載)

【試験概要】

(1) 試験機：以下の機体を使用

表 2.1.1.7-3 試験機

機体名	サイズ	重量 (kg)	タイプ
ACSL 製 ACSL PF1	1.2m (プロペラ範囲) × 0.5m (全高)	6.2	6 枚羽
EAMS ROBOTICS 製 E-470	1.2m (プロペラ範囲) × 0.5m (全高)	5.8	4 枚羽
EAMS ROBOTICS 製 E-695	1.2m × 0.5m (全高)	不明	6 枚羽
PRODRONE 製 X-S1	1.6m (プロペラ範囲) × 0.8m (全高)	5.2 (バッテリーを含む)	4 枚羽
PRODRONE 製 X-F1	1.6m (プロペラ範囲) × 0.8m (全高)	11.2kg (バッテリーを含む)	8 枚羽

(2) データ計測装置等

以下に示す通り、計測装置等を使用した。

表 2.1.1.7-4 計測装置

試験項目	データ計測装置	治具や共通試験装置等
騒音計測	各社のビデオ、騒音計 トータルステーション／プリズム	風速・風速・温度・湿度計 三角コーン
落下試験	各社のビデオ トータルステーション／プリズム	風速・風速・温度・湿度計 ドローン受け止め回収装置 大型クレーン、切り離し装置等
衝突安全対策	各社のビデオ トータルステーション／プリズム 頭部インパクト 高速度カメラ センサ情報表示装置(PC)	風速・風速・温度・湿度計 大型クレーン 切り離し装置等 安全柵 ポータブル照明

◆ 騒音計



騒音計は、ドローンの風上側、風下側の両サイドで計測した。

図 2.1.1.7-13 騒音計設置風景

◆ トータルステーション／プリズム



(Leica 製 Pin Point R1000)



(プリズム)

図 2.1.1.7-14 トータルステーション／プリズム

◆ ドローン受け止め回収装置(10m×10m)とクレーン

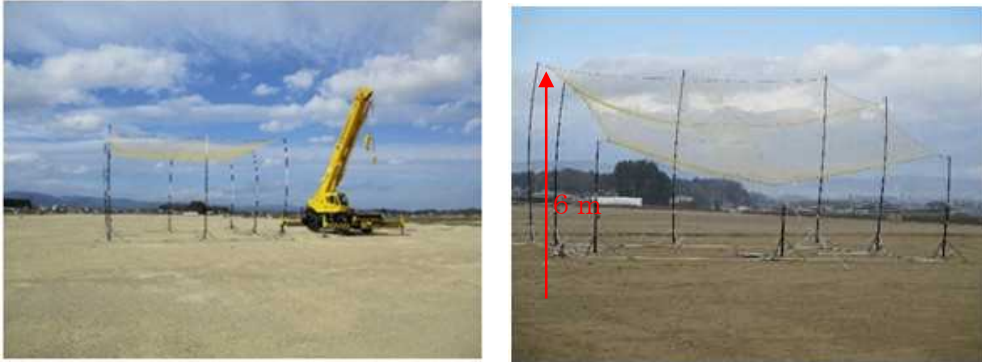


図 2.1.1.7-15 ドローン受け止め回収装置設置風景

◆ 安全柵



少し強い風(10m/s 弱くらい)で、倒れてしまった

図 2.1.1.7-16 安全装置設置風景

◆ 切り離し装置等(吊り下げ装置、切り離し装置)

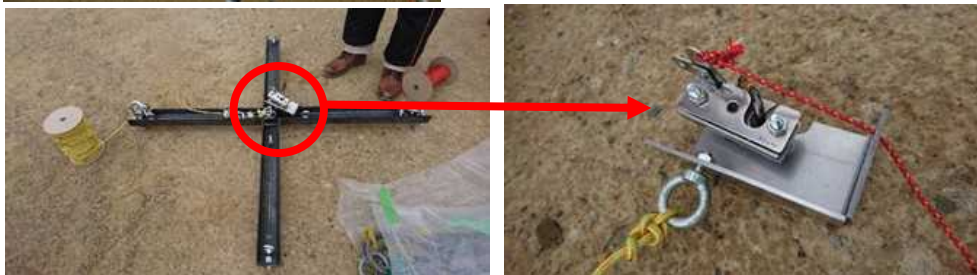


図 2.1.1.7-17 切り離し装置等(吊り下げ装置、切り離し装置)

◆ Kestrel 風速・風向・温度・湿度計



図 2. 1. 1. 7-18 Kestrel 風速・風向・温度・湿度計設置風景

(3) 通信塔による風向・風速データの取得

試験実施時の風向・風速データを取得し、試験結果の解析に供した。

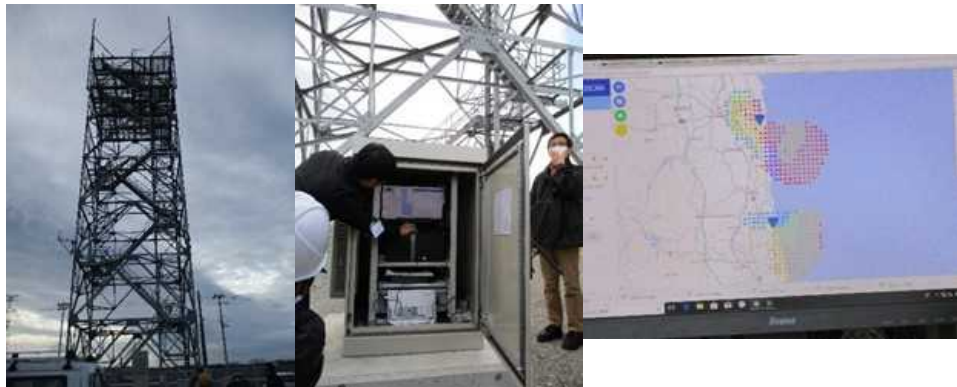


図 2. 1. 1. 7-19 表示設備(下段)

(4) 試験の実施

(4)-1 騒音測定

下記の通り、計測装置をセットアップし、試験を実施した。三角コーンに、原点からの距離(m)を表示し貼っている。



図 2. 1. 1. 7-20 騒音測定風景

i) 測定方法

異なる距離から機体の騒音を測定するため、上図に示す様に、飛行は1か所から上空に移動し、測定者側が地表を移動する方法とした。また、地表からの距離を記録する目的で、トータルステーションと機体に取り付けたプリズム間の距離も計測した。

ii) 暗騒音の測定

機体の騒音測定に先駆け、暗騒音を測定した。本日は風速が高く、約 60dB レベルの暗騒音が確認された。

iii) 測定

合計、6回の測定を行った。

① EAMS E470、② ACSL PF1、③ EAMS E695、④ PRODRONE X-S1、⑤ EAMS E470、⑥ PRODRONE X-F1 の順に試験を実施した。

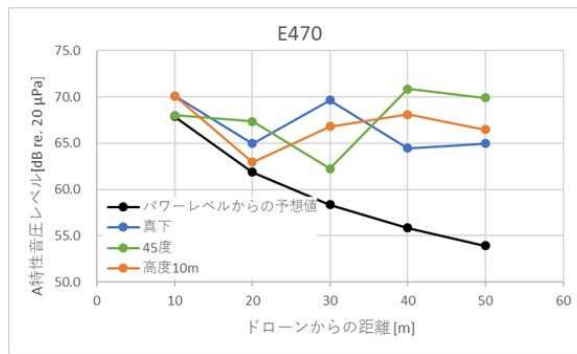


図 2.1.1.7-21 E470 の音響測定の結果

最初の①は風が強く、風による暗騒音レベルが高く、ドローンの音響データが暗騒音に重なった模様。

午後実施した②から④については、比較的、風が弱かったためにドローンの音響データとしては良好なデータが取得できたと思われる。なお、⑤、⑥については、再び風が強くなったため、分析の結果、必要であれば翌日以降に再試験とした。

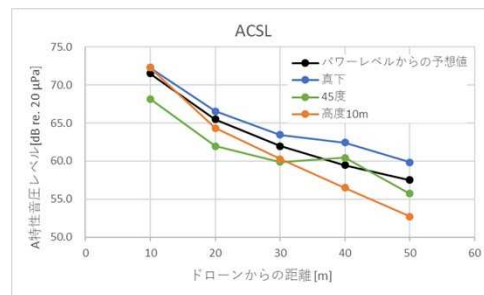


図 2.1.1.7-22 ACSL PF1 の音響測定の結果

午後実施した②の試験は、風が弱かったためにドローンの音響データとしては最良のデータが取得された。

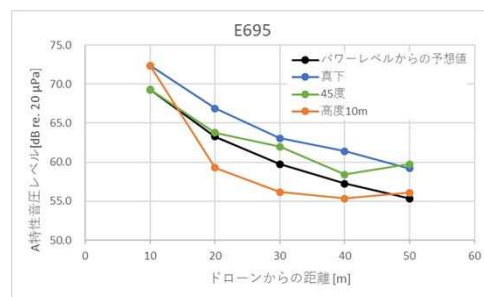


図 2.1.1.7-23 EAMS E695 の音響測定の結果

④ 午後実施した③の試験、比較的、風が弱かったためにドローンの音響データとしては良好なデータが取得された。

iv) 補足

12/5 11:40 に最初に測定した暗騒音が 60dB であったため、風速が小さくなる時間帯を待って実施する方針としたが、結局、風は収まらなかった。また、日中の陸から海への風向きは、夕刻には海から陸への風向きへ変化する見通しであり、その時間を期待したが、15:00 頃からも陸から海への風向きのまま、さらに風速は強くなり、16:00 の終了とした。

(4)-2 落下試験

以下の様なセットアップの後、試験を実施した。



図 2. 1. 1. 7-24 落下試験実施風景

i) 試験方法

①モータ停止による落下

飛行させた無人機に対して、モータ停止コマンドを発信し、ローターを停止させ、用意されたドローン受け止め回収装置(写真参照)に落下させた。

②クレーンからの落下

クレーンに吊り下げた無人機を落下させ、用意されたドローン受け止め回収装置に落下させた。



図 2. 1. 1. 7-25 クレーンによる落下準備

③移動中無人機のモータ停止による落下(放物線)

ドローン受け止め回収装置のネットを斜めに張り、無人機が移動中に停止させ、落下の状況を計測した。



図 2. 1. 1. 7-26 斜めにネットを張ったドローン受け止め回収装置

ii) 試験結果①EAMS E470

高さ 13.5m からモータ停止による落下試験を 2 回実施。試験の状況は次のとおり。1 回目は受け止め回収装置の中心・上空からリリースしたので、回収装置の端でぎりぎり回収。

① EAMS E470



図 2. 1. 1. 7-27 EAMS E470 落下試験風景(1 回目)

2 回目は回収装置の中心で回収できるように風上上空からリリースした。しかしながら、ほとんど風に流されず地上に落下した。



図 2.1.1.7-28 EAMS E470 落下試験風景（2回目）

モータ② ACSL PF1

クレーンに吊り下げた無人機の落下試験を、高度を変えて2回実施した。



高度 10mから落下



高度 32.9m から落下

図 2. 1. 1. 7-29 ACSL PF1 落下試験風景

モータ停止による落下試験を、高度を変えて2回実施した。



高度 30m から落下



高度 50m から落下

図 2. 1. 1. 7-30 ACSL PF1 落下試験風景

高度 50m からの落下では、西風によりネットには落ちずに地面に落下した。写真の通り、地上では西風であったが、遠方に見える火力発電所の煙突の煙から判断すると上空は北風であった。

④ PRODRONE X-S1

モータ停止による落下試験を、高度を変えて2回実施した。



高度 10m から落下



高度 20m から落下
但し、西風の影響でネットの外に墜落した

図 2. 1. 1. 7-31 PRODRONE X-S1 落下試験風景

⑥ PRODRONE X-F1

モータ停止による落下試験を、高度を変えて3回実施した。



30m から落下



高度 50m から落下



図 2. 1. 1. 7-32 PRODRONE X-F1 落下試験

ドローンがポール近くの網に落下したため、ポールが撓り折れた。

次に、ドローン受け止め回収装置のネットを斜めに張り、無人機が移動中に停止させ、落下の状況を計測した。



図 2. 1. 1. 7-33 PRODRONE X-F1 の放物線落下

ドローン受け止め回収装置のポールに衝突し、そのまま落下した。
その結果、ドローン本体がへこみ、搭載されているバッテリーが変形した。

(4)-3. 衝突試験

UAV 落下による人体頭部への影響を把握するため、HIC だけでなく衝撃力も計測する仕様で、試験装置を開発し、この装置による計測項目を下記とした。

- ・ UAV 落下速度 ([m/s])
- ・ 頭部衝撃荷重 ([N])
- ・ 頭部加速度 ([m/s²])

HIC は頭部の 3 軸方向の合成加速度から算出した。落下速度は光電センサと高速度カメラで算定した。衝撃荷重はロードセルで測定した。

開発した頭部ダミーの計測部を右写真に示す。自動車の試験で用いられる大人用ヘッドインパクト (HI) を最頂部に設置し、土台としてロードセルがヘッドインパクトを直接支えている。さらに、ロードセルは人体の頸部を模した 4 本のバネによる土台 (頸部モデル) に固定されている。バネ定数は文献 (Matsui, Y., Tanahashi, M., “Durability Over Time of Skin Used for JAMA-JARI Pedestrian Headform Impactor Measured by Biofidelity Certification Testing”, Proc. of 19th International Technical Conference on the Enhanced Safety of Vehicles (ESV), 05-



0007 (20050) を参考に 4 本で合計 400 N/mm とした。 図 2.1.1.7-34 計測部全体
この頸部モデルの導入により、加速度が大きく出やすくなる可能性を考慮する必要がある。

試験は、以下のとおりセットアップされた設備にて実施した。ただし、地上風が強いこと、衝突試験において、機体が頭部インパクトに命中しないことなどにより、最初のセットアップに対し、順次、コンフィグレーションを修正しつつ実施した。

- ①強風のため、安全柵が倒れてしまった。倒れてしまった後は、安全柵なしで、担当者が頭部インパクトから離れて試験を実施した。
- ②ガイドワイヤでは機体の落下位置が制御しきれないことが判明したため、水平位置保持用のロープにフックを取り付け機体の落下位置を制御するコンフィグレーションに変更した。

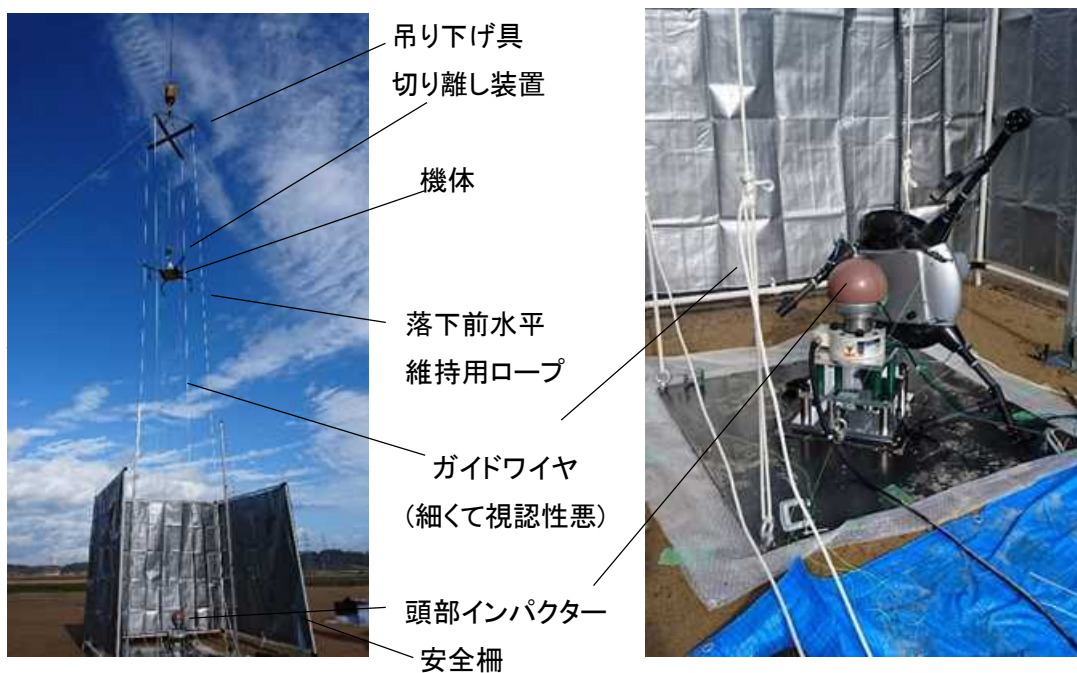


図 2.1.1.7-35 衝突試験 試験設備

i) 試験方法

大型クレーンを用い、20m 上空から落下させる。落下のために昨日の試験で使用した吊り下げ具と切り離し装置を活用。地面には加速度センサで衝撃を測定する頭部インパクトターを配置して計測した。

試験機体には、プロジェクト参画企業 3 社の UAV を用いた。



図 2.1.1.7-36 試験機体

左: 落下試験で破損したドローンを利用して、衝突試験の練習用とした。

右: 衝突試験用の機体。手前は ACSL、奥側は EAMS (バッテリー代用で重し利用) の機体

(4)-3-1. 衝突結果

屋外での本試験の様子を下に示す。



図 2.1.1.7-37 試験風景①

ドローンのアームを利用して細い紐をガイドにした。
(写真では見えにくい)
しかし、風や落下の姿勢により、頭部インパクターの
中心には衝突しなかった。

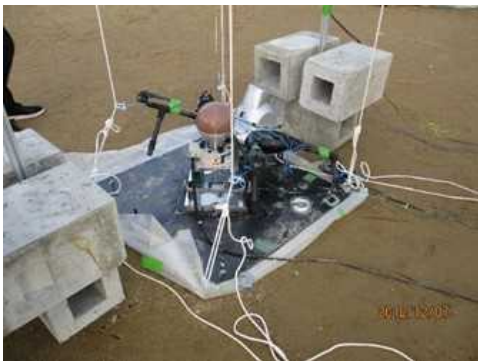


図 2.1.1.7-38 試験風景②

装置の水平維持用ロープ(白)にフックを引掛けてガ
イドにした。
しかし、風や落下の姿勢によっては、頭部インパクタ
ーの中心に衝突しないケースがあった。



図 2.1.1.7-39 試験風景③

装置の水平維持用ロープ(白)にフックを引掛けて
ガイドにした。
頭部インパクターの中心に衝突したケース。
最大瞬間値で 1.2トンの荷重がかかった。



図 2.1.1.7-40 試験風景④

装置の水平維持用ロープ(白)にフックを引掛けて
ガイドにした。

頭部インパクターの中心に衝突したケース。

今回の試験では、直撃しなかった場合も含めて、全ての試行で、所定の計測結果（落下速度、頭部衝撃荷重、頭部加速度）が得られた。全試行の結果を下表 c.1 に示す。

UAV が頭部ダミーに直撃した試行 B での、衝撃力の測定値は 7kN を超えており、人体に甚大な傷害を与える水準に達している。一方で、机上で想定した衝撃荷重値よりは低い結果となった。合成加速度は 1300m/s^2 を超えたが、 HIC_{15} は 200 程度と、これも想定よりは低い水準値となった。衝突時間が極めて短時間であるため、 HIC 値が低くなる結果となった。

衝撃力における安全性の水準としては、日本人女性の前腕（橈骨、尺骨）は 400N 程度の曲げ荷重で破壊される強度である（参考文献：岡部，山口，池田，女性上肢骨折耐性検討のための曲げ強度解析，第 35 回日本ロボット学術講演会，RSJ2017，CD-ROM.）。自動回転ドア等の扉の衝撃力が 1400N に制限されている。献体での実験では 2000N から 2450N で側頭-頭頂部に骨折が生じるとされる（参考文献：N. Yoganandan, F. A. Pintar, Biomechanics of temporo-parietal skull fracture, Clinical Biomechanics, Vol. 19, Issue 3, Pp. 225-239 (2004)）。UAV 落下衝突による頭部危害の評価は、 HIC だけではなく衝撃力にも基づく必要がある。

表 2.1.1.7-5 試験結果一覧

試験識別番号	速度 [m/s]	荷重 [kN]	最大合成加速度 [m/s ²]	HIC_{15}	高さ [m]	位置エネルギー [J]	接触判定
A	19.49	1.91	972.85	8.70	20	1019	
B	16.67	7.37	1346.81	193.50	20	1137	直撃
C1	17.39	4.21	1125.81	111.31	20	1215	直撃
C2	16.84	4.16	1028.37	24.26	20	1215	
C3	16.56	7.91	1870.97	63.75	20	1215	

(4)-3-2. 試験装置の構成検討

上記衝突試験で計測項目とした、衝撃荷重と最大合成加速度は異なる装置で計測したものである。荷重はロードセルにて、合成加速度はヘッドインパクト内の加速度計にて計測した。衝撃荷重と合成加速度とに強い相関関係がある場合は、どちらか一方の計測値から他方を推定することが可能となり、計測装置を 1 つ減らすことが可能となる。そこで、ヘッドインパクトの質量 (4.5kg) と計測された合成加速度との積算から衝撃荷重を推定すると、表 2.1.1.7-6 に示す比較一覧となる。

推定値が実測値よりも大きくなる場合が殆どであるが、試行 B では実測値の方が大きく、常に推定値の方が大きくなるとは限らない。つまり、より正確に評価するためには、ロードセル等の荷重計が必要となる。

なお、試行 B のように、実測値が推定値よりも大きくなる理由としては、UAV 機体の質量がヘッドインパクト衝突時に関与するためと考えられる。試行 B や C のように UAV がヘッドインパクトに直撃する場合や、UAV がヘッドインパクトに刺さる、あるいは、めり込む場合には頭部への衝撃力が大きくなると考えられる。計測装置としては、頭部構造を再現した自動車の衝突用人体ダミー（下写真参照）を使用することがより適切である。

表 2.1.1.7-6 衝撃荷重の推定値と測定値との比較一覧

	A	B	C1	C2	C3
推定値	4.38	6.06	5.07	4.63	8.42
実測値	1.91	7.37	4.21	4.16	7.91



図 2.1.1.7-41 自動車試験用人体ダミー

【試験全体のまとめ及び考察】

1) 音響試験について

冬の福島沿岸の気候の特徴として、非常に風が強いため、安定しない試験条件での実施となっている。このような環境であるが、風の影響を排除した結果分析が期待される。

2) 落下試験について

- ・ 姿勢制御を停止して落下させるケースでは、風に対抗して機体がやや傾斜している、かつローター間の負荷が均等ではないため、ローター停止と共に、その対抗力が反動となって機体にモーメントを与えている。一方、クレーンから自由落下させるケースでは反動がないデータが取得される。
- ・ 落下姿勢の分析においては、オートローター（プロペラが落下による風圧で回転させられる）により傾いた姿勢が水平に戻ろうとする作用がある様に観察されている。
- ・ また、一部のメーカー担当は、そのプロペラの回転は、制御されていた慣性で回転を続ける（飛行中のローター停止のケース）が、その後、オートローターが開始される際、制御と同方向に回転するプロペラと、風圧により逆に回転するものがある等、気づきを得ていた。
- ・ なお、今回の切り離し装置では、切り離した際の反動で、機体が吊り下げ装置に接触し、そこで意図しないモーメントが加えられる等の現象が確認されたため、改善が期待されている。
- ・ また、今回使用したネットのサイズは十分な面積でなかったため、風に流された機体がネットで回収できず、地面への落下が発生している。この点も改善が期待される。

3) 落下速度計測について

- ・ 落下試験の位置(速度)計測にて、トータルステーションでの計測がうまく行っていなかった。
 - ✓ 雨のときは静止時から動き始めたときからロストした
 - ✓ ドローンが回転等をして、プリズムがトータルステーションから隠れたときロストした
 - ✓ 落下させる初期の高さが高いと、速度が速くなり、落下の途中でロストした

トータルステーションのオペレータによると、(水平に移動する)車は 90km/h で計測できるとメーカーはうたっているそうだが、本来、トータルステーションは正確に測量をする機械なので、ドローンが(垂直に)高速に移動する場合は不適であると考えられる。

落下速度(位置)を正確に計測するためには、次の方法が考えられる:

➤ 高速度カメラとトータルステーションの利用:

高速度カメラをドローンの正面方向にセットして全体を計測するような画角で固定する。ドローンにつけたプリズムで、ゼロ点(地上面)から数メートルごとに落下前の高さまで、高度(海拔)を測量することによって、高速度カメラのキャリブレーションデータとする。ドローンの OFF(モータ停止)をトリガとして、高速度カメラの録画を開始する。録画した高速度映像からキャリブレーションデータを元にして、落下時の時間 vs 高度(海拔)を求める。風があるときには、高速度カメラを2方向(直角方向)から撮影するべきである。

➤ 距離計センサ(レーザー変位)の利用:

ネット上に落下させる場合には、地上に距離センサを置くことは、ネットが邪魔をして距離を正確に測ることは困難であり、また、風で少しでもセンサを置いた位置から流されると計測することができない。したがって、ドローンのジンバルに真下方向に距離センサをセットし、ロギングすることで落下時の高度を取得することができる。ただし、距離センサのサンプリングレートは所望の周期である必要がある(サンプリングレートによっては、移動速度による誤差を考慮する必要がある)。また、ネットまでの距離を計測してしまう可能性もあるので、ネットは地面からの高さが計測され、水平に張る必要がある。

4) 落下に関するバッテリー破損について

- ・ 機体の損傷は止むを得ないが、内部に格納されているバッテリーが圧損、損傷することが課題として識別された。バッテリーは発火の可能性もあることから、今後継続して調査が必要である。



図 2.1.1.7-42 落下試験により発生したバッテリーの
圧損(機体が軽量化されたボディは、落下により比較的容易に変形し、内部のバッテリーにもダメージを与える。)

① 製造者(設計者)の観点

機体開発メーカーは落下等によるバッテリー損傷について設計に反映させる必要がある。
バッテリー損傷を防ぐために、落下等により生じる重量インパクトについて機体開発メーカーとバッテリーメーカーの設計方針の摺り合わせも必要である。

② 運用者(事業者)の観点

運用者はバッテリーが破損した場合の対処について備えておく必要がある。マクセル社等のホームページでも関連情報は記載されている。

i) リチウムバッテリーの発火には通常の消火器は不適(後始末が大変等)

ii) 塩水に浸すことが有効

iii) 発火したバッテリーは産業廃棄物扱いとする必要がある等のルール of 徹底が課題であろう

(長岡技術科学大学 五十嵐先生と意見交換済み。航空機におけるバッテリーの扱いが参考になるであろう)

5) 試験時のコミュニケーションについて

福島 RTF が広いため、各関係者間のコミュニケーションが円滑ではなかった。試験関係者全員が無線で交信できるような、無線ヘッドセットが必要である(福島 RTF の備品として、用意されているべきである)。

また、試験開始時・終了時には、タスクブリーフィング・タスクレビューを行い、試験関係者全員が試験の状況を共有できることが必要である(それをしない場合には、意図しない試験や事故が発生する可能性が高くなる)。

6) 試験方法の検討

今回の無人機の落下試験では、同時にローターが停止した後の落下姿勢、分散、最終速度に関するデータを取得した。同時にローターが停止する原因としては、バッテリー切れ、通信ロストなどが考えられるが、これ以外のケースとして、例えば、モータやアンプの不具合により、4ローターのうち1つとか2つが停止するようなケースも想定されるため、今後、落下試験の項目として、ローターが1つないしは2つ停止した場合の落下姿勢、分散、最終速度のデータを取得する必要性について検討する。

7) 試験体制の提案

風速が大きくなると試験順番の入れ替えや、必要であれば中止などを判断する必要がある。
試験リーダーが対応困難な場合、試験リーダーをサポートする”リプランナー”の役割も必要と思われる。

以上の結果を踏まえ、以下d～gの試験を実施した。

d.対人衝突安全性の検討

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に従事する労働者等への危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される対人安全性を評価する手法を研究開発した。目視外及び第三者上空飛行における無人航空機（UAV）事業従事者である労働者等の労働環境として想定される、離発着時の高度10m以下の飛行環境にて、労働者等の安全を確保する研究開発を重点的に実施した。評価手法の検討を行う際には、類似した安全基準などを参考とした。一例として、保護帽（作業ヘルメット）等の労働環境で使用される保護具等の安全基準（JIS規格など）をUAVとの対人衝突安全対策として比較検討する研究開発を実施した。また、UAVに合わせた落錘荷重試験などを用いた衝突安全試験法の検討により、UAV製造者の検査コスト負担を軽減する試験法や、UAVの衝突試験などで衝撃荷重の人体影響を検証することも検討した。

d-1. リスク分析の実施

d-1-1. UAV 事故事例の収集

UAVの安全面における評価基準を検討する上で、すでに起きた事故（災害）事例を分析して原因を調査することは重要である。UAVの事故情報は国土交通省（国交省）が収集して公開している（参考文献：2015～2019年度 無人航空機に係る事故トラブル等の一覧（国土交通省に報告のあったもの）https://www.mlit.go.jp/koku/koku_tk10_000003.html）。2016～2019年度までに国交省に報告された事故情報の中から、UAVとの接触や衝突による人身事故を抽出し、表2.1.1.7-5に示す。労働者が関係したと思われる、いわゆる、労働災害事例も2件確認された。同報告書の原因分析によると、事故の原因（要因）として、電波状況、気候（突風）、機体異常（誤作動）が挙げられている。これらの要因によりUAVが落下（暴走）して人身事故に至っている。これらはUAV落下の要因として広く知られている危険性であり、UAV機体による何らかの再発防止措置が必要である。

被害の程度としては、同報告書によると、マルチコプターの区分では、切傷・裂傷や打撲程度の軽傷であるが、ヘリコプターの区分においては骨折に至っている。再発防止装置として、

- ・UAVに人との接触防止を目的とする保護カバーを搭載するなどが望まれる。さらに、被害の低減措置として、
- ・UAV操縦者や周囲の関係者に保護帽や保護メガネなどの保護具の着用を推奨する必要もある。UAVの機種によっては、保護具の着用を義務化すべき対象になりえるものと推察される。

表 2. 1. 1. 7-7 国交省に報告された事故情報の中の UAV との接触や衝突による人身事故

No.	発生日	飛行者等	飛行場所	機体 (種類、特徴等)	事象の概要	航空法上の許可 要否	許可 有無	当局の対応	報告された原因分析 及び是正措置
28 No. 27	2016/9/11	個人	岡山 津山市	ヘリコプター 全長約 1.0m、 ローター直径 約 1.1m、最大 離陸重量約 3.0kg	・趣味のため、飛行させていた ところ、制御不能となり、操縦 者自身に衝突した。 ・本件事案により、操縦者が右 肘を骨折した。 ※なお、操縦者の操縦経験は 70 時間以上。	不要	-	・操縦技量や天候等を 考慮した飛行を心がけ る等、安全飛行の徹底 について指導した。	【原因分析】・原因は不明 【是正措置】-
H28 No. 44	2017/2/18	工事 関係 事業者	神奈 川県 藤沢市	マルチコプタ ー プロペラ除 く直径約 40cm、 最大離陸重量 約 1.3kg	・建築現場撮影のため、飛行さ せたところ、通信が途絶し、自 動帰還にて降下中にクレーン に衝突し、落下した。 ・本件事案により、落下場所に いた工事作業者に機体が接触 し、顔に切り傷を負わせた。ク レーンに損傷等はなかった。 ※なお、操縦者の操縦経験は 50 時間以上。	第 132 条第 2 号(人口集中 地区)	有	・作業者を負傷させた 原因分析と再発防止策 の検討を当該事業者 に指示した。	【原因分析】・飛行場所の 電波環境の悪化のため、無 人航空機と送信機間の通 信が断絶し、操縦不能にな ったと思われる。 【是正措置】・業務開始前 及び電波状態が懸念され る飛行依頼場所の時は現 場確認時等に電波測定器 等を用いて電波状況を確認 して飛行させる。
H29 No. 43	2017/11/4	空撮 関連 事業者	岐阜 県 大垣市	マルチコプタ ー プロペラ除 く直径約 70cm、 最大離陸重量 約 2.6kg	・岐阜県大垣市で開催中のイ ベントの一環として行われた ドローン菓子撒きのために飛 行中の無人航空機がバランス を崩して落下し観客を負傷さ せた。 ・本件事案により 6 名が救急搬 送され、3 名が軽傷を負った。 ※なお、操縦者の操縦経験は 260 時間以上。	第 132 条第 2 号(人口集中 地区)、 第 132 条の 2 第 3 号、第 4 号及び第 6 号 (30m 未満の飛 行、催し場所 の上空の飛行 及び物件投下)	有	・本事案の原因分析と 再発防止策の検討を指 示した。 ・当該事案について 機体が飛行許可を受け ていたものと異なっ ていたこと、安全上必要 な確認を行わないまま 飛行させたことなどが 判明したことから、運 航者に対し厳重注意。	【原因分析】・現在確認中 【是正措置】・現在検討中
H30 No. 4	2018/5/4	個人	福井 県 三方 上中 郡	マルチコプタ ー プロペラ除 く直径約 0.9m、 最大離陸重量 約 27kg	・農薬散布のため無人航空機 を飛行させていたところ、離 陸時に突風に煽られ機体が横 転し飛行させる者に接触し た。飛行させる者は右足膝に 裂傷を負った。 ・本件事案による第三者の物 件の被害はなかった。 ※なお、操縦者の操縦経験は 10 時間以上。	第 132 条第 2 号(人口集中 地区)、 第 132 条の 2 第 1 号、第 3 号、第 5 号及 び第 6 号(夜 間飛行、30m 未 満の飛行、危 険物の輸送及 び物件投下)	有	・原因分析と再発防止 策の検討を指示した。	【原因分析】・離陸時の予 期しない突風に対応でき ず機体が姿勢を崩したも のと考えられる。 【是正措置】・気象状態を 常に把握し、状況が変化し た場合は直ちに飛行を中 止する。
H30 No. 47	2018/12/3	測量 関連 事業者	山形 県 東村 山郡	マルチコプタ ー プロペラ除 く直径約 122cm、 最大離陸重量 約 15.5kg	・試験飛行のため無人航空機 を飛行させていたところ、着 陸時、降着装置が誤作動した ため、姿勢を崩し、無人航空機 が飛行させる者と補助者に接 触した。 ・飛行させる者と補助者は裂 傷及び打撲を負った。 ・本件事案による第三者の物 件の被害はなかった。 ※なお、操縦者の操縦経験は 10 時間以上。	不要	有	・原因分析と再発防止 策の検討を指示した。	【原因分析】・着陸時に無 人航空機の降着装置が誤 作動し、機体の姿勢が不安 定になったものと考えら れる。 【是正措置】・無人航空機 の可動部分の定期点検を 徹底するとともに、関係者 から十分な距離を保って 飛行させる。

d-2. UAV 利用実態調査

d-2-1. 撮影現場での安全管理事例（現場訪問調査）

UAV を用いた撮影の安全管理について、撮影現場に訪問して実態を調査した。

撮影は北海道網走郡美幌町で行われ、農作物を安定して生産するための灌漑用パイプラインを設計する業務の一環として、主に平面図および基本図面を作成するために必要となる航空写真が撮影された。

この撮影は4名の従事者により行われ、

- ・総括責任者
- ・主操縦者
- ・副操縦者
- ・補助員

から構成されていた。

この撮影業者によると、通常は3名で実施しており、場合によっては2名で実施することもあるとの説明を受けた。操縦者はJUIDAの操縦訓練教育を受講した認定資格保持者であった。

撮影対象は総延長約3kmの幹線用水路と総延長約4kmの幹線用水路であり、UAVを上空120mの高度に飛行させて水平移動して行われた。UAVの撮影航路は事前にシミュレーションされており、現地で手動操作により不具合がないか確認飛行が行われ、その後に、自動飛行により一定間隔で写真が撮影された。UAVの飛行は、申請手続き通りに周囲の民家（関係者）に許可を得て実施された。

安全管理については、今回の撮影対象である用水路が幹線道路脇であること、また、道路脇の送電線付近であること、野鳥が多く飛来する場所であることなど、安全管理で配慮すべき一般的な事項に適切に注意がなされていた。一方で、安全管理の教育では案内が十分になされていない、操縦者自身の安全確保については改善すべき事項が確認された。

d-2-2. 保護具の着用

UAV操縦者の安全確保として保護具の着用が推奨されるが、今回の撮影では保護具への配慮はなされていなかった。自動車の運転車や周囲の人々に注意喚起するために、操縦者の存在を示すためのビブスは着用されていた。そこで、保護具の着用について、撮影の邪魔にならない程度に情報提供を実施するとともに、実際に、現場へ携行した保護具を操縦者に着用してもらい、その使用性について確認した。保護具着用の様子を図2.1.1.7-43に示す。今回の操縦においては、保護具の着用は操作の邪魔にならず、常用したいとの好印象であった。UAVが墜落する事故は既に各地で報告されており、物損事故の報告は多数ある。UAVの操縦者だけでなく、周囲の同行者にも保護具の着用が求められる。

保護帽と保護メガネは落下してくるUAVから、あるいは、地面に衝突して飛散する破片から頭や顔を保護するために重要である。

また、不意に近づいてくる UAV から身を守ろうと、とっさに手を伸ばしてしまう状況も考えられることから、手指を回転翼から保護するために保護手袋の着用も必要である。

今回の現場調査では、既製品の耐切削手袋を操縦者に使用してもらい、その使用感についてヒアリングした。その結果、操縦端末（iPad Pro）においてタッチパネル操作があるため、作業性が低下するが、UAV 操縦自体（プロポ操作）に作業性の低下はあまり感じない、との感想であった。UAV の操縦に適した手袋の開発および普及においては、タッチパネル操作に対応した機能を保護手袋に付与することが求められる。



図 2.1.1.7-43

保護具を着用した撮影準備の様子

d-2-3. 目視確認の実効性

現場で確認された安全面の懸念事項として、UAV 飛行時の目視確認の実効性も挙げられた。当日は概ね晴天ではあったが、薄暗い雲が遠方であり、その遠方の雲が背景となり、UAV がかなり目視しにくい状況があった。UAV と操縦者との地表面上での距離は 1km 未満であり、雲等がなければ通常は十分に目視可能な範囲である。

UAV を手動操作している際は、操縦者が一度 UAV を見失えば、事故につながる危険性がある。しかし、目視可能な範囲は、UAV 機種寸法や色、環境条件によって逐次変化する。操縦者の視認性に頼った安全管理だけでなく、UAV 機体本体でも、移動方向が分かりやすい視認性の向上や、環境条件を確認して飛行するなどの飛行制限措置の対応が望まれる。UAV を目視可能とする視認性についての性能評価も必要と判断された。



図 2.1.1.7-44 雲を背景とした UAV 飛行の様子
(写真中央の点が UAV)

d-3. リスク低減措置の実態調査

d-3-1. 安全防護物の装備

UAV との接触・衝突による切創被害などの危険性を低減する措置（保護方策）として、UAV 機体全体を覆うゲージや回転翼に装着する安全防護物（JIS B 9700）としての防護ガードが期待される。しかしながら、それらの装備は UAV 飛行時の空気抵抗となるため、飛行性能を下げることになる。そのため接触・衝突防止の防護ガードは普及しておらず、積極的に装着する操縦者も多くはない。ドローン製造業者の大手である DJI の対応状況について現行機種で調査した。対応状況を表 2.1.1.7-8 に示す。一部の機種ではプロペラガードも対応していない。また、DJI のプロペラガードは回転翼の破損等を保護するための装備であり、人との接触を防止するための防護ガードではない。

UAV 機体側での対応が十分ではない現状では、UAV 使用者側でのリスク低減装置として、保護帽、保護メガネ、保護手袋の着用が望まれる。

表 2.1.1.7-8 プロペラガードの対応状況（DJI 機種）

番号	機種名	重量 (g)	装着の 可否	種別等
1	tello	80	可	プロペラガード
2	Mavic mini	199	可	プロペラガード
3	Spark	300	可	プロペラガード（廃版）
4	Mavic air	430	可	プロペラガード
5	Mavic pro platinum	743	不可	
6	Mavic 2 pro	907	可	プロペラガード
7	Mavic 2 enterprise	905	不可	※Mavic 2 pro が流用可能かも
8	Inspire 2	3290	可	プロペラガード
9	P4 Multispectral	1487	不明	※Phantom 4 が流用可能かも
10	Matrice 200	4690	可	プロペラガード
11	Matrice 600	9100	可	プロペラガード
12	AGRAS MG-1	9800	不明	
13	Spreading Wings S1000+	4400	可	プロペラガード
14	Spreading Wings S900	3300	可	プロペラガード

d-3-2. 保護手袋の使用性

UAV と接触しうる危険な使用形態として、UAV をホバリングさせた状態で意図的に掴むハンドキャッチと呼ばれる誤使用や、山岳部や不整地などで UAV を地面に着地させることが困難なために、止むを得ずに UAV を人が保持する状態で UAV を離発着させる実態がある。ハンドキャッチによる手指損傷の話題は広く知られている。

使用者側によるリスク低減措置として、保護手袋の着用が望まれる。UAVにも活用できる保護手袋として耐切創手袋がある。

耐切創手袋の有効性については、高速で回転するプロペラから手指を保護する一定の効果がある。大型サイズのプロペラに対しての保護には限度があるが、被害低減に大きく寄与している。しかし、UAV向けの耐切創手袋として製造されていない耐切創手袋がUAVからの保護方策として活用できる事が、UAV使用者にはあまり知られていない。UAVへの活用を検証して周知する活動が望まれる。







(1) 耐切創性

耐切創手袋の保護性能はEN 388規格で規定されている回転刃試験（クーブテスト）などにより評価されている。EN 388の2003年版では保護性能を耐切創レベル0から5で区分する。レベル5が最も高い保護性能を示す。一般の軍手はレベル0でプロペラに対して保護性能はないに等しい。レベル5の保護手袋は既に広く流通している。現在は、EN 388が2016年版に改定され、新たな試験方法として、EN ISO 13997 TDM試験を追加することが規定されている。これによりTDM試験結果の評価結果として、耐切創レベルをAからFで区別する。レベルFが最も高い保護性能を示す。

(2) タッチパネルへの対応

耐切創性能は今後、TDM試験評価の表記に統一されていくものと思われるが、現状では、耐切創レベル5の保護手袋でも保護性能が異なるため、TDM試験の追加表記があるかを確認する必要がある。また、耐切創手袋は切創保護のために柔軟性が劣るものも少なくない。厚みがあったり表面に樹脂が塗布されていたりして、UAVの操縦に不向きなものもある。さらに、スマートフォンやタブレット端末などのタッチパネル操作に対応していないものも多い。耐切創レベル5の保護手袋とタッチパネル操作への対応を独自に確認した。表2.1.1.7-9に確認結果の一例を示す。全く対応していない製品もあれば、一部のタッチパネルに反応しない製品もある。タッチパネルへの対応情報も詳細が表記されることが望ましい。

表 2.1.1.7-9 タッチパネル操作の動作確認例

	耐切創手袋						
	メーカー	TRUSCO	ミドリ安全	ミドリ安全	ミドリ安全	SHOWA	Ansell
	型番	TGL13	C130	CB130	W102	S-TEX KV3	HyFlex 11-735
検証端末	耐切創レベル (一部、製品web page参照)	EN388:2003 レベル5	EN388:2016 レベル3 EN388:2003 レベル5(参考)	EN388:2016 レベルX・B EN388:2003 レベル5(参考)	EN388:2016 レベルX・F EN388:2003 レベル5(参考)	EN388:2016 レベルX・F EN388:2003 レベル5(参考)	EN388:2016 レベルC(4X43C) EN388:2003 レベル5(4543)
	網目ゲージ (一部、製品web page参照)	13	13	13	10	10	10
	写真						
	コーティング	有り	有り	無し	無し	有り	有り
Google pixel 3a	タップ	○	○	○	○	×	×
	ダブルタップ	○	○	○	○	×	×
	ロングタッチ	○	○	○	○	×	×
	ドラッグ	○	○	○	○	×	×
	フリック (スクロール)	○	○	○	○	×	×
	ピンチイン	○	○	○	○	×	×
	ピンチアウト	○	○	○	○	×	×
	回転	○	○	○	○	×	×
Google pixel 4	タップ	○	○	○	○	△	×
	ダブルタップ	○	○	○	○	△	×
	ロングタッチ	○	○	○	○	△	×
	ドラッグ	○	○	○	○	△	×
	フリック (スクロール)	○	○	○	○	○	×
	ピンチイン	○	○	○	○	×	×
	ピンチアウト	○	○	○	○	×	×
	回転	○	○	○	○	×	×
apple ipad mini	タップ	○	○	×	△	×	×
	ダブルタップ	○	○	×	△	×	×
	ロングタッチ	○	○	×	△	×	×
	ドラッグ	○	○	×	△	×	×
	フリック (スクロール)	○	○	×	△	×	×
	ピンチイン	○	○	×	△	×	×
	ピンチアウト	○	○	×	△	×	×
	回転	○	○	×	△	×	×
Lenovo TabE10	タップ	○	○	△	△	×	×
	ダブルタップ	○	○	△	△	×	×
	ロングタッチ	○	○	△	△	×	×
	ドラッグ	○	○	△	△	×	×
	フリック (スクロール)	○	○	△	△	×	×
	ピンチイン	○	○	△	△	×	×
	ピンチアウト	○	○	△	△	×	×
	回転	○	○	△	△	×	×

備考:
 ○について: 反応する、意図する動きをする
 △について: 爪先部分のみで操作すると反応があるなど、意図する動きをさせるために、タッチ操作において配慮する必要がある
 ×について: まったく反応しない、ごくまれに反応する、反応するが意図する動きをしない
 検証アプリケーションはgoogle map

(3) 耐滑性

今回の使用性確認により、新たな課題となった性能として、掴みやすさ（耐滑性）が挙げられる。今回の確認方法では、耐滑性が正確に評価できなかったため、表 2.1.1.7-9 では付記しなかったが、確認したレベル5の全ての手袋が、表面が滑りやすく UAV を掴むのに不向きであった。

UAV を収納箱から取り出すことも困難な製品もあった。UAV の素材が樹脂であることや、空気抵抗を減らす表面仕上げにより滑りやすいのも要因である。

保護手袋の表面をあえて滑りやすくすることで、耐切創性を確保していると推察される。耐切創手袋の UAV への活用を考えると、耐滑性と耐切創性の両立が喫緊の課題と言える。

そこで、手袋製造業者に耐滑性と耐切創性の両立を図った保護手袋の新規開発の協力を依頼した。新規開発された保護手袋を図 2.1.1.7-45 に示す。写真の左が、掌に滑り止め加工されている状態である。指先には滑り止めが付いておらず、タッチパネル操作のために導電性の素材が縫合されている。

この新規開発された保護手袋を用いて簡単な使用性評価実験を実施し、手袋着用による UAV 操作に影響がないことを確認した。評価実験の風景を図 2.1.1.7-46 に示す。



図 2.1.1.7-45 新規開発した滑り止め付き保護手袋（厚手）



図 2.1.1.7-46 操作性確認実験の様子

評価対象とした作業内容は、

- ・ UAV の準備（片付け）作業（プロペラとバッテリーの着脱、電源操作）
- ・ タブレット操作による UAV 操縦（iPad による遠隔操縦）

とした。被験者は公募による男性 10 名と女性 10 名の合計 20 名とした。UAV 操縦経験は不問とし、男性 1 名のみが操縦経験者であった。評価対象とした手袋は薄手と厚手の 2 種類を用意した。被験者の主観評価は、薄手をより使いやすいとする回答と、厚手をより使いやすいとする回答があり、一様ではなかった。

d-4. 落下衝突試験の実施—頭部障害基準による評価

UAV が落下して人に衝突する場面を想像すると、人の頭や顔に UAV が直撃する衝突形態が最も被害が高いと考えられる。人体頭部に加わる衝撃の影響を評価する指標として、頭部障害基準（HIC : Head Injury Criterion）があり、この指標の利用は国際的に定着している。

この基準値は衝撃により人体頭部に加わる加速度の累積から算定される。HIC₁₅ は 15ms（ミリ秒）間の加速度の積分値から得られ、HIC₃₆ は 36ms 間の積分値から得られる。衝突の現象が短時間の場合には HIC₁₅ を適用することが望ましいとされる。

HIC を算出するためには、人体頭部を模した頭部ダミーが用いられる。自動車の衝突安全試験では車のボンネット等に、この頭部ダミーを射出して衝突させることで、加速度を計測して HIC を算出する。UAV の落下衝撃の評価基準として、この HIC の適用が有効であるものと期待されるが、UAV においても HIC の計測手法が応用できるかは、学術的にも実務的にも定かではない。

UAV と人体頭部との激突においては、自動車の試験方法とは異なり、人と激突する対象物となる UAV の質量が、荷物の積載を想定しても、自動車と比べて軽く、人体頭部の質量との相対的な差異が大きくなる。大人頭部ダミーが 4.5kg 程度に対して、UAV は機体全体が 10kg から 30kg 程度になる。

さらに、UAV との激突では、人体頭部である頭部ダミーの移動速度は、自動車とは異なり静的な状態で、ほぼ静止状態（固定されている）とみなされる。自動車では頭部ダミーが射出されて激突するのに対して、UAV では、頭部ダミーに UAV が激突する構図となる。

このように、試験方法が自動車と UAV とでは大きく異なることになるため、HIC が UAV の衝突に適用できるのかを検証する必要がある。本項目では、上記 c にて開発した試験装置の妥当性と有効性を確認するため、新たな試験装置を開発、c の試験結果と比較検証するための追試も実施した。なお、この追試は産業技術総合研究所の外注により自動車研究所で実施された。

d-4-1. 射出型衝突試験装置を用いた衝突試験

上記 c の福島ロボットテストフィールドの屋外試験では、ヘッドインパクトを地面に据え置き、クレーンで吊り上げた UAV を落下させてヘッドインパクトに衝突させた。この試験方法は、ヘッドインパクトの本来の使用法とは異なる。自動車の歩行者頭部保護性能試験では、ヘッドインパクトを車両のボンネットに向けて射出して衝突させる。ドローン落下の衝突と自動車の衝突とでは、衝突の形態が異なるため、衝突を模倣・再現する試験方法も必然的に異なる。そこで、衝突試験におけるヘッドインパクトの使用法の違いが、HIC 計測に及ぼす影響を確認することを目的として、ヘッドインパクトを UAV に衝突させる形態の試験装置を新たに構成した。

(1) 射出型衝突試験装置

ヘッドインパクトを UAV に衝突させるために、新たに開発した試験装置を写真に示す。ヘッドインパクトを上方に設置した UAV に向かって射出する。射出装置は機械的なシーソー構造で構築した。ヘッドインパクトを射出するため動力は、ゴム製の錘より得た。錘を所定の高さから落下させ、地面衝突直前の運動エネルギーを、錘を吊るしたロープ（登山用ザイル）により、2箇所の滑車を介して、シーソー構造の梃子端（力点）の引下力（射出力）へと伝達（変換）した。錘によって引き下げられた梃子端（力点）は、ヘッドインパクトの梃子端（作用点）を持ち上げて自然に射出する。なお、錘は人力で所定の高さへ持ち上げた。

射出器をシーソー構造で構築し、さらに、梃子の原理における、作用点から支点までの距離を、力点から支点までの距離の 2 倍にすることで、衝突速度の増幅を図った。これにより、本来、UAV を自由落下させる半分の高さで衝突試験を実施できる。

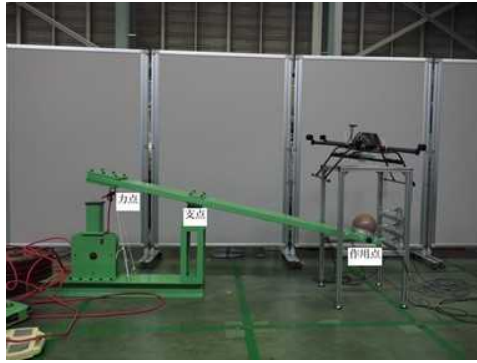


図 2.1.1.7-47 射出型衝突試験装置の全体像

(2) 先行試験

(2)-1 試験概要

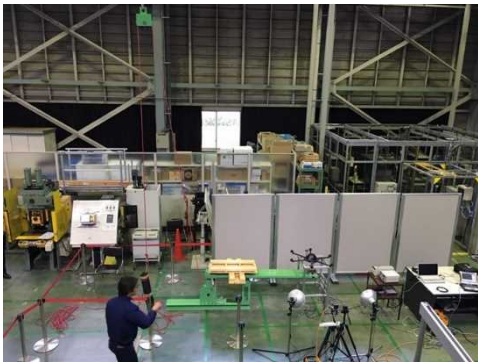


図 2.1.1.7-48 試験会場の様子



図 2.1.1.7-49 供試体
(ACSL 社製 PF-1 モデルダミー機)



図 2.1.1.7-50 重りを落下させる様子



図 2.1.1.7-51 重り落下直後、ヘッドインパクトが無人機に下から衝突し、無人機も飛び上がっている様子

(2)-2 試験結果

開発した射出型衝突試験装置の性能を確認するために、先行試験として簡易の衝突試験を実施した。自動車の歩行者保護基準との比較を目的とするため、ヘッドインパクトの衝突速度を $40\text{km/h} \approx 11.1\text{m/s}$ となるよう試験条件を設定した。

錘 13kg の落下速度がそのまま力点となる槌子端の速度として伝達されると考えると、力学的エネルギーの保存法則により、理論上は、錘を 2m 程度の高さから自由落下させれば、作用点の槌子端で目標速度相当になる。そのため、試験条件として、錘の落下高さを 2.5m 、 5m 、 10m とした。その結果、計測された作用点の槌子端の速度は、順に、約 3m/s 、約 4m/s 、約 5m/s となり、目標速度を全く満たさなかった。期待した槌子の原理による速度増幅効果が得られなかった。

ヘッドインパクトの速度は、接触式センサと画像処理に基づき算出したため、速度計測方法ではなく、運動エネルギーの伝達に問題があると判断された。錘と力点の槌子端とを繋いだロープ（登山用ザイル）の剛性が足りずに、ロープが伸びてエネルギーが消散したようである。

自律制御システム研究所（AGSL）の協力により、UAV 実機で衝突試験を実施し、HIC を計測した。計測結果を表 2.1.1.7-10 に示す。UAV 用バッテリーの代替として鉄の錘 3kg を追加した試行では、HIC が高い計測値を示したが、他の試行では HIC は高くならなかった。鉄のような硬いものに衝突した場合には、衝突速度が低速でも HIC が高くなることが確認された。UAV の材質が HIC に大きく影響すると判断される。

表 2.1.1.7-10 先行試験結果一覧

落下高さ (m)	質量 (kg)	衝突部位	衝突速度 (m/s)	合成加速度 (G)	HIC ₁₅
約 2.5	3 (脚なし)	底部	3.65	26.10	11.26
約 5	3 (脚なし)	底部	3.66	22.01	7.40
約 5	3 (脚なし)	底部	4.40	34.19	13.28
約 10	6 (脚, 鉄錘 3kg 追加)	底部 (錘付近)	5.74	312.98	92.24

(3) 本試験

(3)-1 試験概要

対人衝突安全試験—頭部インパクト衝突式

試験供試体：ACSL 社製 PF-1 (1.2mW×0.5mH：ダミーバッテリー 3kg+機体重量約 4 kg)

計測機器及び計測補助ツール：

- ・ 投頭機
- ・ ヘッドインパクト (HI) (4.5kg+1kg(治具))
- ・ トリガ装置 (高速度カメラ起動スイッチ (1 個) が、及び、HI の速度計測用のスイッチ (2 個))
- ・ ドローン吊り下げ架台
- ・ 高速度カメラ
- ・ 高速度カメラ映像と試験結果記録用 PC 及びモニター
- ・ ビデオカメラ
- ・ 照明

安全対策

- ・ 供試体や HI 等が衝突の衝撃により周辺に飛ぶことを考慮し、防御壁で試験エリアを囲み、試験を実施した。
- ・ 試験参加者は保護具として、ヘルメット、及びゴーグルを着用することを推奨した。

試験概要

ドローンに対し、投頭機から発出された HI を衝突させ、HI にて衝撃加速度を測定した。衝突速度は 2 種類 (約 10m/s、及び、錘落下高さを約 10m/s の時の半分の高さから落下) にて実施した。

衝突の方向は、以下の 2 種類が実施された。

- ・ ドローンのアーム部が HI に突かれる方向
- ・ ドローン本体腹側に HI が衝突する方向

なお、合計 9 回目を終えたところで、投頭機の板が折れ曲がり、試験続行不能のため、終了となった。

試験詳細

1) 試験項目

ドローン衝突時の衝撃力計測、及び、ドローンの損傷評価

2) セットアップ

① 試験エリアの設置

投頭機、ドローン、照明と高速度カメラ、ビデオカメラを設置する試験エリアに、衝撃による供試体や HI の落下、装置等の転倒に備えてマット等を敷く。また、安全を考慮し、試験エリア周囲に防護壁を設置する。

②投頭機の設置

試験エリアにHIを打ち出す「投頭機」、及び、HIを設置する。なお、HIには落下防止用の細いワイヤ4本を取り付け、トリガスイッチを取り付けた台に取り付ける。

③ ドローンの設置

衝突方向に合わせ、ドローンを吊り下げ、設置する。

④計測機器類及び照明の設置

高速度カメラ動画表示・記録用PC、記録用機材（静止画カメラ、ビデオカメラ、高速度カメラ）を各種機器が供試体を適切に観察できる位置に設置する。また、供試体を適切に観察できる位置に照明を設置する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器類を次の順序で試験を行う。

- ① 全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。
- ② 試験番号、試験条件、試験開始時刻等をコールする。
- ③ 照明を点灯し、記録装置を記録開始モードにする。
- ④ 錘を人力で所定の高さまで引き上げる。
- ⑤ 錘を放し、錘の落下により投頭機が動作する。
- ⑥ 試験終了をコールし、記録装置の記録を終了モードにする。
- ⑦ 記録された動画を確認し名称を付けて保存する。
- ⑧ ドローンの損傷状態を確認し、静止画カメラで撮影する。



図 2. 1. 1. 7-52 射出試験機

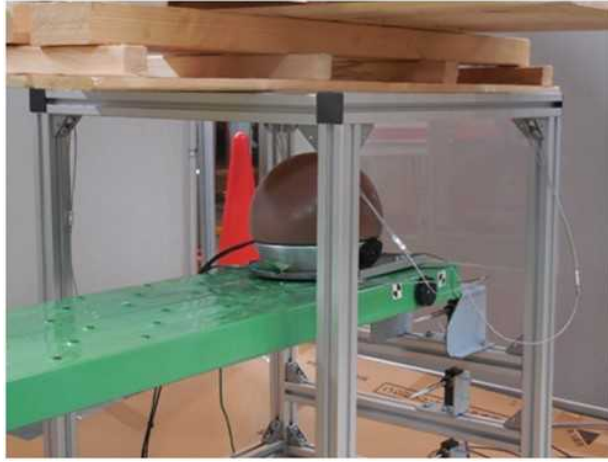


図 2.1.1.7-53 投頭機に設置されたヘッドインパクトター



高速度
カメラ

図 2.1.1.7-54 高速度カメラ及び照明装置



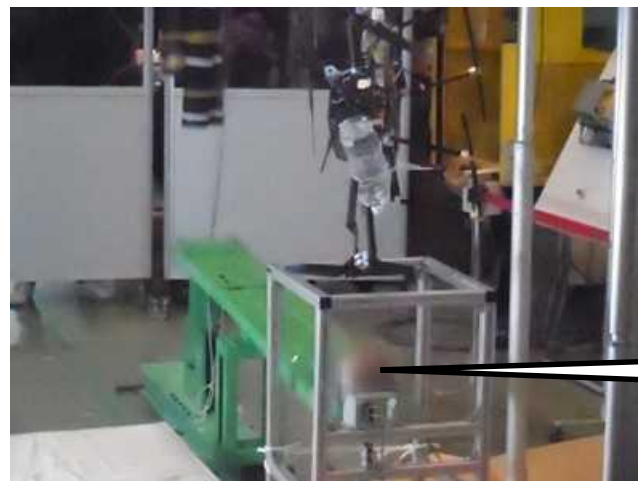
図 2.1.1.7-55 アンカー止めされた投頭機台座部



図 2.1.1.7-56 供試体 (AGSL 社製 PF-1)



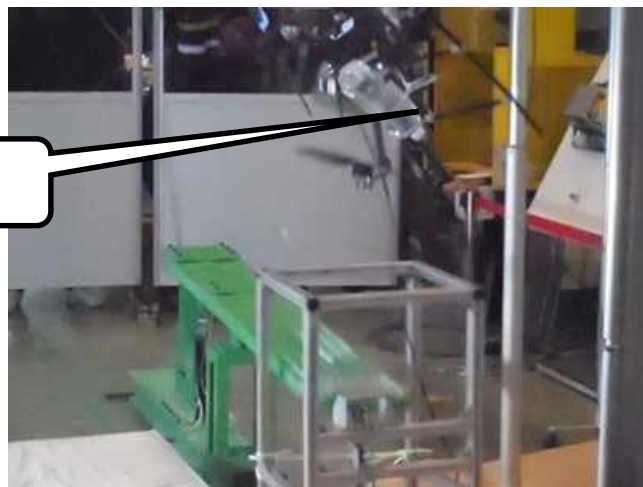
図 2.1.1.7-57 供試体の試験コンフィギュレーション



(a) HI 加速時



(b) 衝突の瞬間



(c) 衝突後

図 2.1.1.7-58 試験の様子



図 2.1.1.7-59 試験後の供試体
(アームへのHI 衝突によるアームの破壊)

(3)-2. 試験結果

衝突速度が目標の半分程度に留まったため、錘をさらに追加し、さらに、連結ロープをザイルから鉄ワイヤへ変更して、後日、検証試験を実施した。

シーソー構造の跳板として利用したアルミ足場板が衝撃に耐えられず、支点付近で折れ曲がったため、そこで試験は終了となった。試行途中から衝突速度が低下しており、疲労破壊が進展し、跳上機能が劣化したものと推察される。結果的に、1回目の試行での衝突速度が最大となり目標速度をほぼ達成した。HICは約120程度となり、自動車の頭部障害基準値と比較すれば、福島屋外試験と同じく、かなり低い結果となった。

表 2.1.1.7-11 先行試験結果一覧

落下高さ (m)	質量 (kg)	衝突部位	衝突速度 (m/s)	合成加速度 (G)	HIC ₁₅
7.5	7.5	アーム	10.973	206.026	119.440
約3	7.5	アーム	8.802	179.472	68.241
約3	7.5	アーム	失敗		
約3	7.5	アーム	7.795	181.336	68.262
7.5	7.5	アーム	9.283	88.649	30.906
7.5	7.5	底部	7.031	45.932	82.034
約3	7.6	アーム	7.119	164.771	84.140
約3	7.6	底部	5.490	36.325	49.107
7.5	7.6	スキッド(脚)	3.678	16.020	5.529

以上の試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島RTF等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書(対人安全衝突/頭部インパクト衝突方式/安衛研)」を開発、経済産業省が2020年5月に発表の「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

d-5. 無人航空機衝突時の頭部障害基準値（HIC）理論解析

上述のように、労働安全衛生総合研究所（以下、安衛研）は、無人航空機の対人安全試験装置（以下、安衛研計測装置）を開発した。これを床に設置し、真上から無人航空機を落下させて衝突させる垂直落下試験方法を提案している。この試験方法では、頭部傷害値 HIC (Head Injury Criteria) を用いて安全性を評価している。本章ではこの試験方法による安全性の評価について、その妥当性を検証する。

〈実験方法〉

試験方法の妥当性を検証するため、自動車衝突用人体ダミー（以下、人体ダミー）を比較ベースとし、安衛研計測装置を使用した場合と比較した。図 2. 1. 1. 7-60 に新たに開発した垂直落下試験装置（以下、JARI 落下試験機）を示す。この試験機は中央の支柱に沿って落下するスライダが設置されている。スライダに取り付けたアームに載せた無人航空機が、スライダと同時に落下し、無人航空機の真下に設置した計測装置に衝突する仕組みである。落下させる高さを調整することで衝突時の速度を調整する。本装置を使用することで、落下した無人航空機を正確に目的の位置に落下させることが可能となり、実験データのばらつきを抑えることが可能である。なお、図 d-5-1 は計測装置に人体ダミーを利用した例である。なお、本実験では無人航空機ではなく複数の重さのおもりを用いて実験を行う。これは同一の条件で実施でき、かつ十分な剛性があるため繰り返し実施した場合に変形等により計測値に影響を与えないためである。使用したおもりは、200g（図 2. 1. 1. 7-61）と 10.8kg（図 2. 1. 1. 7-62）である。

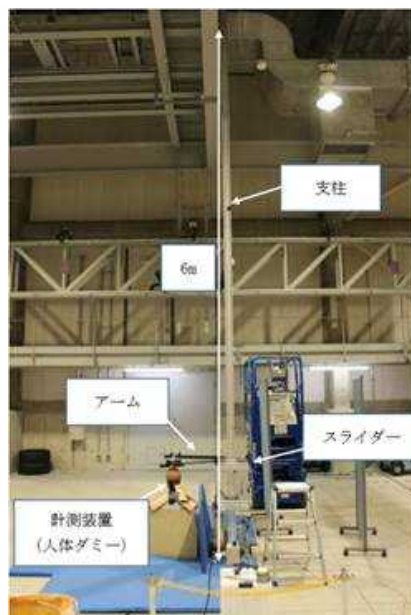


図 2. 1. 1. 7-60 JARI 試験装置（計測装置として人体ダミーを用いた例）



図 2.1.1.7-61 200gのおもり



図 2.1.1.7-62 10.8 kgのおもり

〈実験 1〉

人体ダミーを用いた垂直落下実験自動車の衝突試験では、生体忠実性を有する人体ダミーを用い、頭部については安全性を HIC で評価する。実験 1 では比較ベースとして人体ダミーを用いた HIC の計測を行った。使用した人体ダミーを図 2.1.1.7-63 に示す。使用した人体ダミーは Hybrid-III AM50 ダミーである。これは自動車の衝突安全性試験で一般的に使用されている種類のダミーである。本実験では、頭部は 3 軸の加度、頸部は 3 軸の荷重・モーメントを計測した。なお HIC の算出方法については、頭部の 3 軸の加度を用いて行い、詳細については後述する。JARI 落下試験機に人体ダミーを設置した状態を図 2.1.1.7-64 に示す。JARI 落下試験機は、落下を開始する高さで度が決まる。実験を行った建物の高さ制限のため、落下開始高さは最大で地面から約 6m となる。落下開始高さに制限があるため、できる限り速い度で衝突させるには衝突位置をなるべく低くする必要があり、人体ダミーは座位姿勢で設置した。人体ダミーは背中が垂直になるように板に背中を当てた状態とする。頭部の位置は首の硬さで自然に傾斜した位置とする。なお、衝突させるおもりは人体ダミー頭頂部に衝突するように設置した (図 2.1.1.7-65)。



図 2.1.1.7-63 自動車衝突用人体ダミー



図 2.1.1.7-64 ダミーの設置状況

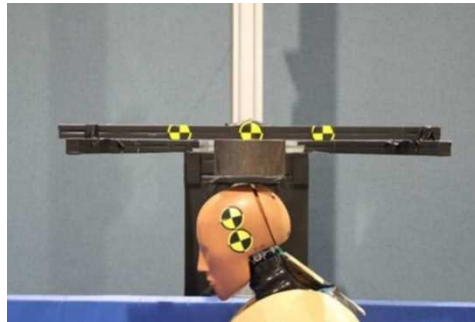


図 2.1.1.7-65 おもりの設置状況

〈実験 2〉

安衛研計測装置を用いた垂直落下実験安衛研計測装置の構成を図 2.1.1.7-66 に示す。安衛研計測装置はヘッドインパクト、荷重計、それらを支持する 4 つのバネと各部材を接続する治具で構成されている。ヘッドインパクトは自動車のボンネット等の衝突安全性試験「歩行者保護性能試験」で使用される人体の頭部を模擬したダミーである。ヘッドインパクトは 3 軸の加度を計測することができる。荷重計は、50kN の容量を持つものが使用されている。バネは人体ダミーの頸部のバネ定数と同じものが使用されている。また、実験時はこの装置を固定するためにウェイトの上に取り付けて使用した。JARI 落下試験機に安衛研計測装置を設置した状態を図 2.1.1.7-67 に示す。衝突させるおもりは、ヘッドインパクトの中央に落下するように設置した (図 2.1.1.7-68)。

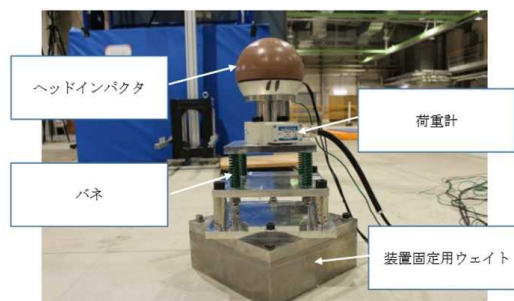


図 2.1.1.7-66 安衛研が開発した計測装置(安衛研計測装置)

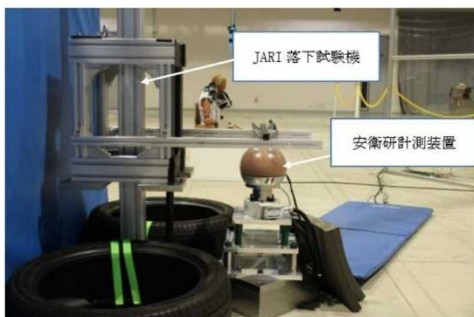


図 2.1.1.7-67 JARI 落下試験機に
安衛研計測装置を設置した状態

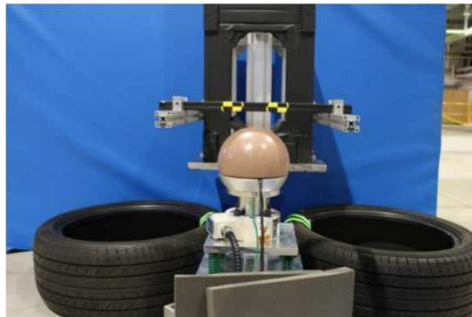


図 2.1.1.7-68 おもりの設置状況

〈試験条件〉

実験 1、2 とともに同じ条件で実施した。落下させるおもりの重さは、航空法の規制対象となる最も軽い 200g と、重い条件として実在する無人航空機を参考に 10.8kg の 2 条件とした。落下度は 200g おもりの場合、3m/s と 8.5m/s の 2 条件とした。なお、8.5m/s は JARI 落下試験機の最高高度で実施した。10.8kg おもりの場合、3m/s と 4m/s の 2 条件とした。4m/s は計測装置が故障しない範囲としたためである。おもりの落下度は、高速度カメラで撮影した映像を解析し、計測装置に衝突する直前の度を計測した。試行回数は各条件で 2 回とした。

〈実験結果〉

表 2.1.1.7-10 に HIC 及び頭部の合成加度の最大値、頸部にかかる圧縮方向の荷重の最大値の結果を示す。HIC の算出には次式を用いた。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} A_R dt \right]^{2.5} \right\}_{max}$$

t : 時間 [ms]

A_R : 合成加度 [g]

max : HIC が最大となる時間幅 ($t_2 - t_1$) $\leq 15ms$

図 2.1.1.7-69 におもり 200g の場合の落下度に対する HIC の計測値を示す。同様に図 2.1.1.7-70 におもり 10.8kg の場合の結果を示す。HIC の値は、200g の場合、10.8kg の場合ともに、実験 2 の方が実験 1 と比べて値が小さい。エネルギーは参考として衝突させたおもりの重さと衝突時の度で算出した値を記載した。

表 2.1.1.7-12 実験結果
 (頭部傷害値 HIC 及び頭部の合成加速度の最大値、頸部にかかる
 圧縮方向の 荷重の最大値)

	試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	頸部最大 圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
実験 1	1-1	0.2	2.9	0.4	86	-465	0.9
	1-2		3.0	0.4	87	-462	0.9
	1-3		8.5	5.7	346	-1,140	7.2
	1-4		8.3	5.8	341	-1,154	6.9
	1-5	10.8	3.0	243	1,620	-4,709	48.6
	1-6		3.0	255	1,658	-4,742	48.6
	1-7		4.0	787	2,831	-5,823	85.1
	1-8		3.9	802	2,882	-5,951	83
実験 2	2-1	0.2	3.0	0.1	69	-404	0.9
	2-2		3.0	0.1	78	-384	0.9
	2-3		8.7	1.2	299	-1,407	7.6
	2-4		8.7	1.4	316	-1,458	7.6
	2-5	10.8	3.0	98	1,191	-8,862	48.6
	2-6		3.0	89	1,191	-8,637	48.6
	2-7		4.1	239	2,227	-11,862	90.8
	2-8		4.0	237	1,755	-11,776	86.4

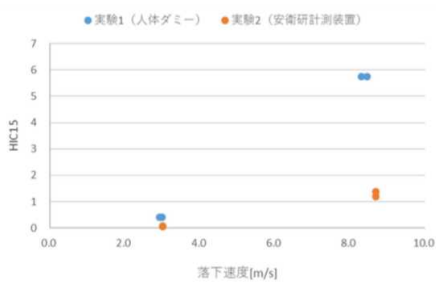


図 2.1.1.7-69 おもり 200g の場合の
 に対する HIC の計測値

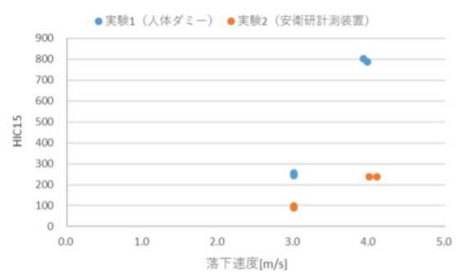


図 2.1.1.7-70 おもり 10.8kg の場合の落下度
 に対する HIC の計測値

〈考察〉

図 2.1.1.7-69、図 2.1.1.7-70 とともに、おもりの重さにかかわらず実験 2 の HIC は実験 1 に比べて低い値となった。これは計測装置の構造の違いによるものと考えられる。実験 1 で用いた人体ダミーの頭部を支える頸部は、前後に屈曲かつ上下方向に伸張、圧縮可能である。一方、実験 2 で用いたヘッドインパクトによる安衛研計測装置は上下方向の圧縮のみ可能な構造となっている。構造的違いから安衛研計測装置の場合、人体ダミーと比べて加度が低くなり、それに比例して HIC も低くなったと推察される。さらに、人体ダミーの頭部の重量は 4.5kg に対し、安衛研計測装置のバネから上の重量は 13kg であった。そのため首に相当する部分から上の慣性質量が大きいため衝突時の加度が人体ダミーに比べて低くなり HIC が下がったと考えられる。

d-6. 無人航空機衝突試験方法妥当性及び有効性の検討・分析

安衛研は無人航空機の人への落下を模擬する対人安全試験方法として、ヘッドインパクトを上方に射出して無人航空機に衝突させる試験装置（以下、安衛研射出試験機）を用いた方法を提案している。この試験方法では前述の試験方法と同様に、HIC を用いて安全性を評価している。本章では安衛研射出試験機を用いた試験方法による安全性の評価について、その妥当性を検証する。

〈実験方法〉

実験方法の妥当性を検証するため、前章と同様に JARI 落下試験機と人体ダミーを比較ベースとし、安衛研射出試験機とヘッドインパクトを使用した場合と比較した。

〈実験 3〉

安衛研射出試験機とヘッドインパクトを用いた安衛研射出試験機の全体図を図 2.1.1.7-71 に示す。また、図 2.1.1.7-72 にヘッドインパクトの設置状況を示す。図 2.1.1.7-71 に示すようにシーソーの形式となっている本体装置の片側に接続されたおもりを、所定の高さに持ち上げ射出の際、そのおもりを落下させることでシーソーの反対側に設置されたヘッドインパクトを射出する仕組みである。ヘッドインパクトは図 2.1.1.7-73 に示すとおり無人航空機に向けて上方へ射出される。なお、ヘッドインパクトの衝突時の度は、高度カメラによる画像解析で算出する。なお、実験 3 は安衛研にてすでに実施された実験結果であり、後述の比較ベースである実験 4 の結果と比較した。



図 2.1.1.7-71 試験方法 2 で使用する安衛研射出試験機の全体図



図 2.1.1.7-72 ヘッドインパクトの設置状況



図 2.1.1.7-73 安衛研射出試験機に設置された無人航空機

〈実験 4〉

JARI 落下試験機と人体ダミーを用いた実験 d-1-2 節と同様に JARI 落下試験と人体ダミーを用いた実験を実施した。図 2.1.1.7-74、図 2.1.1.7-75 に無人航空機の設置状況を示す。d-1-2 節とは異なり、おもりではなく無人航空機の実機を用い、その重心位置が頭頂部に落下するように設置した。



図 2.1.1.7-74 無人航空機の設置状況



図 2.1.1.7-75 無人航空機の設置状況 (人体ダミー後方)

〈実験条件〉

使用した無人航空機は、AGSL 社製 PF-1 である。無人航空機の重さは実験 3、実験 4 共に、本体フレームのみの 3kg とバッテリー分のおもりを追加した 7.6kg の 2 条件である。ただし、実験 3 と実験 4 に供した無人航空機の仕様が異なるため、実験 4 に供した無人航空機については追加のおもりにより実験 3 の機体と同じ重量になるように調整した（図 2.1.1.7-76）。度は 3kg の場合、3.7m/s、4.4m/s の 2 条件とし、7.6kg の場合は、5.5m/s の 1 条件とした。なお、度の条件は、本実験に先立ち実施された安衛研の実施した度に整合させた。



図 2.1.1.7-76 7.6kg に調整した無人航空機無人航空機 (PF-1)

〈実験結果〉

表 2.1.1.7-13 に頭部傷害値 HIC 及び頭部の合成加度の最大値の結果を示す。図 2.1.1.7-77 に無人航空機 3kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値を示す。同様に図 2.1.1.7-78 に無人航空機 7.6kg の場合の結果を示す。また、図 2.1.1.7-79 に実験 4 の垂直落下実験後の無人航空機 7.6kg の状態を示す。本体下部のスタンドフレームが湾曲している。

表 2.1.1.7-13 実験 3 と実験 4 の実験結果

	試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	最大加速度 [m/s ²]	エネルギー[J]
実験 3	3-1	3.0	3.7	7.40	214	21
	3-2	3.0	4.4	13.28	335	29
	3-3	7.6	5.5	49.11	356	115
実験 4	4-1	3.0	3.7	0.73	69	21
	4-2	3.0	4.3	0.83	68	28
	4-3	7.6	5.4	6.29	172	111

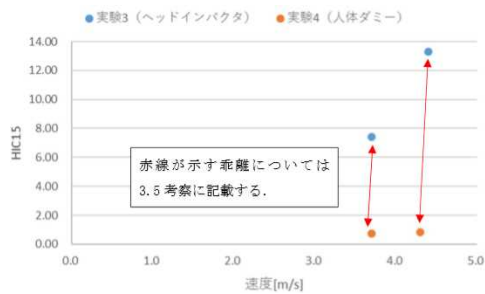


図 2. 1. 1. 7-77 無人航空機 3kg の場合
の衝突度に対する HIC の計測値

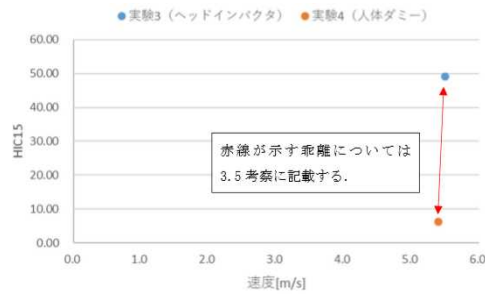


図 2. 1. 1. 7-78 無人航空機 7. 6kg の場合
の衝突度に対する HIC の計測値



図 2. 1. 1. 7-79 垂直落下実験後の無人航空機 7. 6kg の状態

<考察>

実験 3 の妥当性を、実験 4 との比較で検証を行うことができなかった。その原因は、図 2. 1. 1. 7-78 に示した無人航空機下部のスタンドフレームに起因する。実験 3 で使用した無人航空機のスタンドフレームのサイズが大きいため、射出されたヘッドインパクトはフレームと干渉することなく無人航空機の本体と衝突する。一方、実験 4 で使用した無人航空機のスタンドフレームのサイズは小さいため、人体ダミーの頭部に衝突した時に、フレームと干渉し頭部と無人航空機本体が直接衝突しなかった。そのため衝突時の衝撃をスタンドフレームが変形することで緩和し、実験 4 の HIC は実験 3 の HIC と大きな乖離を生じさせたと考えられる。

d-7. 無人航空機の垂直落下と異なる衝突形態の検討

前項までに検証した無人航空機の垂直落下とは異なる衝突形態として、水平飛行時の衝突が人体へ及ぼす影響を調査し、より厳しい衝突形態を明らかにし、大型無人航空機の衝突試験が実施可能な試験装置を開発した。

〈実験方法〉実験 5：水平衝突実験の方法

図 2.1.1.7-80 に JARI 水平衝突試験機を示す。この装置は支柱及びその上端に軸受、下端に無人航空機を設置するためのアーム、さらに支柱上部で固定されたウェイトで構成されている。同装置は軸受を中心に振り子の原理で振り下ろされ、最下点で無人航空機が人体ダミーに水平衝突する。衝突する度は振り上げる高さにより調整する。なお、上部に固定されたウェイトによって振り子の重心位置を高くし、先端の度を上げている。本試験装置は、25kg 超の大型無人航空機の試験ができるように設計した。

実験の計測装置として、人体ダミーを用いた。使用した人体ダミーは実験 1 と同様に Hybrid-III AM50 ダミーである。

図 2.1.1.7-81 にアームへの無人航空機の設置状況を示す。試験装置の慣性質量が衝突に影響を与えないため、アームの上部に無人航空機を載せ水平方向への拘束を行わず、水平にフリーに動けるようにした。

ただし、後述するガード付きの無人航空機は、JARI 水平衝突試験機を振り上げた状態で姿勢が安定しないため、アームに引っ掛けた紐で吊るすよう設置した（図 2.1.1.7-82）。吊るした紐は衝突と同時にアーム部から外れる構造となっている。また、無人航空機を設置した状態で JARI 水平試験機を振り下ろした時に、無人航空機がアームから外れることが確認された。これは無人航空機が自由落下する度と、水平試験機の先端の度に差が生じるためと考えられる。そのため、図 2.1.1.7-83 に示すように両面テープを使用し、衝突時の影響がなるべく小さくなるように最小限に固定した。無人航空機はダミー頭部の重心位置に衝突する高さに設置した（図 2.1.1.7-84）

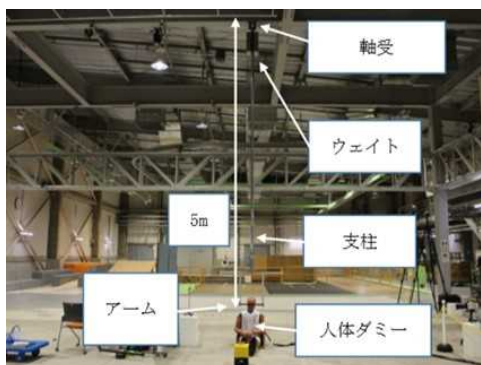


図 2.1.1.7-80 水平衝突試験装置

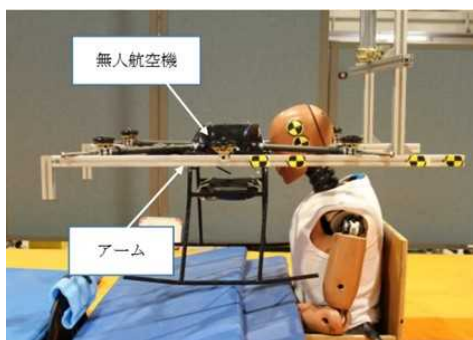


図 2.1.1.7-81 アームへの
無人航空機の設置状況



図 2.1.1.7-82 ガード付き
無人航空機の設置状況

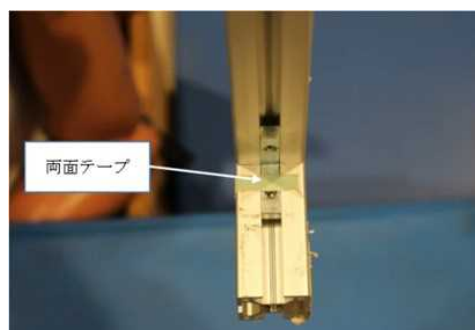


図 2.1.1.7-83 アームに取り付けた
無人航空機の固定用両面テープ

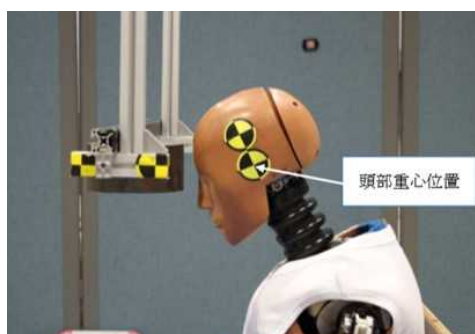


図 2.1.1.7-84 人体ダミー頭部に衝突させる位置

<実験方法>実験 6：垂直落下実験の方法

水平衝突実験（実験 5）と比較するため垂直落下実験を実施した。なお、使用した試験装置及び計測装置は実験 1 と同じである。本試験装置は、25kg 超の大型無人航空機の試験ができるように設計した。

〈実験条件〉実験 5：水平衝突実験の条件

水平衝突実験では、実験 1 と同じおもりを用いて実施した。おもりの重さは 200g、6.8kg、10.8kg の 3 条件とした。衝突度は、ダミーが壊れない範囲で実施したため、おもりによって異なり、200g の場合は 3m/s、10m/s、12m/s の 3 条件、6.8kg の場合は 2m/s、3m/s、4m/s、5m/s の 4 条件、10.8kg の場合は 2m/s、3m/s、4m/s の 3 条件とした。試行回数は各条件で 2 回とした。

〈実験条件〉実験 6：水平衝突実験の条件

垂直落下実験では、実験 5 と比較するため、おもりの重さ及び衝突度は同じ条件とした。

〈実験結果〉

表 2.1.1.7-14 に実験 5 の結果を、表 2.1.1.7-15 に実験 6 の結果を示す。これまで評価指標として算出した HIC の他に頸部傷害値 N_{ij} (Normalized Neck Injury Criteria) の値を記載している。これは HIC と同様に自動車の衝突試験で用いられる頸部傷害値である。頸部のセンサで上下方向の圧縮、伸張、前後方向のせん断力、後方への曲げモーメントを計測し、次式により算出した値である。なお、自動車の傷害値基準は 1.0 以下が採用されている。

$$N_{ij} = \frac{F_x}{F_{xc}} + \frac{M_y}{M_{yc}}$$

F_x ：頭部軸方向荷重[N]

F_{xc} ：許容限界荷重[N]

M_y ：頸部合成モーメント[Nm]

M_{yc} ：許容限界モーメント[Nm]

また、頸部最大圧縮荷重として頸部の荷重計により計測された圧縮方向の力の最大値を記載し、頭部最大加速度として頭部の 3 軸加速度を合成した値の最大値を記載している。エネルギーは参考として衝突させたおもりの重さと衝突時の度で算出した値を記載した。

図 2.1.1.7-85 から図 2.1.1.7-87 に各おもりの重さごとの衝突度と HIC をプロットし、水平衝突実験と垂直落下実験を比較した結果を示す。比較しやすくするために各データに 3 次の近似曲線を追加した。図 2.1.1.7-85 (200g) と図 2.1.1.7-86 (6.8kg) は、水平衝突の HIC が大きくなる傾向にある。しかし、図 2.1.1.7-87 (10.8kg) は逆に垂直落下の HIC が大きくなる傾向である。

また、図 2.1.1.7-88 から図 2.1.1.7-90 に各おもりの重さごとの衝突度と N_{ij} をプロットし、水平衝突実験と垂直落下実験を比較した結果を示す。すべてのおもりの条件で、垂直落下の N_{ij} が大きい。

表 2.1.1.7-14 水平衝突実験の結果

試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	Nij	頸部最大 圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
5-1	0.2	3.0	0.5	120	0.04	219	1
5-2		3.0	0.5	123	0.04	214	1
5-3		9.8	12	565	0.1	605	10
5-4		9.8	13	570	0.11	662	10
5-5		12.4	19	857	0.13	792	15
5-6		12.7	22	921	0.13	765	16
5-7	6.8	12.7	22	921	0.13	765	16
5-8		1.8	32	574	0.19	1,032	11
5-9		3.1	190	1325	0.31	1,673	33
5-10		3.0	187	1326	0.3	1,638	31
5-11		4.0	495	2107	0.38	2,060	54
5-12		4.0	534	2223	0.38	2,065	54
5-13		5.0	1,005	2961	0.46	2,463	85
5-14		5.0	1,032	2982	0.44	2,378	85
5-15	10.8	1.8	52	740	0.22	1,223	17
5-16		1.8	54	761	0.22	1,223	17
5-17		3.0	287	1642	0.34	1,852	49
5-18		3.0	292	1653	0.33	1,858	49
5-19		4.1	719	2475	0.43	2,355	91
5-20		4.9	1,408	3408	0.48	2,661	130

表 2. 1. 1. 7-15 垂直落下実験の結果

試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大加速度 [m/s ²]	Nij	頸部最大圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
6-1	0.2	2.9	0.4	86	0.08	465	1
6-2		3.0	0.4	87	0.08	462	1
6-3		5.0	1.6	157	0.14	816	2
6-4		4.9	2.0	176	0.15	879	2
6-5		8.5	5.7	346	0.20	1,140	7
6-6		8.3	5.8	341	0.19	1,154	7
6-7	6.8	1.8	29	571	0.47	2,565	11
6-8		3.0	151	1,299	0.7	3,838	30
6-9		3.0	154	1,347	0.7	3,838	30
6-10		4.0	426	2,104	0.88	4,888	55
6-11		4.1	434	2,173	0.85	4,844	56
6-12		5.0	1,095	3,215	1.08	6,352	84
6-13	5.0	1,165	3,395	1.14	6,671	85	
6-14	10.8	1.8	39	646	0.54	2,917	17
6-15		1.9	41	651	0.55	2,952	18
6-16		3.0	243	1,620	0.85	4,709	49
6-17		3.0	255	1,658	0.85	4,742	49
6-18		4.0	787	2,831	1.03	5,822	85
6-19		3.9	802	2,882	1.03	5,951	83

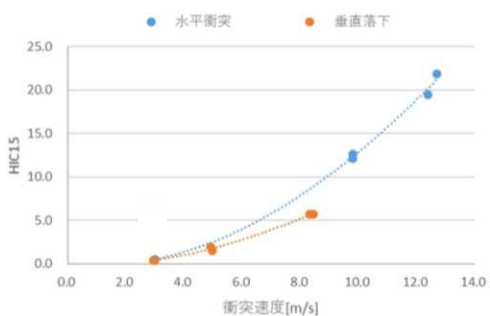


図 2. 1. 1. 7-85 おもり 200g の場合の衝突度に対する HIC の計測値

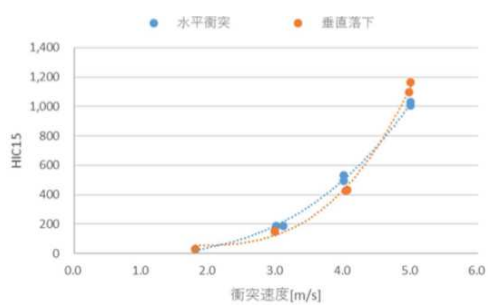


図 2. 1. 1. 7-86 おもり 6.8kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値

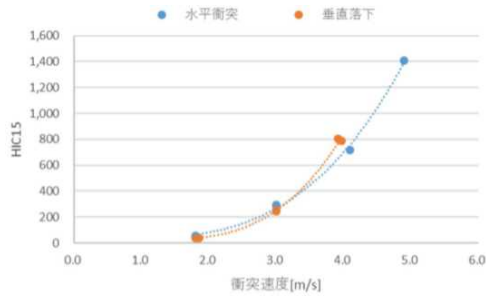


図 2. 1. 1. 7-87 おもり 10. 8kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値

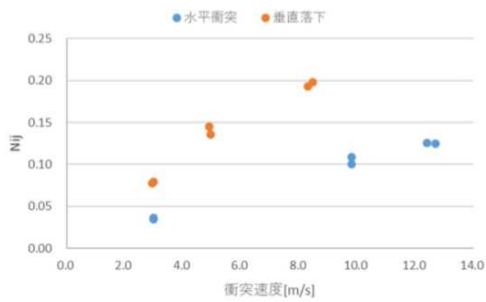


図 2. 1. 1. 7-88 おもり 200g の場合の衝突度に対する N_{ij} の計測値

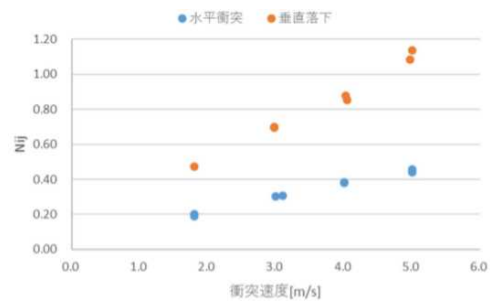


図 2. 1. 1. 7-89 おもり 6. 8kg の場合の衝突度に対する N_{ij} の計測値

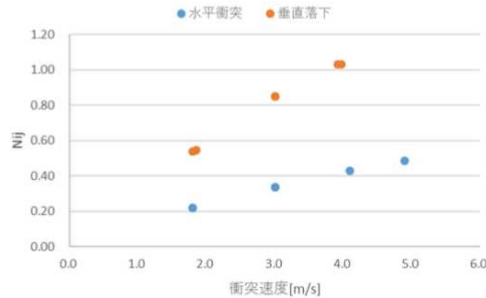


図 2. 1. 1. 7-90 おもり 10. 8kg の場合の衝突度に対する N_{ij} の計測値

<考察>

HIC の場合、おもりの重さによって水平衝突実験と垂直落下実験の HIC の大小が逆転する場合があります、どちらが厳しい条件となるかは明確ではない。一方、 N_{ij} の場合、すべてのおもりの重さの条件で、垂直落下実験が水平衝突実験に比べて大きい。これは水平衝突実験の場合、頸部の曲げモーメントが支配的であるのに対し、垂直落下実験の場合、頸部の曲げモーメントだけでなく、圧縮方向の力が加わり、さらに無人航空機の自重も加わるためと推察される。評価指標として HIC だけでなく、 N_{ij} についても評価する場合、垂直落下実験の方が水平衝突実験よりも厳しい試験方法と思われる。

d-8. 無人航空機ガードの有効性確認検証

無人航空機に取り付けたガードの有効性を確認する実験を行い、ガードにより人体に及ぼす影響についてその効果を検証した。

〈実験7〉ガード有効性検証実験の方法

無人航空機に取り付けたガードの効果を検証するための実験として、水平衝突及び垂直落下の実験を行った。使用した試験装置は、前述の実験1及び実験5で使用した JARI 落下試験機及び水平衝突試験装置である。図 2.1.1.7-91 から図 2.1.1.7-93 に使用したガード付きの無人航空機を示す。試験対象の無人航空機は、ACSL 社製 PF-1、産業技術総合研究所によって追加された 200g ドローン例 1、200g ドローン例 2 とし、これらに産業技術総合研究所によってガードを追加されたものを使用した。それぞれの重量は 200g ドローン例 1 と 200g ドローン例 2 はガード、バッテリー含めて 280g、PF-1 はバッテリーを外した状態の機体にバッテリー重量相当のおもりを取り付け、ガードを含めて 8.68kg である。衝突させる向きは水平衝突実験及び垂直落下実験共に進行方向正面とする。水平及び垂直に設置した状態を図 2.1.1.7-94、図 2.1.1.7-95、図 2.1.1.7-96 に示す。なお、PF-1 及び 200g ドローン例 1 は水平、200g ドローン例 2 は垂直の条件で実施した。また、提供された機体は各 1 台であり、複数回の衝突による機体への損傷が実験データに影響する懸念がある。そのため、その影響をなるべく少なくするためガードがある条件から実験を実施した。なお、小型の無人航空機（200g ドローン）は、試験装置に設置するための治具として、軽量の金属棒を本体に取り付けている（図 2.1.1.7-97、2.1.1.7-98）。



図 2.1.1.7-91 ガード付きの無人航空機 (PF-1)



図 2.1.1.7-92 ガード付きの
無人航空機 (200g ドローン例 1)



図 2.1.1.7-93 ガード付きの
無人航空機 (200g ドローン例 2)



図 2.1.1.7-94 水平に設置した状態
(PF-1)

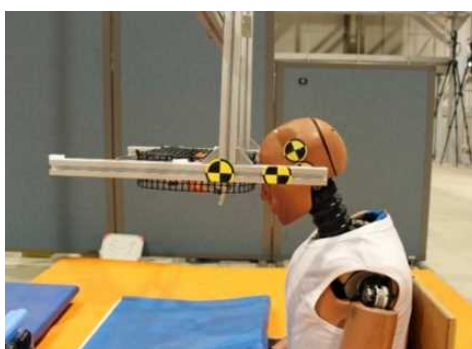


図 2.1.1.7-95 水平に設置した状態
(200g ドローン例 2)



図 2.1.1.7-96 垂直に設置した状態 (200g ドローン例 1)

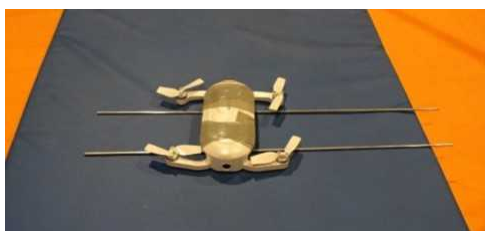


図 2.1.1.7-97 治具を取り付けた
200g ドローン例 1



図 2.1.1.7-98 治具を取り付けた
200g ドローン例 2

〈実験 1〉ガード効果検証実験の条件（水平衝突）

ガードの効果を検証するため、各機種でガードのあり及びなしの 2 条件とした。衝突度は、実験 5 の水平衝突実験に合わせ PF-1 は 3m/s、 4m/s、 5m/s、 200g ドローン例 2 が 8m/s、 11.5m/s とした。

〈実験 2〉ガード効果検証実験の条件（垂直落下）

ガードの効果を検証するため、ガードのあり、及びなしの 2 条件とした。衝突度は、実験 1 の垂直落下実験に合わせ 3m/s、 5m/s、 8m/s とした。

〈実験結果〉

表 2.1.1.7-16、表 2.1.1.7-17 にそれぞれ水平衝突及び垂直落下のガード性能検証実験の結果を示す。計測値として、実験 5 と同様に HIC、頭部最大加度、 N_{ij} 、頸部圧縮荷重、エネルギーを記載している。図 2.1.1.7-99 から図 2.1.1.7-101 にガードの有無による HIC を比較したグラフを示す。すべての機種、水平衝突、垂直落下の実験結果において、ガードがある場合の方がガードがない場合に比べて、HIC が減少した。

表 2.1.1.7-16 ガード効果検証実験の結果（水平衝突）

試験番号	機種	ガードの有無	実機重量 [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大加速度 [m/s ²]	N_{ij}	頸部最大圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
7-1	PF-1	有り	8.68	3.0	0.2	30	0.18	-59	39
7-2				3.9	1.1	62	0.19	-97	66
7-3				5.0	0.7	56	0.3	-47	109
7-4		無し	6.26	3.0	15.0	324	0.17	-633	28
7-5				4.0	68	727	0.26	-1,012	50
7-6				5.0	165	1087	0.33	-1,665	78
7-7	200g ドローン例 2	有り	0.28	8.1	0.6	103	0.06	-226	9
7-8				11.6	2.3	149	0.07	-320	19
7-9		無し	0.22	8.2	1.0	138	0.08	-380	7
7-10				11.5	2.8	234	0.08	-370	15

表 2.1.1.7-17 ガード効果検証実験の結果（垂直落下）

試験番号	機種	ガードの有無	実機重量 [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大加速度 [m/s ²]	Nij	頭部最大圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
8-1	200g ドローン例 1	有り	0.30	3.0	0.0	27	0.04	-209	1
8-2				5.2	0.4	84	0.09	-471	4
8-3				8.0	3.3	300	0.15	-929	10
8-4		無し	0.22	3.0	0.3	79	0.08	-437	1
8-5				5.2	1.2	160	0.11	-620	3
8-6				8.0	4.5	309	0.16	-998	7

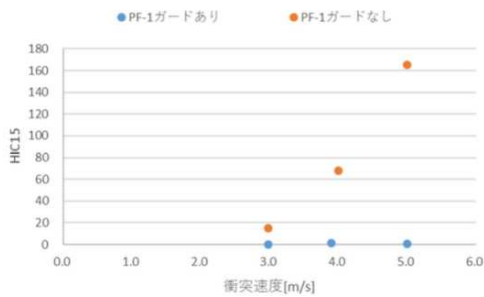


図 2.1.1.7-99 ガードの有無による HIC の比較（水平衝突, PF-1）

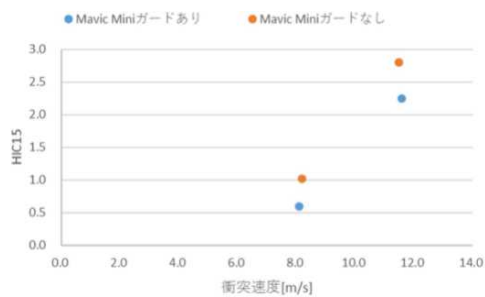


図 2.1.1.7-100 ガードの有無による HIC の比較（水平衝突, MavicMini）

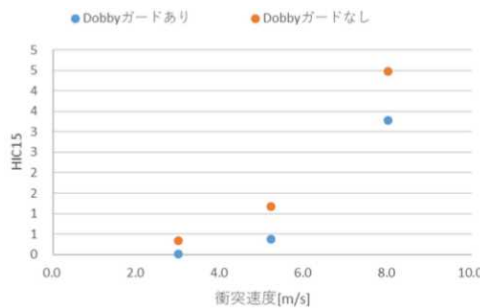


図 2.1.1.7-101 ガードの有無による HIC の比較（垂直落下, Dobby）

<考察>

図 2.1.1.7-99 に示すように PF-1 は度が高くなるほどガードなしと比べて顕著に HIC は下がり、ガードが有効的に機能していることがわかる。これは PF-1 のアームとアームの間に衝突するように設置したため（図 2.1.1.7-102）、ガードが潰れて変形しながら衝突時のエネルギーを減らすことができたためと考えられる（図 2.1.1.8-103）。衝突箇所がアーム周辺の場合、ガードが変形する空間が少ないため異なる結果となる可能性がある。図 2.1.1.7-100、図 2.1.14.7-101 に示すように 200g ドローン例 1 と例 2 は、ガードありとなしを比べると、HIC が低下しているが、PF-1 ほどの低減効果はなかった。200g ドローン例 1 と例 2 のガードは PF-1 のガードに比べて本体とガードの間の空間が狭く、衝突後の 200g ドローン例 2 には本体部分に破損箇所が確認され

た（図 2.1.1.7-104）。このことから衝突した時にガードが潰れきってダミー頭部が本体に衝突していたため、PF-1 ほど効果的に働かなかったためと考えられる。なお、ガードなしの PF-1 の水平衝突実験の結果が、前項実験 5 の同程度のおもりを使った実験結果（図 2.1.1.7-86）と比べて HIC が非常に小さい。これは PF-1 の重量バランスや機体が持つ剛性による影響に加え、図 2.1.1.7-105 に示すように、頭部と本体が衝突すると同時に、本体に取り付けられたスタンドの先端がダミー腕部に衝突することで、荷重が頭部に集中しなかったことが影響していると考えられる。

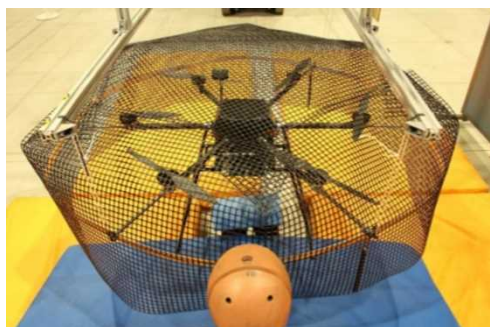


図 2.1.1.7-102 PF-1 ガードありの衝突部位



図 2.1.1.7-103 衝突により変形した PF-1 のガード

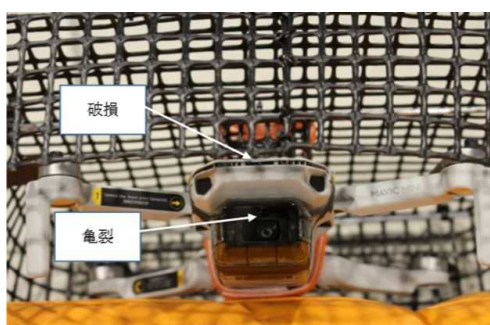


図 2.1.1.7-104 200g ドローン例 2
ガードありの衝突後の状態



図 2.1.1.7-105 PF-1
ガードなしの衝突の状況

以上の試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（対人安全衝突／垂直落下式/福島ロボットテストフィールド[2019年]）」及び「無人航空機性能評価試験手順書（対人衝突安全/水平衝突式/福島ロボットテストフィールド[2019年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

d-9. 無人航空機による切傷事故に対する危害軽減策の評価

ドローンのプロペラの性質は、実験に用いた 200g 機体の場合、下に示す通りであり、その危害の大きさはプロペラの翼端速度とプロペラの鋭利さに依存する (ASSURE : Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation, 2017.4)。

表 2.1.1.7-18 200g ドローンプロペラ回転速度

	サイズ	形状	素材	回転速度 (モータ)
200g ドローン用ローター	4.7 インチ	折り畳みタイプ	炭素繊維樹脂素材 (射出整形)	9220rpm

ホバリング時にレーザー回転数計で回転数計測を実施



レーザー回転数計の反射板にレーザーが照射されている様子



レーザー回転数計



翼端速度
189ft/s

- ・ ASSURE※の報告によれば、プロペラによる危害の大きさは、プロペラの翼端速度 (TIP 速度) とプロペラの鋭利さに依存する。下図に AIS とプロペラ翼端速度の関係を示す。
- ・ 翼端速度 189ft/s の場合、AIS は 2 未満と想定される。

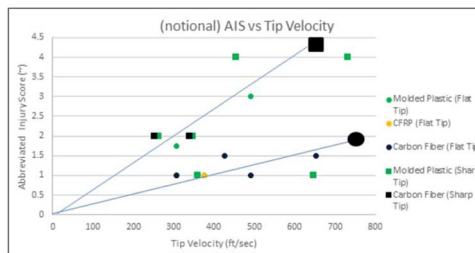


図 2.1.1.7-106 AIS とプロペラ翼端速度の関係

出所) ASSURE : Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation, 2017.4 (<http://www.assureuas.org/projects/deliverables/sUASGroundCollisionReport.php>) に加筆

※ASSURE (Alliance of System Safety of UAS Research Excellence) は、23 の世界的な研究機関と 100 以上の産業/政府が連携し、UAS に関する広範な研究を実施し、FAA に成果を提供

UAV は、インフラの点検、空撮、測量、農薬散布などに用いられており、今後、物流などにも普及するとされている。UAV が普及するためには、求められる性能 (例えば可搬重量) を満たすことはもとより、容易に操作できること、操作者や周囲の者の安全などが求められる。しかしながら、UAV

が操縦者や付近住民等に激突し回転するプロペラで指を切創するなどの事故が発生しており^[1]、安全対策が求められる。このような事故の安全対策を検討するためには、まずは、UAV でどのような危害が生じるのかを実験により検証することが必要である。

UAV による危害には、

- A) 飛行中の UAV、または墜落してきた UAV が人に激突して危害を生じるもの
- B) 回転している UAV のプロペラが人に当たって切傷するもの
- C) UAV に搭載しているバッテリーが劣化し、爆発することで付近の人に火傷などの危害を生じるもの

などが考えられる。ここでは、B) の回転するプロペラによる危害に着目することとする。併せて、産業現場で用いられる耐切創手袋を装着した場合に、どの程度、危害が軽減できるかを明らかにする。本年度は、用いるプロペラや耐切創手袋の種類を増やし、手袋や手指に生じた傷の程度を調査した。

(1) 実験概要

- ・ 実験装置の構成を図 2.1.1.7-107、図 2.1.1.7-108 に示す。リブのついたタイミングベルトを回転させ、プロペラとプロペラの制御装置を搭載した台座をレールに乗せて押し出し、模擬手に向かって射出する。駆動部にはモータを使用し、モータの回転をタイミングベルトでプーリに伝達し、メインベルトを動作させる。タイミングベルトで動力を伝達しているのは、駆動部の破損を防ぐためである。駆動部には、射出速度を記録するために、エンコーダ付きのモータを使用している。メインベルトに押された台座がストッパーに接触すると模擬手に向かって射出される。衝突する際には、プロペラは空中に射出され、模擬手に衝突して落下する。
- ・ 装置の全長は実験室に入る長さとし、その距離で必要な速度 (2 [m/s]) が出せるようベルト駆動用モータを選定した。
- ・ UAV のプロペラをその機種の高回転数で回転させ、UAV の飛行速度としては比較的低速の 2[m/s] で模擬手に衝突させて、プロペラによる切創等の状況を観察する。
- ・ 使用するプロペラは、インフラ点検などの産業現場でよく利用されている UAV のものを用いる。大きさは直径 9 [inch]、15 [inch]、22 [inch] の 3 種類、材質はプラスチックと炭素繊維の 2 種類、構造はストレートと折り畳みの 2 種類とする (表 2.1.1.7-19、図 2.1.1.7-109)。
- ・ 模擬手は、人の手の大きさに合わせた型を用意して、木の棒 (楯、直径 8[mm]) を骨の代わりとし、まわりをシリコンまたはゲルで固めて作成する (表 2.1.1.7-20、図 2.1.1.7-110)。
- ・ 保護手袋は欧州規格 EN388 の耐切創レベル 1、3、5 に適合したものを模擬手に被せて用いる (表 2.1.1.7-21、図 2.1.1.7-111)。EN 388 は、保護手袋の機械的物性強度を評価する規格基準であり、カッターナイフなどの鋭利なナイフやガラス片などによる切創を想定して作られている。

- ・実験を行う際の安全対策として、ポリカーボネート板を使用したガードを作成し、実験装置と作業者の間に設置するとともに、上部に飛散防止ネットを張る。作業者はプロペラが回転している間はガード内に立ち入らないこととし、プロペラが停止してガード内に立ち入る際には装置の誤作動や飛散したプロペラから身体を守るため、ヘルメット、保護めがね、長袖服、長ズボン、保護手袋を着用する。

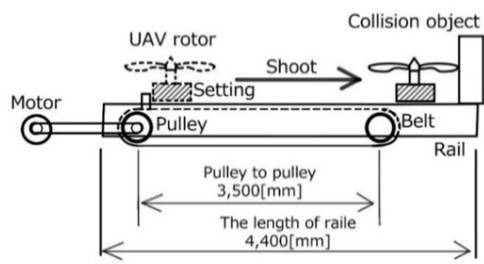


図 2.1.1.7-107 実験装置の概要

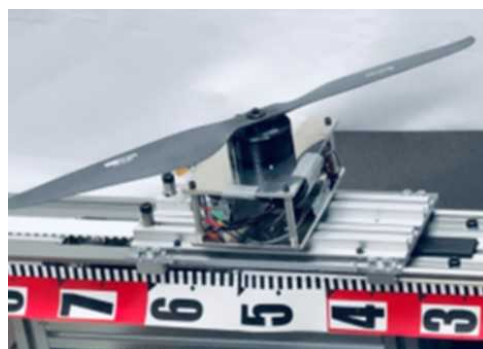


図 2.1.1.7-108 実験装置
(プロペラの射出台車)

表 2.1.1.7-19 実験に使用した UAV プロペラ

No	メーカー	直径	構造	素材	回転数(実測値)
1	DJI	9[inch]	ストレート	プラスチック	約 9500[rpm]
2	ACSL	15[inch]	ストレート	炭素繊維	約 5600[rpm]
3	DJI	15[inch]	ストレート	プラスチック	約 5000[rpm]
4	T-MOTOR	15[inch]	折り畳み	炭素繊維	約 6000[rpm]
5	T-MOTOR	22[inch]	ストレート	炭素繊維	約 5700[rpm]



図 2.1.1.7-109 試験に用いたプロペラ

表 2. 1. 1. 7-20 実験に使用した模擬手

中指の先から付け根までの長さ	90mm
中指の先から手首までの長さ	180mm
中指の直径	17mm
シリコンの硬度(デュロメータ)	32 度
肌ゲルの硬度(デュロメータ)	8 度
骨材の木製丸棒	直径 8mm 長さ 200mm



(a) シリコンの模擬手 (b) 人肌ジェルの模擬手

図 2. 1. 1. 7-110 実験に使用した模擬手

表 2. 1. 1. 7-21 実験に使用した保護手袋一覧

No	メーカー名	商品名	耐切創レベル(EN388)
1	アトム(株)	タフレッド	1
2	スリーエム(株)	耐切創スタンダード	3
3	スリーエム(株)	耐切創ハイエンド	5



図 2. 1. 1. 7-111 実験に使用した耐切創手袋

(2) 実験結果

(ア) 9 [inch] プロペラ（プラスチック製、ストレート）による切創

- ・ 9 [inch] のプロペラ（プラスチック製、ストレート）で生じた傷の大きさを表 2.1.1.7-22 に示す。9 [inch] のプロペラでは、耐切創レベルが高い手袋を着用すると模擬手の傷を小さくすることができることが分かった。（図 2.1.1.7-112）

(イ) 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）

- ・ 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）による切創を図 2.1.1.7-113 に示す。耐切創レベルが高い手袋を用いることで模擬手の傷を小さくすることができるものの、十分に小さくなったとはいえない。

(ウ) 15 [inch] のプロペラ（プラスチック製・ストレート式）

- ・ 15 [inch] のプロペラ（プラスチック製・ストレート式）による切創を図 2.1.1.7-114 に示す。耐切創レベルが高い手袋を用いることで傷を小さくできることが分かった。

(エ) 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・折りたたみ式）

- ・ 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・折りたたみ式）による切創を図 2.1.1.7-115 に示す。耐切創レベルが高い手袋を用いることで傷を小さくすることができるものの、十分に小さいとはいえない。

(オ) 22 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）

- ・ 22 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）による切創を図 2.1.1.7-116 に示す。手袋なしでは指が切断され、耐切創手袋を着用しても大きな傷が生じることが分かった。

(カ) 9 [inch]（プラスチック）や 15 [inch]（プラスチック）では今回の実験では耐切創レベル 3 や 5 の手袋を用いることで模擬手に生じる傷をかなり小さくすることができた。しかしながら、15 [inch]（炭素繊維）のプロペラでは耐切創レベル 3 や 5 の手袋を着用しても模擬手に傷が生じ、折り畳み式のプロペラでも模擬手に傷を生じた。22 [inch] のプロペラでは耐切創レベル 3 の手袋を着用しても大きな傷が生じた。

プロペラがヘリコプターのように大きくなると見ただけで危険と分かり、うかつに近づかないようになると考えられる。それでも、ヘリコプターによる事故が発生している。まして、小型 UAV については、禁止されていても不意のトラブルの際につい近づいて怪我するってしまうと考えられる。このため、耐切創手袋を着用すべきである。

実験結果から、市販されている耐切創手袋は傷を小さくする効果があるものの、耐切創レベル 5 でも十分とは言えない。EN388 の耐切創レベルは 1 から 5 で規定されている。UAV 用の耐切創手袋には新たにレベル 6 以上を規定することも考えられるが、EN388 の試験とは異なる試験が必要なのかもしれない。

表 2.1.1.7-22 まとめ

プロペラ			模擬手傷の全長 (mm)			
長さ [inch]	素材	構造	手袋なし	レベル 1	レベル 3	レベル 5
9	プラスチック	ストレート	47	6	2	0
			45	7		
			138	36	22	17
15	炭素繊維	折りたたみ	20	10	6	-
22		ストレート	200	87	64	



図 2.1.1.7-112 9[inch]のプロペラ（プラスチック製、ストレート）による切創



図 2.1.1.7-113 15[inch]のプロペラ（プラスチック製、ストレート）による切創



図 2.1.1.7-114 15[inch]のプロペラ（炭素繊維製、ストレート）による切創



図 2. 1. 1. 7-115 15[inch]のプロペラ（炭素繊維製、折り畳み）による切創

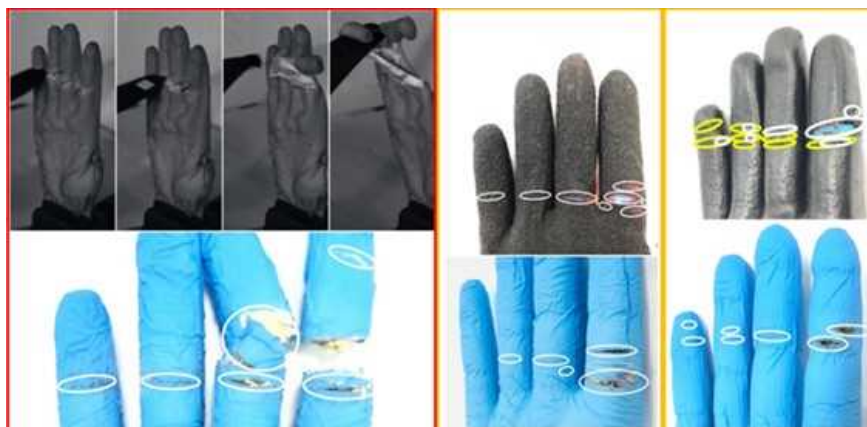


図 2. 1. 1. 7-116 22[inch]のプロペラ（炭素繊維製、ストレート）による切創

(3) 今後

ア) 大型プロペラによる切創事故情報の調査

近年、UAV が大型化（搬送、農薬散布など）していることから、30 [inch] クラスのプロペラによる切創の事故事例などを調査する必要がある。実験装置を改良して 30 [inch] クラスのプロペラを搭載できるようにすることも必要である。

イ) UAV の耐切創手袋に求められる耐切創性を調査

EN388 の耐切創性能と UAV 作業で必要となる耐切創性能は異なることが考えられる。その性能とは何かを考察し、その試験方法を検討する。

ウ) 保護手袋以外の保護具に求められる性能を調査

今回の試験では、プロペラが保護手袋に衝突するとプロペラが割れて破片が飛散することが分かった。このため、保護メガネ（ゴーグル）を着用することが望ましいと考えられる。この際、保護メガネにプロペラが衝突して保護メガネが破損してしまうことも考えられる。このため保護メガネの強度を調査する必要がある。同様に、草刈り作業などで用いられる耐切創エプロンについて UAV 作業に用いることができるか否かの調査も必要となる。

(4) 試験方法の妥当性確認

対人衝突安全の試験方法として、昨年度より人の手指に回転翼が衝突する形態の接触試験を実施して回転翼接触のリスクを評価した。この試験方法の特徴として、回転翼は射出台車上で高速回転して僅かに浮いた状態で、模擬手指に向かって衝突する。大型の回転翼では台車が揚力でかなり浮き上がる現象が起きるため、台車の荷重を調整することで対応した。

この試験方法は、ハンドキャッチなどの UAV が浮いた状態で手指を損傷する状況を再現している。そのため、回転翼は高速回転させるが、全体の位置・姿勢は保持（拘束）せずに模擬手指（固定状態）と衝突させた。回転翼の位置・姿勢を保持して模擬手指（固定状態）と衝突させる場合や、回転翼も模擬手指も位置・姿勢を保持しない場合とでは、衝突・接触の形態は変わるため、被害の程度も変わるものと判断される。そこで、比較検証として、回転翼の位置・姿勢を保持して模擬手指（固定状態）と衝突させる切創試験を実施した。

回転翼の位置・姿勢を保持せずに衝突させた従来の試験例とその結果を図 2.1.1.7-117、図 2.1.1.7-118 に示す。模擬手指は、手指骨の強度と配置を再現し、簡易の模擬腱と模擬血管を内蔵した被害検証用を使用した。回転翼の位置・姿勢を保持して衝突させた試験例とその結果を図 2.1.1.7-119、図 2.1.1.7-120 に示す。この試験では、模擬手指が所定の位置にまで移動して到達した時点で、回転翼の電源を切ることで接触回数を制限した。回転翼の位置・姿勢の保持がある場合には、回転翼が何度も模擬手指を切りつけるため損傷が大きくなり、もはや切創ではなく断裂に近い状態となった。切創リスクの評価としては、これまでの試験方法が現時点では事故事例の再現性もあり妥当であると判断される。

リスク評価の観点では最悪の場合を想定することが重要である。そのため、よりリスクが大きくなると想定される試験条件を考えることも必要である。

被害の程度を優先する試験としては、回転翼の位置・姿勢を保持した状態で、強く把持固定した模擬手指を何度も切りつける方法が挙げられる。これまでの試験において想定した、

- ・ UAV が浮遊している状態で接触・衝突する

では、衝撃の反動により回転翼と手指との接触は、数回に限られるものと想定される。そのため、切創事故の再現性を重視するならば、

- ・ 回転翼との接触回数を調整する
- ・ 回転翼の接触・衝突機構の質量を調整する

などの工夫が必要となる。一方で、

- ・ UAV の質量が大きい（重たい）
- ・ UAV が着地している状態

では、回転翼との手指との接触は数回に終わるとは限らない。何回接触させるか（プロペラで手指を切りつける回数）が、重要な試験条件となる。当然、接触が一回で終わるような工夫のなされた回転翼、例えば、接触で粉々に割れやすいプロペラなどは、薄く割れにくいプロペラよりも、切創の観点ではリスクがより低く評価されることになる。ただし、割れたプロペラ端がより鋭利になる場合もあるため、注意が必要である。

回転翼単体だけのリスク評価としては、回転翼との接触回数を調整する工夫で実現できるため、この単体のリスク評価で切創リスクレベルを区別して検討するのが望ましいと判断される。

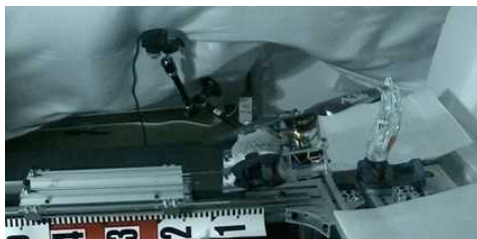


図 2.1.1.7-117 位置・姿勢保持なし条件での試験風景



図 2.1.1.7-118 手指ダミーの損傷

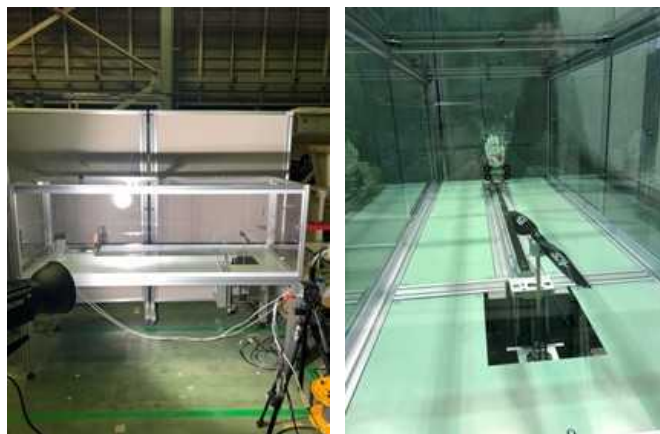


図 2.1.1.7-119 位置・姿勢保持あり条件での試験風景



図 2.1.1.7-120 手指ダミーの損傷（検証試験結果）

上記から、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「危害軽減策に関する評価試験手順書案」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

■用語の解説 (1)

1. AIS (Abbreviated Injury Scale) とは?

AIS(Abbreviated Injury Scale)は1971年に米国自動車医学振興協会(AAAM)から発表された「外傷の種類と解剖学的重症度を表すコード体系」で、現在最新のものはAIS 90 update 98[1] 傷害の「人命に対する危険度」の尺度。[1]

2. AISの特徴 [2]

外傷に特化したコード

- ・ 9部位に分類されるコード
部位：頭部 頸部 顔面 胸部 腹部 脊椎 上肢 下肢 体表
- ・ 6桁の整数と1桁の小数点以下の7桁のコード

3. AIS 損傷度評価

(1) AIS 損傷度 [3]

- 0: 無傷
- 1: 軽傷
- 2: 中等傷
- 3: 重傷
- 4: 重篤(じゅうとく)
- 5: 瀕死
- 6: 即死

(2) 各部位における AIS の定義 [4]

本試験においては、付表1の「Upper Limbs」のAIS定義を使用する。

付表 1 各部位における AIS の定義

Body Part	Injury	AIS Rating
Head	Penetrating Injury - Superficial; ≤ 2cm beneath the entrance	AIS 2
	Laceration resulting in blood loss of > 20% by volume	AIS 3
	Total scalp loss or blood loss of > 20% by volume	AIS 3
	Severing of the Optic Nerve	AIS 2
	Severing of the Facial Nerve	AIS 3
Brain	Superficial cerebellum contusions ≤ 15cc; 1-3 cm	< AIS 3
	Concussive Injury Loss of Consciousness 1-6 hours	AIS 3
	All other concussions	AIS 2
Face	Penetrating Injury; with blood loss > 25 cm ²	AIS 2
	Penetrating Injury with blood loss 20% by volume	AIS 3
	Massive destruction of whole face including both eyes	AIS 4
	Complete separation of the facial bones from their cranial attachments or any injury resulting in blood loss > 20% by volume	AIS 3
Neck	Penetrating Injury with blood loss 20% by volume	AIS 3
	Bilateral laceration of the Carotid Artery	AIS 3
Upper Limbs	Single amputation at the shoulder	AIS 4
	Amputation of a single hand, partial of complete	AIS 2
	Amputation of the thumb	AIS 2
	Amputation of other fingers, single or multiple	AIS 1

【出典】

[1] 日本救急医学会. “医学用語 解説集”

<http://www.jaam.jp/html/dictionary/dictionary/word/0806.htm>, (参照 2020-1-9).

[2] 坂本雄一郎. “医学用語 解説集”. AIS コーディング

https://www.jtcr-jatec.org/traumabank/dataroom/data/ais_coding_Nov2016plain.pdf, (参照 2020-1-9)

[3] 日本建築学会 非構造材の安全性評価及び落下事故防止に関する特別調査委員会

日本建築学会 非構造材の安全性評価及び落下事故防止に関する特別調査委員会 報告書

“天井等の非構造材の落下事故防止ガイドライン”

<http://www.aij.or.jp/scripts/request/document/20130304.pdf> (参照 2020-2-16)

[4] The FAA’ s Center of Excellence for UAS Research

“ASSURE UAS Ground Collision Severity Evaluation Final Report”

http://www.assureuas.org/projects/deliverables/a4/ASSURE_A4_Final_Report_UAS_Ground_Collision_Severity_Evaluation.pdf, (参照 2020-2-16)

無人航空機の安全性に関する研究開発

e-1. 無人航空機のアンテナ性能評価

現在、無人航空機には機体の制御用アンテナ、気体状態を把握するための監視用アンテナ、位置情報を把握する GNSS アンテナ、画像伝送用アンテナなど複数のアンテナが使用されているが、多くは汎用品として市販されているものであり、専用設計されたアンテナを搭載している機体は限られている。また、それらの多く無人航空機に搭載された状態での性能が把握されていない。本研究では、機体性能の把握と安定飛行に資することを目的に、これらのアンテナ性能をドローンへ搭載した状態で評価する方法を検討し、「飛行型ドローンにおけるアンテナ性能評価作業手順書」を作成、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用を検討した。

無人航空機性能評価試験手順書
アンテナ性能 / 福島ロボットテストフィールド [2019 年]

1. 目的

本手順書は、無人機の性能評価に用いるデータを取得するための各種試験を実施するための試験手順を規定するものである。

2. 対象とする試験

本年度、NEDO 性能評価プロジェクト事業として取り組んだ無人機性能評価に関わる試験の内、以下を対象として手順を作成した。

- アンテナ性能

3. 試験方法

3.1. 試験の目的

本試験は、無人航空機に使用されている各種アンテナ（制御用アンテナ、機体状態を把握するための監視用アンテナ（制御用アンテナと兼用している場合もあり）、および位置情報を取得するための GNSS アンテナ等）の性能を単体で、あるいは機体に取り付けた状態で計測し、無人機の評価指標の一つとして確認することを目的とする。

3.2. 試験方法

(ア) 試験の概要

本試験は下記のデータを計測し、結果を分析するものである。

試験の概念図を図 2.1.1.7-121 に示す。また、計測するデータ、及びその計測におけるパラメータを表 2.1.1.7-23 に示す。

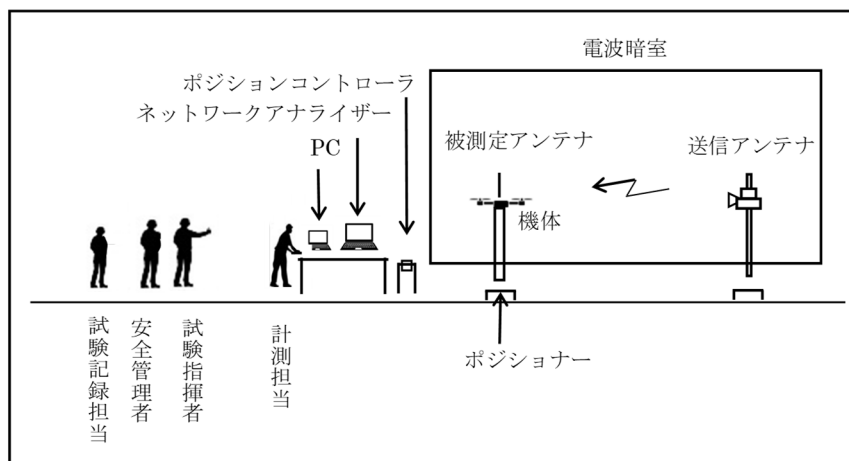


図 2.1.1.7-121 試験の概念図

表 2.1.1.7-23 アンテナ性能評価試験で計測する項目、データ及び記録方法

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	直線偏波アンテナ* の場合		
1-1	送受信効率	・リターンロス (あるいは S. W. R)	アンテナ単体 あるいは機体に取り付け た状態
1-2	利得	指向性利得	
2	円偏波アンテナ* の場合		
1-1	送受信効率	・リターンロス (あるいは S. W. R)	アンテナ単体 あるいは機体に取り付け た状態
1-2	利得	・指向性利得	
1-3	GNSS アンテナの円偏波の受信性能 (=地上や周囲で発生する反射波によ る逆偏波の除去性能)	・軸比	

(イ) 試験実施体制

- | | |
|-----------|-----|
| 1) 試験指揮者 | 1 名 |
| 2) 計測担当* | 1 名 |
| 3) 安全管理者 | 1 名 |
| 4) 試験記録担当 | 1 名 |

* : ネットワークアナライザとポジションコントローラの操作技量を有する者
ただし、電波暗室は、電波が漏れないので、無線技士の資格は不要である。

(ウ) 試験系のシステム構成

本試験では、下記の様に設備・機器を構成し、データを取得・記録している。

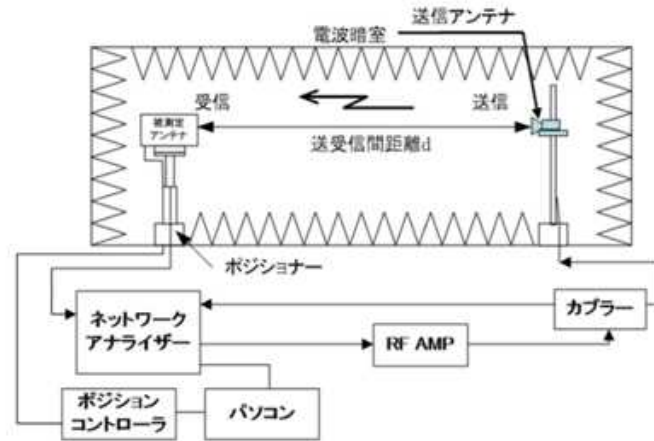


図 2.1.1.7-122 試験システム構成

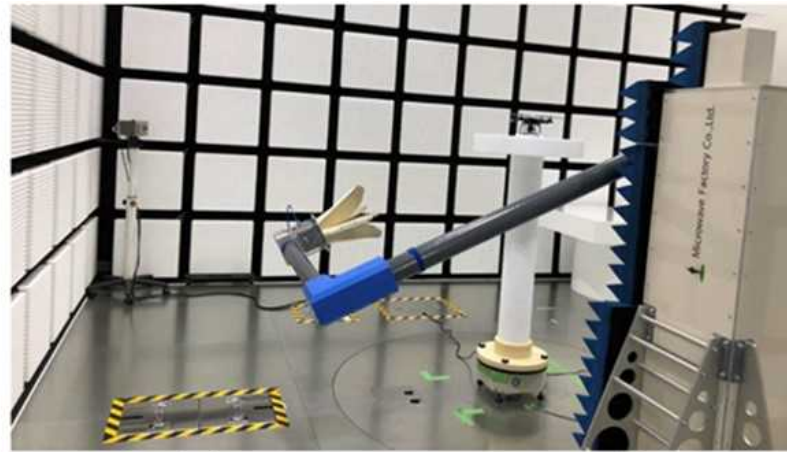


図 2.1.1.7-123 アンテナ性能評価試験風景

(エ) 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

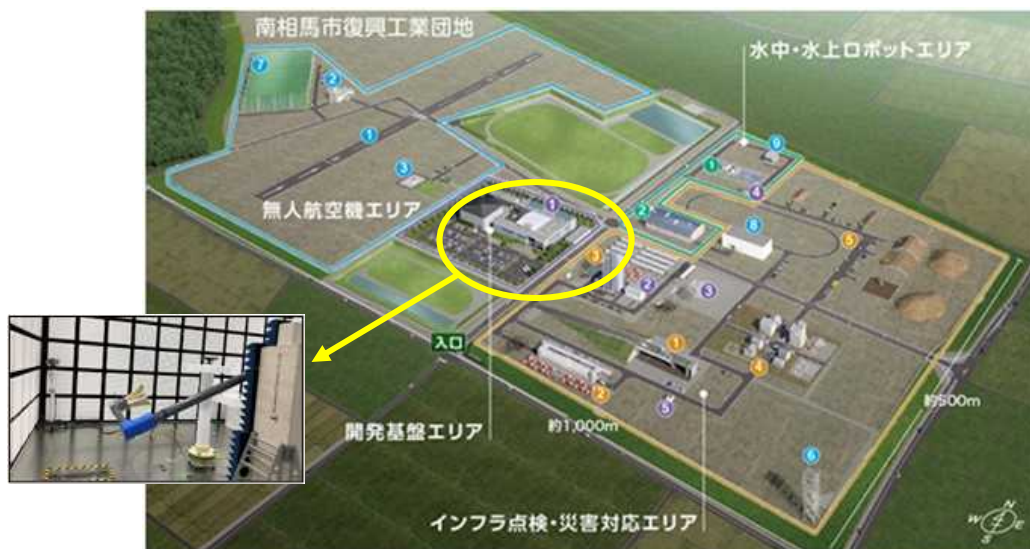
表 2.1.1.7-24 計測する項目と計測データの解析方法

	項目	計測データの解析方法
1	リターンロス	データアナライザーによる処理結果を、必要であればプロットし、性能レベルに区分する。
2	指向性利得	
3	軸比	

3.3. 施設・設備・機器

(ア) 使用施設

福島 RTF 内 開発基盤エリア / 電波暗室 (福島県南相馬郡)



(画像出典：公益財団法人 福島イノベーション・コースト構想推進機構 (ロボット部門)，福島イノベーション・コースト構想

福島ロボットテストフィールド, 2019, 10p. (パンフレット))

図 2.1.1.7-124 福島ロボットテストフィールド内 開発基盤エリア

(イ)使用機器・設備

1)機体

事業者により持ち込まれる機体を評価する。機体は、あらかじめ用意されている測定台に取り付けて試験を行う。

- ・機体と測定台は機械的に結合しないため、特にインタフェース治具等の製作は不要。
- ・ただし、大型機体の測定では落下等の危険が生じるため、あらかじめ福島ロボットテストフィールドの担当と相談しておくことを推奨する。
- ・重要：機体のアンテナへ同軸ケーブルが接続可能な状態であること。(ネットワークアナライザとの接続のため)

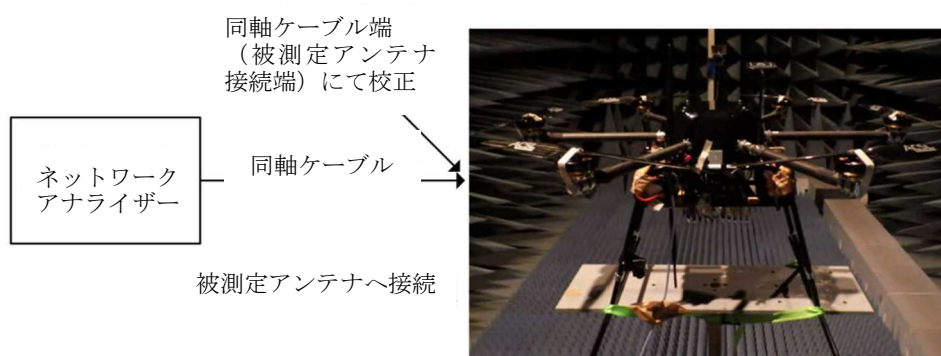


図 2. 1. 1. 7-125 設置した機体

2)送信用アンテナ / ダブルリジッドホーンアンテナ

円偏波アンテナの軸比を計測するためには、送信アンテナから直線偏波を送信する手段が効率的であるため、直線偏波アンテナの一つであるダブルリジッドホーンアンテナを使用する。尚、回転させて使用するため、回転台も併せて取り付け。 (写真 3. 3-2 参照)

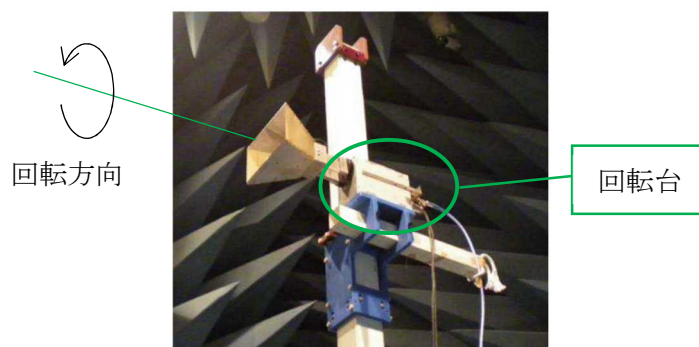


図 2. 1. 1. 7-126 ダブルリジッドホーンアンテナ (直線偏波アンテナの例)

3) 送信用アンテナ / ログスパイラルアンテナ

円偏波アンテナの計測において、受信側アンテナの校正用に使用する。対応している周波数において得られる利得が理論値に近い値となる既知のアンテナである。(図 2. 1. 1. 7-127 参照)

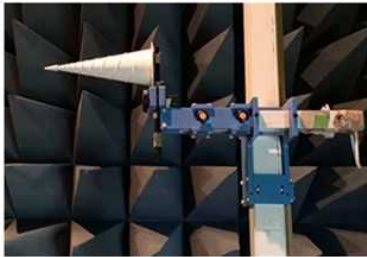


図 2. 1. 1. 7-127
ログスパイラルアンテナ



図 2. 1. 1. 7-128
ダイポールアンテナ

4) 校正用アンテナ / ダイポールアンテナ

直線偏波アンテナの計測において、受信側アンテナの校正用に使用する。対応している周波数において得られる利得が理論値に近い値となる既知のアンテナである。(半波長ダイポールアンテナ 図 2. 1. 1. 7-128 参照)

5) 校正用アンテナ / ログスパイラルアンテナ

3)のログスパイラルアンテナは、円偏波アンテナの計測を行う場合の、受信側の校正用アンテナとしても使用する。

(ウ) 計測機器

1) ネットワークアナライザ

RF 信号を出力し、送信アンテナから評価する機体のアンテナへ電波を送信させるとともに、機体のアンテナが受信した電波を、同軸ケーブルを介して受け取り、解析を行う装置である。

- ・ RF 信号は RF アンプで増幅され、カプラーを経由してアンテナへ供給。
- ・ さらに、受信した電力値は、RF 信号との電力差としてパソコンへ伝送する。



図 2. 1. 1. 7-129 (左) ポジションコントローラ (右) ネットワークアナライザ

2) ポジショナーとポジションコントローラ

機体を固定した架台を回転させるための台とコントローラであり、指向性利得の測定において使用する。

- ・ 0.5～1.0度のステップで回転させながら指向性を測定する。
- ・ ネットワークアナライザと共に共通のPCに接続してインストールされているソフトウェアから操作する。

3) PC

上記の1) ネットワークアナライザと2) ポジションコントローラと接続し、インストールされている制御プログラムでアンテナ試験を実施する。また、取得したデータを保存する。

(エ) その他の試験関連機器

1) デジタルカメラ

- ・ 試験状況の撮影用
- ・ 画素数：1200万画素以上で約500枚を記録可能なこと

3.4. 試験手順

(ア) 試験の流れ

試験は、各機体において、下記の様な流れで行う。

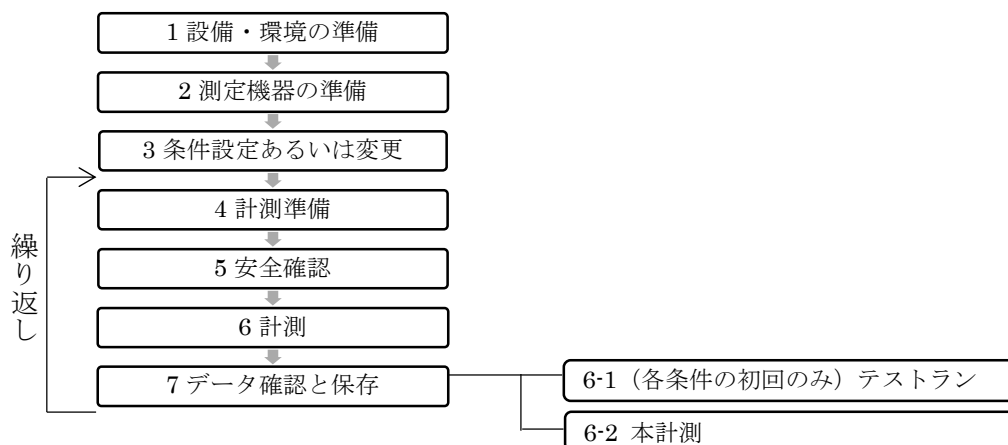


図 2.1.1.7-130 試験の流れ

(イ) 試験の実施手順

試験は、以下の手順に沿って実施する。

1 設備・環境の準備

1) 無線装置の通信仕様確認

以下を予め確認しておく。

- 通信周波数（評価すべき周波数を確認）
- 周波数帯域（使用する帯域の上限と下限の周波数を確認）
- アンテナ方式（直線偏波か、円偏波かを確認）

福島 RTF における試験での注意事項：

床面が金属になっているため、送信アンテナの指向性利得の性能にもよるが、送信アンテナが高仰角となった時に床面からの反射波の影響を受ける可能性が想定される。

少なくとも受信アンテナ周囲の床面へ電波吸収体を配置して床面からの反射波を軽減させるか、送信アンテナを機体と同じ高さへ固定（または低仰角に制限）して、機体側のみを回転させる 1 軸での評価とする必要がある。

2 測定機器の準備

1) 架台への機体の設置

- ・ 水平に設置するため、備え付けの発砲スチロール製のパーツで傾きを調整する。
- ・ ポジショナーの回転中心と、アンテナの位置を一致させる。

2) 受信側のアンテナへのネットワークアナライザーの接続

- ・ 同軸ケーブルで接続する。

注意： アンテナ側、およびアナライザー側でコネクタ形状が異なる場合は変換コネクタを用いて接続する。

3) ネットワークアナライザーの起動

- ・ データの正常な受発信を確認する。

4) ポジションコントローラの起動

- ・ 動作の健全性を確認する。

3 条件設定あるいは条件変更

- 1) 必要であれば、アンテナ単体、およびアンテナを機体に取り付けた状態で計測して比較する。

4 計測準備

1) リターンロスを計測する場合

- ① ネットワークアナライザを設定する。
 - FORMAT : 「LOG」
(尚、S.W.R で測定したい場合は SWR を選択する。)
 - MAJOR : S11 (同軸ケーブルまたは被測定アンテナを接続しているポート)
 - CENTER : 被測定アンテナの中心周波数
 - SPAN : 測定したい周波数帯域の 4 倍程度
- ② 被測定アンテナ端で測定系を校正する。
 - 備え付けのマニュアルを参照
 - 注意 : 測定周波数を変更した場合、その都度校正が必要である。

2) 指向性利得を計測する場合

- ① 通信仕様 (通信周波数、周波数帯域、およびアンテナ方式) に基づいて送信アンテナを選定して送信アンテナ固定台に固定する。
 - 直線偏波アンテナを測定する場合 : ダブルリジッドホーンアンテナ、ログペリオデックアンテナ (主に測定周波数が 1 GHz 未満の場合)
 - 円偏波アンテナを測定する場合 : ログスパイラルアンテナ
- ② アンテナ絶対利得を校正する。
 - 被測定アンテナ台へ、送信アンテナに対応した基準アンテナを固定
 - 直線偏波の場合 : 基準ダイポールアンテナ
 - 円偏波の場合 : 右旋または左旋円偏波の基準ログスパイラルアンテナ
 - 注意 : 送信案手間と基準アンテナの中心は同じ高さに固定すること。
- ③ 測定する周波数を決定して各周波数の最大利得を測定する。
- ④ 各周波数における最大利得が基準アンテナの利得値と等しくなる様にオフセット値を決定する。
- ⑤ 再測定して得られた最大利得が基準アンテナの利得と一致していることを確認する。
 - (許容誤差 : \pm TBD)
 - 誤差が逸脱している場合は、測定系の異常の有無を確認、あるいはオフセット値を見直す。
- ⑥ 基準アンテナを被測定アンテナに交換する。
 - 注意 : 機体に搭載した状態で被測定アンテナを測定する場合は、アンテナの中心が基準アンテナの中心と同じ位置になる様にテープや紐はバンドなど、非金属系で誘電率が低い素材を使用すること。
 - 注意 : 被測定アンテナの向きを調整して固定する場合も、発砲スチロールなど誘電率が少ないものを隙間に挿入して調整すること。

注意：被測定アンテナの中心が回転軸の中心となる様に機体を固定すること。
固定は確実にすること。

注意：アンテナがクワイエットゾーンからはみ出していないことも確認すること。

福島 RTF における参考情報：

送受信アンテナ間隔を1m としてアンテナ性能評価を行う場合、クワイエットゾーンは1GHz で約0.39m、2.5GHz で約0.24m となるので、2.4GHz の測定は、0.24m（回転軸の中心から12cm）以内に受信アンテナを固定しなくてはならない。仮に、送受信アンテナ間隔：3m が確保できると、クワイエットゾーンは1GHz で約0.67m、2.5GHz で約0.42m（中心から21cm）と機体の固定に自由度が出てくる。

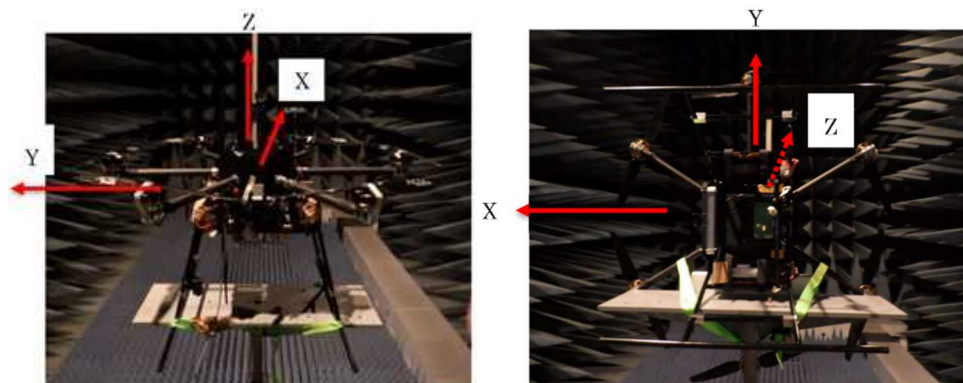
- ⑦被測定アンテナ端へ測定系の同軸ケーブルを接続する。
- ⑧計測する角度分解能を設定する。（0.5 ～ 1 度 のステップ）
- ⑨送信アンテナ側から見た被測定アンテナの向きが正しい関係になっていることを最終確認する。

（補足1）

被測定アンテナが直線偏波の場合、所望する偏波の他に直交する偏波についても測定する必要がある。（※1）

この場合は、以下の手順で準備する。

- ①送信アンテナを 90 度回転させて偏波面を切り替える。
- ②1 軸の測定系の場合は）3 面（上下方向（Z 軸）、前後方向（X 軸）、左右方向（Y 軸）における XY 面、XZ 面、YZ 面）を測定する。（※2）



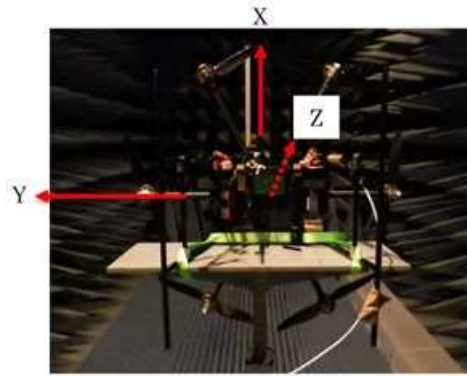


図 2.1.1.7-131

- (上左) XY 面の計測、
- (上右) XZ 面の計測、
- (下) YZ 面の計測

※1 コントローラとの通信用アンテナに直線偏波アンテナが使用されているドローンでは、コントローラとの位置関係が自在に変化し、常に一定の偏波を受信するとは限らない。また、良好な通信が行える向きや高さなどを把握するためにも、垂直偏波と水平偏波を測定し、指向性利得が高い偏波を確認する必要がある。

※2 正確な指向性利得を測定する際には球面上に測定する必要があるが、球面状に測定するには膨大な時間が掛かってしまい非効率なので、多くの場合は、アンテナの形状や方式から想定される指向性を考慮して、簡易的にアンテナの最大放射方向が判別できる1～3面の測定に限定して効率的に測定する。

円偏波アンテナ（GNSS アンテナ）においては、搭載されているパッチアンテナの特性が、天頂方向（+Z 方向）に向かって指向性があり、水平面は無指向性となるアンテナが主に使用されているため、理論的にはXZ 面とYZ 面で同一の指向性が得られる。この場合、測定効率の観点からXZ 面かYZ 面どちらかの1面のみの測定としても影響ない。

ただし、想定している指向性が得られなかった場合には、原因究明のためにも必要に応じて任意の面を測定する必要がある。

1) 軸比を計測する場合

（円偏波アンテナの軸比の測定方法の一つとして、送信アンテナに直線偏波アンテナを使用した手順の場合）

- ①送信アンテナに回転台とダブルリジッドホーンアンテナを固定する。
- ②被測定アンテナを受信アンテナ側へ固定する。

5 安全確認

機体が大型で重量が大きい場合には、架台の転倒、あるいは設置の際の機体落下に注意すること。そのため、重量物（20kg）以上の場合には2名で作業すること。

6 計測

6-1 (各条件の初回のみ) テストラン

- ・ 所望の周波数帯をカバーした健全なデータが取得できていることを確認する。

6-2 本計測

以下の手順とコミュニケーションで計測を行う。

- 1) 被測定アンテナの特性に影響がでない様、人やモノから十分に距離が離れていることを確認
- 2) 計測開始と試験番号の読み上げ (試験指揮者)
- 3) ネットワークアナライザによる記録開始 (計測担当)
- 4) 画面表示を確認して健全なデータ取得をモニター (計測担当)
- 5) 計測終了を確認し、記録を停止 (計測担当)

7 データ確認と保存

- 1) 計測者はデータが保存されていることを確認する。

(ウ) 記録データの解析

1) 試験結果の記録

試験記録者は、毎回の測定において、附録に示した試験結果の様式に記録する。

2) 試験結果の解析

① リターンロス

ネットワークアナライザに表示されたリターンロス値[dB]が、どのレベルにあるかを以下の表を用いて判別する。

表 2.1.1.7-25 リターンロスレベル

レベル	リターンロス [dB]	性能
レベル 1	TBD (例: 50.0~ 10.0)	TBD (例: 機体が本来有している通信性能を安定して発揮 可能)
レベル 2	TBD (例: 9.9~5.0)	TBD (例: 通信はやや不安定であり、信頼性は下がる。
レベル 3	TBD (例: 4.9~0.0)	TBD (例: 通信性能は不安定であり、信頼性は下がる。)

参考までに、リターンロス、SWR、反射率、および通過率の関係を以下に示す。

表 2.1.1.7-26 リターンロス、SWR、反射率、および通過率の関係

リターンロス[dB]	S.W.R	反射率[%]	通過損失[dB]
46.1	1.01	0.0	0.0
19.1	1.25	1.2	0.054
14.0	1.50	4.0	0.177
9.5	2.00	11.1	0.512
7.4	2.50	18.4	0.881
6.0	3.00	25.0	1.249
5.1	3.50	30.9	1.603
4.4	4.00	36.0	1.938
3.9	4.50	40.5	2.255
3.5	5.00	44.4	2.553
1.7	10.00	66.9	4.807

②指向性利得

基準アンテナで測定した値と被測定アンテナで測定した値の差を絶対利得[dBi]とする。測定により得られる指向性利得は、送信アンテナと対向した状態を 0° としたとき、角度に対する利得値を円グラフとして下図の様にプロットする。

また、直線偏波の場合は、電波到達距離を求める必要がある場合などでは、必要に応じて得られた絶対利得の結果から最大利得や平均利得を計算する。

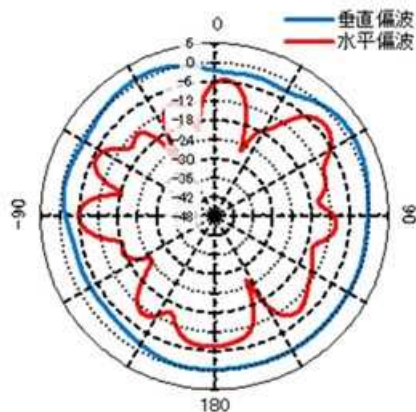


図 2.1.1.7-132 直線偏波の測定結果の例 (XY 面)

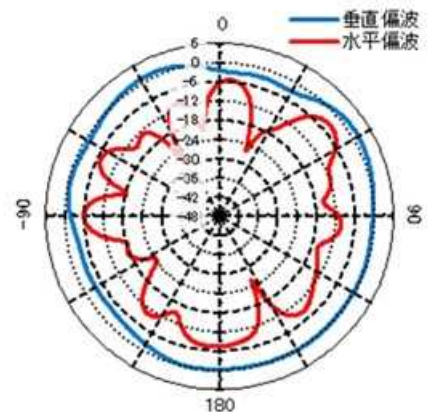


図 2.1.1.7-133 円偏波の利得測定結果の例 (YZ 面)

表 2.1.1.7-27 指向性利得と性能の関係

レベル	指向性利得	性能の解説
レベル 1	0.0 以上 ~ TBD 未満	TBD
レベル 2	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD
レベル 3	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD

③軸比

計測された軸比データから、下記の X を算出し、対象とするアンテナの軸比がどのレベルにあるかを解析する。

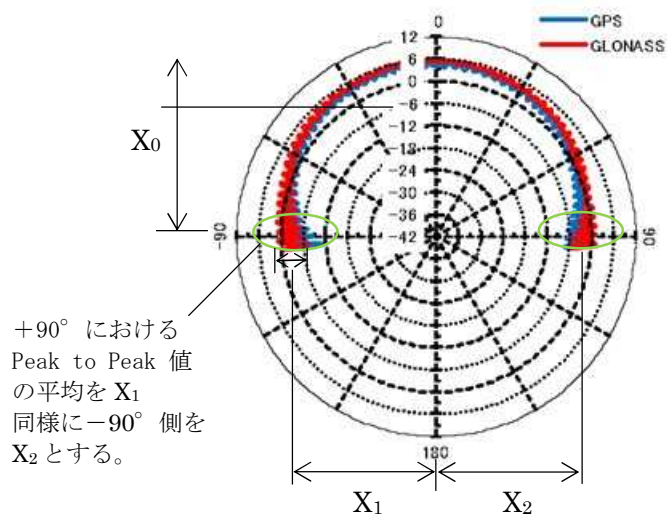


図 2.1.1.7-134 軸比

$$\text{軸比 } X = \frac{X_1 \text{ 又は } X_2 \text{ の小さい方}}{X_0}$$

(補足：この解析手順においては、+90、-90 のデータの内、値が小さい方を採用し、より軸比が悪化する結果としている。)

算出例：上記のプロットにおいて GLONASS から算出

$$X_0 = 47、X_1 = 39、X_2 = 391 \text{ により}$$

$$X = \frac{39}{47} = 0.83$$

表 2.1.1.7-28 軸比と性能の関係

レベル	X の値	性能の解説
レベル1	0.0 以上 ~ TBD 未満	TBD (例: 機体が本来有している通信性能を安定して発揮可能)
レベル2	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD (例: 通信はやや不安定であり、信頼性は下がる。(電波放出 (または受信) の損失が大きく、反射波による逆偏波の影響を受け易いため。))
レベル3	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD (例: 通信性能は不安定であり、信頼性は下がる。)

(手順終了)

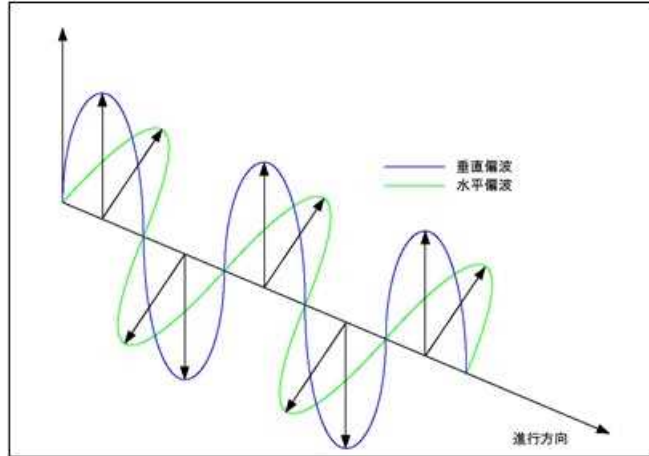
写真提供: 機体
装置

株式会社自立制御システム研究所
株式会社ヨコオ

■用語の解説 (2)

1. 直線偏波

直線偏波とは、電磁波が空間を伝搬する電界の振動する方向（電界ベクトル）を偏波と称し、偏波面が大地に対して垂直の場合は垂直偏波、水平の場合は水平偏波と称します。

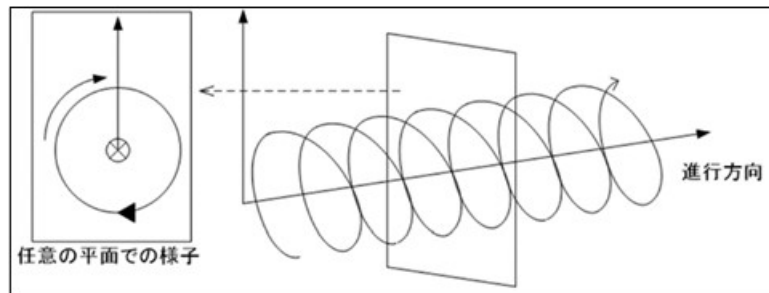


付図1 直線偏波

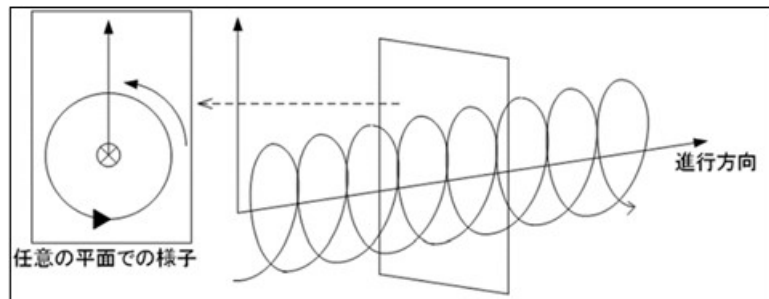
2. 円偏波アンテナ

時間的または空間的に偏波面が回転するもので円を描く場合に円偏波と称します。通常、送信の手前から伝搬方向を見たとき、伝搬の方向に垂直な任意の固定平面上で、電界ベクトルが時間と共に右（時計回り）に旋回する偏波を右旋円偏波（付図2参照）、左（反時計回り）に旋回する偏波を左旋円偏波と称します。（付図3参照）

付図2
右旋円偏波



付図3
左旋円偏波



円偏波では、完全な円偏波を形成させることが難しく、電界の頂点が楕円を描く電波（楕円偏波）となります。この楕円形の長軸と短軸の比が軸比と称されます。楕円偏波になること（軸比の悪化）は、電波を放射（または受信）する際に損失が発生します。また、反射波による逆偏波の影響を受けやすくなります。

1. S. W. R

定在波比（ていざいはひ、SWR: Standing Wave Ratio の略）は、交流の伝送線路における進行波と反射波の関係を示す数値であり、主として高周波で有用な概念である。

電圧の比を扱うことが多く、この場合は特に電圧定在波比（VSWR: Voltage Standing Wave Ratio）と呼ばれる。VSWR は VS と俗称されることがある。

無線通信で送信を行う際にはアンテナの定在波比の測定が必須と言える。

定在波は、周波数に対してどれだけの物理的大きさを持っているかによりその発生量が決まる。回路の大きさが相対的に大きい場合は、その位相変化が無視できなくなるためである。周波数が極端に低い（50Hz もしくは 60Hz）商用電源でも伝送線路網が何千キロにもなる場合、相対的に波長に比べ線路が長くなり位相の変換が無視できなくなり VSWR が高くなる可能性がある。

狭義の定在波比として、給電線と空中線（アンテナ）の関係について解説している。

給電線を伝送線路、アンテナを電子部品に置き換えて考えてよい。SWR = 1 の場合に給電線から空中線に供給された電力が全て放射され、それ以外の場合には電力の一部が給電線に反射波として分布し、有効に放射されなくなる。

出典：Wikipedia

e-2. 飛行安定性・誘導制度に関する性能評価

e-2-1. 無人航空機の空力抵抗測定

無人航空機の飛行性能に関する試験として、産総研北サイト風洞にて、6軸ロードセルによる無人航空機機体単体及びガード付無人航空機の空力抵抗を測定した。

本試験では、無人航空機ダミー機を、6軸ロードセル（X、Y、Z軸方向の軸力とモーメントを計測可能。サンプリング周波数 1,000Hz）が内蔵された試験架台に装着し、ホバリング状態を維持するに見合ったプロペラ回転数に調整して、傾斜角と風速を変えながら F_x を計測する。これにより、傾斜角と空力抵抗の相関（ $\theta - C_d$ ）及びホバリング状態を維持する（ $F_x=0$ ）ための傾斜角を求めた。試験条件は、傾斜角 0 度、5 度、10 度、15 度、20 度、風速毎秒 0m、2.5m、5m、7.5m、10m、20m で設定し、ダミー機単体の試験に加え、2 種類のケージを取り付けた状態で同様の計測を行った。

〈試験機体〉

Phantom3 ダミー機単体

Phantom3 ダミー機+ケージ type2（円筒上部絞り型）

〈試験手順〉

供試体の重量を測り、ホバリング相当のプロペラ回転数を算出する。ケージ付の計測の場合は Phantom3 ダミー機にケージを取り付けた後、ロードセルが内蔵された試験架台に供試体を設置し、計測開始前にロードセルをリセットする。問題無いことが確認されたら、各傾斜角で無風状態から風速を徐々に上げながら計測する。

①供試体の重量計測とホバリング相当プロペラ回転数の算定

Phantom3 ダミー機単体とケージの重量を計測した結果、Phantom3 ダミー機単体では 13 ニュートン（N）、ケージ type1 付 Phantom3 ダミー機では 17N、type2 ケージ付 Phantom3 ダミー機は 16N となり、各々のプロペラを回転させる電圧（V）は、Phantom3 ダミー機単体で 0.325V、ケージ type1 付 Phantom3 ダミー機で 0.425V、type2 ケージ付 Phantom3 ダミー機で 0.4V で設定することとなった。

②試験架台への供試体取り付け

供試体を試験架台に取り付け、水平器を用いて、傾斜 0 度で設定する。ケージ付の場合は Phantom3 ダミー機にケージを装着してから試験架台に設置する。

③ロードセルリセット

試験架台に供試体を設置後、全ての計測開始前にロードセルをリセットする。

④計測

ロードセルの値を計測画面で確認し、問題無いことが確認されたら、傾斜角 0 度、風速 0m/sec の状態で計測を開始する。まずは、供試体毎の規定値になるまでプロペラを回転させ、回転数が規定値に達した時点でロードセルのデータの保存を開始する。計測（データ保存）時間は約 10 秒間とし、後で平均値をとる。計測終了後、プロペラの回転を止める。その後、同じ傾斜角で、

風速を徐々に上げていきながら、2.5m、5m、7.5m、10m、12.5mの条件で同様にデータを保存する。

⑤角度調節

傾斜角 0 度で全ての風速条件での試験が終了したら、水平器を用いて、供試体の設置角度を 5 度に変更する。角度変更が終了したら、④の手順で計測を開始する。

⑥計測

角度調整後、④の手順で計測を行う。計測が終わったら、⑤の手順で次の角度（10 度）に設定し、再び④の手順で計測を行う。これを傾斜角 20 度まで繰り返す。

⑦供試体取り外し

全ての計測が終了したら供試体を取り外し、指定の場所に搬出する。

〈試験結果〉

Phantom3 ダミー機及びケージ type2 取付 Phantom3 ダミー機のデータを取得した（パラメータは下記のとおり）。計測データは 10/10 のケージ type1 取付 Phantom3 ダミー機の試験終了後、下記の図の通りまとめられた。

表 2. 1. 1. 7-29 試験結果

風速／角度	0 度	5 度	10 度	15 度	20 度
0m	0	0	0	0	
2.5m	0.20	0.20	0.20	0.20	
5.0m	0.50	0.50	0.50	0.51	
7.5m	1.20	1.20	1.21	1.23	
10.0m	1.97	2.00	2.02	2.05	
12.5m					

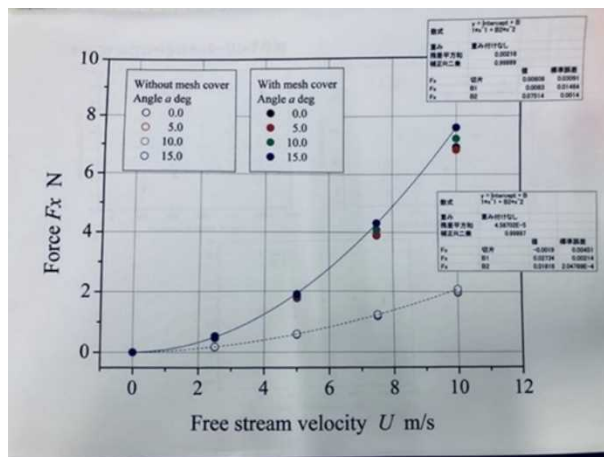


図 2. 1. 1. 7-135 風洞試験の測定結果

表 2.1.1.7-30 (参考) 回流式風洞仕様

風速範囲	1~48m/s	測定部密閉
	1~45m/s	測定部解放 吹口 1.4×1.4m
	最大 50m/s 以上	測定部解放 吹口 0.75×0.75m
風速分布	±0.5%以下	風速 10m/s 以上
乱れ度	0.5%以下	風速 10m/s 以上
速度成層	直線状分布 $U_{max} \times U_{min} = 1.4$ 平均最大風速 30m/s	
変動流	疑似正弦波 0.2~2Hz 平均最大風速 40m/s	
測定カート	入口 1.407w × 1.4hm 出口 1.433w × 1.4hm 長さ 4m	

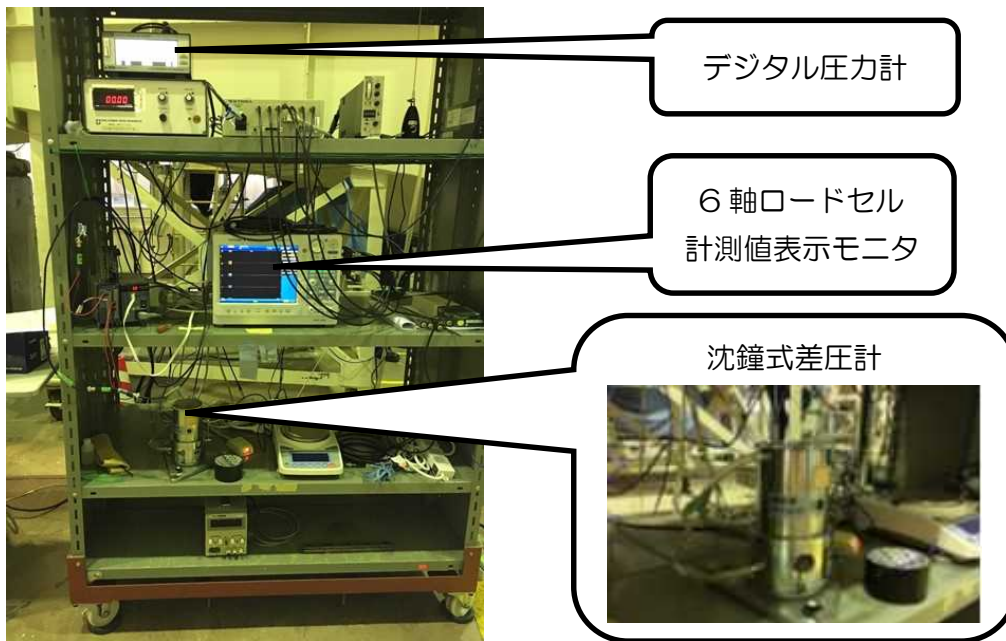


図 2.1.1.7-136 計測装置類



供試体の重量計測



供試体の試験架台への取付



試験架台に設置された供試体

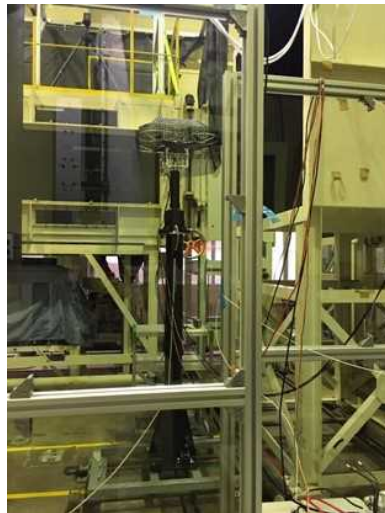
図 2. 1. 1. 7-137 供試体と試験架台への取付



Phantom3 ダミー機の試験状態



Phantom3 ダミー機で傾斜角を変えた状態



ケージ type2 設置 Phantom3 ダミー機の試験試験状態

図 2.1.1. 7-138 試験コンフィギュレーション

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（落下試験（風洞）/福島ロボットフィールド [2019 年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

また、今回の結果を、後述 g の落下終端速度計測に供した。

e-2-2. ドローンアナライザーによる空気抵抗係数計測

無人航空機の飛行安定性及び誘導精度を評価する目的で、大分県産業科学技術センター（以下 OIRI）にてドローンアナライザー（DA）を用いた空気抵抗係数計測試験を行った。

（1）試験

〈試験供試体〉

Phantom3 型の模型（産総研風洞チームにて作成したもの）＋保護ケージ〈計測機器及び計測補助ツール〉・DA

- ・ DA 操作卓とモニター
- ・ 機体マウント用器具
- ・ 送風機（風力調整装置含）
- ・ 静止画カメラ（試験風景撮影用）
- ・ 照明（撮影に十分な照度を確保）

〈安全対策〉

- ・ マウント器具のゆるみなどによる供試体等の飛散防止のため、試験エリア全体を防御ネットで囲み、試験エリアに人が立ち入らないようにした。
- ・ 試験参加者は保護具として、ヘルメット、及びゴーグルを着用することを推奨。

〈試験概要〉

マウント器具を用いて、無人航空機を DA に設置し、送風機で一定の速度の風を当てながら、無人航空機に加わる抗力（ F_x ）とモーメント（ M_y ）を計測した。角度（0 度、5 度、10 度、15 度、20 度）と風速（0m、2.5m、5m、7.5m、10m/s）を変えながら計測した（複雑で計測困難であれば、角度は、0 度と 90 度の 2 パターンでも良い）。

〈試験詳細〉

1) 試験項目

ホバリング時の無人航空機に加わる抗力（ F_x ）とモーメント（ M_y ）の計測

2) セットアップ

① 試験エリアの準備

DA の前に送風機 2 台を設置。送風機の高さや角度については、風速計で DA 周辺の風速分布を計測し、事前に速度分布を把握し、必要に応じて送風機の状態を調整しておく。また、試験エリアを囲むように安全ネットをはった。

② 供試体（無人航空機）の準備

供試体に計測用及び機器操縦用アンプ類を接続する。計測項目は、電流値、バッテリー残量、プロペラ回転数、3 軸加速度、温度（プロポにより直接操縦する場合は操縦用アンプの接続は不要）。

③ 供試体（無人航空機）の設置

マウント器具を用いて、供試体を DA に取り付ける。

④ DA 操作卓の起動と条件設定

DA 操作卓を起動し、「空気抵抗測定」メニューを選択する。供試体のモード（（操縦モード：飛行時の Cd 値計測）または（電源オフモード：落下終端速度計測））を選択する。本試験項目はホバリング時の Cd 値であるから「操縦モード」を選択する。また、プロペラ回転数を設定する。今回はホバリング時の 13N になるよう操作卓で設定する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器類を用いて次の順序で試験を行った。

- ① 全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。試験風景は適宜静止画カメラで撮影する。
- ② 操作卓で無人航空機を操作し、計測を開始する。まずは無風状態で角度を変えながら（0 度、5 度、10 度、15 度、20 度：機体の重心点を自動で設定し、重心点を中心に自動で角度が変えられる）Fx と My を計測する（設定角度毎に、3 秒待機、3 秒計測（3 秒間の平均値をとる）、角度を変える、3 秒待機、3 秒計測、角度を変える、を繰り返して計測する）。この値が重力により無人航空機のロードセルにかかる値になる。この後、速度を加速した計測で得られる値から無風状態の値を引くことで、各風速における Fx と My を求めることができる。
- ③ 送風機の電源をオンにし、送風機のコントローラにより風速を 2.5m/s に設定し、2) と同様に設定角度（0 度、5 度、10 度、15 度、20 度）を変えながら、計測を行う。同様に、5m/s、7.5m/s、10m/s まで風速を上昇させながら計測していく。
- ④ 所定の計測が終了したら、操作卓で計測を終了させ、送風機の電源をオフにする。

〈試験結果〉

事前に、OIRI において、産総研から届いた送風機を設置、DA による無人航空機の空気抵抗 (Cd) 値の計測を試行しており、その結果を産総研風洞設備による試験結果と比較したところ、両試験による Cd 値は大きく異なっていた。今回の OIRI 試験現場の確認から、現状の OIRI での機体のマウント方法では、DA のロードセル（6 軸力覚センサ）部が無人航空機に近すぎるため、その影響を受けてしまうことが判明（写真 2 参照）、また、Cd 値を求めるにあたっての前面投影面積の求め方に課題があることが指摘された。そこで、下記のような産総研風洞と DA の相違を踏まえて、二つの設備で同じような傾向の計測結果が出るような手法を確立すべく、DA に対する改善案と今後の活動方を決定した。

☆産総研風洞と DA の相違☆

- 【産総研風洞】 ・本格的な風洞設備であること
・ロードセルの耐荷重 100N（マウント強化で 300N までの供試体は計測可能）
- 【DA】 ・送風機で簡易に風の流を作っていること（風速分布は数千点で計測済）
・ロードセルの耐荷重 1000N

(2) DA への改善案☆

ロードセル部に無人航空機の風があたらないよう、もっと供試体を上に設置するために固定台を数十センチ高くする。現状の固定台（X 形状）を棒状に変更（ロードセルから円柱を出すような感じ）し、棒に翼型のカバーをとりつける。棒のカバーはロードセル部に風があたらないようロードセルより下の部分でとめる。合わせて保護ケージもロードセル部に力がかからないように設置の仕方を工夫する。

(3) 今後の方策☆

OIRI では、現状、前面投影面積を板状で求めているが、マルチコプターの形状でかつプロペラが回転しており、また、保護ケージもかぶった状態での前面投影面積の求め方は非常に複雑になる（通常は光を当てて求める）。前面投影面積は後で処理するとして、まずは、OIRI で、抗力（ F_x ）とモーメント（ M_y ）を取得し、産総研風洞試験結果と同じような傾向のデータになるかを確認する。



図 2.1.1.7-139 試験外観

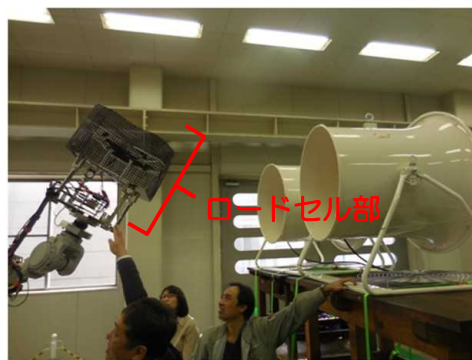


図 2.1.1.7-140 送風機に対する DA
に取り付けられたドローン

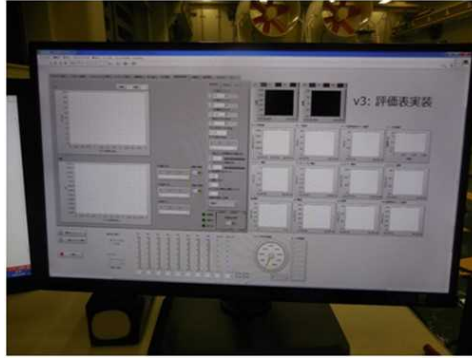


図 2.1.1.7-141 空気抵抗計測時の操作画面



図 2.1.1.7-142 試験装置とロードセル拡大図

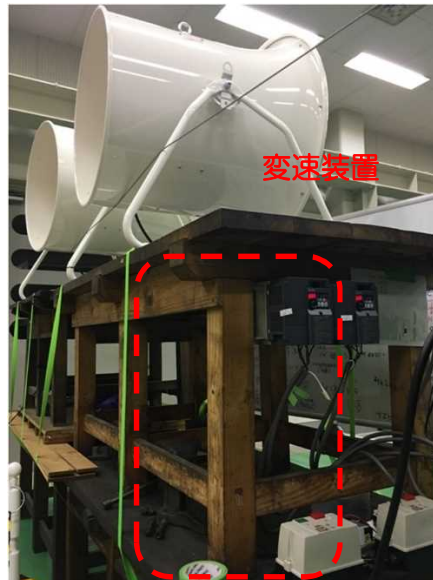


図 2.1.1.7-143 送風機と変速装置



図 2.1.1.7-144 供試体無人機の
電流・電圧操作装置

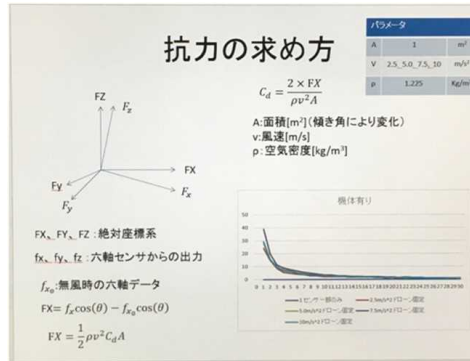


図 2.1.1.7-145 ドローンアナライザ
での計測による効力の求め方

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機の空気抵抗係数（Cd 値）の測定試験手順書案」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

e-3. 無人航空機の落下時の姿勢及び落下終端速度

無人航空機の落下時の姿勢及び落下終端速度を検証するため、防衛装備庁航空装備研究所の垂直風洞で試験を実施した。

(1) 試験

〈日時〉2019年11月25日（月）～11月29日（金）

〈場所〉防衛省 航空装備研究所 垂直兼用風洞及び控室

〈試験供試体〉試験項目毎の供試体は下記のとおり。

電源以外のコンフィギュレーションは試験項目と結果概要の表を参照

表 2.1.1.7-31 試験供試体

試験項目	供試体	電源状態
落下終端速度・落下姿勢観測	PF-1、PF-2、Phantom3	電源オフ
ボルテックスリング現象観測	PF-1	電源オン（操縦モード）
プロペラ回転数計測	PF-1	電源オフ

〈計測機器及び計測補助ツール〉

- ・ 垂直兼用風洞（垂直コンフィギュレーション）
- ・ 風速計（25日と29日の風の分布計測時に使用）
- ・ 荷重計（27日以降は使用せず）
- ・ 動画記録システム（GoPro、PX-0、PC、マウント、三脚等一式）
- ・ 静止画カメラ（全体試験風景撮影用）
- ・ 画像解析用マス目壁紙
- ・ レーザー式ハンドタコメーター

※ 9軸モーションセンサは動作不良により使用しなかった。

機体マーカ用コインライトも使用しなかった。

〈主な試験実施支援ツール〉

- ・ 機体吊り下げワイヤ及び固定器具等
- ・ 機体制御用テグス
- ・ 風路覆い用ネット及び固定器具等
- ・ 照明器具
- ・ 工具類
- ・ 動画撮影用試験番号カード

〈主な安全対策〉

- ・風路への人、工具、部品等の落下防止のため、風路にネットをしっかりと張ると共に、供試体の交換、コンフィギュレーション変更はかならず風路の外で行う等、常に落下防止に配慮する。
- ・試験関係者は、高所作業時にはフルハーネスを、また、試験時には、ヘルメットとゴーグルで安全を確保する。
- ・風洞設備内は足場が悪いため、移動時には注意する。
- ・プロペラフリーでの風洞試験時は逆回転でプロペラが回転することで電流が流れ、発火の危険もあるので注意する。
- ・機体が暴れて壁や天井にぶつからないよう、機体にテグスを取りつけ、試験データに影響が出ない範囲で機体を制御する。また、試験関係者は誰であっても危険と判断した場合は、試験中止をコールする。
- ・ボルテックスリングの実証試験時には、機体が暴れることが想定されるため、立ち入り規制エリアを設けた。また、立ち入り規制エリア内で試験中に作業する要員は、板を設け、その後ろで作業する。

〈試験条件〉

天井を開けて真下から真上に通風されるため、中程度より強い雨天時や強風時には試験を控え、天候の回復を待って実施する。

〈セットアップ〉

①ネット設置

人や工具類の落下防止のため、風路にネットを張り付け、シャコ万力で固定。

②格子状壁紙貼り付け

画像解析を補助するため、風洞の背面壁に格子状の壁紙を貼り付ける。

③機体吊り下げワイヤの設置

機体を安全に、また、姿勢や揺動の観察に影響がでないようにワイヤを設置し、機体との接合部に荷重計を設置する（機体の揺動で荷重計への接触もあり、27日以降、荷重計は使用しなくなった）

④計測機器、補助ツール類の設置

動画記録機材（GoPRO、RX-0等）、データ表示用PC、照明等の計測機器や補助ツールを設置し、起動する。

⑤風洞の試運転

風洞の天井を開放し、通風を行って試運転をする。

⑥供試体の調整と設置

計測目的に沿ったコンフィギュレーションになるよう調整し、風路の中心付近に設置する（プロペラ回転数計測は風路端 50cm 付近で試験要員 A が機体を保持する）。落下終端速度・落下姿勢観測試験では機体をワイヤで吊るした状態で通風を待つ。ボルテックスリング実証では、ゆるめにワイヤで固縛した機体を発砲スチロールの台に乗せた状態にする。

〈試験手順〉

セットした供試体、計測機器及び補助ツールを用い次の順序で試験を行う。

- ①全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。
- ②試験リーダーによる試験番号、開始時刻のコールに応じて、記録装置を録画モードにし、試験番号を撮影する。
- ③ボルテックスリング検証では操縦で機体をホバリングさせ、機体を載せていた台を風路の外へ引き離す。
- ④通風を開始し、風速毎の機体の状態を観察する。供試体の状態を見ながら試験リーダーが風速の指示を出し、運転者が徐々に風速を上げていく方向で風洞を運転する。試験リーダーは、供試体の状況に応じ、また、何らかの危険が予見される場合はすぐに風洞の運転中止を指示する。
(プロペラ回転数計測では、要員 A によって保持された供試体のプロペラの反射板に、要員 B がレーザータコメータで照射し、要員 C がタコメータの数値を読み上げる)。試験リーダーは試験の状況を観察しながら結果を試験ケース表に記入する。
- ⑤試験リーダーの風洞停止のコールに応じて風洞を停止する。
- ⑥試験リーダーの記録装置停止のコールに応じて記録装置の録画を停止する。
- ⑦供試体のコンフィギュレーションを変更する場合は供試体を回収する。

〈結果概要〉

初日に試験会場の設営を行い、二日目以降本試験を実施した。初日の設営では、風路への人や機体の落下防止のために風路上のネットを設置した他、機体を吊るすワイヤの設置、画像解析を補助する格子柄壁紙の貼付け、記録システムや照明の設置等を行った後、通風によるネットの安全性確認と風路上の風速分布の確認を行った。

二日目は、電源オフの PF-1 で落下終端速度と姿勢観察を水平姿勢のプロペラフリーと固定状態で、また、機体を吊るす角度を 40 度程度傾斜させた他、背面姿勢でも同様に計測した。

三日目は、電源オフの PF-2 で、二日目とほぼ同じメニューの試験を実施した。

四日目は、操縦モードの PF-1 でボルテックスリングの実証及び挙動確認を行った。

五日目は、電源オフの Phantom3 で、落下終端速度と姿勢観察を水平姿勢でプロペラフリーとプロペラ無し状態で、また、背面姿勢はプロペラ無し状態で行った他、PF-1 でプロペラ回転数計測と風路上の風速分布を確認して撤去作業を行った。

表 2. 1. 1. 7-32 結果概要

NO.	種類	機体	コンフィギュレーション	最大風速	結果概要
901	予備試験	—	—	18m/s	ネットの安全性確認 異常なし
902	予備試験	—	—	15m/s	速度分布確認（風洞設計上風路中心は制御盤上 風速値の 86%~90%の傾向）
903 904	予備試験 落速姿	PF-1	水平・ペラフリー	15~ 17m/s	903 : 9.7m/s でロータ回転、12m/s で LEDON 904 : 横方向に大きく移動
001 ~ 003	落速姿	PF-1	水平・ペラフリー	18~ 18.8m/s	001 : 10m/s で LEDON 002 : 19m/s 手前で停止
004	落速姿	PF-1	40 度傾斜水平・ペ ラフリー	18.15m/s	姿勢は安定方向の水平に戻ろうとした
005	落速姿	PF-1	40 度傾斜水平・ペ ラ固定	23.5m/s	左右に移動・中程度の安定
006	落速姿	PF-1	水平・ペラ固定	23.8m/s	左右に移動
007	落速姿	PF-1	背面・ペラ固定	24.5m/s	終始安定
008	落速姿	PF-1	背面・ペラフリー	22.4m/s	大きく回転するように移動、不安定
905	予備試験	—	—	27m/s	ネットの安全性確認 27m/s で 100mm 程度の膨ら み。ピトー管の風速が不安定になる
906	予備試験 落速姿	PF-2	水平・ペラフリー	15m/s	15m/s まで確認 すり鉢状に移動
009 010	落速姿	PF-2	水平・ペラフリー	15m/s	揺動収束せず。010:姿勢崩しペラでテグス切断
011 012	落速姿	PF-2	水平・ペラ固定	17m/s	揺動収束せず。012:最終的にほぼ反転状態
013 014	落速姿	PF-2	背面・ペラ固定	22m/s	013 : 22m/s で回転、振り子状態でテグス絡まる 014 : 21.78m/s で浮上。左右対称時計まわり
015 016	落速姿	PF-2	背面・ペラフリー	19~ 19.9m/s	約 18m/s で機体浮上。ワイヤに接触しペラ破損

017 ～ 019	落速姿	PF-2	40度傾斜背面・ペ ラフリー	15～ 20m/s	安定した姿勢を保持するも 018：大きく回転し モータにテグス絡まり中止
907 908	予備試験 VRS	PF-1	標準装備	0～3m/s	無風&低速で飛行確認し、異常無し
020 ～ 022	VRS	PF-1	標準装備	7～9m/s	021：左側へ発散後手前にきて停止。022：6m/s 頃から不安定な挙動
023 024	VRS	PF-1	標準装備 + 錘 1.0kg	8～12m/s	023：手前に発散し停止。 024：8～9m/s で不安定その後 10m/s 以降再安定
025	落速姿	Phantom3	水平・ペラフリー	14.5m/s	10m/s 以降断続的に LED 点滅とブザー音有。 14.5m/s で1枚ペラ脱落
026 027	落速姿	Phantom3	水平・ペラ無し	24～ 25m/s	低速で安定するも 24m/s でかなり不安定、ひっ くり返るような動き
028 029	落速姿	Phantom3	背面・ペラ無し	26～ 26.3m/s	028：回転運動有。最後は姿勢安定しながら脚が 左右に揺れる動き。029：脚が左右に揺れる動き
030	回転数	PF-1	水平・ペラフリー (一部)	10～ 14m/s	風路端 50cm 地点で計測 14m/s で 4600rpm
031	—	—		5～10m/s	風速分布確認

プロペラフリーの落下終端速度・姿勢観測試験では、いずれの機体も一定の速度になるとプロペラが一つずつ回転（回転方向は飛行時とは逆回転）を始め、最終的には全てのプロペラが風車状態になった。また、プロペラが風車状態になり回転することから、モータが発電し、機体の電源状態を示す LED が点灯した他、Phantom3 では警告音もなるなど、電源は OFF にもかかわらず、電源 ON 状態の様であった。プロペラ回転数計測結果からも落下時に、数千回転／分でプロペラが逆回転することがわかった。

また、ボルテックスリング実証においては、ある速度に達すると機体が激しく揺動しはじめるが、さらに速度が上がると揺動が落ち着く現象も見られた。

なお、今回の試験結果の記録は、制御盤の風速値等と正面及び横方向からのビデオ映像を時刻同期で記録するシステムを導入したことで、風速と挙動の相関が視覚的に容易に把握でき、大変貴重なデータとなった。

〈詳細〉試験項目と結果概要は次のとおり（900 番台は予備試験）。

【落速姿】落下終端速度・落下姿勢観測試験

【VRS】ボルテックスリング現象観測

【回転数】プロペラ回転数計測



図 2.1.1.7-146 垂直兼用風洞設備での設営の様子



図 2.1.1.7-147 垂直兼用風洞操作卓



図 2.1.1.7-148 時刻同期録画システム



図 2.1.1.7-149 録画システム表示画面
(操作卓、正面、横方向、(VRSは機体
操縦画面も)を時刻同期で表示可能)

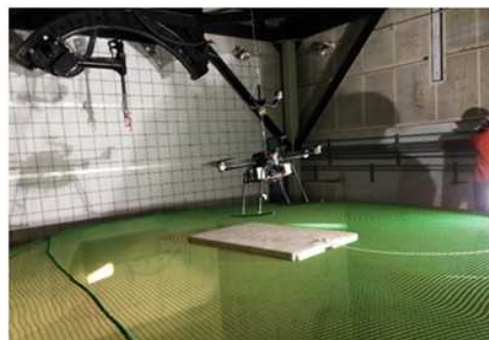


図 2.1.1.7-150 試験前の機体
吊るし確認



図 2.1.1.7-151 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-1 水平プロペラフリー)

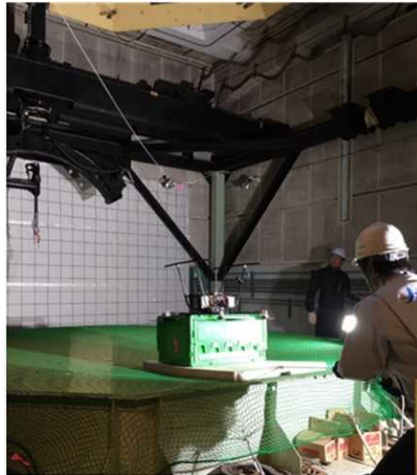


図 2.1.1.7-152 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-1 背面プロペラフリー)



図 2.1.1.7-153 落下終端速度・
姿勢観測試験供試体準備
(PF-2 水平プロペラフリー)



図 2.1.1.7-154 落下終端速度・
姿勢観測試験供試体準備
(PF-2 背面プロペラフリー)



図 2.1.1.7-155 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-2 水平プロペラフリー)



図 2.1.1.7-156 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-2 背面 40 度傾斜プロペラフリー)



図 2.1.1.7-157 ボルテックスリング
現象観測試験の様子 (PF-1)



図 2.1.1.7-158 ボルテックスリング
現象観測試験用供試体 (PF-1)



図 2.1.1.7-159 落下終端速度・
姿勢観測試験
(Phantom3 水平プロペラ無し)



図 2.1.1.7-160 落下終端速度・
姿勢観測試験
(Phantom3 背面プロペラ無し)

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、「無人航空機性能評価試験手順書（落下試験（風洞）／防衛装備庁）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

e-4. 無人航空機に関する STM の検討

無人航空機の飛行安定性・誘導精度を評価する目的で、アメリカ国立標準技術研究所 (NIST) による無人航空機の性能評価検討活動を参考に、無人航空機に関する Standard Test Method (STM) の概念を活用した評価手法の検討を行い、産総研の風洞設備で評価手法を試行した。

本試験では、「誘導精度性能＝機体に装備されているビジョンセンサの性能」と捉え、非 GPS 環境下である風洞設備の中で、一様風と変動風各々で風速を徐々に上げていき、送風状態（＝飛行状態）で、どの程度の風速（＝飛行速度）まで機体の位置を保持できるかを計測した。また、結果を h 記載の落下終端速度の計測に供した。

(1) 試験

〈試験日時〉 2019 年 12 月 24 日 (火) 13:30~18:00 (設営)

2 月 25 日 (水) 10:00~16:30 (準備と試験)

12 月 26 日 (木) 09:40~16:30 (準備、試験、撤収)

〈実施場所〉 産業総合研究所つくば北サイト 回流式風洞設備

〈一様風による予備試験〉

①機体：Phantom4 (GPS オフ)

試験条件：網の上に白い発砲スチロール製の船を置いて離陸し、船は引き出さずに試験実施、船の上に着陸。

試験結果：2m/s から 0.5 きざみで風速上昇させる予定だったが、風速 0m/s から風速 2m/s まで上げる途中、風が吹いていても機体に戻ろうとする気配が見られなかった（センサが反応しているとしても非常に微か）ため、1.8m/s 時で断念。

⇒この後、床の上（網の下）に水色の発砲スチロールの板を設置した。

②機体：Mavic2 Pro (GPS オフ)

試験条件：網の上に白い発砲スチロール製の船は使用せず、床の上（網の下）に水色の発砲スチロールの板のみ設置

試験結果：上記 Phantom4 の結果を踏まえ、1m/s から 0.5 きざみで風速上昇させた。風速 1.5m/s ~1.6m/s で断念。着陸時に船がなかったため、ディスプレイした際に風の吹き出し口方向に機体がずれてネットとベルマウス付近に軽く接触し、プロペラがほんの少し破損した。Phantom4 同様、風が吹いていても機体に戻ろうとする気配が見られなかった（センサが反応しているとしても非常に微か）。

③機体：MAVIC Mini (GPS オン)

試験条件：網の上に白い発砲スチロール製の船をおいて離陸し、船は引き出さずに試験実施、船の上に着陸（1 回目は船の上に蛇の目のターゲットをはりつけて実施。2 回目は真っ白い船の状態を実施。床の上（網の下）に水色の発砲スチロールの板設置。

試験結果：安全上、機体バッテリー残量 30%で制限を設けて 1m/s から 0.5 きざみで徐々に風速上昇させて試験を実施したところ、バッテリー残量の違いにより、1 回目は 5.5m/s まで、2 回目は 7m/s まで実施できた。機体は非常に安定性が高く、バッテリー残量の制約がなければ、さらに風速を上昇させても大丈夫そうであった。機体の安定性に関して、1 回目と 2 回目に大差はなかった。そもそも MAVIC Mini に GPS をオフにするメニューが見当たらないことと、試験における機体の高い安定性から、機体が GPS を受信している可能性が推察された。ただ、上部にある窓だけでは安定した GPS 捕捉はできないだろうとのことで、「IMU など機体の制御プログラムによるものではないか」との推察もされた。

〈一様風→変動風による試験〉

ビジュアルセンサは GPS オン状態でないと効果が出ないとの指摘があり、Phantom4 と Mavic2 Pro を GPS オンの状態で計測を実施(Mavic Mini については、前日同様 GPS オフができないため、同条件)、ビジュアルセンサが有効な最大風速を探った。その後、コンフィグレーションを変更し、変動風の試験を実施した。

①機体：MavicMini (ATTImode)

試験条件：一様風で 5m/s まで速度上昇させ、その後変動風に変更。変動風は 0.1Hz 刻みで、0.1Hz~0.5Hz まで徐々に変動を大きくして機体の様子をみた。と網の上に白い発砲スチロール製の船を置いて離陸し、船は引き出さずに試験実施

試験結果：6~6.5m/s でふらつくが姿勢は維持できている。7m/s で安定し、7.5~8m/s で苦しくなってきた。バッテリー残量を考慮し、8m/s で試験停止した。変動風の状態で着陸させるのは一様風より制御が困難になることが予想されたため、バッテリー残量 33%で風速の降下を開始し、2m/s で着陸させた。着陸時にバッテリー残量は 16%まで減少していた。

②機体：Phantom4 (GPS オン状態)

試験条件：一様風で 5m/s まで速度上昇させ、その後変動風に変更。変動風は 0.1Hz 刻みで、0.1Hz~0.5Hz まで徐々に変動を大きくして機体の様子をみた。と網の上に白い発砲スチロール製の船を置いて離陸し、船は引き出さずに試験実施

試験結果：~8m/s まで軽微な高度修正のみであり、水平方向は自動で維持できおりきわめて安定。8m/s 近辺では水平、および高度共に修正飛行が不要な瞬間もあり。その後、10.0m/s までは頻繁に上方への高度修正を繰り返すが、水平ズレはほぼ無し。しかし、10.5m/s から軽微な水平修正が必要となり、上方への高度方向の修正も増加。稀に下方に下げる修正も発生している。その状態で 12.0m/s までほぼ水平方向の中央の位置を維持し、頻繁な高度の修正のみで続けられたが、12.0m/s で一気に下方へ移動してしまい、操作者は姿勢を立ちなおせずに保護ネットへ落下し終了となった。

③機体：Mavic2Pro

試験結果：原因は不明であるが、機体との接続ができず、試験は断念。



図 2.1.1.7-161 試験エリア
(手前はターゲットのバケツ)



図 2.1.1.7-162 風洞操作卓



図 2.1.1.7-163
試験動画記録システム全体

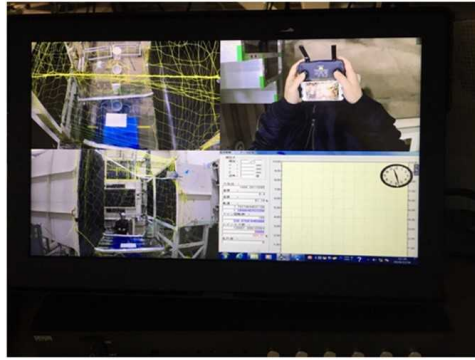


図 2.1.1.7-164
試験動画記録モニター部分



図 2.1.1.7-165
供試体 (DJI Mavic 2 Pro)



図 2.1.1.7-166
供試体 (DJI Mavic Mini)



図 2.1.1.7-167 供試体 (DJI Phantom 4)

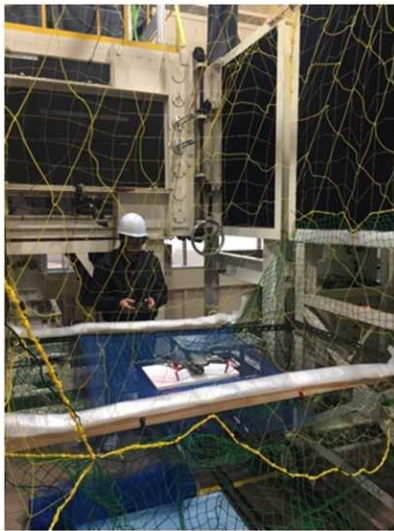


図 2.1.1.7-168
Mavic2 Pro 離陸準備



図 2.1.1.7-169
飛行中の Mavic Mini

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価手順書（誘導精度/福島ロボットテストフィールド [2019 年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

f. 無人航空機の環境に関する研究開発

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を、環境にも配慮して行えるようにするため、無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準の研究開発を行った。

f-1. 残響室を使用した音響試験

現状、無人航空機の騒音の計測方法は各メーカー任せで基準がない。今後の社会実装化を見据え、無人航空機の音圧を測定する方法を確立させ、無人航空機の騒音問題の発生を抑えることを目標に、残響室を使用した試験を実施した。

音響パワーレベル測定は、産総研分析計測標準研究部門の計測設備を使用し、プロペラの固定位置（上下互い違い等）、プロペラの種類（固定/折）、ESCの種類、機体メーカー、計測台等条件を変えつつ、騒音を測定、計測結果より、ドローンの騒音評価に使用できる音響スペクトルのピークが存在すること等を解明した。

（1）音圧測定方法の確立

〈理想的な測定数値〉

ドローンの音圧を測定する場合、一定の高さでホバリング（例；5m、10m）させ、一定の距離（例；10m、30m）から騒音計で測定など、様々な方法があり、メーカーの選択によっては測定数値が比較できなくなる。さらに野外的場合は風速があると計測値が高くなり、無風状態になるまで計測を待つ状況になると計測自体時間がかかり実態にそぐわない。

そこで、音源であるドローンそのものから発生する音響エネルギーとなる「音響パワーレベル」を室内での測定を目標とした。

〈測定環境の検討〉

音響パワーレベルの測定には、音の反射がほとんど無いか、反射する音の影響があらかじめわかっている環境で測定する方法がある。前者は無響室内による自由音場法で後者は残響室内による拡散音場法になる。



図 2.1.1.7-170 自由音場法（無響室法）（左図）と拡散音場法（残響室法）（右図）

自由音場法の場合、音響指向性のデータも得られるが、音源の周囲 360 度の球状体を想定してマイクを設置する。その場合、マイクをどの位置で何本設置するか、機体もどのように固定するかが難しい。

拡散音場法は指向性こそ得られないが、音源の反響すべてがデータとして得られるため、機体やマイクの設置は楽で計測自体が容易なメリットがある。

・残響室内での安全・安定した測定検討

測定中の残響室内の様子を外部から見るためには、内部カメラを設置し画像を外部モニターで再現する。残響室内はGPS情報が得られず、操縦者がマニュアルでホバリング位置をキープしなければならない、安定したプロペラの回転が得にくく音圧データも一定にならない可能性がある。国内最大の産総研残響室（容積 350m³）内でも、モニターを見ながらホバリングさせるのは上級者でも難しく、安全・安定性に欠ける。

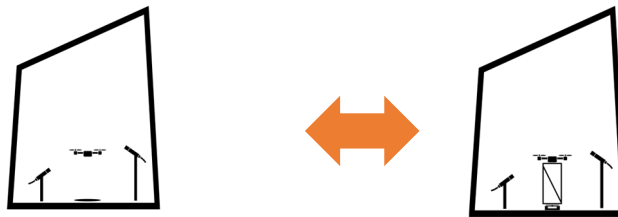


図 2.1.1.7-171 残響室内での測定方法の検討

そこで、残響室内でホバリングする想定と体重計を下部に装着した架台にドローンを固定して測定したケースの結果を比較した。残響室は使わず、広い室内で操縦者がドローンをホバリングさせるのと、残響室内で使う体重計付き架台にドローンを固定したケースを、それぞれドローンから5m離れた地点で計測した。

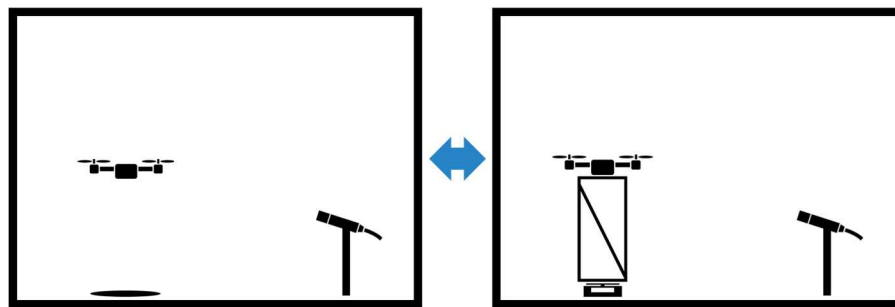
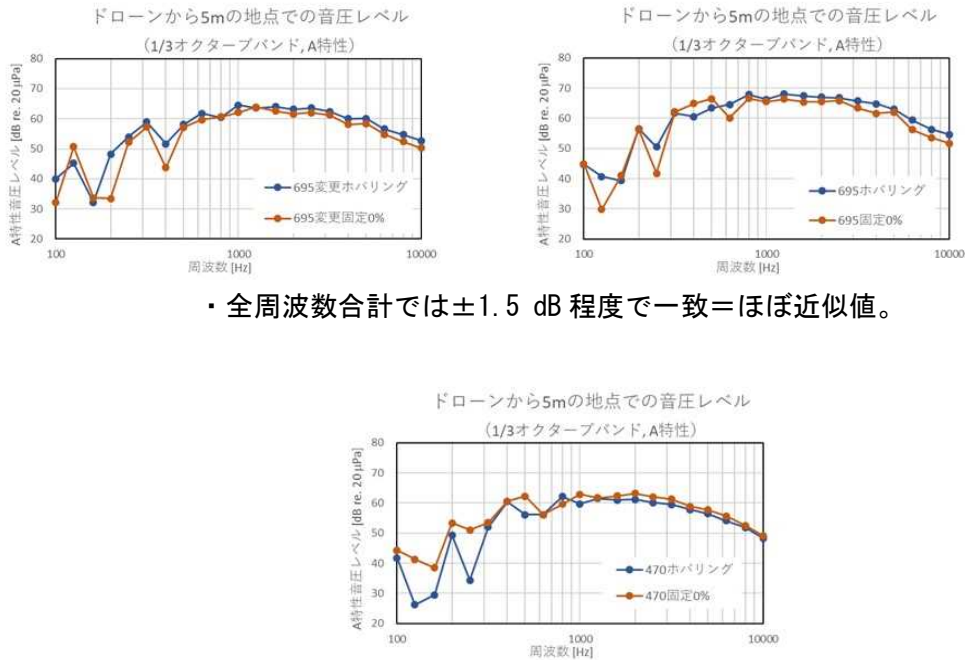


図 2.1.1.7-172 広い室内でのホバリングと架台固定での測定

表 2.1.1.7-33 ドローンから5mの地点での音圧レベル（A特性、overall）

	695	695プロペラ変更	470
ホバリング	77.1 dB	73.3 dB	70.9 dB
台固定0%出力	76.1 dB	72.0 dB	72.3 dB
差	-1.0 dB	-1.3 dB	+1.4 dB

測定したドローンはイームズロボティクス社の E695 と E470 を使用。695 のプロペラ変更は、固定ペラから折りペラに変えた。



・全周波数合計では±1.5 dB 程度で一致＝ほぼ近似値。

図 2. 1. 1. 7-173 ドローンから 5m 地点における音圧レベル

以上の測定から、残響室内のドローン音圧測定は体重計付き架台に固定して測定することにした。
* 体重計を使用するのは、ドローンの揚力が自重に達した時点をホバリングとして音圧計測するため

〈残響室内での計測〉

ドローンを固定して測定することから、架台の影響（振動音）があるかを確認するため、プロペラを外してモータだけで測定、及び架台から外して床において測定などを実施した。計測したデータに大きな差異がないため、残響室内で架台に固定した計測でも、実際に単独でホバリングしている時のデータとすることに問題ないと判断した。



図 2. 1. 1. 7-174 機体設置風景

—測定方法—

①ドローンを固定

台のフレームにタイイングベルトで固定。

②ホバリング時の音響計測

ドローン+フレーム台の重量を計測後、はかりの目盛りを 0.00 kg にセット。残響室外のモニターによりはかりの目盛りが確認できること、および残響室内のカメラがドローン全体を確認。扉を閉めても Wifi で PC、プロポからドローンを始動できることを確認する。

プロペラを回転し、はかりの目盛りがドローン重量に達する出力値をホバリング時の出力値とし、音響パワーレベル計測を行う。

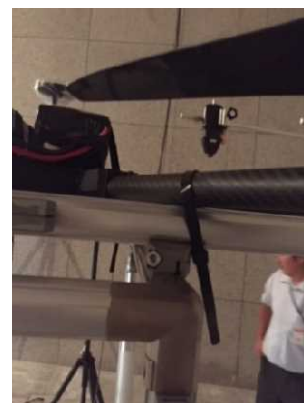


図 2. 1. 1. 7-175

タイイングベルトを用いた固定

****注意；** ドローンを GNSS 情報がとれない環境で架台に固定すると、ドローンの姿勢制御が入りプロペラが回転するため、少しでも傾くと姿勢を戻そうと回転数制御が働き正しい音響パワーレベルにならないセンサらに、固定されているため斜めになった状態が治らず、架台の上で振動を起し危険なため測定前に姿勢制御を OFF にしなければならない。

D 社のフライトコントローラーを使用している機体は内部制御を OFF にできないため、計測することができない。そこで、各モータへの ESC に同じ出力信号が伝達できる制御システムを開発した。

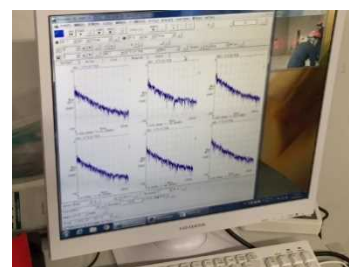


図 2. 1. 1. 7-176

モニター画像

<福島 RTF での野外計測>

野外測定試験は福島 RTF で実施した。ホバリングしたドローン直下に 10~50m、斜め横 45 度方向の 10~50m、ほぼ真横に 10~50m の間で 10m 毎に音圧を測定した。



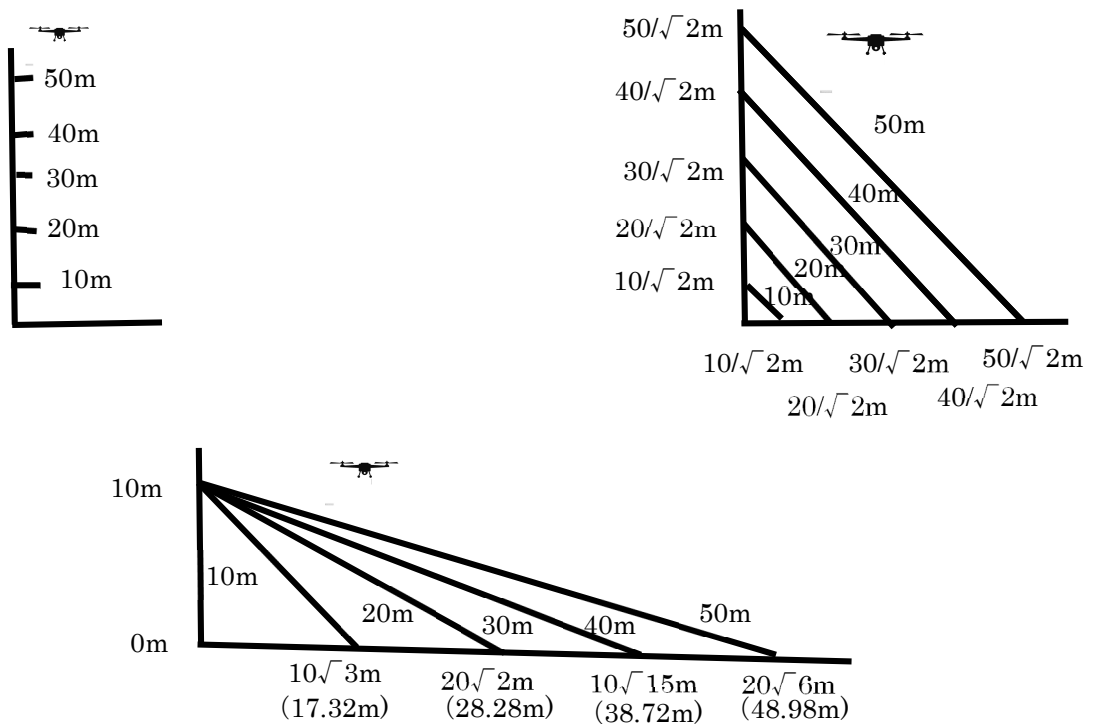


図 2. 1. 1. 7-177 福島テストフィールドにおける測定試験

以上の計測値と産総研残響室で計測した E695、E470、ACSL 機の音響パワーレベルの距離による減衰値をグラフ化した。

表 2. 1. 1. 7-34 残響室で測定されたドローンの音響パワーレベル
(A 特性、overall)

機体	ACSL	E695	E470
ペイロード0%	99.5 dB	97.3 dB	95.9 dB

表 2. 1. 1. 7-35 距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 [dB]
(半自由音場を仮定した理論値)

距離[m]	数値差[dB]
10	-28.0
20	-34.0
30	-37.5
40	-40.0
50	-42.0

E695 と ACSL 機は音響パワーレベルからの減衰値（黒線）と野外での真下、斜め横、ほぼ横のグラフが近似値を示した。

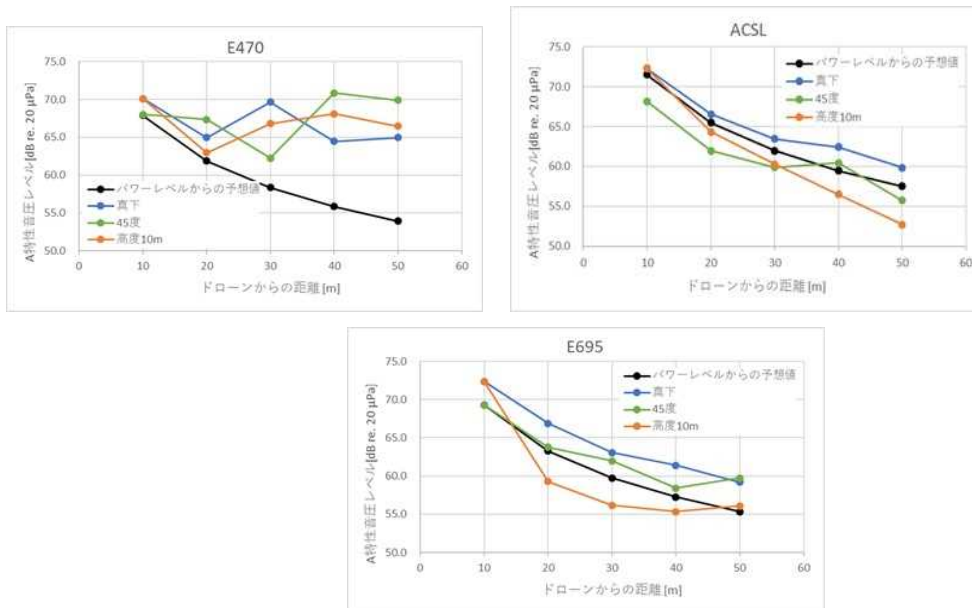


図 2. 1. 1. 7-178 福島 RTF における測定試験結果

E470 の計測時は 7~10m/s の横風が吹く状態での計測となり、騒音計に風の音が入ってしまい、正確な測定ができなかった。

以上の結果から、野外の音圧測定は気象条件、特に風の影響を受けるので、測定が難しいこと。及び、残響室で計測した音響パワーレベルからの減衰値が野外の測定に近いものであることが判明した。

つまり、ドローンの騒音値、音圧を表現するのに、音響パワーレベルを測定すれば、「ドローンから〇〇m 離れた位置での騒音は〇〇dB」と記載することができる。

(2) 静音化のアイデア

近年ドローンの大型化が進んでいる。産総研の残響室は広いが、それでもプロドローンの 8 発機（モータ軸間距離 1260mm）などは残響室内での測定がぎりぎりの大きさと感じられる。従って、大型機体の音圧を計測するために、その 3 分の 1、4 分の 1 の枚数のプロペラの音響パワーレベルを計測すれば、その倍数で音圧を計算することができないかを試した。

具体的には E695（プロペラ 6 枚）に 2 枚だけプロペラを付けて測定した。

推測ではプロペラ数が 3 分の 1 で音のエネルギーが 3 分の 1 になると、音響パワーレベルは、下記式のように減ると予想される。

$$10 \log_{10} (1/3) = -4.8 \text{ dB}$$

実際に計測すると、

ペイロード	0 %	50 %
プロペラ6枚	95.8	101.7
プロペラ2枚	87.0	93.9

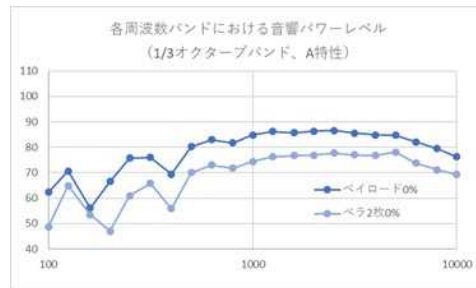


図 2. 1. 1. 7-179 ドローンの音響パワーレベル [dB] (A 特性、overall)

上記の表のように 8~9dB の現象と、予想より大きい差が表れた。

この結果から、少ないモータとプロペラで大型ドローンの音圧を計算できるとは言えなくなったが、反面プロペラの枚数が増えることで予想以上の騒音を発生させていることが分かった。

プロペラが生むダウンウォッシュ同士が干渉して起こる乱流から騒音が起こる可能性がある。

〈プロペラ回転面に段差をつける〉

乱流の影響を確認するため、プロペラ 6 枚の内 3 枚について高さを変え、音響パワーレベルに変化がどうか試験した。1 枚おきにモータの下部にスペーサーを装着し、計測した。スペーサーの長さは 4 cm。



図 2. 1. 1. 7-180 機体設置風景 (プロペラ回転面に段差)

モータ A 特性音響パワーレベル (overall)

4 cm 段差をつけた場合、通常と比べ -2.5dB も音響パワーレベルが下がった。6 発のプロペラを全部 4 cm かさ上げした場合は、通常と数値が変わらなかった。

明らかに段差をつけると音が小さくなった。

通常	段違い	全上げ
97.2 dB	94.7 dB	97.2 dB

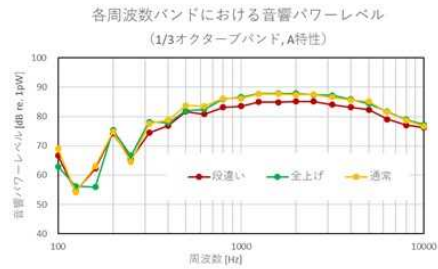


図 2. 1. 1. 7-181 4 cm段差を付けた場合の音響パワーレベル

続いて、段差を 8 cmにして測定した。

通常の 695 が 97.3 dB で、4 cm で -2.5 dB、8 cm にすると 94.1 dB と 4.2 dB も静かになった。

機体	A特性音響パワーレベル (overall)
695_通常	97.3 dB
695_4cmスペーサ交互	94.8 dB
695_8cmスペーサ交互	94.1 dB

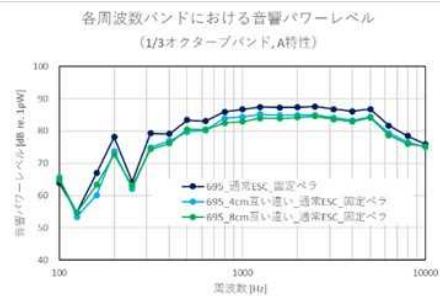


図 2. 1. 1. 7-182 8 cm段差を付けた場合の音響パワーレベル

さらに、固定ペラより折りペラの方が静かな事がわかった。8 cmの段差をつけた機体で固定ペラより折りペラの方が 1.0dB 下がっている。

機体	A特性音響パワーレベル (overall)
695_8cmスペーサ_固定ペラ	94.1 dB
695_8cmスペーサ_折りペラ	93.1 dB

図 2. 1. 1. 7-183 固定ペラと折りペラの音響パワーレベル

〈プロペラの枚数を増やす〉

現在のドローンは 2 枚プロペラが主流だが、プロペラの羽根が増えると少ない回転数で揚力が得られることが知られている。そこで、3 枚プロペラでのホバリング時の音響パワーレベルを計測した。

使用機体は E6106 でモータ軸間が 695 より 11 cm長い。



図 2. 1. 1. 7-184 3 枚プロペラを取り付けた機体

3 枚プロペラでも 2 枚より 1. 3dB 下がった。

機体	A特性音響パワーレベル (overall)
6106_折りペラ_3枚_18inch	94.1 dB
6106_折りペラ_2枚_20inch	95.4 dB

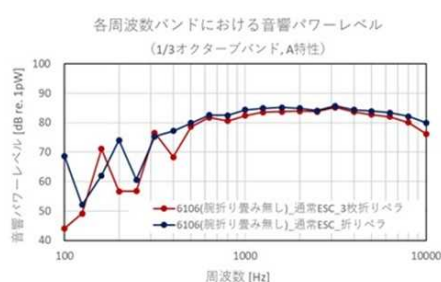


図 2. 1. 1. 7-185 3 枚プロペラ使用時の音響パワーレベル

(3) まとめ

ドローンの音圧は残響室で音響パワーレベルを計測することで、ドローンメーカー、機種が違ってても比較できることが分かった。

今後は、これらのデータからドローンの騒音基準として、「30m 離れた地点で〇〇dB 以下」といった規格化を進めたい。

また、ホバリング時のみならず、パワーをかけた時の音圧がどう変化していくかの測定方法や基準を確立させることも課題。

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（騒音試験/福島ロボットテストフィールド[2019年]）」を開発、経済産業省が2022年5月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

■音響パワーレベルと性能評価の考え方

音響パワーレベルとは、音源が出す音響パワー[W]（1秒当たりの音のエネルギー）を、1pWを基準値としてdB表示したものである。

- ・音源が発する音の全エネルギーを表すのに用いられる。
- ・人との距離や測定環境に依存せず値は一定。
（つまり地上で聞こえる機体の騒音レベルではない。）
- ・「ドローンの音響パワーレベルは90 dB」等といった使い方である。

この音響パワーレベルを用いた性能評価を以下に示す。

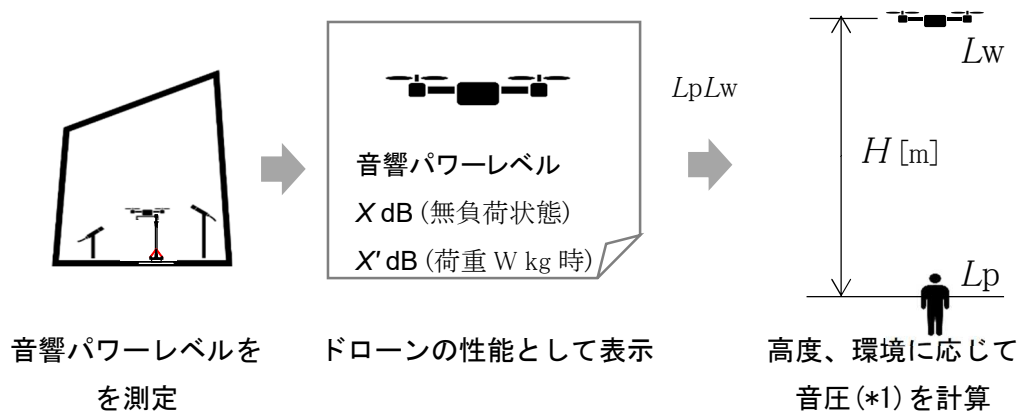


図 2. 1. 1. 7-186 音響パワーレベルを用いた性能評価

*1: 音響パワーレベル(L_w) X dBのドローンが上空 H m を飛行すると、地上における音圧レベル(L_p)は Y dB

$$L_p = L_w - 20 \log_{10} H - 8$$

(地面を完全反射面とし空気中での吸収を考えない場合)

さらに、規制においても、

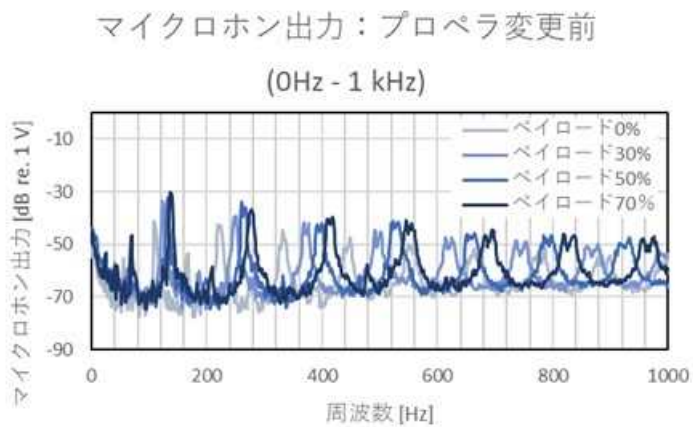
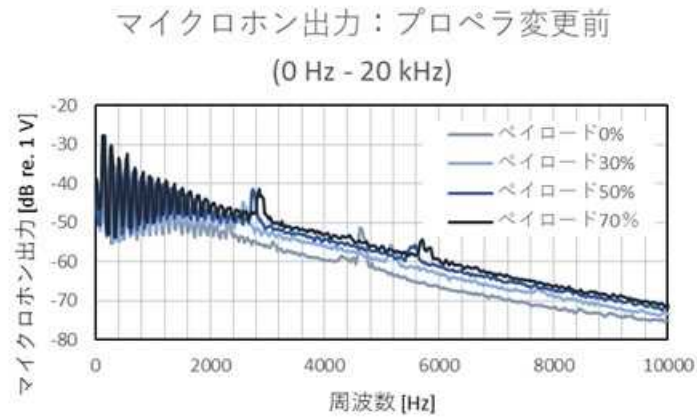
“〇〇地帯の上空 H m 以下を飛行するドローンの音響パワーレベルは X dB 以下とすること”

と使うことができる。

(他の航空機の基準等と比べて規制値を決定)

■音響パワーレベルの出力例

音響パワーレベルは、下記の各マイクロホンからの出力を元に、全周波数帯の音響パワーレベルを合算して算出する。



ペイロード0%	ペイロード30%	ペイロード50%	ペイロード70%
97.3 dB	100.3 dB	102.1 dB	103.3 dB

図 2. 1. 1. 7-187 マイクロホンからの出力例

f-2. 風洞における音響試験

上記 f-1. に述べた、産総研/残響室を活用しての無人機の騒音試験では、機体を架台に固定してプロペラを回転させる手法であり、無風の中でのホバー状態で音響を計測してきた。

一方、別途検討している安全のための保護ネットの業務において、保護ネットは機体の空気抵抗を増大させ、かつ風切り音も増大させることが確認されている。

これらの状況を踏まえ、「無人機は運用状態では風を受けながら飛行しており、機体自体が発生するモータ音とプロペラ音だけでなく、風切音も騒音として出している」ことに着目して騒音評価を行う必要があるとの考えに至り、風洞内で安定した風速を与えた状態での騒音試験を実施した。

(1) 試験

無人機の騒音評価として、回転するプロペラとモータ音による騒音を実際の飛行状態を模擬したコンフィギュレーションで実施した。

- ・ 風洞設備により制御された一定の風速を発生させ、その風の中で機体のプロペラを回転させることでより実際の風の中での飛行状態を再現して騒音計測を行った。
- ・ 機体の飛行姿勢を模擬するため、順次傾斜させて架台に固定して計測した。
- ・ 機体がホバリングしている状態を再現するため、機体と架台の間に取り付けられたロードセルに加えられている荷重の垂直成分 (F_z 方向) を確認し、操縦者がモータ出力を調整した。



図 2. 1. 1. 7-188 試験の様子



図 2. 1. 1. 7-189 騒音計

上記コンフィギュレーションにおいて、騒音計（写真（右））を用いて騒音を計測した。

〈試験結果〉

計測結果を以下に示す。

表 2.1.1.7-36 計測結果

イームズ社無人機風洞試験 結果										2020.1.9																							
・出力は、F ₂ 値の電圧換算値が1.4v (ホバー時の出力)になる様に機体の出力。																																	
・出力は、±3% (つまり1.4に対して1.35-1.45v)を許容することとした。																																	
! 同じNo.で複数の出力の記録がある場合は、一番下が最終値																																	
時刻	テスト	No.	プロペラ	ガード	角度(deg)	風速(m/s)	出力(%)	騒音(dB)	メモ(変動幅)	備考																							
午前	テスト	1	有	無	0	0.0	0	47.4		Background noise																							
午前	テスト		有	無	0	0.0	45	84.8																									
午前	テスト		有	無	0	0.0	50	85.2																									
午前	テスト		有	無	0	0.0	53	85.3																									
午前	テスト		有	無	0	0.0	54	85.5																									
1310頃	テスト	2	有	無	0	0.0	54	84.5		90秒固したいが85秒しか動作せず。																							
1318	テスト		有	無	0	0.0	54	84.5		20秒しか動作せず。																							
1330	テスト		有	無	0	0.0	55	85.0	39-61	ここからは10secの飛行を更新し続けて90sec飛行とした。																							
		3	有	無	0	2.5	55	85.0	41-59																								
1343		4	有	無	0	5.0	56	86.0	57-45	1.4V--> 1.37v まで下がっていた																							
1356		5	有	無	0	7.5	54	87.5	55-60																								
		6	有	無	0	10.0	51	86.2	57-66	中間データ																							
							50	85.9	54-64	中間データ																							
							48	85.8	55-61	中間データ																							
							47	85.8	56-60	中間データ																							
							46	85.6	52-60																								
		7	有	無	0	12.5	50	85.6	52-60																								
		8	有	無	0	15.0	49	85.8	54-62																								
		9	有	無	5	0.0																											
1419		10	有	無	5	0.0	58	84.1	32-49																								
1423	失敗		有	無	5	2.5	59			PCフリーズ。モータが1個しか回っていないトラブル																							
1425										ここでミッションプランナー再起動																							
1428		11	有	無	5	2.5	58	85.5	49-60																								
		12	有	無	5	5.0	58	85.7	54-60																								
		13	有	無	5	7.5	57	84.9	46-52																								
		14	有	無	5	10.0	51	85.6	52-60																								
		15	有	無	5	12.5	50	85.7	52-62																								
		16	有	無	5	15.0	49	86.6	61-72	ここから風速によりペラが回転させられる現象発生(風車効果)																							
		17	有	無	10	0.0																											
		18	有	無	10	0.0	55	85.4	49-59																								
		19	有	無	10	2.5	56	85.1	48-54																								
		20	有	無	10	5.0	56	85.1	47-55																								
		21	有	無	10	7.5	56	85.2	47-57																								
1517		22	有	無	10	10.0	56	85.9	57-60																								
1521		23	有	無	10	12.5	56	87.1	68-73																								
		24	有	無	10	15.0	56	87.3	70-75																								
		25	有	無	15	0.0																											
		26	有	無	15	0.0	55	85.7	53-60																								
		27	有	無	15	2.5	55	85.3	48-58																								
1544		28	有	無	15	5.0	55	85.3	50-56																								
1548		29	有	無	15	7.5	56	85.8	55-61	中間データ																							
							57	85.5	52-58																								
		30	有	無	15	10.0	58	85.9	56-61																								
1555		31	有	無	15	12.5	58	87.2	70-73																								
1558		32	有	無	15	15.0	59	88.3	81-84																								
		33	有	無	20	0.0																											
		34	有	無	20	0.0	57	86.2	59-64																								
		35	有	無	20	2.5	57	85.6	52-60																								
		36	有	無	20	5.0	58	85.9	54-63																								
		37	有	無	20	7.5	59	86.2	60-64																								
							60	86.1	58-63																								
		38	有	無	20	10.0	61	87.3	69-77																								
		39	有	無	20	12.5	62	88.1	78-83																								
		40	有	無	20	15.0	64	92.1	18-24																								
↑ 80.0-80.0の4個の数値を記載している																																	
参考値 Background Noise																																	
<table border="1" style="margin-left: 20px;"> <tr> <th>風速</th> <th>騒音(dB)</th> <th></th> </tr> <tr> <td>0</td> <td>47.5</td> <td>47.0-48.0</td> </tr> <tr> <td>2.5</td> <td>48.8</td> <td>48.0-49.5</td> </tr> <tr> <td>5.0</td> <td>51.1</td> <td>52.1-50.1</td> </tr> <tr> <td>7.5</td> <td>53.5</td> <td>52.8-54.2</td> </tr> <tr> <td>10.0</td> <td>57.1</td> <td>55.9-58.2</td> </tr> <tr> <td>12.5</td> <td>61.1</td> <td>59.0-63.2</td> </tr> <tr> <td>15.0</td> <td>63.2</td> <td>58.0-68.4</td> </tr> </table>										風速	騒音(dB)		0	47.5	47.0-48.0	2.5	48.8	48.0-49.5	5.0	51.1	52.1-50.1	7.5	53.5	52.8-54.2	10.0	57.1	55.9-58.2	12.5	61.1	59.0-63.2	15.0	63.2	58.0-68.4
風速	騒音(dB)																																
0	47.5	47.0-48.0																															
2.5	48.8	48.0-49.5																															
5.0	51.1	52.1-50.1																															
7.5	53.5	52.8-54.2																															
10.0	57.1	55.9-58.2																															
12.5	61.1	59.0-63.2																															
15.0	63.2	58.0-68.4																															

- ・騒音計による計測誤差について

今回は、ホバー状態の間に、計測担当が目視で騒音計のデジタル表示の値を読み取ったが、この値には約 1.0dB の変動幅がある。計測者はこの変動幅を目視で読み取り、その中央の値を採用して記録した。この記録方法では誤差が大きいため、より正確な計測を行うためには、工夫する必要がある。

- ・騒音計の自動 OFF 機能について

試験中、騒音計の自動 OFF 機能が働き、一定時間で表示が OFF されるため、常に注意を払い、ON を維持した。今後は、この機能を無効にできることが望ましい。



図 2. 1. 1. 7-190 風洞と設定した機体



図 2. 1. 1. 7-191 ロードセルからのデータ入力

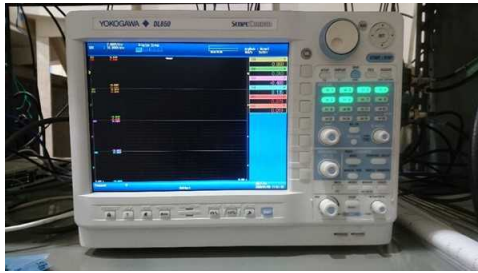


図 2.1.1.7-192 ロードセルからの荷重情報



図 2.1.1.7-193 騒音計と三脚



図 2.1.1.7-194 機体の取り付け状態
(5度傾斜)



図 2.1.1.7-195 機体の取り付け状態
(10度傾斜)

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（騒音試験（風洞）/福島ロボットテストフィールド [2019 年]）」を開発、経済産業省から 2020 年 5 月に発表された「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

g. 無人航空機の危害抑制に関する研究開発

無人航空機の第三者に対する危害等を抑制する方法と、それにより確保される信頼性及び安全性を評価する手法・基準を研究開発するため、無人航空機落下時の分散等について検討した。

g-1. 落下（野外）試験手法の開発

目視外飛行の要件の検討において議論となった無人航空機の落下分散に関して、落下終端速度測定等の測定等、落下試験に必要な落下受止め試験装置を開発した。

g-1-1. 落下受止め試験装置によるダミードローン落下試験

株式会社ホーペックに発注した「大型無人航空機用落下受止装置」を用い、ダミードローンの落下試験を行い、当該装置の性能について検証した。

（1）試験

〈試験日時〉2019年11月21日（木）～12月16日

〈試験場所〉株式会社ホーペック鳥羽工場

〈試験供試体〉

- ・ダミードローン：25kg、50kg、75kg、100kgの4種類

〈計測機器及び計測補助ツール〉

- ・大型無人航空機用落下受止装置
- ・ダミードローン釣り上げクレーン
- ・ダミードローン落下トリガ
- ・9軸モーションセンサとセンサデータ表示用PC
- ・高速度カメラ（シャッタースピード1/120）※21日には使用無し
- ・空撮ビデオカメラ（Mavic Pro2）
- ・地上ビデオカメラ（全体試験風景撮影用）
- ・静止画カメラ（全体試験風景撮影用）
- ・気象観測装置（風向、風速、温度、湿度）

〈試験条件〉

強風時のクレーンによるダミードローンの釣り上げは危険が伴うと共に、受止装置に垂直落下させることが難しいこと、また、計測機器類（9軸モーションセンサ及びセンサデータ表示PC、ビデオカメラ等）は雨天に耐えられないため、天候の良い条件下で実施する。

〈試験詳細〉

1) 試験項目

ダミードローン落下試験項目は次のとおり（④以下はスカイブルー様、ホーペック様の独自試験）。初日は①、②が実施され、③以下は翌週以降に延期となった。

①100kg ダミードローンの静荷重試験

②25kg ダミードローンの動的落下試験（地上20mからの落下：最上部ネット高10mのため、実質10mからの落下試験）

③落下位置依存性評価試験（網の中心部から±4mで1m毎に試験）（延期）

④50kg ダミードローンの動的落下試験（延期）

⑤75kg ダミードローンの動的落下試験（延期）

⑥100kg ダミードローンの動的落下試験（延期）

2) セットアップ

①大型無人航空機用落下受止装置の設置

8本のカーボン支柱に3重のネットを装着する。現受止装置は支柱8本を2つのモータで制御している（4本毎に1モータ制御）。

②クレーンの設置

大型無人航空機落下受止装置に垂直にダミードローンが落下する位置にクレーンを設置する。

③ダミードローンの調整

試験項目に合わせてダミードローンの重量を調整する。常に9軸モーションセンサが最上部に装着された状態とする。また、ダミードローンに落下トリガとなるロープ及び落下時の回転と落下軌道のずれを防止するためのガイドロープをとりつける。

④計測機器類の設置

9軸モーションセンサデータ表示用PC、記録用機材（空撮用Mavic、静止画カメラ、ビデオカメラ、高速度カメラ）、気象観測装置を設置し起動する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器及び補助ツールを用い次の順序で試験を行う。

①全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。

②記録装置を記録開始モードにする。

③クレーンでダミードローンを釣り上げる

④静荷重試験ではダミードローンをゆっくりと受止装置に降ろす。動的落下試験ではトリガロープを引いて垂直に落下させる。

⑤記録装置の記録を終了モードにする。

⑥ダミードローンを受止装置から回収する。

〈結果概要〉

試験項目①の100kgダミードローンによる静荷重試験では、地上に接地することなく、問題なく受止められた。同②の25kgダミードローン動的落下試験もダミードローンは3段目のネットまで到達したがほぼ1回のバウンドでエネルギーを吸収し、問題無く受止められた。また、地上接地は無かった。

結果を受け、ダミーを開放する装置を改良し、より落下姿勢が安定した状態で、再度25kg重量から試験を行った。75kgの試験時にロープ破断（強風時にこすれで破損していた部分から破断3段目1ヶ所）、100kgネット結合フックの破損（中段ネット1ヶ所）の他、地中固定アンカの抜け1ヶ所が見られたが、装置としてはほとんど問題なく、ダミー落下試験の結果は、25kg、50kg、75kgまで問題なく受止装置で受け止められ、100kgでは地面に接触するかもしれないとの予測

により、仕様書のとおり、アブソーバー（クッションポール）を用いることで、無事に受止めに成功した。

〈実機の落下試験に向けての打合結果〉

実機の落下試験に向けて、ホーペック鳥羽工場内の敷地を調査し、実施方法の検討を行った。垂直落下試験には「大型無人航空機受止装置」をそのまま使用可能だが、水平飛行からの落下試験では、当該装置での受け止め確率を向上させるために、8本の支柱の内2本を抜くなどした上で、機体方向に向けてネットを斜めに設置するのが理想的である。

そこで、アレスティングワイヤ設置用に敷地内に設置された別の支柱を活用し、水平飛行からダイビングするあたりに支柱を移動し、昨年度福島 RTF での落下試験に使用したネットを設置して実施することとなった。



図 2.1.1.7-196 ホーペック鳥羽工場
全景図（Google Map より抜粋）



図 2.1.1.7-197 ホーペック鳥羽工場
敷地内

（左手手前車の奥に支柱の静荷重試験場、その左手奥に計測データ表示 PC を設置している緑屋根のテント、その奥が大型無人航空機受止装置、画像両脇に見える 2 本の支柱がアレスティングワイヤ設置用の支柱）



図 2.1.1.7-198

大型無人航空機受止装置（真中）、気象観測計（右端）、木造六角形のダミードローン（左手前）



図 2.1.1.7-199

気象観測機器モニター画面



図 2.1.1.7-200

気象観測機器モニター画面



図 2.1.1.7-201

9軸モーショセンサデータ表示モニター



図 2.1.1.7-202

今回は使用しなかったネット地上接地防止用アブソーバー



図 2.1.1.7-203 支柱の静荷重試験場 図 2.1.1.7-204 支柱の静荷重試験場
(赤いチョークのラインまで支柱が曲がる)



図 2.1.1.7-205 ダミードローン重量計測 (100kg)



図 2.1.1.7-206 25kg ダミードローン動的落下試験風景

g-1-2. 落下受止め試験装置による実機ドローン落下試験

g-1-1. 記述のダミードローンの落下試験で「大型無人航空機用落下受止装置」の安全性が確認されたため、PRODRONE 社製 2 種類の実機で垂直及び水平移動からの落下試験を行い、当該装置に

ついて検証した。また、本試験により無人航空機の落下終端速度測定について検討を行った。

(1) 試験

〈試験日時〉 2019 年 12 月 3 日 (火) 13:00~17:45

2019 年 12 月 4 日 (水) 09:00~17:45

〈試験日時〉 株式会社ホーペック鳥羽工場

〈試験供試体〉

- ・ PRODRONE X-S1 (直径 1180 mm、重量 4.6kg、4 発) 4 機
 - ・ PRODRONE X-F1 (直径 1957 mm、重量 23.5kg、8 発) 2 機
- (X-F1 の機体重量は 13.2kg。水タンクを積載し最終的に 23.5kg に調整)

〈計測機器及び計測補助ツール〉

- ・ 大型無人航空機用落下受止装置 (垂直落下試験に使用)
- ・ 無人航空機用落下受止装置 (水平飛行からの落下試験に使用)
- ・ 高速度カメラ (シャッタースピード 1/120)
- ・ 空撮ビデオカメラ (Mavic Pro2、Phantom4 等)
- ・ 地上ビデオカメラ (全体試験風景撮影用)
- ・ 静止画カメラ (全体試験風景撮影用)
- ・ 気象観測装置 (風向、風速、温度、湿度)

〈試験条件〉

強風時の高高度からの機体落下は、落下位置が受止装置の外にずれる可能性が高くなるため、風速が高い場合はタイミングを見計らって落下させる。

〈試験詳細〉

1) 試験項目

12 月 3 日 (火)

- ① X-S1 の垂直落下試験 (地上からの高度 20m)
- ② X-S1 の垂直落下試験 (地上からの高度 40m)
- ③ X-S1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 30m)

12 月 4 日 (水)

- ④ X-F1 の垂直落下試験 (地上からの高度 20m)
- ⑤ X-S1 の垂直落下試験 (地上からの高度 110m)
- ⑥ X-F1 の垂直落下試験 (地上からの高度 60m)
- ⑦ X-S1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 20m)
- ⑧ X-S1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 30m)
- ⑨ X-F1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 30m)

2) セットアップ

① 大型無人航空機用落下受止装置の設置

8 本のカーボン支柱に 3 重のネットを装着する。現受止装置は支柱 8 本を 2 つのモータで制御している (4 本毎に 1 モータ制御)。

②無人航空機用落下受止装置の設置

支柱 2 本の間にはケーブルを渡し、10m 四方のネットを、手前から奥側に 45 度傾けた状態で張り付けて固定する。

③供試体の調整

試験項目に合わせて供試体を調整する。X-F1 は増量するため、水タンクを搭載する（当初 25kg 設定で飛行したが重すぎたため、23.5kg で再調整した）

④計測機器類の設置

記録用機材（空撮用 Mavic、静止画カメラ、ビデオカメラ、高速度カメラ）、気象観測装置を設置し起動する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器及び補助ツールを用い次の順序で試験を行う。

①全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。

②記録装置を記録開始モードにする。

③垂直飛行では供試体を操縦して高度と位置を調整し受止装置上で風の状態を確認しながら待機する。水平飛行からの落下試験でも高度と位置を調整し、受止装置方法に飛行できるような風の状態を確認しながら上空で待機する。

④垂直飛行試験では風の状態に問題無ければディスアームして落下させる。水平飛行からの落下試験では受止装置に向かって飛行を開始し、所定位置でディスアームするためのフラッグによる合図を確認してディスアームして落下させる。

⑤記録装置の記録を終了モードにする。

⑥供試体を受止装置から回収する。

〈結果概要〉

20m の低高度からの 4 発機の落下時には問題なく機体を受け止められたが、8 発機の機体では、ネットの網目 (100mm×100mm) にプロペラやアームが絡まり、絡まった状態で機体がネット上でバウンドしてプロペラやアームが引きちぎられたほか、ネットの強度に負けてプロペラが破損するなど、パーツが損傷した。また、4 発機、8 発機共に 40m~60m の中高度からの落下試験でも、機体本体は無事に受け止められたものの、8 発機の 20m 落下時と同様、パーツの破損が見られたことからネットの張り方を緩めに調整した。しかし、改善効果はあまり見られなかった。また、110m の高高度からの落下試験では、モータ停止状態にかかわらず、プロペラが逆回転する風車状態になった。

機体のプロペラが時間差で回転したと思われ、機体の落下位置が受止装置から右側手前に 15m ほど大きくずれて落下した（逆回転風車現象は立川の垂直風洞試験で見られた現象と同様）。さらに、無人機の実利用を想定し、水平飛行からの落下試験も実施した。昨年度の福島ロボットテストフィールドでの試験結果を踏まえ、JAMSS で整理した計測データに基づき、飛行高度と経路からディスアームの位置を決定して試験に臨んだ。しかしながら、水平飛行から所定の位置でモータをディスアームする際、昨年度の福島 RTF での試験で、いきなりディスアームしたことで大きく姿勢が崩れた経験から、初日はスロットルダウンからディスアームしたため、プロポの微妙な操作と機体の癖もあったためか、機体が飛行経路中心から右側にずれてしまい、初日の試験はいずれ

も受止装置で受止られなかった（PRODRONE で機体自動停止装置も準備していたが不具合により手動によるディスアーム操作となった）。2 日目の試験ではディスアームの操縦方法を微妙に調整すると共にタイミングについても、ディスアームポイントでのフラッグによる合図の精度が向上したことから、受止装置で受け止めることができた。高度 20m の水平飛行落下時には見られなかったが、30m 高度からの水平飛行落下時には、ネットの強度に負けてか、プロペラとアームの損傷が見られた。



図 2.1.1.7-207 ホーベック鳥羽工場に設置された 大型無人航空機落下受止装置（左）と無人航空機用落下受止装置（水平飛行からの落下受止装置）（右）



図 2.1.1.7-208 大型無人航空機
落下受止装置



図 2.1.1.7-209 無人航空機用
落下受止装置



図 2.1.1.7-210 X-S1 垂直落下試験の様子
(X-S1 の上空には空撮用 Mavic がホバリング中)



図 2.1.1.7-211 大型受止装置で
受け止められた X-S1



図 2.1.1.7-212 X-F1 の
垂直落下試験



図 2.1.1.7-213 大型受止装置で受止めた機体の回収作業



図 2.1.1.7-214 垂直落下試験で
プロペラが破損した X-S1



図 2.1.1.7-215 垂直落下試験で
プロペラが破損した X-F1



図 2. 1. 1. 7-216 水平飛行からの落下
試験用受止装置（正面）



図 2. 1. 1. 7-217 水平飛行からの落下
試験用受止装置（横から見た図）



図 2. 1. 1. 8-218 水平飛行からの落下試験で受止装置外に落下して破損した X-S1



図 2. 1. 1. 7-219 水平飛行からの落下
試験で受止装置ぎりぎりのライン
で落下した X-S1



図 2. 1. 1. 7-220 水平飛行からの落下
試験で受止装置で受け止められたが、
ネット上の落下位置が低すぎたため、
地面に衝突して破損した X-F1

〈落下終端速度〉本装置による落下終端速度測定についての結果を以下に示す。

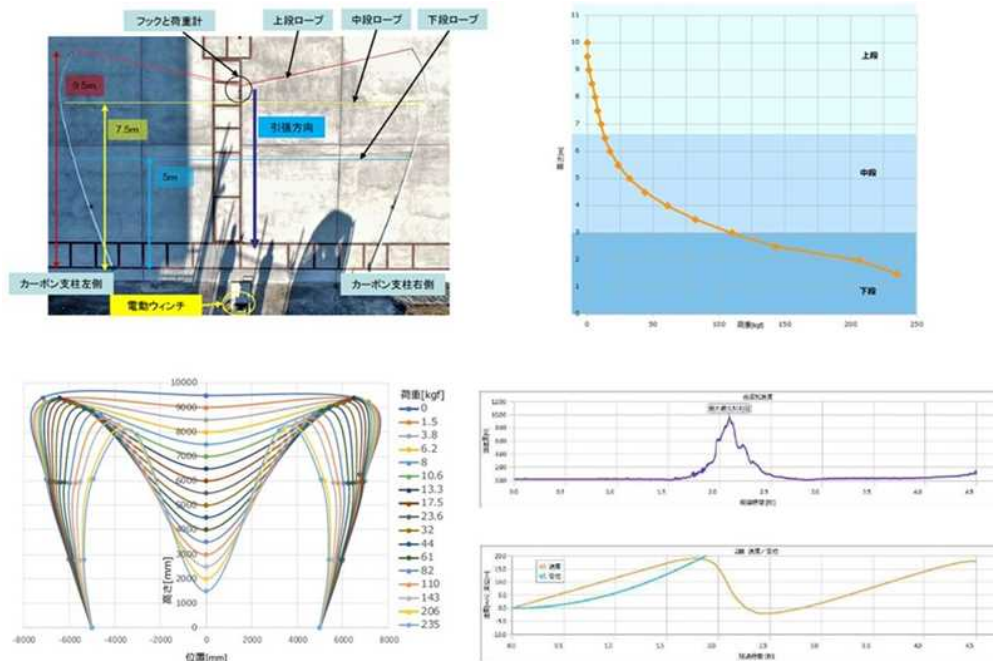


図 2. 1. 1. 7-221 落下終端速度測定結果

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（落下試験/福島ロボットテストフィールド[2019年]）」を開発、経済産業省が2020年5月に公表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

g-2. 機体の信頼性・耐久性に関する性能評価

地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法の研究開発に資するため、「無人航空機による落下事故に対する危害軽減策（水素容器の保護）の評価試験」に関する衝撃実験を実施した。具体的には、水素容器の 3m 落下試験と、プロテクター付き水素容器の 18m/s での衝撃試験との比較・検証を行う。参考として、容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験等を実施する。

<実施試験一覧>

表 2.1.1.7-37 試験リスト

試験 No.	日付	時間	容器 SN	試験名	速度 m/s	姿勢	保護材	重量 kg	備考
1	11/5	15:45	32391	3m 落下試験	7.8	垂直	なし	2.05	
2	11/5	16:00		3m 落下試験	7.8	水平	なし	↑	
3	11/5	16:30		3m 落下試験	7.8	アングル	なし	↑	
4	12/26	14:45	32395	比較用衝撃試験	7.7	垂直	なし	2.05	
5	12/26	15:15		比較用衝撃試験	7.7	水平	なし	↑	
6	12/26	15:45		比較用衝撃試験	7.7	アングル	なし	↑	試験後重量 2.05 kg
8	1/6	12:05	32392	容器①衝撃試験	18.4	垂直	なし	2.05	
11	1/6	14:20		容器①衝撃試験	18.6	水平	なし	↑	
17	1/7	11:10		容器①衝撃試験	18.3	アングル	なし	↑	
7	1/6	11:40	32339 3	容器②衝撃試験	18.3	垂直	なし	2.05	
12	1/6	14:50		容器②衝撃試験	18.6	水平	なし	↑	
18	1/7	11:30		容器②衝撃試験	18.4	アングル	なし	↑	
9	1/6	13:25	32394	容器③衝撃試験	18.4	パルプ	なし	2.05	
10	1/6	13:55	32401	保護付容器① 衝撃試験	18.4	垂直	あり	2.75	
13	1/6	15:30		保護付容器① 衝撃試験	18.6	水平	あり	↑	
19	1/7	12:05		保護付容器① 衝撃試験	18.3	アングル	あり	↑	
16	1/6	16:50	32396	保護付容器② 衝撃試験	18.7	垂直	あり	2.80	
14	1/6	16:00		保護付容器② 衝撃試験	18.6	水平	あり	↑	
20	1/7	13:35		保護付容器②	18.4	アング	あり	2.80	保護材のア

				衝撃試験		ル			ルミ変更
15	1/6	16:25	32397	保護付容器③ 衝撃試験	18.6	バルブ	あり	2.75	
21	1/7	14:15	32400	保護付容器④ 衝撃試験	18.3	アングル	あり	2.80	保護材にCFRP パイプ3本使用
22	1/7	15:25	32398	ドローン① 衝撃試験	18.3	アングル	あり	10.95	容器重量 2.05 kg
23	1/7	17:20	32399	ドローン② 衝撃試験	18.2	アングル	あり	12.5	容器重量 2.05 kg

g-2-1. 水素容器の 3m 落下試験

<試験日時>2019年11月5日(火)13時30分~17時00分

<試験場所>一般財団法人日本自動車研究所城里テストセンター

<試験設備>水素・燃料電池自動車の安全評価試験設備 (Hy-SEF)

<試験概要>

水素容器1本に対して、「アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の技術基準 KHKS0121 (2005)」の「設計確認試験における落下試験」に従い、垂直落下試験、水平落下試験及びアングル落下試験を行い、高度カメラで計測、記録する。

<試験条件>

- ・対象供試体：水素容器 (2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、2.05kg)、1本
- ・落下面：コンクリート
- ・落下高さ：床面から容器最低部までの高さが3m以上
- ・高度カメラ計測条件：5,000fps、704×704pixel

落下試験概要を図 2.1.1.7-222 に、供試体重量を図 2.1.1.7-223 に示す。

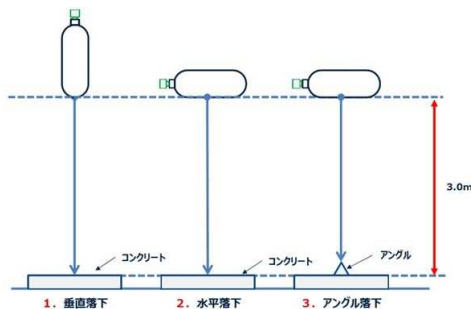


図 2.1.1.7-222 落下試験概要



図 2.1.1.7-223 試験前供試体重量

<垂直落下試験結果 (試験 No. 1) >

垂直落下試験前後の写真を図 2.1.1.7-224~図 2.1.1.7-229 に示す。



図 2.1.1.7-224
垂直落下試験前写真 1 (全体)



図 2.1.1.7-225
垂直落下試験前写真 1 (高さ 3m 確認)



図 2.1.1.7-226 垂直落下試験後写真 1
(全体)



図 2.1.1.7-227 垂直落下試験後写真 2
(落下衝撃部位 1)



図 2.1.1.7-228 垂直落下試験後写真 3
(落下衝撃部位 2)



図 2.1.1.7-229 垂直落下試験後写真 4
(衝撃検出シール)

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-230、図 2.1.1.7-231 に示す。

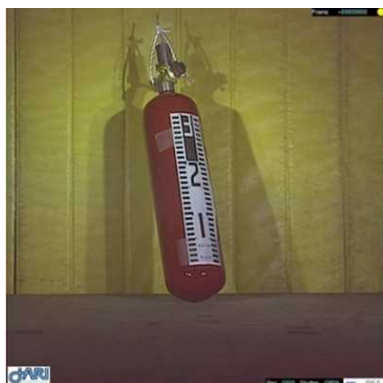


図 2.1.1.7-230 垂直落下試験 高度
カメラ写真 1 (コンクリート接触時)



図 2.1.1.7-231 垂直落下試験高度
カメラ写真 2 (最大変形時)

参考として、高度カメラ写真より算出した容器変形量を表 2.1.1.7-36 に示す。容器の変形量は、数フレーム・数ピクセルの変化から算出しているため、誤差が大きいと考えられる。

表 2.1.1.7-38 垂直落下試験の容器変形量 (参考)

接触時の速度※	7.8 m/s
変形量	3.9 mm (4pixel)
変形時間	0.6 ms (3frame)
変形時の変形時の加速度	13,000 m/s ²

※接触時の速度： 接触前 2ms (10frame) の容器の移動量
から、2ms の平均度を算出

〈水平落下試験結果（試験 No. 2）〉

水平落下試験前後の写真を図 2.1.1.7-232～図 2.1.1.7-236 に示す。



図 2.1.1.7-232 水平落下試験前写真 1
(水平確認)



図 2.1.1.7-233 水平落下試験前写真 2
(高さ 3m 確認)



図 2.1.1.7-234 水平落下試験後写真 1
(全体)



図 2.1.1.7-235 水平落下試験後写真 2
(落下衝撃部位 1)



図 2.1.1.7-236 水平落下試験後写真 3 (落下衝撃部位 2)

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-237、図 2.1.1.7-238 に示す。



図 2.1.1.7-237 水平落下試験高度カメラ写真1 (コンクリート接触時)



図 2.1.1.7-238 水平落下試験高度カメラ写真2 (最大変形時)

参考として、高度カメラ写真より算出した容器変形量を表 2.1.1.7-37 に示す。容器の変形量は、1 フレーム・1 ピクセルの変化から算出しているため、誤差が大きいと考えられる。

表 2.1.1.7-39 垂直落下試験の容器変形量 (参考)

接触時の速度※	7.8 m/s
変形量	1.0 mm (4pixel)
変形時間	0.2 ms (3frame)
変形時の加速度	39,000 m/s ²

※ 接触時の速度： 接触前 2ms (10frame) の容器の移動量から、2ms の平均度を算出

<アングル落下試験結果 (試験 No. 3) >

アングル落下試験前後の写真を図 2.1.1.7-239～図 2.1.1.7-243 に示す。



図 2.1.1.7-239 アングル落下試験前写真1 (水平確認)



図 2.1.1.7-240 アングル落下試験前写真2 (高さ 3m 確認)

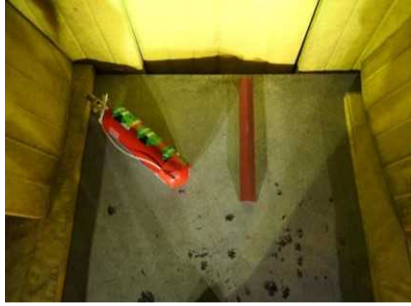


図 2.1.1.7-241 アングル落下試験後
写真 1 (全体)



図 2.1.1.7-242 アングル落下試験後
写真 2 (試験後のアングル)



図 2.1.1.7-243 アングル落下試験後写真 3 (落下衝撃部位)

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-244、図 2.1.1.7-245 に示す。



図 2.1.1.7-244 アングル落下試験
高度カメラ写真 1 (アングル接触時)

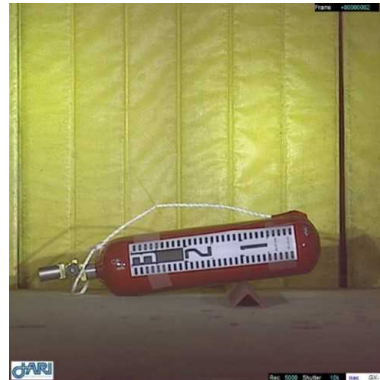


図 2.1.1.7-245 アングル落下試験
高度カメラ写真 2 (最大変形時)

参考として、高度カメラ写真より算出した容器変形量を表 2.1.1.7-38 に示す。容器の変形量は、数フレーム・数ピクセルの変化から算出しているため、誤差が大きいと考えられる。

表 2.1.1.7-40 アンクル落下試験の容器変形量（参考）

接触時の速度※	7.8 m/s
変形量	2.1 mm (4pixel)
変形時間	0.4 ms (3frame)
変形時の加速度	19,500 m/s ²

※ 接触時の速度： 接触前 2ms (10frame) の容器の移動量から、2ms の平均度を算出

g-2-2. 水素容器の 7.7m/s 衝撃試験

<試験日時>2019 年 12 月 26 日（木）14 時 00 分～16 時 00 分

<試験場所>一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

<試験設備>HYGE スレッド試験装置

<試験概要>

水素容器の 3m 落下試験と HYGE を使用した衝撃試験を比較するため、3m 落下の想定度である約 7.7m/s での衝撃試験を行う。試験は、水素容器 1 本に対して、垂直落下試験、水平落下試験及びアンクル落下試験を想定した条件で衝撃試験を行い、高度カメラで計測、記録する。

<試験条件>

- ・ 対象供試体：水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、2.05kg）、1 本
- ・ 衝撃面：鉄板または鉄板＋アンクル
- ・ 衝撃時の度：約 7.7m/s
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

7.7m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-246 に示す。

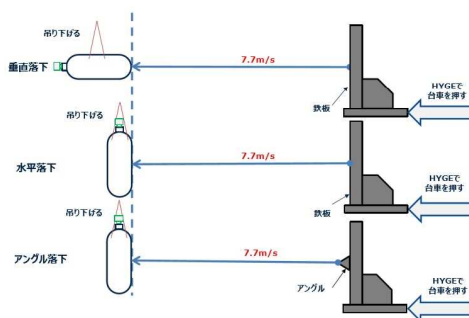


図 2.1.1.7-246 7.7m/s 衝撃試験概要

7.7m/s 衝撃試験の SLED（衝撃面）の加度解析データの一例として、7.7m/s 垂直衝撃試験（試験 No. 4）の加度解析データを図 2.1.1.7-247 に示す。図の青線（SLED-加度）の値が振動し始めるポイントが、容器と衝撃面が接触した時間である。その時の度は、SLED（衝撃面）の最大度であり、約 7.7m/s である。その他の試験も同条件で実施しており、接触時の度はいずれも約 7.7m/s であった。

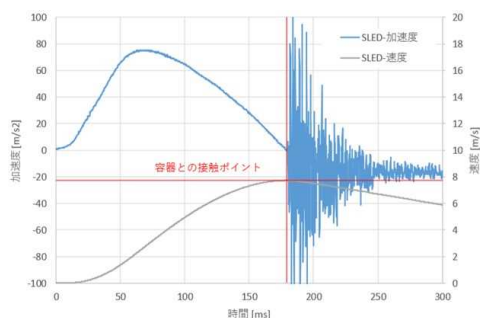


図 2.1.1.7-247 加度解析データ（7.7m/s 垂直衝撃試験、試験 No. 4）

<7.7m/s 垂直衝撃試験結果（試験 No. 4）>

7.7m/s 垂直衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-248～図 2.1.1.7-251 に示す。

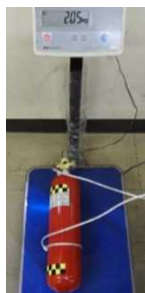


図 2.1.1.7-248 試験前重量測定



図 2.1.1.7-249 7.7m/s 垂直衝撃試験前写真

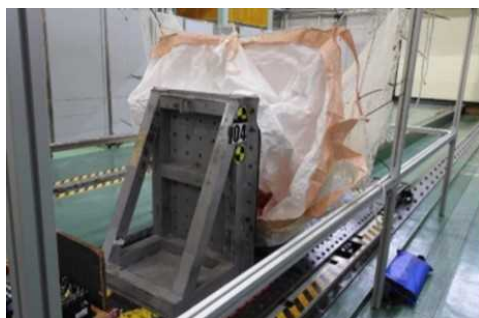


図 2.1.1.7-250
7.7m/s 垂直衝撃試験後写真 1
（全体）



図 2.1.1.7-251
7.7m/s 垂直衝撃試験後写真 2
（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-252 に示す。



図 2. 1. 1. 7-252 7. 7m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真（最大変形時）

<7. 7m/s 水平衝撃試験結果（試験 No. 5）>

7. 7m/s 水平衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-253～図 2. 1. 1. 7-255 に示す。



図 2. 1. 1. 7-253 7. 7m/s 水平衝撃
試験前写真



図 2. 1. 1. 7-254 7. 7m/s 水平衝撃
試験後写真 1（全体）



図 2. 1. 1. 7-255 7. 7m/s 水平衝撃試験後写真 2（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-256 に示す。



図 2. 1. 1. 7-256 7. 7m/s 水平衝撃試験 高度カメラ写真（最大変形時）

<7. 7m/s アングル衝撃試験結果（試験 No. 6）>

7. 7m/s アングル衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-257～図 2. 1. 1. 7-259 に示す。



図 2. 1. 1. 7-257 7. 7m/s アングル衝撃
試験前写真



図 2. 1. 1. 7-258 7. 7m/s アングル衝撃
試験後写真 1（全体）



図 2. 1. 1. 7-259 7. 7m/s アングル衝撃試験後写 2（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-260 に示す。



図 2.1.1.7-260 7.7m/s アングル衝撃試験 高度カメラ写真 1 (最大変形時)

g-2-3. 水素容器の 18m/s 衝撃試験

<試験日時>2020 年 1 月 6 日 (月) 10 時 00 分～2 月 7 日 (火) 11 時 30 分

<試験場所>一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

<試験設備>HYGE スレッド試験装置

<試験概要>

ドローンが上空から落下した時の終端度を想定した 18m/s で、水素容器の衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、垂直落下、水平落下、アングル落下を想定した条件、およびバルブが衝撃を受けた場合を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高度カメラで記録する。

<試験条件>

- ・ 対象供試体：水素容器 (2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、2.05kg)、3 本
- ・ 衝撃面：鉄板または鉄板+アングル
- ・ 衝撃時の度：約 18m/s
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

水素容器の 18m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-261 に示す。

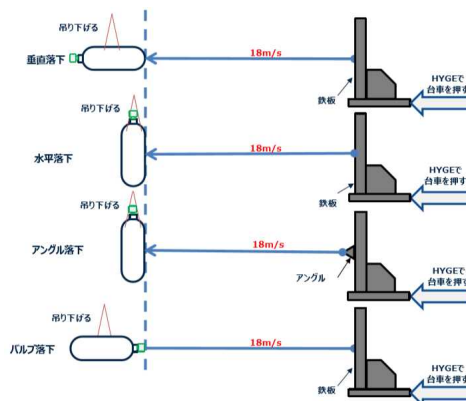


図 2.1.1.7-261 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

18m/s 衝撃試験の SLED（衝撃面）の加度解析データの一例として、18m/s 垂直衝撃試験（容器①-試験 No. 8）の加度解析データを図 2.1.1.7-262 に示す。図の青線（SLED-加度）の値が振動し始めるポイントが、容器と衝撃面が接触した時間である。その時の度は、SLED（衝撃面）の最大度であり、約 18.4m/s である。その他の試験も同条件で実施しており、SLED（衝撃面）の最大度はいずれも約 18.3~18.6m/s であった。

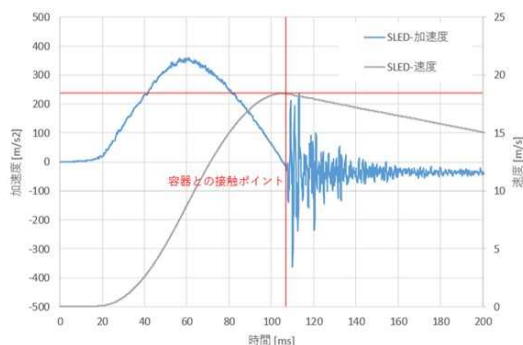


図 2.1.1.7-262 加度解析データ（18m/s 垂直衝撃試験、容器①-試験 No. 8）

<18m/s 垂直衝撃試験結果（容器①-試験 No. 8、容器②-試験 No. 7）>

18m/s 垂直衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-263～図 2.1.1.7-265 に示す。



図 2.1.1.7-263 試験前重量測定
（容器①）



図 2.1.1.7-264 18m/s 垂直衝撃試験前写真
（容器①）



容器①



容器②

図 2.1.1.7-265 18m/s 垂直衝撃試験後写真（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-266 に示す。

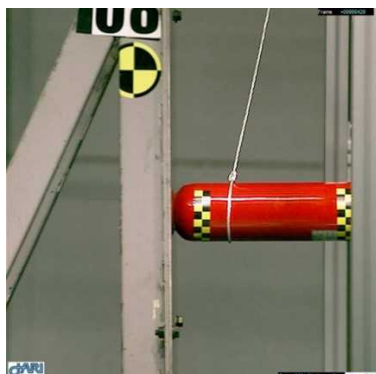


図 2. 1. 1. 7-266 18m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真
(容器①-試験 No. 8、最大変形時)

<18m/s 水平衝撃試験結果 (容器①-試験 No. 11、容器②-試験 No. 12) >

18m/s 水平衝撃試験前後の写真を図 g-2-3. 7~図 g-2-3. 9 に示す。



図 2. 1. 1. 7-267 18m/s 水平衝撃試験前写真 (容器①)



図 2. 1. 1. 7-268 18m/s 水平衝撃試験後
写真 1 (容器①)



図 2. 1. 1. 7-269 18m/s 水平衝撃試験後
写真 2 (容器②)

高度カメラの写真の一例を図 2. 1. 1. 7-270 に示す。



図 2. 1. 1. 7-2780 18m/s 水平衝撃試験高度カメラ写真（容器①、最大変形時）

<18m/s アングル衝撃試験結果（容器①-試験 No. 17、容器②-試験 No. 18）>

18m/s アングル衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-271～図 2. 1. 1. 7-273 に示す。



図 2. 1. 1. 7-271 18m/s アングル衝撃試験前写真（容器①）



図 2. 1. 1. 7-272 18m/s アングル衝撃
試験後写真 1（容器①）



図 2. 1. 1. 7-273 18m/s アングル衝撃
試験後写真 2（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-274 に示す。



図 2. 1. 1. 7-274 18m/s アングル衝撃試験 高度カメラ写真（容器①、最大変形時）

<18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験結果（容器③-試験 No. 9）>

18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-275～図 2. 1. 1. 7-276 に示す。



図 2. 1. 1. 7-275 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験前写真



図 2. 1. 1. 7-276 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験後写真

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-277 に示す。

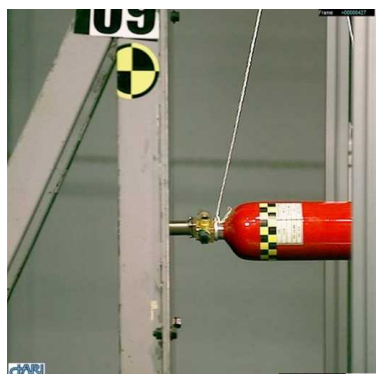


図 2. 1. 1. 7-277 18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験高度カメラ写真
（容器③、最大変形時）

g-2-4. 保護付き水素容器の 1.8m/s 衝撃試験

〈試験日時〉2020年1月6日(月)10時00分～1月7日(月)14時30分

〈試験場所〉一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

〈試験設備〉HYGE スレッド試験装置

〈試験概要〉

ドローンが上空から落下した時の終端度を想定した 18m/s で、保護付き水素容器の衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、垂直落下、水平落下、アングル落下を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高度カメラで記録する。

〈試験条件〉

- ・ 対象供試体：保護付き水素容器 (2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、保護材付き、2.75～2.80kg)、4本
- ・ 衝撃面：鉄板または鉄板+アングル
- ・ 衝撃時の度：約 18m/s (加度解析の結果：18.3～18.7m/s)
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-278 に示す。

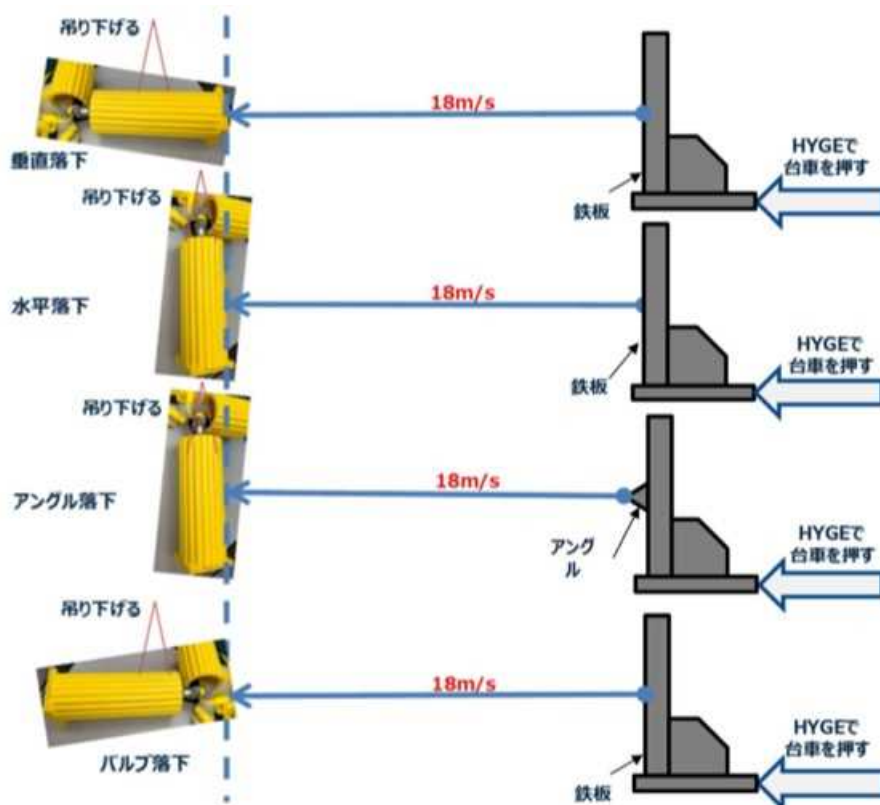


図 2.1.1.7-278 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

〈18m/s 垂直衝撃試験結果 (保護付容器①-試験 No. 10、保護付容器②-試験 No. 16)〉

18m/s 垂直衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-279～図 2.1.1.7-283 に示す。



図 2. 1. 1. 7-279 試験前重量測定
(保護付容器①)



図 2. 1. 1. 7-280 18m/s 垂直衝撃試験前写真
(保護付容器①)



図 2. 1. 1. 7-281 18m/s 垂直衝撃試験後
写真 1 (保護付容器①)



図 2. 1. 1. 7-282 18m/s 垂直衝撃試験後
写真 2 (保護付容器②)



容器①



容器②

図 2. 1. 1. 7-283 18m/s 垂直衝撃試験後写真 3

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-284 に示す。

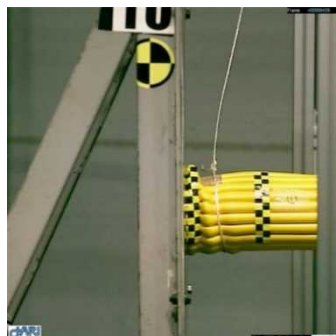


図 2. 1. 1. 7-284 18m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真 (保護付容器①、最大変形時)

＜18m/s 水平衝撃試験結果（保護付容器①-試験 No. 13、保護付容器②-試験 No. 14）＞
 18m/s 水平衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-285～図 2. 1. 1. 7-294 に示す。



図 2. 1. 1. 7-285 18m/s 水平衝撃試験前写真（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-286 18m/s 水平衝撃試験後
写真 1（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-287 18m/s 水平衝撃試験後
写真 2（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-288 18m/s 水平衝撃試験後
写真 3（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-289 18m/s 水平衝撃試験後
写真 4（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-290 18m/s 水平衝撃試験後
写真 5（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-291 18m/s 水平衝撃試験後
写真 6（保護付容器②）

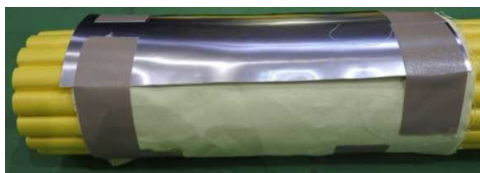


図 2. 1. 1. 7-292 18m/s 水平衝撃試験後
写真 7（保護付容器②）



図 2. 1. 1. 7-293 18m/s 水平衝撃試験後
写真 8（保護付容器②）



図 2. 1. 1. 7-294 18m/s 水平衝撃試験後写真 9 (保護付容器②)

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-295 に示す。



図 2. 1. 1. 7-295 18m/s 水平衝撃試験 高度カメラ写真
(保護付容器①、最大変形時)

<18m/s アングル衝撃試験結果 (保護付容器①-試験 No. 19、保護付容器②-試験 No. 20) >
18m/s アングル衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-296～図 2. 1. 1. 7-308 に示す。



図 2. 1. 1. 7-296 18m/s アングル衝撃試験前写真 (保護付容器①)



図 2. 1. 1. 7-297 18m/s アングル衝撃
試験後写真 1 (保護付容器①)



図 2. 1. 1. 7-298 18m/s アングル衝撃
試験後写真 2 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-299 18m/s アングル衝撃
試験後写真 3 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-300 18m/s アングル衝撃
試験後写真 4 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-301 18m/s アングル衝撃試験後写真 5 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-302 18m/s アングル衝撃
試験後写真 6 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-303 18m/s アングル衝撃
試験後写真 7 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-304 18m/s アングル衝撃
試験後写真 8 (保護付容器②)

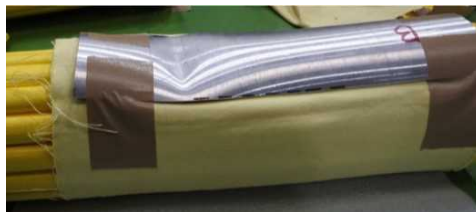


図 2.1.1.7-305 18m/s アングル衝撃
試験後写真 9 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-306 18m/s アングル衝撃
試験後写真 10 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-307 18m/s アングル衝撃
試験後写真 11 (保護付容器②)



図 2. 1. 1. 7-308 18m/s アングル衝撃試験後写真 12 (保護付容器②)

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-309 に示す。



図 2. 1. 1. 7-309 18m/s アングル衝撃試験高度カメラ写真
(保護付容器①、最大変形時)

<18m/s 垂直 (バルブ) 衝撃試験結果 (容器③-試験 No. 15) >

18m/s 垂直 (バルブ) 衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-310～図 2. 1. 1. 7-314 に示す。



図 2. 1. 1. 7-310 18m/s 垂直 (バルブ) 衝撃試験前写真



図 2. 1. 1. 7-311 18m/s 垂直 (バルブ)
衝撃試験後写真 1



図 2. 1. 1. 7-312 18m/s 垂直 (バルブ)
衝撃試験後写真 2



図 2.1.1.7-313 18m/s 垂直 (バルブ)
衝撃試験後写真 3



図 2.1.1.7-314 18m/s 垂直 (バルブ)
衝撃試験後写真 4

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-35 に示す。



図 2.1.1.7-315 18m/s 垂直 (バルブ) 衝撃試験高度カメラ写真
(最大変形時)

g-2-5. 水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験

<試験日時>2020 年 2 月 7 日 (火) 14 時 30 分~17 時 30 分

<試験場所>一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

<試験設備>HYGE スレッド試験装置

<試験概要>

ドローンが上空から落下した時の終端度を想定した 18m/s で、水素容器搭載ドローンの衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、18m/s 衝撃試験を行い、高度カメラで記録する。

<試験条件>

- ・ 対象供試体：水素容器搭載ドローン (ドローン+2.8L 保護付き CFRP 容器、10.95~12.5kg)、2 体
- ・ 衝撃面：鉄板+アングル
- ・ 衝撃時の度：約 18m/s (加度解析の結果：18.2~18.3m/s)
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

水素容器搭載ドローンの18m/s 衝撃試験概要を図 2. 1. 1. 7-316 に示す。

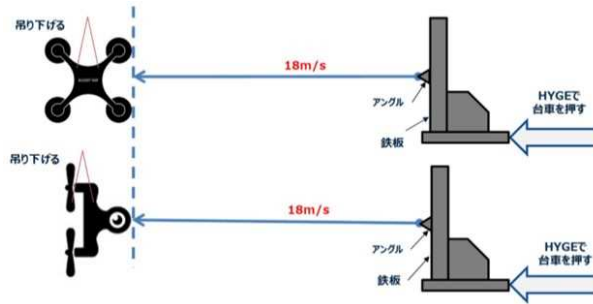


図 2. 1. 1. 7-316 水素容器搭載ドローンの18m/s 衝撃試験概要

＜水素容器搭載ドローン①の18m/s 衝撃試験結果（ドローン①-試験 No. 22）＞

水素容器搭載ドローン①の18m/s 衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-317～図 2. 1. 1. 7-327 に示す。



図 2. 1. 1. 7-317 試験前重量測定（ドローン①）



図 2. 1. 1. 7-318 18m/s 衝撃試験前写真（ドローン①）



図 2. 1. 1. 7-319 18m/s 衝撃試験後写真1（ドローン①）



図 2. 1. 1. 7-320 18m/s 衝撃試験後写真2（ドローン①）



図 2. 1. 1. 7-321 18m/s 衝撃試験後写真3（ドローン①）



図 2.1.1.7-322 18m/s 衝撃試験後
写真 4 (ドローン①)



図 2.1.1.7-323 18m/s 衝撃試験後
写真 5 (ドローン①)



図 2.1.1.7-324 18m/s 衝撃試験後
写真 6 (ドローン①)



図 2.1.1.8-325 18m/s 衝撃試験後
写真 7 (ドローン①)



図 2.1.1.7-326 18m/s 衝撃試験後
写真 8 (ドローン①)



図 2.1.1.7-327 18m/s 衝撃試験後
写真 9 (ドローン①)

高度カメラの写真を図 g-2-5.13~図 g-2-5.14 に示す。



図 2.1.1.7-328 18m/s 衝撃試験
高度カメラ写真 (足接触時)



図 2.1.1.7-329 18m/s 衝撃試験
高度カメラ写真 (容器接触時)

＜水素容器搭載ドローン②の 18m/s 衝撃試験結果（ドローン②-試験 No. 23）＞

水素容器搭載ドローン②の 18m/s 衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-330～図 2.1.1.7-337 に示す。



図 2.1.1.7-330 試験前重量測定（ドローン②）



図 2.1.1.7-331 18m/s 衝撃試験前
写真 1（ドローン②）

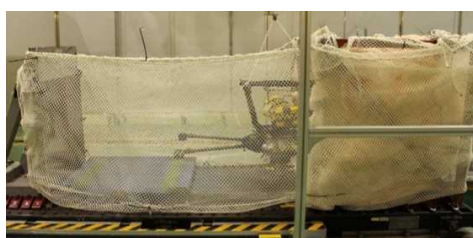


図 2.1.1.7-332 18m/s 衝撃試験前
写真 2（ドローン②）



図 2.1.1.7-333 18m/s 衝撃試験後
写真 1（ドローン②）



図 2.1.1.7-334 18m/s 衝撃試験後
写真 2（ドローン②）

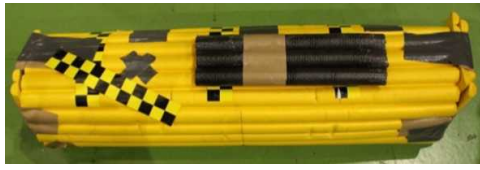


図 2.1.1.7-335 18m/s 衝撃試験後
写真 3 (ドローン②)



図 2.1.1.7-336 18m/s 衝撃試験後
写真 4 (ドローン②)



図 2.1.1.7-337 18m/s 衝撃試験後写真 5 (ドローン②)

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-338、図 2.1.1.7-339 に示す。



図 2.1.1.7-338 18m/s 垂直衝撃試験
高度カメラ写真 (アーム接触時)

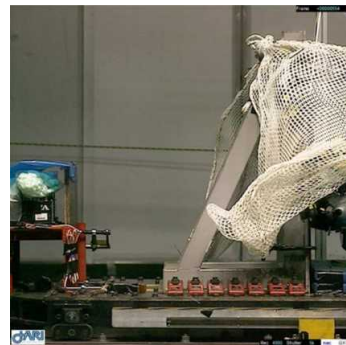


図 2.1.1.7-339 18m/s 垂直衝撃試験
高度カメラ写真 (ボディ接触時)

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書 落下衝撃試験(垂直落下)」及び「無人航空機性能評価試験手順書 落下衝撃試験(水平衝突)」を開発、経済産業省が 2020 年 5 月に公開した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

h. 落下終端速度計測

福島 RTF 風洞施設における落下終端速度計測に資するため、上記 c 記述の 2018 年度に屋外落下試験にて、落下終端速度に達した際の速度を垂直風洞試験にてより精度よく計測した。次に、同 e-3 の垂直風洞試験にて空力抵抗と重力との平衡風速を精度よく計測したが垂直風洞は日本に 1 つしかないため、水平型風洞を用いて同等以上の精度で計測できる方法の開発に挑戦した。最終的に同 e-4 の水平風洞試験にて空力抵抗と、ロードセル荷重との平衡風速を計測し落下終端速度を精度よく算出することに成功した。



図 2. 1. 1. 7-340 落下受止装置を使用した落下試験による落下終端速度測定

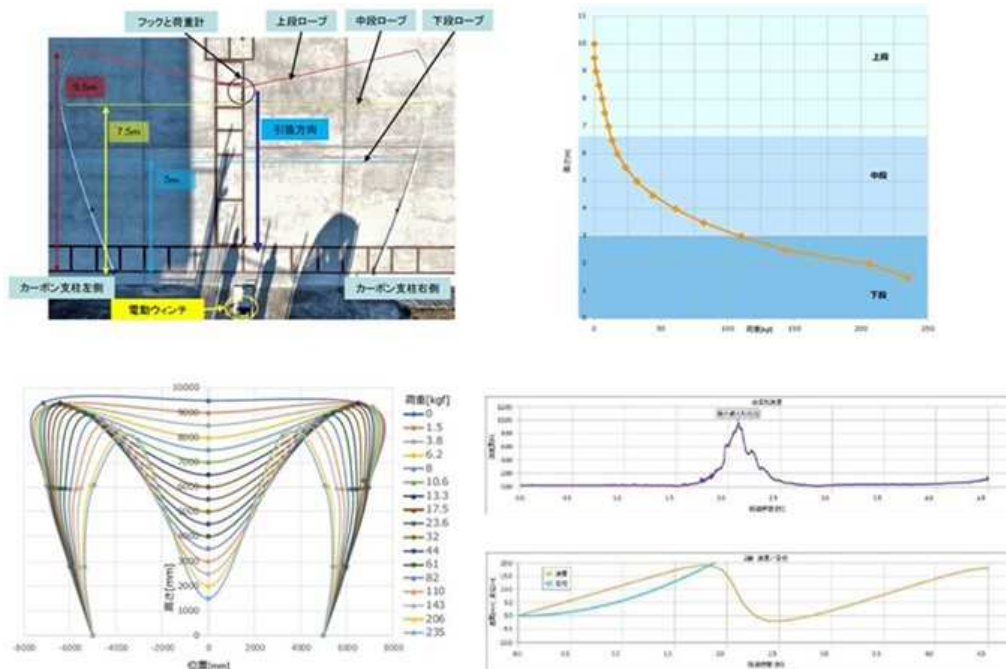


図 2. 1. 1. 7-341 新型落下受止試験装置の受止ストロークと減速加速度時間特性

最終年度には、2018 年度に開発した落下受止試験装置を進化させた図 2. 1. 1. 7-340 に示す離陸重量 25kg 以上の大型ドローンにも対応可能な新型落下受止試験装置を開発した。

図 2. 1. 1. 7-341 に新型落下受止試験装置の支柱変形解析と落下受止めストローク、落下受止め減速加速度時間特性を示す。図 2. 1. 1. 7-341 から、大きな変形量と 2 本で 250kg もの荷重に耐えるカーボン製の支柱の特性により、8.5m の大きな落下受止めストロークを確保し、その結果 1500ms

もの減速加速度持続時間を得るに至っている。

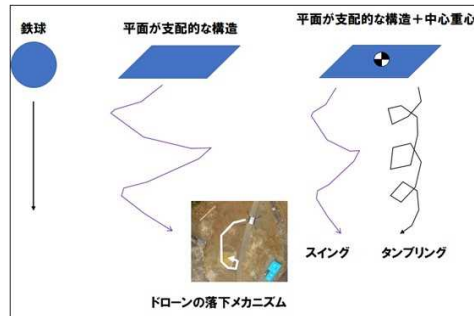


図 2. 1. 1. 7-342 落下受止試験装置を用いたドローン落下メカニズムの解明

落下受止試験装置を用いたドローンの落下試験から、ドローンは水平面状に回転するプロペラやそれを支持するアームフレームなどを持つ平面が支配的な構造を有していることから、図 2. 1. 1. 7-342 のように平面が支配的な構造の落下メカニズムに近いヒラヒラと落ちる落下をする特徴があることが分かってきた。また、その落下は無風時には、滑空などによる横滑り運動は生じないことも判明しており、無風時や微風時の落下分散は、高度 120m からの落下でも 10m 四方の落下受止装置での受止めに何度も再現性ある形で成功した。またこれにより、図 2. 1. 1. 7-343 に示す通り、無風時の落下分散が無人航空機の運用高度 150m 以下の場合 ±10m 以下であることを実証することに成功した。

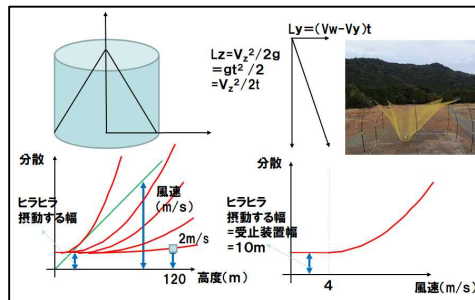


図 2. 1. 1. 7-343 落下受止試験装置を用いた落下試験による落下分散の分析

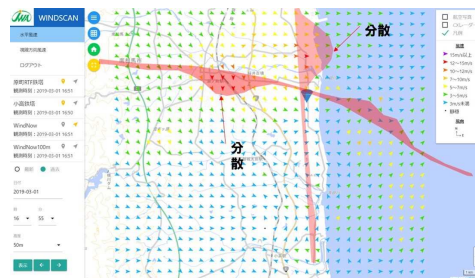


図 2. 1. 1. 7-344 飛行高度での風速計測データと落下分散増加関数による自動落下分散算出の例

図 2.1.1.7-343 には、落下分散が外乱となる風速に強く依存することが示されている。この依存性は 2 次関数近似で関数化できるため、図 2.1.1.7-344 に示す通り、機体の飛行経路上で無風から風速 4m/s 未満の風速の時には、落下分散は±10m で、風速が高い場所では、関数化された落下分散の計算から自動的に落下分散が増加し、経路の赤い部分が膨らむ落下分散領域の算出が可能となることが分かった。これにより、リアルタイム風速計測による落下分散のリアルタイム推定が可能となることが判明した。

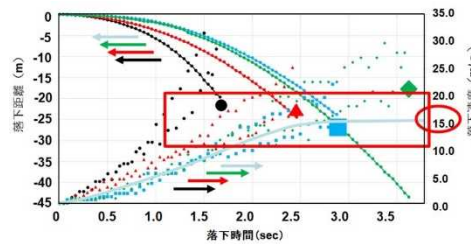


図 2.1.1.7-345 屋外落下試験から計測する落下終端速度計測法の結果の一例

野外での落下試験の映像データから落下終端速度を計測した一例を図 2.1.1.7-345 に示す。落下試験を記録した映像データのフレームレートが、60fps であったことから、誤差が大きいことがわかる。また、ライカ製トータルステーションによる落下過程の計測は、トータルステーションのサンプリングレートと追従速度の不足から計測不能であった。このことから、落下試験による落下終端速度計測は、200~1000fps 程度の高速撮影が必要であることが分かった。それでも、野外測定の場合、風の影響、気圧などの気象条件にも影響を受けることから、垂直風洞を用いた屋内試験を検討した。

風洞は下から上に風が流れ、供試体のドローンを風の抵抗により浮き上がらせる。浮き上がったことは、ドローンを釣り下げるバネばかりの指針がゼロになることで検出する。姿勢が正常でプロペラがフリーに回転しているケースでは、13.4~16.5m/s の落下終端速度が観測されているが、プロペラを固定すると、概して落下速度が増加する傾向があることが判明した。詳細は後述の 5.4 項に記した。

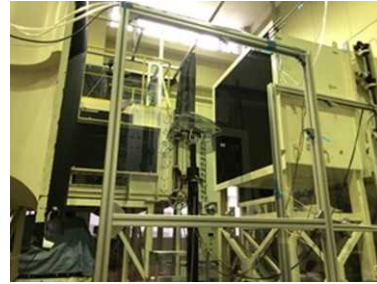
垂直風洞を用いた終端速度計測は、日本に一つしか無く 2020 年以内に廃棄が予定されてしまっている防衛省航空装備研究所の垂直風洞でしか計測できない点と、機体の浮き上がり時の判断が機体の振動や揺れにより誤差分布を有してしまう点があるため、機体の測定姿勢を 90 度回転して固定し、一般的な横型風洞により風を当てて力覚センサで荷重と空気抵抗の平衡点を計測する試験法を開発した。図 2.1.1.7-346 に、終端速度計測試験法開発の変遷を記した。



落下試験による落下
終端速度計測



垂直風洞試験による空力抗
力と重力との平衡風速計測



水平風洞試験による空力抗力とロ
ードセル荷重との平衡風速計測

福島ロボットテストフィールド風洞施設で落下終端速度計測が可能になる

図 2.1.1.7-346 終端速度計測試験法開発の変遷

水平風洞試験による落下終端速度計測の結果と、開発した試験法を以下に示す。

200 g ドローンの水平風洞試験による落下終端速度計測結果

1. 対象：

Dobby (197.8g = 1.94N), Mavic mini (204.29g = 2.00N)

Dobby with CAGE (272.37g = 2.67N), Mavic mini with CAGE (274.16g = 2.69N)

Mavic mini with GARD (253.46g = 2.48N)

2. 風洞実験実施日 2019年12月18日(水), 2019年12月24日(火)

3. 実験結果と落下終端速度の計算結果： ドローンは、逆さまに落下する状態(上面が下方)を想定。

実験では、各モデル上面を風洞上流に向けて設置した。下記の図の横軸は機体に作用する空気抵抗 F_x に対してその時の主流風速 U を縦軸に取っている。従って、各モデルの重量相当に対応した主流風速 U が落下終端速度となる。

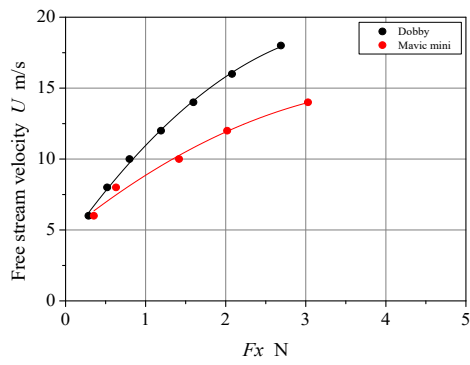


图 2.1.1.7-347

Dobby & Mavic mini
without GAGE & GARD

Fall end speed: Dobby 15.6m/s,
Mavic mini 11.9m/s

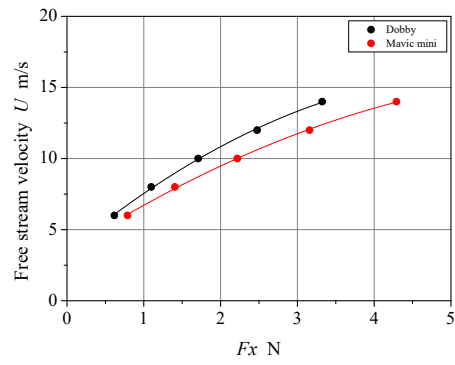


图 2.1.1.7-348

Dobby & Mavic mini
with GAGE

Fall end speed: Dobby 12.6m/s,
Mavic 11.1m/s

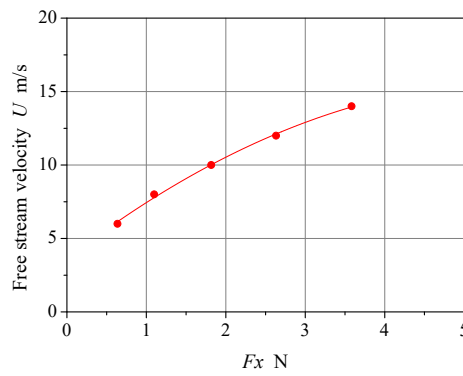


图 2.1.1.07-349

Mavic mini with GARD

Fall end speed: Mavic mini 11.8m/s

* Front 2 propellers rotate at 14m/s

無人航空機性能評価試験法
(落下試験 (風洞-200g) /産総研 北サイト[2019年])

1. 目的

本手順書は、無人機の性能評価に用いるデータを取得するための各種試験を実施するための試験手順を規定するものである。

2. 対象とする試験

2019年度にNEDO性能評価プロジェクト事業として実施した無人機性能評価に関わる試験の内、以下を対象として手順を作成した。

- 落下試験 (風洞-200g)

3. 試験方法

3.1. 試験の目的

本試験は、無人航空機の機体に垂直下方から制御された風速を与えることで落下時の状況を模擬し、各機体の落下時の姿勢特性を性能の指標の一つとして評価することを目的とする。

3.2. 試験方法

(ア) 試験の概要

本試験は下記のパラメータを対象として、異なる機体、異なる計測条件でデータを取得し、違いを比較して分析するものである。

試験の概念図を図 3.2-1 に示す。また、計測するデータ、及びその計測におけるパラメータを表 3.2-1 に示す。

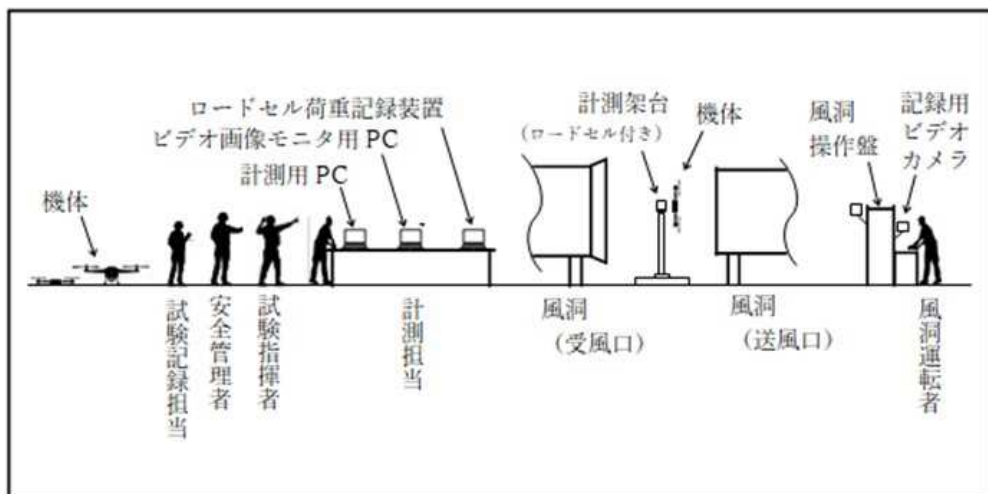


図 2.1.1.7-350 試験の概念図

表 2.1.1.7-41 垂直風洞試験で計測する項目、データ及び記録方法

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	終端速度	・落下方向に該当するロードセル荷重	以下の要素を変動させて計測 ・風速 ・異なる機体特性（重量/形状）
2	姿勢安定	・姿勢安定の有無 ・落下時のプロペラ回転の有無と、そのプロペラ数（風圧によるプロペラの逆回転）	・プロペラ特性（長さ/形状/固定） ・飛行性能に影響を与える要素（例：機体の上下を反転）

(イ) 試験実施体制

- | | |
|------------|--------|
| 1) 試験指揮者 | 1名 |
| 2) 安全管理者 | 1名 |
| 3) 計測担当 | 1名 |
| 4) 風洞運転者 * | 1名 |
| 5) 試験記録担当 | 4) と兼務 |

* : 試験で使用する風洞装置の操作技量を有する者

(ウ) 試験系のシステム構成

本試験では、下記の様に機器を構成し、データを取得・記録している。

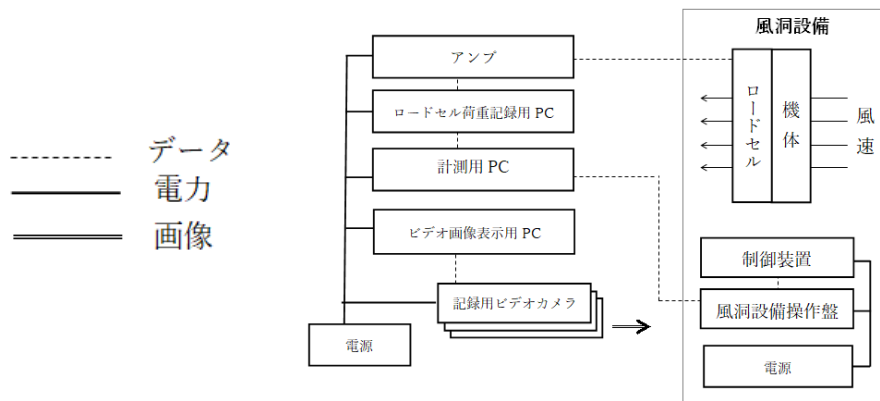


図 2.1.1.7-351 試験システム構成

(エ) 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

表 2.1.1.7-42 落下試験で計測する項目と計測データの解析方法

	項目	計測データの解析方法
1	終端速度	<ul style="list-style-type: none"> 風洞の風速を増加させ、風洞の風圧による機体抗力がロードセルで検出され、その検出された抗力(空気抵抗 F_x N)が機体重量と等しくなる風洞の風速(主流風速 U m/s)を測定する。
2	姿勢安定性	<ul style="list-style-type: none"> プロペラが風圧により回転する事象の有無と、その回転しているプロペラ数から安定性を解析する。 一定周期での揺動の有無を動画で記録する。

姿勢安定の考え方を以下に図示する。

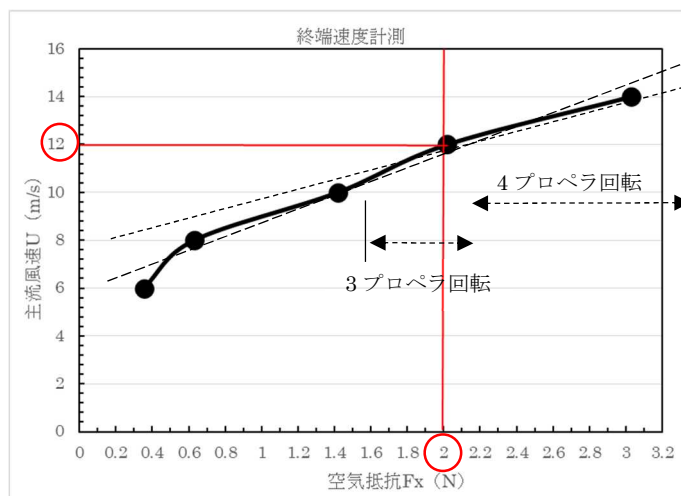


図 2.1.1.7-352 主流風速、空気抵抗、及び落下時に回転するプロペラ数の関係

図の横軸は機体に作用する空気抵抗 F_x 、その時の主流風速 U を縦軸に取っている。従って、各モデルの重量相当に対応した主流風速 U が落下終端速度となる。回転するプロペラの枚数により、空気抵抗が変化する。

3.3. 施設・設備・機器

(ア) 使用施設

産業総合研究所 北サイト風洞設備(茨城県)

- 機体取り付け用の架台(ロードセル内蔵)も含む



図 2. 1. 1. 7-353 風洞設備

(イ) 機体

- ・事業者が持ち込み

(ウ) 計測機器

1) 計測架台（ロードセル付き）

機体を取り付け、風洞に設置するための架台。ロードセルにより、機体に付加される 6 軸の荷重を計測可能である。

2) ロードセル荷重記録装置

ロードセルからの荷重情報を表示・記録するための装置である。本試験では 6 チャンネルのデータを、アンプを介して入力している。

3) 計測用 PC

ロードセル荷重記録装置からのデータ、および風洞からの風速データを自動的にプロットするソフトウェアを搭載し、結果を保存もできる。

4) デジタル水平器

- ・ 0.1 度まで計測可能

5) 室内監視用カメラ

試験の様子を記録するためのビデオカメラである。

- ・ GoPRO、PX-0、PC、マウント、三脚等一式

6) カメラ画像モニタ用 PC

風洞周辺に設置したビデオ画像表示用の PC である。

- ・ Windows 10 CPU Corei5 以上

7) バッテリ充電器（事業者が持ち込み）

- ・ バッテリの種類、個数に応じて用意

8) デジタルカメラ（試験状況の撮影用）

- ・ 画素数：1200 万画素以上で約 500 枚を記録可能なこと

3.4. 試験手順

(ア) 試験の流れ

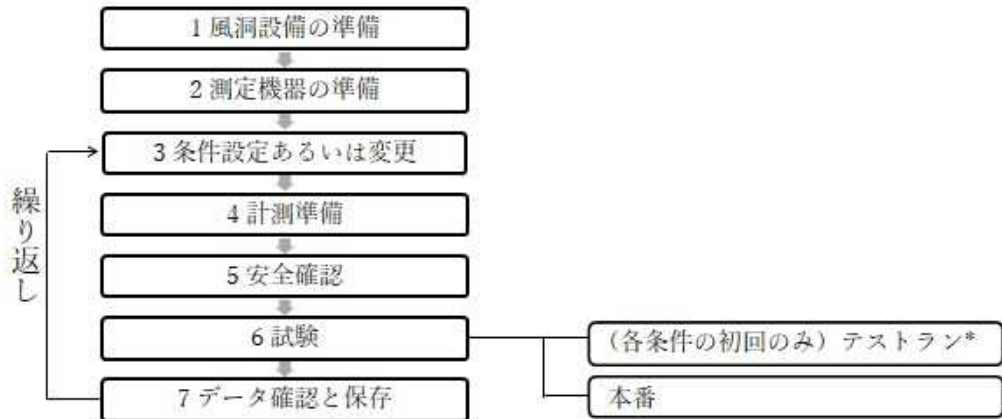


図 2.1.1.7-354 試験の流れ

* テストランを実施し、必要であれば環境、条件設定、あるいは手順を改善してから以降の試験を継続すること。

(イ) 試験の実施手順

試験は、以下の手順に沿って実施する。

1 風洞設備の準備

- ・ 風洞設備担当により、通風準備を行う。
- ・ 試験関係者は、高所作業時にはフルハーネスを、また、試験時には、ヘルメットとゴーグルで安全を確保する。
- ・ 風洞設備エリア内は足場が悪いため、移動時には注意する。

2 測定機器の準備

- 1) ロードセル荷重記録装置の動作確認と校正を行う。
 - ・ 手順は、備え付けのマニュアルを参照のこと。
- 2) 計測用 PC を起動し、計測用ソフトウェアを立ち上げ、動作確認を行う。
- 3) ビデオ録画システムの設置
 - ・ 小型のビデオカメラシステムにより試験状況を記録する。
 - ・ 通信の制約に注意し、遠隔からリモートでモニタするカメラは最小限とすることが望ましい。
 - ・ 解析を容易にするため、4 画面を同時に表示+録画することが望ましい。
 - ・ 大型モバイルバッテリーを用意することが望ましい。

3 条件設定あるいは条件変更

1) 供試体に以下の条件を設定する。

- ・機体の変更
- ・プロペラフリー/プロペラ固定
- ・正しく上下に吊り下げ/上下を逆に吊り下げ

4 計測準備

機体の架台への取り付け

- ・デジタル水平器で角度を正確に計測し、振動で緩まないよう、ねじ止めする。

5 安全確認

安全管理者は、計測開始前に下記を確認あるいは各担当へ指示する。

- ・立ち入り禁止区域が適切に安全を確保できていること確認する。
- ・プロペラフリーでの風洞試験時は逆回転でプロペラが回転することで電流が流れ、発火の危険もあるので、発災したらすぐに停止することを周知する。
- ・上記に備え、消火器も用意する。

6 試験

1) 共通準備作業を行う。

毎回の試験は、以下の共通手順で安全・確実に進行する。

① 試験指揮者：試験番号*を声で通知

* 機体と試験条件の組み合わせで予め試験一覧表を作成して全員で共有

② 試験記録者：ビデオシステムの記録開始

(全てのビデオの電源 ON→モニタ画面への表示確認→録画開始)

③ 試験記録者：中心となるビデオに試験番号を写し込み

④ 計測担当：ロードセル荷重記録装置の記録を開始

⑤ 計測担当：計測用 PC による計測を開始

⑥ 試験記録者：ビデオ画像の同期用フラッシュを閃光

2) 試験指揮者が試験開始を指示する。

- ① 風洞運転者は、テストランで当たりをつけてある風速まで徐々に風速を上昇させる。



図 2. 1. 1. 7-355 操作盤の例

3) 計測担当は、風圧により発生しロードセルで検出されている機体抗力が機体重量と等しくなったタイミングを声で合図する。

4) 試験指揮者は、その風速にて約 10 秒保持してから停止を指示する。

- ・ 更に高い風速で機体の挙動を確認する等の状況判断は試験指揮者が判断して進行する。

5) 風洞運転者は、運転を停止する。

6) ビデオシステムを停止する。

7) 機体の条件変更を行う。

7 データ確認と保存

- ・ 試験記録者はデータの健全性を確認し、確実に保存する。

(ウ) 記録データの解析

試験記録者は、毎回の測定において、添付 1 の試験結果の様式に記録する。

(試験手順終了)

添付1 落下試験（風洞） 試験結果記録表

機体名称：

機体特性（重量/形状）：

プロペラ特性（長さ/形状/固定）：

その他飛行性能に影響を与える要素（例：機体の上下を反転等）：

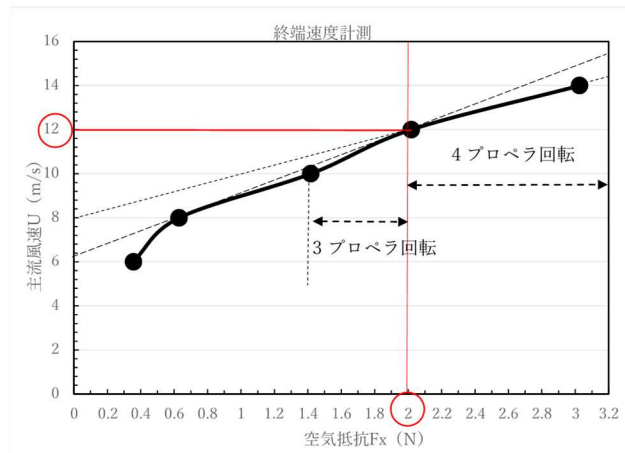
風洞実験実施日 年 月 日（ ）

風洞実験場所

試験 No.	機体空気抵抗値 (N)	風洞風速度 * (m/s)	姿勢安定	
			プロペラ回転の有無及び枚数	揺動の有無 (目視)

*：風洞の風圧による機体抗力がロードセルで検出され、その検出された抗力が機体重量と等しくなった時点の風洞の風速

プロットしたグラフを貼りつけ（例）



添付2 落下試験（風洞） 試験結果記録表（記入例1）

機体名称：機体 A

機体特性（重量/形状）：197.8g = 1.94N/without rotor guard

プロペラ特性（長さ/形状/固定）：直径 77mm/ウイングレット無し/折りペラ

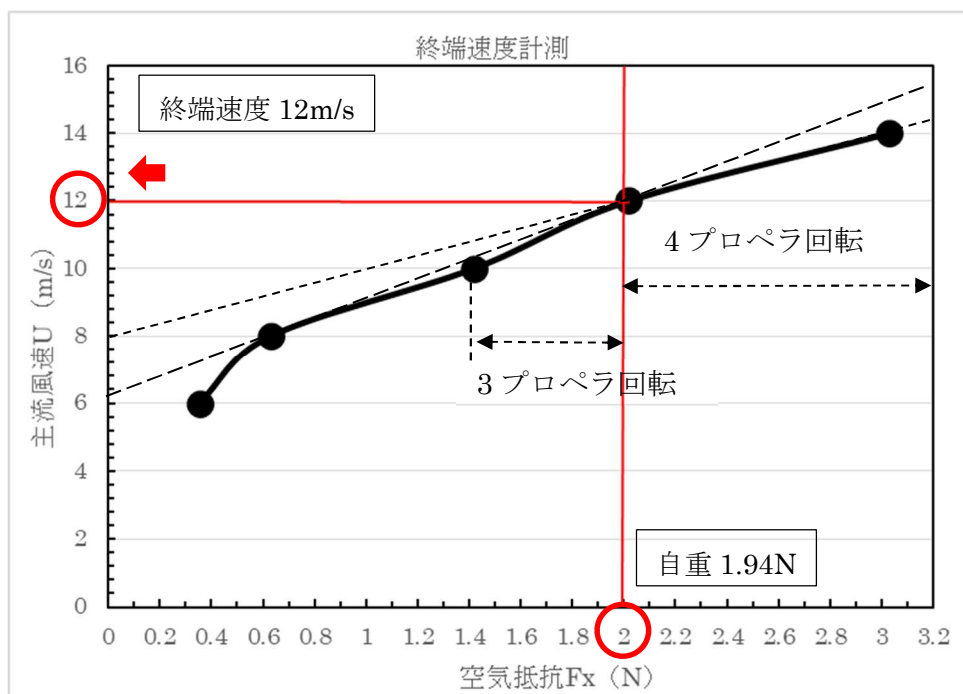
その他飛行性能に影響を与える要素（例：機体の上下を反転等）：特になし

風洞実験実施日 20〇〇年〇月〇日（〇）

風洞実験場所 茨城県つくば市

試験 No.	機体空気抵抗値 (N)	風洞風速度 * (m/s)	姿勢安定	
			プロペラ回転の有無及び枚数	揺動の有無 (目視)
1	0.35	6	無	無
2	0.62	8	無	無
3	1.41	10	3 枚/4 枚中	無
4	2.01	12	4 枚/4 枚中	無
5	3.02	14	4 枚/4 枚中	無

*：風洞の風圧による機体抗力がロードセルで検出され、その検出された抗力が機体重量と等しくなった時点の風洞の風速



3.5. 試験結果

以上のように求めた落下終端速度を用いて、人体ダミーを使用した 200g ドローンの対人衝突試験を実施した。

図 2.1.1.7-356 に、人体ダミーを用いた 200g ドローンの対人落下衝突試験装置を示す。図 2.1.1.7-357 に示す通り、5000fps の高速度カメラの高い時間分解能を用いて衝突加速度の時間応答を計測し頭部損傷係数 (HIC) を算出する。HIC (Head Injury Criterion)とは頭部損傷係数のことで、頭部の 3 軸合成加速度により算出される。合成加速度の積分時間により HIC15、HIC36 があり、HIC15 は近年頭蓋骨骨折と相関があるとされている。



図 2.1.1.7-356

人体ダミーを用いた 200g ドローンの対人落下衝突試験装置



図 2.1.1.7-357

産総研製ガードドローン 対人衝突の高速度カメラ画像

図 2.1.1.7-358 に、200g ドローン対人頭部衝突試験における頭部衝突荷重の計測結果を示す。米国 FAA においても、250g 以下のドローンの対人衝突荷重は、AIS2 レベルの最大 2450N としているが、計測の結果、200g ドローンの場合、最大 1800N 程度となることが明らかとなった。

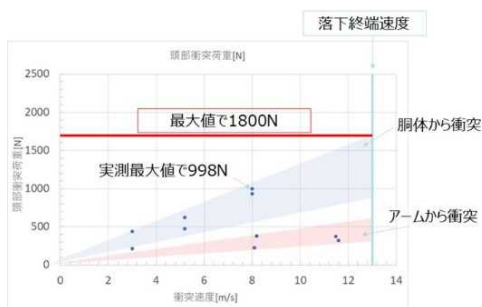


図 2.1.1.7-358

200g ドローン対人頭部 衝突試験：頭部衝突荷重計測

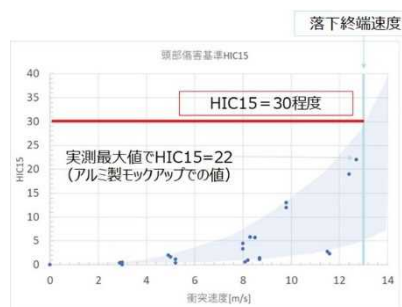


図 2.1.1.7-359

200g ドローン対人頭部 衝突試験：HIC15 の評価

図 2.1.1.7-359 に 200g ドローン対人頭部衝突試験における HIC15 の計算結果を示す。HIC の算出式は以下の通りである。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} A_R dt \right]^{2.5} \right\}_{max}$$

t : 時間 [ms]

AR: 合成加速度 [g]

(ぶつかる方向だけでなく、その方向から直交する

3 軸 (x、y、z) の合成加速度)

max: HIC が最大となる時間幅 (t2 - t1) ≤ 15ms

HIC15 は、15ms 以内での衝突である。ドローンの筐体やアーム構造から衝突し、その構造が損壊していく時間の積分により合成加速度を算出するものである。ドローンの場合、プロペラを支持するアーム構造や、軽量化のための中空パーツや中空フレームが多用されており、これらの構造がクラッシュする時間が 10~20ms 程度の長時間となり HIC を減少させている。200g ドローンは更に軽量なこともあり、落下終端速度における HIC15 の最大値は 30 程度の低い値となっている。

定量化されたある質量の衝撃加速度による衝撃印加プロセスを、人体の損傷という定量化が困難な指標に変換する方法が、自動車産業分野の安全検証技術として取り組まれており、本事業においてもそれに準拠し検証した。図 2.1.1.7-360 のように、HIC と AIS (Abbreviated Injury Scale : 標準傷害スケール) の関係は、自動車においては以下のように AIS3 で 20% 程度の損傷率から HIC=1000 の基準値を決定しているの、同様の評価法をドローンにおいても適用することになると考えられる。今回評価した重量 200g 以下ドローンは、小型軽量で航空法適用外のため、AIS2 に相当すると国土交通省は判断しているため、この方法を AIS2 に応用した。図 5 の曲線は、以下の関数である。

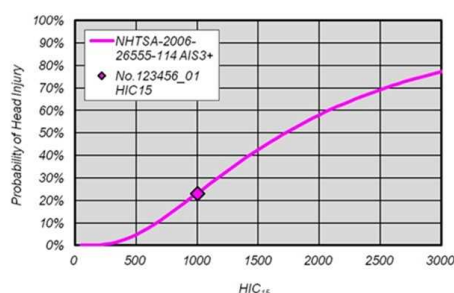


図 2.1.1.7-360 自動車における AIS3 レベルから HIC15 の基準値を決定する方法
(USDOT / NHTSA, Docket #NHTSA-2006-26555-114; Consumer Information; New Car Assessment Program, Federal Register, Vol.73, No.134, July 2008.)

$$P_{Head}(AIS3+) = \Phi((\ln(HIC_{15}) - m)/s)$$

ここで、

AIS2+ $m=6.96352$, $s=0.84664$

AIS3+ $m=7.45231$, $s=0.73998$

AIS4+ $m=7.65605$, $s=0.60580$

であることから、人体の骨折損傷の文献を参考に図6に示す相関を得た。

(出典) BOSCOS – development and benefits of a Bone Scanning System

Roger Hardy, James Watson, Cranfield Impact Centre, UK

Richard Frampton, Marianne Page VSRC, Loughborough, UK,

Peter Zioupos, Richard Cook, RMCS, Shrivenham, UK

Alan Kennedy NTCE, Cranfield, UK

Phill Sproston TRW, Birmingham, UK

Blair Forrester Autoliv, Havant, UK

Steven Peach McCue, Havant, UK

図 2. 1. 1. 7-361 から、200g ドローンの $HIC_{15}=30$ の計測値は、AIS2 レベルの人体傷害確率で 1%程度であることが分かる。ただし、ドローンのプロペラによる手の切創評価を行っている長岡技術科学大学のレポートによると、AIS は「人命に対する危険度」であり、細かく指一本一本に対しての損傷度を評価するものではなく、親指のない模擬手を使用する現在の実験では、人差し指から小指のどれかが切断された場合 AIS1 となり、切断のない場合は AIS0 (無傷) となるとしている。

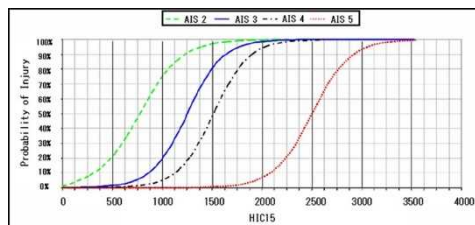


図 2. 1. 1. 7-361 AIS2 レベルから HIC15 の許容値や基準を決める相関図

また、手の切創評価の場合だと、親指がぎりぎり肉だけでつながっていて、他の指が全て切断しているなどの場合は「AIS1」、人差し指から薬指まで残って、親指のみ切断の場合には「AIS2」となることから、ドローンの人体頭部への落下衝突における AIS2 において、200 g ドローンの質量はかなり小さいと考えられる。参考までに、今回検討した頭部傷害も含めた主要な AIS 損傷度とプロペラ切創実験の評価を図7に示した。

体の部分	損傷	AIS損傷度	プロペラ切創実験より
頭部	2 cm以下の鋭い損傷	AIS 2	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
	20%以上の失血をもたらす裂傷	AIS 3	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	体積で20%を超える総頭皮損失または失血	AIS 3	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
	視神経の切断	AIS 2	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
	顔面神経の切断	AIS 3	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
脊椎	1-3 cmの15cc以下の小脳損傷	AIS 3以下	
	脳震盪による意識喪失1-6時間	AIS 3	
	他のすべての脳震盪	AIS 2	
顔面	25cm ² 以上の失血のある鋭い傷害	AIS 2	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	出血量が20%の貫通性損傷	AIS 3	
	両目を含む顔全体の大規模な破壊	AIS 4	200g機体でもリスクがゼロではない (損傷の定義確認中)
	頭蓋骨から顔面の骨を完全に分離するか、体積で20%を超える失血をもたらす損傷	AIS 3	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
頸部	出血量が20%の貫通性損傷	AIS 3	
	頸動脈の両側性裂傷	AIS 3	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
上肢	肩の単一切断	AIS 4	
	片手切断、完全または部分的な切断	AIS 2	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	親指の切断	AIS 2	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	単一または複数の他の指の切断	AIS 1	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高

図 2. 1. 1. 7-362 主要な AIS 損傷度

200g ドローンによる人体への切創に対するリスク検討のため、図 2. 1. 1. 7-363 に示す通り回転数の計測を行った。回転数計測の結果、翼端速度が求められることから、図 2. 1. 1. 7-364 の AIS の翼端速度依存性より、200g ドローンの計測値は、AIS2 レベル以下であることが判明した。

	サイズ	形状	素材	回転速度 (モータ)
200gドローン用ローター	4.7インチ	折り畳みタイプ	炭素繊維樹脂素材 (射出成形)	9220rpm

ホバリング時にレーザー回転数計で回転数計測を実施



レーザー回転数計の反射板にレーザーが照射されている様子

レーザー回転数計

翼端速度 189ft/s

図 2. 1. 1. 7-363 200g ドローンプロペラ回転速度

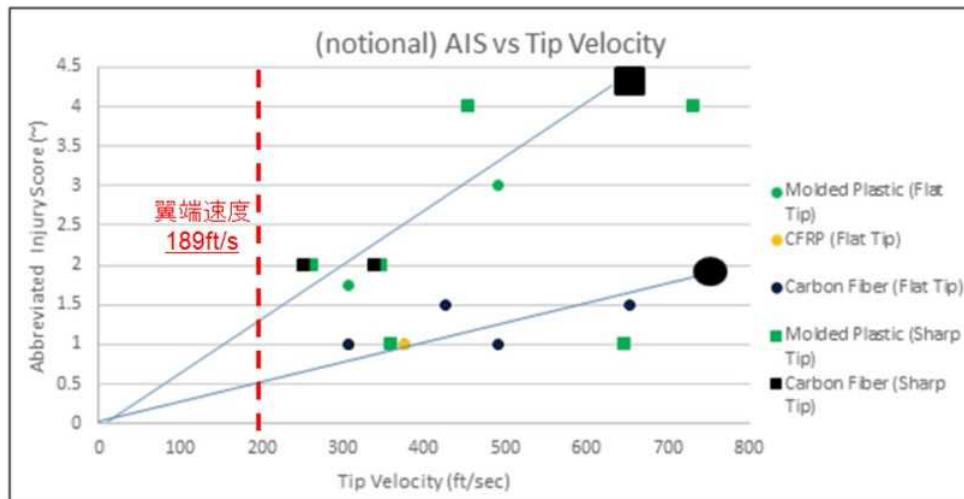


図 2.1.1.7-364 AIS の翼端速度依存性

図 9 のデータの出所は、ASSURE : Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation, 2017.4 である。

(<http://www.assureuas.org/projects/deliverables/sUASGroundCollisionReport.php>) に加筆されている。ASSURE (Alliance of System Safety of UAS Research Excellence) は、23 の世界的な研究機関と 100 以上の産業/政府が連携し、UAS に関する広範な研究を実施し、FAA に成果を提供している。手袋を用いたプロペラ切創試験や切創防護性能の評価の詳細は、前述の通りである。

5.2. 研究開発項目②「無人航空機の飛行性能の調査」

5.2.1. 「無人航空機の飛行性能の調査」(実施者：東京大学)

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討した。具体的には、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために海外諸外国において講じられる、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討すると共に、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法についての検討を行った。詳細は以下のとおり。

- ① 海外で行われているリスクベースによる性能評価基準策定の活動にならい、目視外第三者上空飛行する最大離陸重量 25kg 未満のマルチコプターを対象に、利用分野（物流と災害時の情報収集）毎、飛行前から飛行後までのフェーズ毎にリスクアセスメントを行い、目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案を検討すると共に、過去の NEDO 研究成果である「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」で整備されている性能評価項目の網羅性を確認し、航空機としての信頼性や位置精度などの新たに性能評価の必要がある項目を洗い出した。
- ② 「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」と既存の国内基準である JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」を比較検証し、相互の位置づけを確認した。

- ③小型無人航空機に関する海外の基準検討動向のうち、主にリスクベースによる性能評価基準策定の検討を行っている活動に焦点をあてて調査を行い、MITRE(The MITRE Corporation)のsUAS(Small UAS)耐空性評価ツール(sAAT)に関する文書は、リスクアセスメントの結果を性能評価基準等への反映も念頭に置いていること、ASTM(米国材料試験協会)のF3178-16「Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems」は、システム安全(MIL-STD-882)と同様の手法であり、①で実施したリスクアセスメントと同様の手法であること、ISO(国際標準化機構)のUAV機体の製造及び補修に関する基準案では、有人航空機のようにシステム毎に細かく規定され、安全要求は、システム固有の安全基準として、各システムの章の中に定められていること、また、耐環境性能に関しては、有人航空機の基準である、RTCA/D0-160を参照していることなどが分かった。
- ④性能評価に関する調査として、米国NUAIR(The Northeast UAS Airspace Integration Research Alliance)主催のシンポジウムに参加し、米国の小型無人航空機の取り組みを調査し、テロ対策が進む米国では、「小型無人航空機のサイバーセキュリティ」に関する意識が非常に高いことを確認した。
- ⑤性能評価手法に関するヒアリングを同分野で研究実績が豊富なNIST(アメリカ国立標準技術研究所)、長岡技術科学大学(以下「長岡技大」)、労働安全衛生総合研究所(以下「労安研」)に対し行った。NISTのヒアリングでは小型無人航空機の性能評価に関する標準試験方法(STM: Standard Test Method)の検討動向が得られたと共に、小型無人航空機分野で正式に規格化されたNFPA(米国防火協会)文書を調査することで無人機の遠隔操縦性能とペイロード性能に関する具体的な評価手法を確認した。また、長岡技大から、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」に対し、システムズエンジニアリング的アプローチで整備していくべきとの助言が得られた。安全評価試験に詳しい労安研からは、基準や試験方法の開発に向けては、リスクアセスメントをベースにメーカーのヒアリングを重ねながら、現実的なものを開発していくことが重要であるとの知見を引き出した。

また、機体の落下分散に関する地上への危害低減の安全性能評価手法の一つとして、高速道路や鉄道路線など、無人航空機の落下に伴う地上設備への危害低減のためのガードインフラの検討を実施した。図2.1.1.7-365はスカイガードレールの正面から見た図で、図2.1.1.7-366はスカイガードレールの側面の図である。

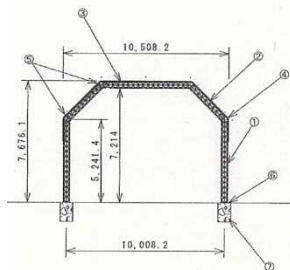


図 2.1.1.7-365
スカイガードレールの正面

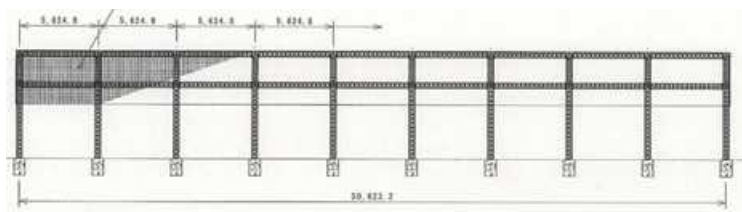


図 2.1.1.7-366
スカイガードレールの側面

高速道路や鉄道路線など、無人航空機の落下に伴う地上設備への危害低減のためのガードインフラで、このガードレールで覆われている上空であれば、低リスクで無人航空機は横切ることが可能となる。自動車と異なり飛行機械は軽量でないと飛ばないために非常に軽量に製作されていることから、過剰な耐力や高コストの施工とならないように、表1に示すような少ない部品の種類の組み合わせで施工可能なために、産業的に普及することを考慮した構造となっている。

表 2.1.1.7-43 少ない種類の部品で施工が容易な構造

品番	品名	数量	材質	記事(型式)
1	支柱部材		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8ダブルリング構造体
2	アーム部材		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8ダブルリング構造体
3	横架部材		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8ダブルリング構造体
4	連結部材		SS	t3.2ort6.0溶接構造+亜鉛溶融メッキ仕上げ
5	連結プレート		SS	t3.2ort6.0溶接構造+亜鉛溶融メッキ仕上げ
6	ベースプレート		SS	t25溶接構造+溶融亜鉛メッキ仕上げ
7	基礎		RC	配筋+アンカーPL RC構造 800×800×1200程度
8	支柱パイプ		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8
9	リング		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8
10	連結クランプ		SS	t2.3 クロメートor溶融亜鉛メッキ仕上げ
11	リング固定金具		SS	t2.3 クロメートor溶融亜鉛メッキ仕上げ
12	防護ネット		PET	無結節 100mm目合い

また、少ない種類の部品の組み合わせで作る1ユニット単位は、図2.1.1.7-367に示す通り、長さ1.2m、幅42cmのコンパクトな大きさで、このユニットを繋げるだけで施工が可能となる。地上のガードしたい施設の大きさに応じて、また無人航空機の落下分散の範囲に応じて、大きさをユニット単位で調整可能となっている。

実際に、この図2.1.1.7-367のユニットを2個つないだ構造体および、ダブルリンク構造体とパイプ部材単体で、強度試験を実施した。強度試験には、島津製作所製UH-1000kNIを使用した。強度試験は、図2.1.1.7-368に示す通り、以下の5種類の試験を実施した。

- 1-1 2ユニット構造(ユニットA)の縦方向の強度試験
- 1-2 2ユニット構造(ユニットA)の横方向の強度試験
- 1-3 ダブルリング部品Bの縦方向の強度試験
- 1-4 ダブルリング部品Bの横方向の強度試験
- 1-5 パイプ部材部品Cの強度試験

それぞれの強度試験の結果は、以下の通り。

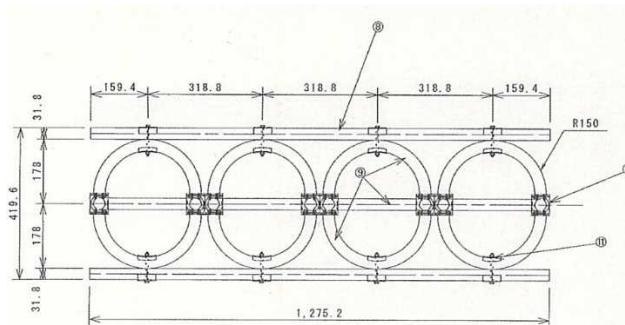


図 2.1.1.7-367 ダブルリング構造体

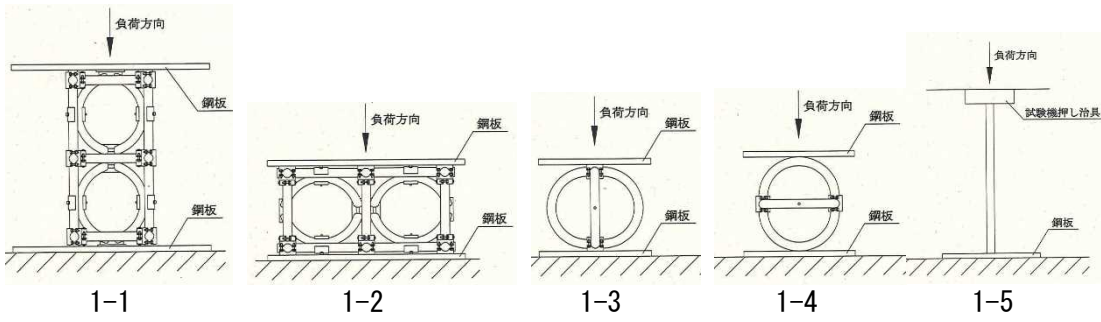


図 2.1.1.7-368 5種類の強度試験。左からユニットA縦, ユニットA横, ダブルリング部品B縦, ダブルリング部品B横, 部品C。



図 2.1.1.7-369 ユニットA縦の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状

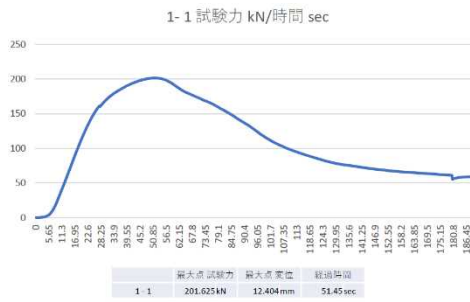


図 2.1.1.7-370 ユニットA縦の強度試験結果



図 2.1.1.7-371 ユニットA横の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状

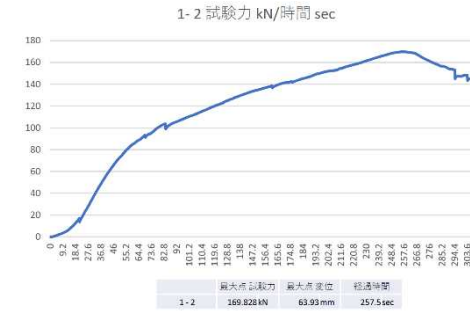


図 2.1.1.7-372 ユニットA横の強度試験結果



図 2.1.1.7-373 ダブルリング部品B縦の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状

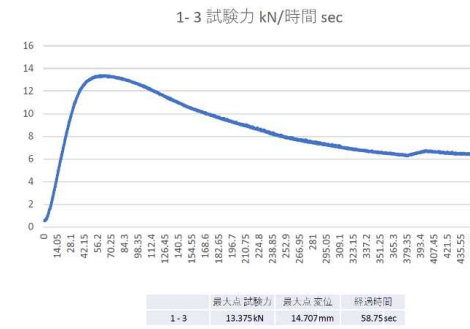


図 2.1.1.7-374 ダブルリング部品B縦の強度試験結果



図 2.1.1.7-375 ダブルリング部品 B
横の強度試験の様子と降伏塑性変形
後の形状

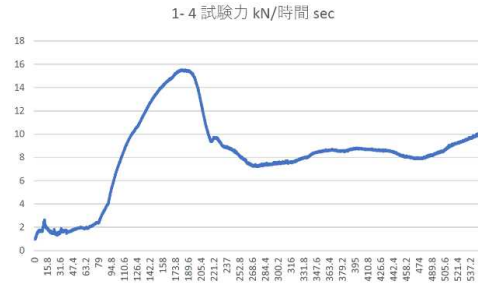


図 2.1.1.7-376 ダブルリング部品 B
横の強度試験結果



図 2.1.1.7-377 部品 C の強度試験の様子と強度試験結果

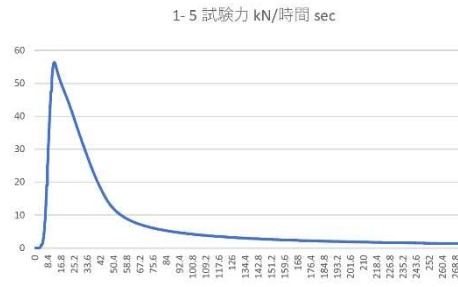


図 2.1.1.7-378 ジャパンドローン展の NEDO ブースでの展示

1-1 2 ユニット構造 (ユニット A) の縦方向の強度試験

図 2.1.1.7-369 に、ユニット A の縦方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの支柱の強度を想定した試験となる。ユニットの外枠を支持する 4 本の鋼管が 200kN までの応力に耐力を示しその後捻れるように塑性変形を起こしていることがわかる。図 2.1.1.7-370 にユニット A の縦方向の強度試験結果を示す。4 本の鋼管が塑性変形後は全体が捻れるように塑性変形し中心部のダブルリンク構造体が降伏後の形状維持を行っていることがわかる。航空機部材の変形は、安全のため弾性変形、降伏、破断の 3 段階に分け破断を起こさないように降伏変形後もある程度強度が保持される特性が耐空性能で求められている。本ユニットも、地上の要保護対象物から落下危害を低減するため、衝突衝撃による変形後、落下したドローンを保持し、要保護対象物に接触せずに形状を保持し続ける性能が要求されている。本試験結果は、その性能を支柱に使用する場合に保有することを示した結果といえる。

1-2 2ユニット構造（ユニットA）の横方向の強度試験

図 2.1.1.7-371 に、ユニット A の横方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの梁の強度を想定した試験となる。見た目には塑性変形を起こしているかどうか分からない程度の変形であることがわかる。図 2.1.1.7-372 にユニット A の横方向の強度試験結果を示す。ユニットの外枠を支持する鋼管が 100kN までの応力に弾性変形で耐力を示しその後ダブルリング構造により 160kN まで塑性変形を起こさない梁としては優れた耐力を示す結果となっている。また、塑性変形が始まってからも、強度の低下が緩やかで、降伏変形を起こしながらもある程度の強度を保持し耐える理想的な特性を持っていることがわかる。航空機部材の変形は安全のため弾性変形、降伏、破断の 3 段階に分け破断を起こさないように降伏変形後もある程度強度が保持される特性が耐空性能で求められている。本ユニットも、地上の要保護対象物から落下危害を低減するため、衝突衝撃による変形後、落下したドローンを保持し、要保護対象物に接触せずに形状を保持し続ける性能が要求されている。本試験結果は、その性能を梁に使用する場合に保有することを示した結果といえる。

1-3 ダブルリング部品 B の縦方向の強度試験

図 2.1.1.7-373 に、ダブルリング部品 B の縦方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの支柱の外側の 4 本の鋼管が降伏強度を超えた後に耐力を示すダブルリング部品の単独強度特性を評価する試験となる。ユニットの外枠を支持する 4 本の鋼管が 200kN までの応力に耐力を示したのは、図 2.1.1.7-370 の通りであるが、その後の形状保持を目的としている。図 2.1.1.7-374 にダブルリング部品 B の縦方向の強度試験結果を示す。ダブルリング構造体は、塑性変形後の形状維持が役割であるため、強度自体はそれほど高くはなく、塑性変形後に一定の耐力を保持する特性を有しているといえる。図 2.1.1.7-369 に示した 4 本の鋼管が塑性変形後は全体が捻れるように塑性変形し中心部のダブルリング構造体が降伏後の形状維持を行っていることもこの特性によるところが大きく、塑性変形後の強度保持は、捻れた直線鋼管の強度に依存していたことも判明した。航空機部材の変形は、安全のため弾性変形、降伏、破断の 3 段階に分け破断を起こさないように降伏変形後もある程度強度が保持される特性が耐空性能で求められている。本ユニットも、地上の要保護対象物から落下危害を低減するため、衝突衝撃による変形後、落下したドローンを保持し、要保護対象物に接触せずに形状を保持し続ける性能が要求されている。本試験結果は、その塑性変形後の形状保持を支柱において実現する場合に有効であることを示した結果といえる。

1-4 ダブルリング部品 B の横方向の強度試験

図 2.1.1.7-375 に、ダブルリング部品 B の横方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの梁の降伏強度を超えた後の形状維持を想定した試験となる。図 2.1.1.7-376 にダブルリング部品 B の横方向の強度試験結果を示す。ダブルリング部品 B の縦方向の強度試験結果とピーク強度や塑性変形後の形状保持時の耐力も近い特性を示している。波形の違いは計測時の固定方法の影響もあるため、それを考慮するとダブルリング部品 B の横方向はダブルリング部品 B の縦方向ほぼ同様の特性と言える。これは、このダブルリング構造が強度的に球のような等方性を有していることを示しており、塑性変形が始まってからも、強度の低下が緩やかで、降伏変形を起こしながらもある程度の強度を保持し耐える理想的な特性を等方的に有していることがわかる。

1-5 パイプ部材部品 C の強度試験

図 2.1.1.7-377 に、パイプ部材部品 C の縦方向の強度試験の様子と強度試験結果を示す。パイプ部材部品 C の 1 本で、50 kN 強程度の強度を有していることから、図 2.1.1.7-369 の 2 ユニット A の外枠を支持する 4 本のパイプ部材部品 C で合計 200kN まで弾性変形で耐力を示していたことが、図 2.1.1.7-377 の試験結果からも分かる。このようなパイプ構造の場合、図 2.1.1.7-377 で見られる通り、塑性変形が始まる最大強度を示した後は、急激に強度が減少し、降伏後の形状維持を安全対策とする航空機部材の考え方では使用できないことがわかる。本試験結果からは、ダブルリング構造体を有するユニット構造をスカイガードレールがなぜ有しているかが分かる。

2019 年 3 月 13-15 日に幕張メッセで開催されたジャパンドローン展の NEDO 出展ブースにて、図 2.1.1.7-367 のユニットを 2 個つないだ構造体の実物（図 2.1.1.7-378）を成果展示した。

5.2.2 最終目標の達成の見通し

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討した。

それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討する研究については、上記の海外等に関する詳細な調査研究を実施した。

特に海外における性能評価に伴う規格策定の分析結果は国土交通省航空局の方向性を本プロジェクトの方向性と合致させる重要な役割を担った。また、機体の落下分散に関する性能評価手法として、地上危害低減の安全策に注目し、シミュレーションより実物製作の手法を選択したことにより、より具体的な機体の落下分散に関する安全性能評価に必要な技術的要求性能を明らかにすることができた。

5.3. 研究開発項目①「対人衝突安全性の検討」

5.3.1. 「対人衝突安全性の検討」(実施者：労働安全衛生総合研究所)

(1) リスク分析の実施

- ・ドローンが関係するシステムの安全性評価は、ドローンを設計・製造し、仕組みを理解している製造業者がもっとも実施しやすい。そこで、本プロジェクトに参画している製造業者と連携し、運送・配送システムの実用化を検討している運用側の事業者等でも、安全性評価を実施できるように、リスクアセスメントの実施手引等を作成して一般に公表することを提案した。
- ・リスクアセスメントの手法としては、生活支援ロボットや介護ロボットで活用されてきた、ハイブリッド法による手法とその記入書式を定めた雛形を採用した。雛形を採用するにあたり、リスク分析の目的に照らして、FTA (Fault Tree Analysis) の緩やかな原因分析の観点新たに書式へ取り入れた。
- ・リスクアセスメントの一覧に共通して挙げられると想定できる事項(危険源)を、「重要危険源」と呼び、この重要危険源を、製造業者、使用者、第三者で想起して共有することを目的とした。そして、そのための雛形を作成して公表することとした。
- ・ドローンが安全に活用されるためには、操縦者による安全確保が欠かせない。ドローン本体の安全性が向上しても、操縦者の知識や技能が不足している場合は、安全性は十分に維持されない。そこで、現状の操縦者に対する教習制度についても、調査を行い、実際に安全管理についての講習を受講することにより、現状を把握することとした。
- ・JUIDA (日本 UAS 産業振興協議会) 認定資格では、操縦技能だけでなく安全運航管理についても実習を行なっている。この安全運航管理の講習内容を調査するため、実際に受講して教育内容を把握することとした。両講習ともに有意義なものであり、ドローンの安全管理において非常に重要な役割を果たしているものと判断された。

(2) 落下衝突試験の実施

- ・ドローンが落下して人に衝突する場面を想像すると、人の頭や顔にドローンが直撃する事例が最も危険と考えられる。人体頭部に加わる衝撃の影響を評価する指標として、頭部障害基準 (HIC: Head Injury Criterion) があり、この指標の利用は国際的に定着している。この基準 HIC は衝撃により人体頭部に加わる加速度から、頭部に生じる障害の程度を算定する。ドローン落下による人体への影響を把握するため、HIC も含めて、衝撃力を計測する装置を独自に開発した。計測項目は
 - ・ 落下速度 ([m/s])
 - ・ 頭部衝撃荷重 ([N])
 - ・ 頭部加速度 ([m/s²])とした。
- ・配送システムへの活用を予定しているドローンを用いて、実際に屋外で落下衝撃計測試験を実施した。移動式クレーンを用いてドローンを高度 20m から自由落下させて計測部に激突させた。計測試験の結果は、直撃しなかった場合も含めて、全ての試行で、所定の計測結果(落下速度、頭部衝撃荷重、頭部加速度)が得られた。
- ・ドローンが頭部ダミーに直撃した成功試行での計測値は 7kN 超えと高く、人体に甚大な傷害を与える水準に達している。一方で、机上で想定した衝撃荷重値より低い値となった。合成加速度は 1300m/s² 超えとなったが、肝心の HIC₁₅ は 200 程度と低い水準値となった。衝突時間が極めて短時間であるため、HIC 値が低くなる結果となった。
- ・試験方法として、ドローンを実際に落下させて計測装置に衝突させる方法は、安全性の評価として最も再現性が高い一方で、その手間や試験の成功率は課題となる。試験自体の安全管理や保守管理も課題となりうる。そこで、ドローンを上空に吊り下げて落下させる方式を代替する方式を検討し、その方式による試験装置を試作した。動作確認により性能が確認でき次第に、ドローンを用いた試験を実施する。

(3) 回転翼接触試験の実施

- ・現在、ドローン用の回転翼（プロペラ）を製造しているメーカーは多くなく、中国メーカーの回転翼を選定しているドローンメーカーは少なくない。国内のメーカーもあるが多くはない。現在の回転翼の種類として、樹脂を単純に射出成形するものと炭素繊維を混合した成形が主流である。いずれにせよ回転翼の種類はさほど多くはないものの、その飛行性能（推力や効率）と安全性（リスク）の関係は検証・解明されていない。
- ・ハンドキャッチと呼ばれる、本来はドローンの運用管理として不適切な使用方法がインターネットの動画などを介して知られており、緊急回避的な手段としてではなく、興味本位でドローンを手で掴む運用実態がある。そのハンドキャッチなどの不用意な人の接近により、ドローンの回転翼で手指を切る事故が知られている。公式な実態調査はまだなされていないが、インターネットの動画などで手指損傷の報告が多数確認できた。
- ・ドローンは、インフラの点検、空撮、測量、農薬散布などに用いられているが、ドローンが付近住民等に激突し回転するプロペラで指を切創するなどの事故が発生している。このような事故の防止対策を検討するためには、まずは、ドローンでどのような危害が生じるのかを実験により検証することが必要である。ここでは、回転するプロペラによる危害に着目した。
- ・産業現場で用いられる耐切創手袋を装着した場合に、どの程度、危害が軽減できるかを明らかにする試験装置を構築した。
 - ・ドローンのプロペラをその機種の高回転数で回転させ、移動速度 2[m/s]で擬似手に衝突させて、プロペラによる切創等の状況を観察した。
 - ・使用するプロペラは、点検や空撮等で用いられる代表的なものを使用。
 - ・擬似手は、皮膚をシリコン、骨を木の棒（直径 8mm）で作成した。
 - ・耐切創手袋は産業現場でよく用いられるもので、模擬手に被せた。
- ・主要なプロペラを用いてリスク評価を実施し、主に下記の事項が確認された。
 - ・折り畳み機構を有しない機種が、より危害が大きくなる傾向がある。
 - ・炭素繊維樹脂素材は、衝突で割れてより広範囲に飛散する。
 - ・プロペラや割れた破片が人に突き刺さるおそれは十分にある。
 - ・飛散物を想定してゴーグル（保護眼鏡）の着用が必須である。

5.3.2 最終目標の達成の見通し

当初計画した課題については、概ね予定通りの実施状況である。計画に対する課題達成としては順調であるが、目標を完全に達成するためには新たに発生した（確認できた）課題の解決が必要であり、最終目標達成のための計画を再度検討する必要があった。既に、再検討した計画の下で、関係機関と連携調整して始動しており、当初の最終目標への新たな達成課題に取り組んでいる。具体的に述べると、自動車の衝突安全基準である HIC₁₅ をドローンの対人衝突安全の基準に直接適用することには課題があることが、実験的に確認できた。これは世界的に新規の知見（成果）である。自動車分野の専門家の協力を得て慎重に検討を進めている。

5. 4. 研究開発項目①「無人航空機の安全性に関する研究開発」（実施者：株式会社自律制御システム研究所）

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするための方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される安全性を評価する手法やそれに資する性能評価基準を研究開発した。対人衝突安全性試験のための衝突試験速度を決定する落下終端速度計測のために、図 2. 1. 1. 7-379 に示す垂直風洞を用いた屋内試験を実施した。

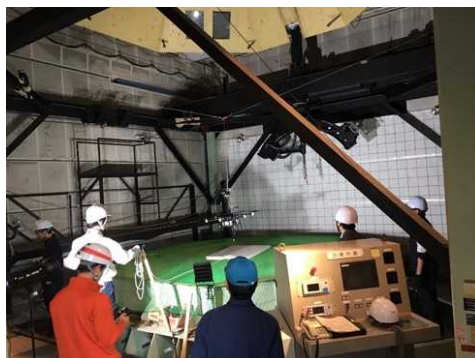


図 2. 1. 1. 7-379 垂直風洞を用いた落下終端速度の計測の様子

図 2. 1. 1. 7-380 に、垂直風洞の落下終端速度測定の配置図を示す。風洞は下から上に風が流れ、供試体のドローンを風の抵抗により浮き上がらせる。浮き上がったことは、ドローンを釣り下げるバネばかりの指針がゼロになることで検出する。図 2. 1. 1. 7-381 に結果を示す。姿勢が正常でプロペラがフリーに回転しているケースでは、13. 4～16. 5m/s の落下終端速度が観測されているが、プロペラを固定すると、概して落下速度が増加する傾向があることが判明した。

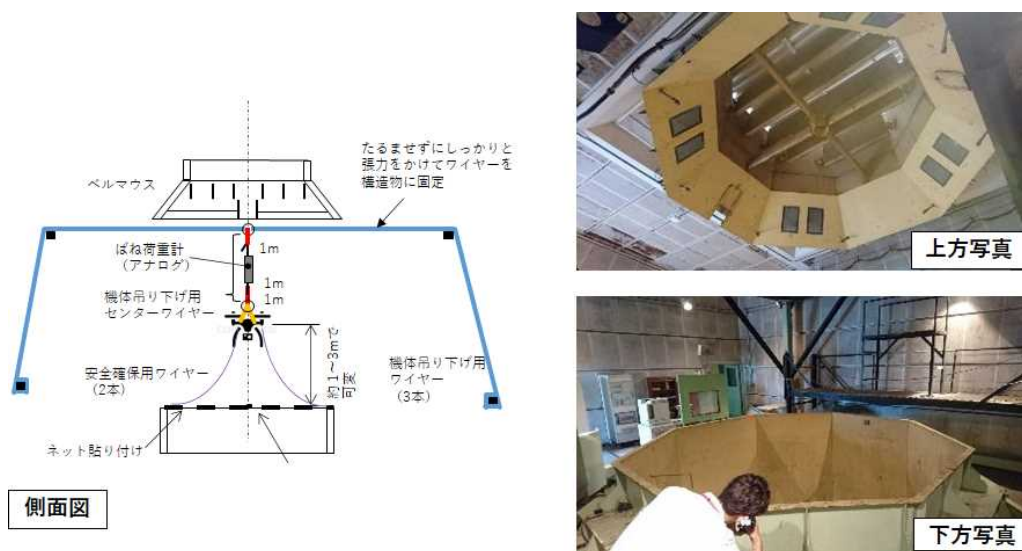


図 2. 1. 1. 7-380 垂直風洞と落下終端速度計測試験の配置図

機種	開始姿勢	プロペラ	収束状況	風速 [m/s] (校正値)
PF1	正常	フリー	安定	16.5
PF1	正常	固定	安定	21.3
PF1	反転	フリー	やや不安定	20.2
PF1	反転	固定	安定	22.1
PF2	正常	フリー	不安定	13.4
PF2	正常	固定	不安定	15.2
PF2	反転	フリー	安定	17.6
PF2	反転	固定	安定	19.8

図 2. 1. 1. 7-381 垂直風洞の落下終端速度測定の結果一覧

垂直風洞を用いた終端速度計測は、日本に一つしか無く 2020 年以内に廃棄が予定されてしまっている防衛省航空装備研究所の垂直風洞でしか計測できない点と、機体の浮き上がり時の判断が機体の振動や揺れにより誤差分布を有してしまう課題があることが明確となった。

5.5. 研究開発項目⑤「無人航空機に関する研究開発」(実施者:株式会社イームズロボティクス)
5.5.1. 「無人航空機に関する研究開発」

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を環境にも配慮して行えるようにするため、無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準の研究開発を行う。音響パワーレベル測定は、産総研分析計測標準研究部門の計測設備を使用する。

標準的な計測方法や校正方法を確立した後、複数のドローンメーカーの機体を使用した騒音測定を実施する。野外での実測を必須とする標準性能評価手法の場合、黎明期のドローン製造産業には、その検査コストが重くのしかかり、産業の発展を阻害してしまう。そのため、製造メーカーの負担を軽減可能で実測値に近似可能な優れた計測法を開発する必要がある。その一手法として、残響室法(比較測定法)に基づいた音響パワーレベル測定によるドローンの騒音評価を検討する。測定の模式図を図 2.1.1.7-382 に示す。野外での実測値と残響室法との比較検討により、産業にとって安価で効果的な計測法を開発する。

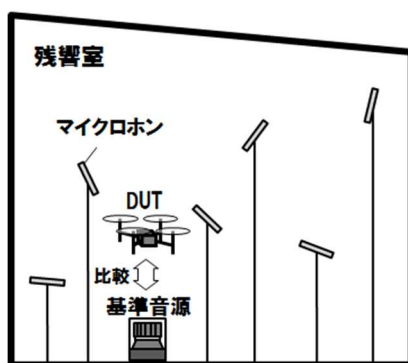


図 2.1.1.7-382 残響室法(比較測定法)に基づいた音響パワーレベル測定

音響パワーレベルが既知の基準音源との比較によりドローンの音響パワーレベルを算出する。福島 RTF でホバリングするドローンを真下、45 度、真横に 10m から 50m までの計測した音圧をグラフ化。さらに、音響パワーレベルから「距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 (dB)」を引いた予想値グラフ(黒線)を検証した。

470 機の場合、風速 10m 毎時と強い風が吹き計測値がバラバラだったが、AGSL 機と 695 機はほぼ 4 つのグラフの傾向が同じだった。

従って、残響室でドローンの音響パワーレベルを計測し、距離による減衰値からドローンの音圧が計算できる方法がドローンの音圧を表現する適正な手段であることを確認した。

表 2.1.1.7-44 残響室で測定されたドローンの音響パワーレベル (A 特性、overall)

機体	ACSL	E695	E470
ペイロード0%	99.5 dB	97.3 dB	95.9 dB

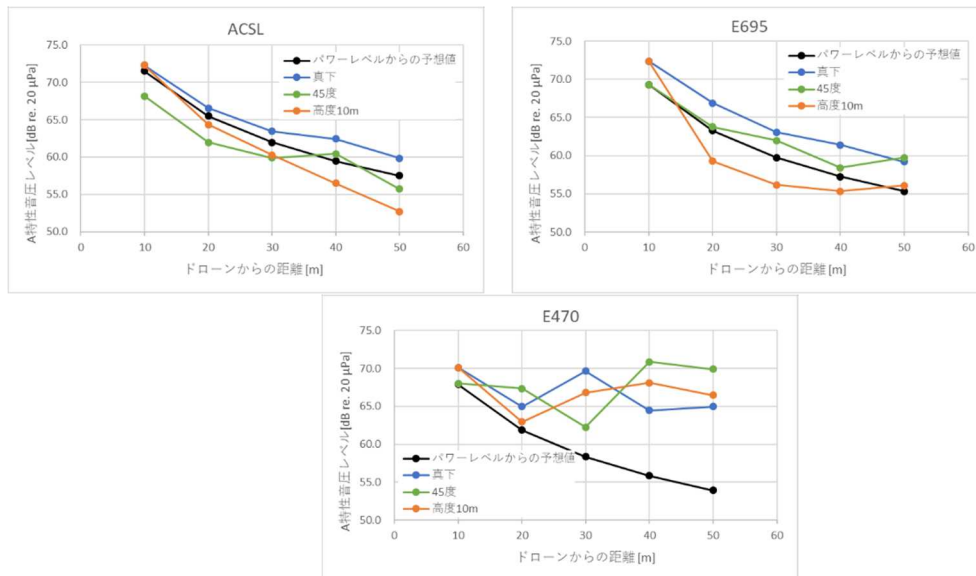


表 2.1.1.7-45 距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 [dB]

(半自由音場を仮定した理論値)

距離[m]	数値差[dB]
10	-28.0
20	-34.0
30	-37.5
40	-40.0
50	-42.0

5.5.2 最終目標の達成の見通し

ドローンの音圧を表現する手段は 2018 年度に残響室法からドローンの音響パワーレベル、音圧測定する方法を確立した。

<ドローン静音化技術> (2019 年)

ドローンの機体独自の静音化技術を検証する。プロペラ翼端の形状、Electric Speed Controller (ESC) による静音効果等の試験を実施する。

下表は、音源から 30m 離れた地点の理論値を示すが、目標値の 55dB 以下にするには、現状のドローンの音響パワーレベルを 5dB から 10dB 低減する必要がある。

表 2.1.1.7-46 音響パワーレベル

	ACSL	E695	E470
音響パワーレベル * 1	99.5	97.3	95.9
30m 離れた理論値 -37.5 を引いた数字	62.0	59.8	58.4
NEDO 目標値 55 までの値	7.0	4.8	3.4

* 1 昨年残響室データ (数字はすべて dB)

静音化技術は2019年を通して研究開発をするが、現時点（2019年7月）でプロペラ回転面を工夫することで静音化が図れることが分かってきた。現在特許出願準備中。今後も残響室内で試験をし、より静かなドローン技術を検証し目標達成を行う。

5.6. 研究開発項目⑥「無人航空機の危害抑制に関する研究開発」（実施者：株式会社イームズロボティクス）

5.6.1. 「無人航空機の危害抑制に関する研究開発」

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするため、第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法とそれに資する性能評価基準を研究開発した。落下分散は、初期条件や初速に大きく依存する。このため、本研究開発では、初期条件や初速の条件の限定の仕方を含めて検討を行った。落下時に初速や加速、風などの外乱による移動力が残った状態を排除するための緊急対応における条件の設定を検討した。例えば、緊急時や異常の検出があった時からプロペラ停止までの時間などの計測や、緊急時の対応別の初期条件設定を検討した。初期条件から、落下時の初速を設定し、落下分散のシミュレーションや試験条件の設定を行い評価手法の検討を実施した。また、初期条件で、パラシュートの使用の影響が落下分散にも大きく影響すると考えられる場合には、パラシュートも試験対象とした。機体のプロペラが時間差で回転したと思われ、機体の落下位置が受止装置から右側手前に15mほど大きくずれて落下した（逆回転風車現象は立川の垂直風洞試験で見られた現象と同様）。さらに、無人機の実利用を想定し、水平飛行からの落下試験も実施した。2018年度の福島RTFでの試験結果を踏まえ、JAMSSで整理した計測データに基づき、飛行高度と経路からディスアームの位置を決定して試験に臨んだ。

しかしながら、水平飛行から所定の位置でモータをディスアームする際、昨年度の福島RTFでの試験で、いきなりディスアームしたことで大きく姿勢が崩れた経験から、初日はスロットルダウンからディスアームしたため、プロポの微妙な操作と機体の癖もあったためか、機体が飛行経路中心から右側にずれてしまい、初日の試験はいずれも受止装置で受止められなかった（PRODRONEで機体自動停止装置も準備していたが不具合により手動によるディスアーム操作となった）。2日目の試験ではディスアームの操縦方法を微妙に調整すると共にタイミングについても、ディスアームポイントでのフラッグによる合図の精度が向上したことから、受止装置で受け止めることができた。高度20mの水平飛行落下時には見られなかったが、30m高度からの水平飛行落下時には、ネットの強度に負けてか、プロペラとアームの損傷が見られた。試験結果詳細及び試験会場の様子は図2.1.1.7-384から図2.1.1.7-392の通り。



図2.1.1.7-384 ホーベック鳥羽工場に設置された 大型無人航空機落下受止装置（左）と無人航空機用落下受止装置（水平飛行からの落下受止装置）（右）



図 2.1.1.7-385 大型無人航空機落下
受止装置



図 2.1.1.7-386 無人航空機用巡航落下
受止装置



図 2.1.1.7-387 試験でプロペラが
破損した X-S1



図 2.1.1.7-388 試験でプロペラが
破損した X-F1



図 2.1.1.7-389 水平飛行から
の落下試験用受止装置



図 2.1.1.7-390 横から見た
水平飛行落下試験



図 2. 1. 1. 7-391 水平飛行からの落下試験で受止装置外に落下して破損した X-S1



図 2. 1. 1. 7-392 水平飛行からの落下試験で、受止装置で受け止められたが、ネット上の落下位置が低すぎたため、地面に衝突して破損した X-F1

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度	総計
論文	-	0	3	3	-	-	6
学会発表・シンポジウム講演等	-	1	3	2	5	2	13
展示会出展	-	1	6	6	1	-	14
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	-	0	0	-	-	-	-
ニュースリリース・プレスリリース	-	0	0	-	-	-	-
国内出願	-	0	0	-	-	-	-
外国出願	-	0	0	-	-	-	-

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための、機体の騒音計測、落下分散、衝突安全、アンテナ性能評価の評価方法の確立という最終目標であるが、それぞれ最適な評価方法の確立を達成した。今後は、検討会等での議論等から浮上する新たな課題（飛行安定性、誘導精度、地上への危害低減）等の解決を目標としてその達成を目指す。

性能評価、特に安全性能の評価法や試験方法の開発は、機体の安全性能の適正な評価により安全な機体開発の促進が期待される。これにより安全な機体の市場への投入が促進されれば、目視外及び第三者上空飛行の安全な実現を可能にする波及効果が期待できる。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

実用化・事業化に向けたシナリオは、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための、機体の騒音計測、落下分散、衝突安全、アンテナ性能評価等の評価方法の確立の延長線上にある。この中で、具体的取り組みとして、機体の騒音計測においては、ISO 国際標準において騒音の TC43/SC1 と無人航空機の TC20/SC16 のジョイントワーキンググループである JWG7 が設立され、無人航空機の事業化に向けた騒音計測標準の策定が開始されている。これにより、本事業で開発した騒音試験法による ISO 認証事業が創出される可能性がある。について記述する。計画・マイルストーンを明確に示す。実用化・事業化に向けた具体的取組についても記述する。

本研究開発成果の産業界における具体的な利用の形態として、標準化に伴うビジネスがある。既に前述の通り、機体の騒音については ISO 国際標準化が開始されている。

無人航空機の安全認証は、無人航空機が社会受容性を獲得するためにも必須の仕組みであるため、認証市場は潜在的に大きく、ユーザーの認証取得ニーズは高い。ISO 国際標準化に伴う市場の規模の拡大と成長も見込まれる。また、非競争領域の国際標準化の進行で、競合技術に対する性能面、コスト面での大きなプログレスを生み出し、シェア向上、製造コスト削減、省エネ効果、CO₂削減などでの競争力の向上が見込まれる。

知的基盤・標準を供給・維持するための体制の整備について、ISO での国際標準化活動の社会への波及効果が期待される。

実用化に向けては、引き続き研究開発が必要であり、一例として、株式会社イームズロボティクスが国土交通省航空局の機体認証取得に取り組むことが決まっている。

3. 実用化・事業化の見通し

騒音計測標準認証事業の実用化・事業化に向けた課題と今後の方針について以下に記述する。残響室によるドローンの音響パワーレベル測定法を確立したが、本格的な残響室は産総研（つくば市）にあるだけで、国内ドローンメーカーとして活用しやすい環境作りが今後の課題である。本格的な残響室は建築コストもかかるので、各社が自社で備えることは現実的ではない。株式会社アコーでは、残響室の小型版ともいえる「残響箱」（約 2.5m 角の四角形）を製作しており、中型までのドローンであれば測定も可能。2019 年度に実際の残響箱でドローンを測定し、産総研残響室とのデータ比較をする予定である。

こうした残響箱を例えば、福島 RTF に設置することができれば、同所でドローンのテストを行った際、同時に音響パワーレベルの計測も可能になるため、ドローンの販売基準として音響パワーレベルから「30m 離れた場所で〇〇dB」との表記、基準が可能になる。

波及効果（技術的・経済的・社会的効果、人材育成等）を記述する。性能評価、特に安全性能の評価法や試験方法の開発は、機体の安全性能の適正な評価により安全な機体開発の促進が期待される。これにより安全な機体の市場への投入が促進されれば、目視外及び第三者上空飛行の安全な実現を可能にする波及効果が期待できる。

整備した知的基盤について、利用されているか記述する。

内閣府の日本経済再生本部では 2019 年 6 月、成長戦略フォローアップとして「ドローンが荷物配送など、2022 年には有人地帯上空を目視外飛行が可能となるサービス」を実現すると提唱した。これによって有人地帯を静かに飛行するドローンのニーズが高まり、株式会社イームズロボティクス社の静音化技術の重要度が高まる。2020 年までにドローンの音響パワーレベル計測方法の統一化、2021 年には弊社の静音技術の普遍化に向けて、株式会社イームズロボティクス社がリーダーシップをとっていく。

波及効果（技術的・経済的・社会的効果、人材育成等）を記述する。2019 年度の DRESS Project の成果報告として、株式会社イームズロボティクス社はドローン静音化技術を開示する予定である。国内ドローン産業の発展のため、この技術を広く普及させていく。

6.1.2. 省エネルギー性能など向上のための研究開発

6.1.2.1 特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発

(実施期間：3年間(2017年度～2019年度))

(実施先：株式会社エンルート)

本事業(事業期間2017～2019年度)については不正のため、2020年度に交付決定を取り消し、全額返還済みとなっている。

6.1.2.2 長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発
 (実施期間：3年間(2017年度～2019年度))
 (実施先：株式会社プロドローン)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

【ドローンのニーズ】

「日本再興戦略 2016」において、新産業を創出する第4次産業革命の具体的な施策の一つとして「小型無人機の産業利用拡大に向けた環境整備」が挙げられている。近年、ネット通販の拡大等によって貨物輸送の小口化が進んでいるが、地球温暖化対策の観点から、輸送・積載効率の改善による物流のグリーン化促進が望まれている。CO₂排出量の17%を占める運輸部門の内、貨物車及びトラックから排出されるCO₂排出量は年間7600万tにのぼるが、この内10%の貨物輸送をドローンに置き換えた場合、ディーゼル車から電気自動車に置き換えたのと同程度の省エネ(-58%)が期待される。また、ドローンは地震や水害・火災等過酷な災害現場での作業も可能であり、道路の寸断等によって孤立した地域へ物資を供給できるようになるため、防災面からも普及拡大が望まれている(図2.1.2.2-1左図)。

一方、高度経済成長期に整備された社会インフラの老朽化が課題となっており、効果的かつ効率的なインフラの長寿命化が求められている。橋梁・トンネル等のインフラは高所・狭所等作業困難な場所に建設されていることが多く、検査だけでも莫大なコストが掛かっている。これをドローンによって効果的かつ効率的に検査し、16%のインフラについて長寿命化が達成された場合、再建設によって排出されるCO₂や廃棄物の抑制等、環境負荷低減に貢献することができる。また、インフラ維持管理の技術者の高齢化が進む中、ドローンによるインフラ検査の自動化は、将来の人材不足に対する懸念を払拭することが期待される。



CO₂排出量の17%を占める運輸部門の内、
宅配便等の小口輸送をドローンに置き換え

+

災害現場等における作業・物流での活用

効果的かつ効率的なインフラ検査
インフラ長寿命化によるコスト削減

+

自動化による人材不足の解消

図 2.1.2.2-1 ドローン化によるメリット

【ドローンの飛行時間の問題】

株式会社プロドローンでは、小口輸送やインフラ検査に活用可能な産業用ドローンの開発・販売を行っている。特に、ペイロード30kg以上の大型ドローンやロボットアームを用いて直接作業が可能なドローンでは世界的にも先進の技術を有している。これらのドローンは、電源として大容量リチウムイオンポリマー二次電池を用いている。しかし、リチウムイオンポリマー電池のエネルギー密度は0.2 kWh/kg(0.5 kWh/L)程度しかないため、飛行・作業時間が15~30分に留まっている。電池の搭載本数を増やすと自重も増加するため、2本積めば2倍の時間飛行できるというわけではない。自重と飛行時間のバランスを計算した結果、最も効率の良い点が15~30分である。

小口輸送における荷物や、インフラ検査における測定機器等の重量物を搭載する業務では、さらに飛行・作業時間が短くなってしまいう問題がある。農業散布や航空測量においても、事前に大量の二次電池を充電しておく手間が問題となっている。地震や水害・火災等の災害現場では二次電池を充電するための電源が確保できない場合が多く、長距離・長時間飛行ができるドローンの開発があらゆる分野で望まれている。

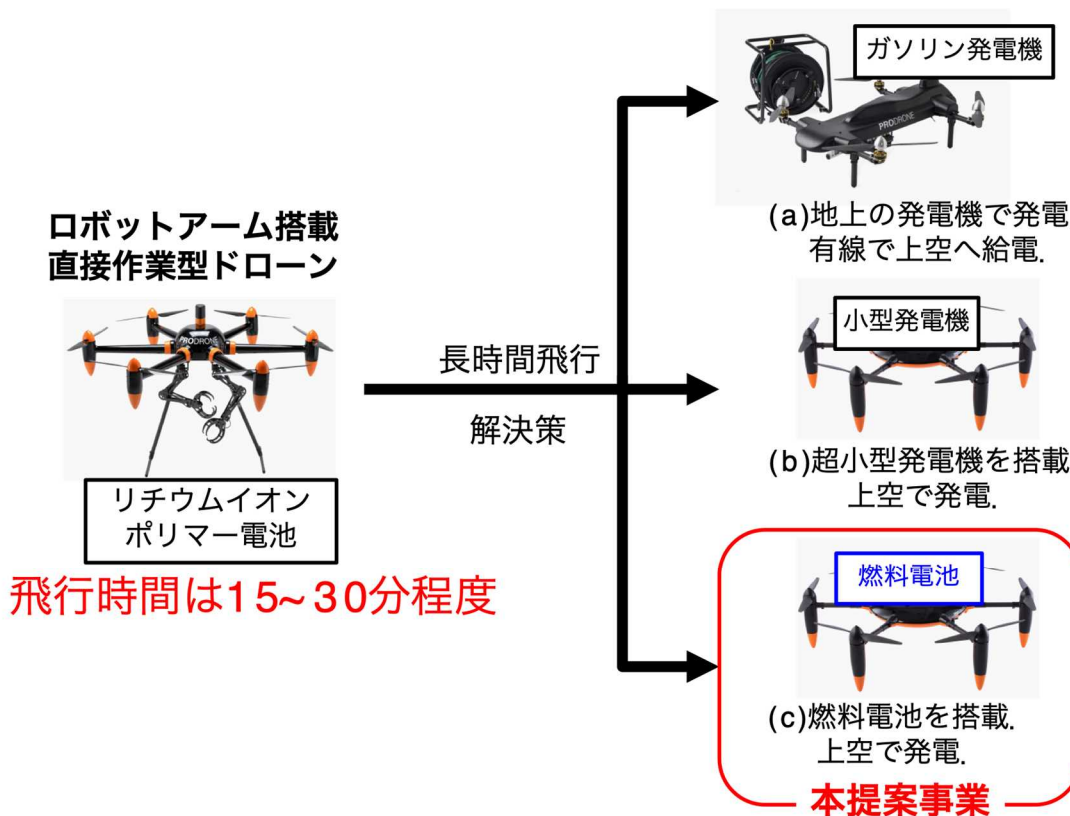


図 2.1.2.2-2 (株)プロドローンでの飛行時間を伸ばすための取り組み

図 2.1.2.2-2 に示すように、株式会社プロドローンでは飛行時間を延長するために様々な研究開発を行ってきた。図 2.1.2.2-2(a)は、地上のガソリン発電機で発電し、金属電線を通してドローンに電力を供給する有線給電システムである。地上の発電機の燃料が続く限り飛行が可能だが、行動範囲は金属線のケーブル長に制限されるため、広域の輸送や点検、測量などには適さない。図 2.1.2.2-2(b)は、発電用に模型用エンジンを搭載したドローンである。エンジンで発電機を回転させる方式だが、効率の良い発電機が作れなかったため飛行には至っていない。図 2.1.2.2-2(c)は、上空で溶液と触媒を反応させて水素を生成し固体高分子形燃料電池 (PEFC) で電力を発生させるドローンである。これを開発した 2014 年当時の燃料電池・水素発生器は重量が大きい割に電力が少なく、電流サポート用のリチウムイオンポリマー電池と併用してやっと 20 分飛行したのみで、燃料電池だけの単独飛行は実現できなかった。(世界初の燃料電池搭載ドローンだったが、委託先との守秘義務によって公式発表はしていない。)

【燃料電池】

燃料電池は、外部から供給する燃料の搭載量分を電気に変換することができるため、エネルギー密度の高い燃料を用いることによって長時間運転を実現することができる。固体高分子形燃料電池 (PEFC) は重量エネルギー密度 33 kWh/kg の高圧水素を燃料に用いることができ、燃料電池自動車等の動力源として実用化されている。しかし、体積エネルギー密度がリチウムイオンポリマー電池の 2 倍程度 (1 kWh/L) しかないため、特に高出力が求められる大型ドローンでは高圧水素タンクの容積が大きくなってしまいう問題がある。



Liイオンポリマー電池
0.20 kWh/kg
0.5 kWh/L



圧縮水素
33 kWh/kg
1 kWh/L



LPG エタノール
13 kWh/kg 8 kWh/kg
7 kWh/L 6 kWh/L

図 2.1.2.2-3 二次電池・燃料のエネルギー密度

共同研究先である国立研究開発法人産業技術総合研究所と株式会社アツミテックは、固体酸化物形燃料電池(SOFC)を用いた「コンパクトハイパワー燃料電池システム」を開発している(2017年2月9日プレスリリース)。SOFCは600℃以上の高温で作動し、酸化物イオン(O²⁻)が伝導種であるため、水素以外に液化石油ガス(LPG)等の炭化水素やエタノール等のアルコールを燃料として用いることができる。既に商品化されているLPG駆動エンジン発電機(900W)の熱効率は7~15%に対して、開発した燃料電池(100~400W)の熱効率は30~40%と高く、CO₂排出量を大幅に低減することが期待される。市販のLPGカセットボンベ2本(500g)は6.5kWhのエネルギーを有しており、熱効率30%の場合、大型ドローンの飛行に必要な800Wを2時間以上出力できる計算になる。二次電池を充電するための電源が確保できない災害現場等でも、カセットボンベを交換、またはエタノールを補充するだけで継続的に利用することが可能になる。また、セラミックスで構成されるSOFCはエンジンよりも重量が軽く、ドローンの飛行に適した発電システムである。



LPG駆動エンジン
熱効率7~15%

軽量化
→
高効率化
による
CO₂削減



LPG駆動燃料電池
熱効率30~40%

図 2.1.2.2-4 LPG 駆動エンジン・燃料電池の熱効率

【本事業の目標】

本事業では、①燃料電池用ドローンの設計・開発、②長時間作業を実現するSOFC材料技術開発、③上空でも電力供給可能な燃料電池システム開発を行う。①では、既に商品化されているPEFCシステム及び高圧水素タンク等を用いて燃料電池で駆動するドローンの設計・開発を行い、将来的には②および③で開発されたシステムに置き換えて実証を行う。②では、LPGまたはエタノール燃料を用いた時の出力や耐久性を向上させ、長時間・繰り返し飛行・作業ができるSOFC材料を開発する。③では、飛行のために軽量・コンパクト化し、低温・低気圧・強風の上空でも安定に発電できるSOFCシステムを開発する。

(2) 研究開発目標と根拠

表 2.1.2.2-1 研究開発目標

項目	中間目標 (2018 年度末)	最終目標 (219 年度末)
①燃料電池ドローンの設計・開発	PEFC システム及び高圧水素タンク等を用いて2時間以上飛行する中型燃料電池ドローンを開発・実証する。	PEFC システム又は SOFC システムを用いて2時間以上飛行する大型燃料電池ドローンを開発・実証する。
②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発	LPG またはエタノールを用いて 300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料を開発する。	LPG またはエタノールを用いて 100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料を開発する。
③上空でも電力供給可能なドローン用燃料電池システム開発	地上にて、LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する SOFC システムを開発する。	上空にて、LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する SOFC システムを開発する。

① 燃料電池ドローンの設計・開発

- ・リチウムイオンポリマー電池を搭載した中型ドローンの世界記録が 88 分であることから、中間目標として、既に商品化されている PEFC システム及び高圧水素タンク等を用いて 2 時間以上飛行できる中型ドローンを開発し、燃料電池の有効性を実証する。
- ・燃料電池搭載の大型ドローンを開発し、プロジェクトの目標である 2 時間以上の飛行・作業を実証する。PEFC/SOFC のどちらかにはこだわらず、双方の可能性を追求していく。

【機体開発】

株式会社プロドローンでは、クライアントの要求に応じてオーダーメイドでドローンを開発しているため、機体の大きさやモータ、電池などに縛られることなく自由に機体が開発できる(図 2.1.2.2-5)。燃料電池を搭載して飛行するドローンにおいても、PEFC の場合は機体の構造材の一部を水素圧力タンクと一体化して作ったり、SOFC の場合は耐熱隔壁のスペースを考慮し重心位置に電池を配置したりすることも可能である。また、極度に軽量の機体が必要な場合には、金型を作成してモノコックボディで作ることも可能である。



図 2.1.2.2-5 (株)プロドローンでは様々なデザインやモノコックボディのドローンが開発可能

【電池・制御回路開発】

リチウムイオンやニッケル水素などの化学的な二次電池が、例えば 10000mAh の仕様になっている場合、電流 10000mA (10A) を 1 時間放電し続けることが可能である。この 10A・1 時間という定格電流での放電 (1C 放電) に対して、20A で 30 分 (2C 放電)、40A で 15 分 (4C 放電) という使い方もできる (図 2.1.2.2-6 左上)。10000mAh の電池で 15 分飛ぶ機体は、瞬間的に 40A 放電 (4C) してホバリングしている計算になる。実際には、離着陸時に大電流が必要となるので理論通りにはならず、機体毎に電力消費パターンを計測する必要がある。

燃料電池は化学電池ではあるが、定格 (1C) 以上の放電は出来ない (図 2.1.2.2-6 左下)、最大電力点追従 (MPPT) が必要、といった特性は太陽電池に近い。例えば前述した内容を受けて 40A 出力の燃料電池を作った場合、40A を超える電流は取り出せない。従って、離着陸の際や瞬間的な突風に対処する際は、リチウムイオン電池などを補助電池として不足電流を補う必要がある。そこで、燃料電池だけで飛行したり、燃料電池と補助電池を両方使って飛んだり、あるいは燃料電池の余剰電流で補助電池を充電したりといった電源の切り替えを行うマネジメント回路基板が必要になる (図 2.1.2.2-6 右)。太陽電池システムの充放電回路やノートパソコンのバッテリーの充放電回路と比較して、ドローンでは瞬間的な負荷変動が大きいため特別なマネジメント回路を開発する必要がある。短いスイッチング時間と大電流を考慮したパワーFETの選定や、発振対策の回路設計など高い専門性が必要となる。

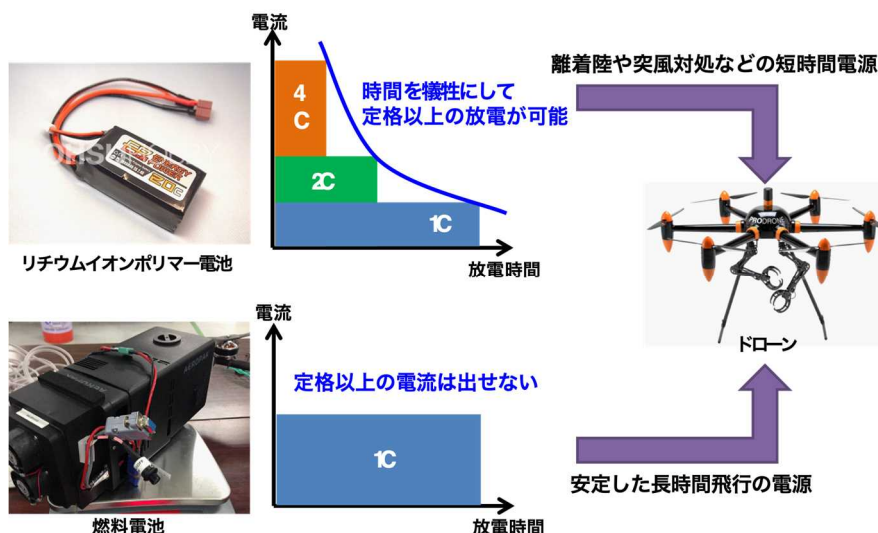


図 2.1.2.2-6 リチウムイオン電池と燃料電池の長所を活かした電源管理が必要

② 長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

- ・「コンパクトハイパワー燃料電池システム」開発において、LPG またはエタノールを用いて 100 時間連続運転を実証した。外部改質器を用いない SOFC の耐久性としては世界最高レベルにあるが、更に耐久性を向上させる SOFC 材料を開発し、300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現する。
- ・ドローンの飛行では、室温と 600 °C 以上の高温との熱サイクルが伴う繰り返し起動停止特性も求められる。熱衝撃に強い SOFC セラミック材料を開発し、100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する。

【LPG, エタノール燃料使用時の耐久性向上】

SOFC は、原理的に水素以外に液化石油ガス (LPG) 等の炭化水素やエタノール等のアルコールを燃料として用いることができる。しかし、炭化水素やアルコールを SOFC に直接供給すると、熱分解によって燃料側の電極 (燃料極) 上で炭素析出が起こり、電極性能が急激に低下することが知られている (図 2.1.2.2-7)。共同研究先の産総研では、LPG やエタノールを直接供給しても炭素析出を抑制できるナノ構造電極を開発し、さらに LPG/空気比やエタノール/水比等の改質条件最適化によって、100 時間以上の連続発電ができる運転制御技術を確立した (図 2.1.2.2-8 左)。運転時間を更に延ばし、300 時間連

続運転で劣化率 5 %以内を実現するために、電極触媒の改良等、耐久性を向上させるための SOFC 材料技術を開発する。

【繰り返し起動停止時の信頼性向上】

また、SOFC は 600 °C 以上の高温で動作するため、白金等の高価な貴金属触媒を使用する必要がなく、一般的に安価なニッケル触媒が用いられている。しかし、ドローンの飛行で頻繁に繰り返されると想定される運転停止（燃料供給停止）の際に燃料極側への空気の混入が想定され、ニッケル触媒の酸化によって電極性能が低下してしまう問題がある。ニッケルの酸化は粒子内部から金属ニッケルが拡散することによって被膜が外側へ成長し、スポンジ状に異常膨張することが知られており、SOFC の機械的信頼性を損なう最も大きな要因となっている。これまでに、10 回程度の起動停止に耐え得る燃料極の開発を行ってきたが(図 2.1.2.2-8 右)、繰り返し回数を更に多くし、100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料技術を開発する。

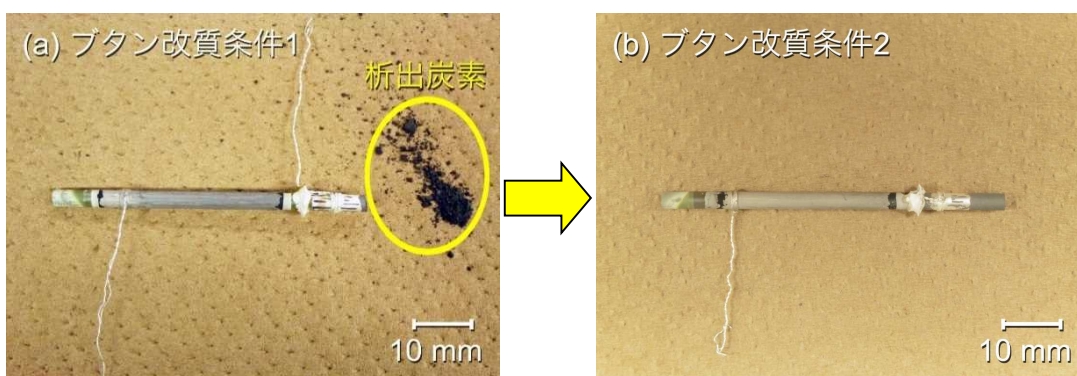


図 2.1.2.2-7 ナノ構造電極および運転制御技術の確立による LPG 直接供給時の炭素析出の抑制

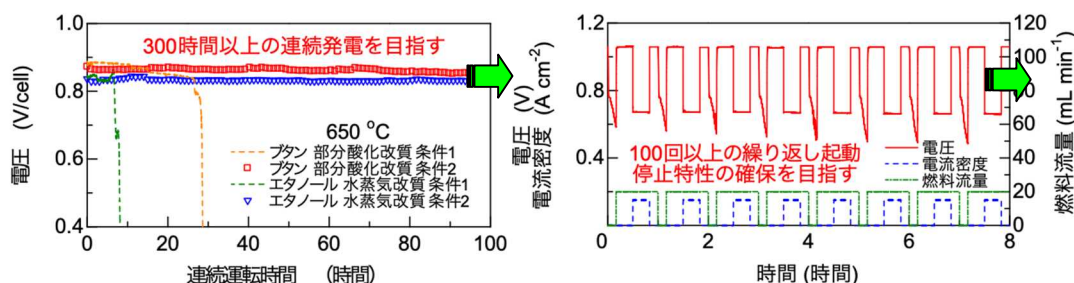


図 2.1.2.2-8 LPG, エタノール駆動 SOFC の連続発電(左)と繰り返し起動停止特性(右)

③ 上空でも電力供給可能なドローン用燃料電池システム開発

- ・海外において 100 W 級ポータブル SOFC システムの開発が行われている例もあるが、400 W 級 LPG 駆動 SOFC システムを持ち運び可能にしたのは「コンパクトハイパワー燃料電池システム」が世界初である。大型ドローンを飛行させるためには、更なる高出力化と軽量・コンパクト化の相反する課題を克服する必要があり、中間目標として地上にて LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する 800 W 級 SOFC システムを開発する。
- ・上空では気圧や気流の変化等、地上では想定されない不確定要素があり、ドローンに SOFC システムが搭載された例は未だない。①で取得したデータを元に上空でも LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する 800 W 級 SOFC システムを開発する。

【SOFC システムの高出力・軽量化】

共同研究先の株式会社アツミテックでは、LPG で駆動する「コンパクトハイパワー燃料電池システム」を開発している。電極内部で燃料を改質し、起動用バーナーを搭載するため、外部改質器や起動用の外部電源が不要で、断熱材などの部材の配置を最適化して非常にシンプルかつコンパクトな SOFC システムとなっている。更に振動や衝撃に対して有利で電極抵抗の極めて少ない独自のメタルサポート構造の SOFC セルの技術も有しており、これをベースにして大型ドローンの長時間飛行・作業を実現するため、システムの再設計によって更なる高出力化と軽量・コンパクト化を進め、LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する 800 W 級 SOFC システムを開発する。

【上空で発電可能な SOFC システムの開発】

また、上空では気圧や気流の変化等、地上では想定されない不確定要素がある。特に、LPG/空気比等の改質条件の見直しが必要になることが想定されるため、ドローンの飛行に適合した SOFC システム運転制御技術を開発し、実際に上空で LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電できることを実証する。

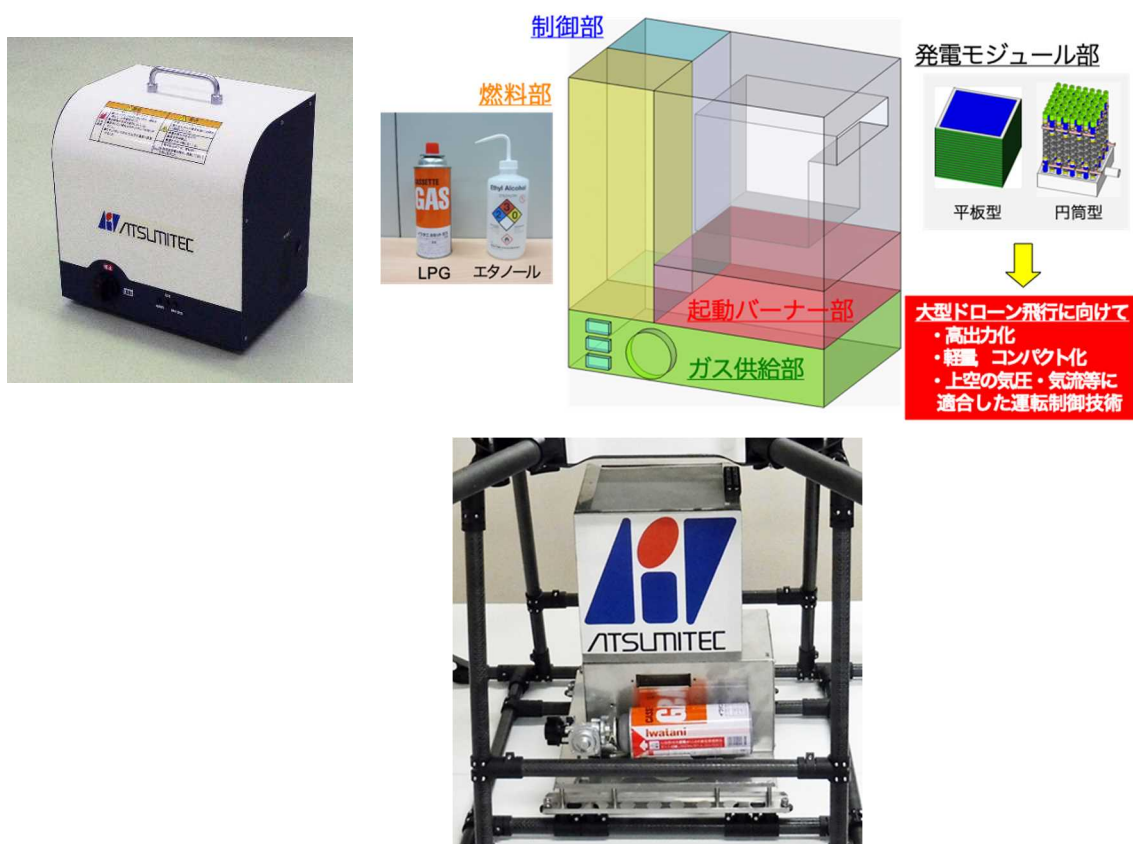


図 2. 1. 2. 2-9 コンパクトハイパワー燃料電池システムの外観と構成

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

【2017 年度】

海外製の既製品の PEFC を何社か検討し、購入して基本的なデータや動特性を計測する。並行して、プロドローン製の中型・大型ドローンをリチウムイオン電池で飛行させ、電力消費パターンを計測する。空撮や輸送、農薬散布、点検などの様々なユースケースのパターンを収集し、モデル化と評価指標の作成を行う。その後、PEFC とドローンの特性を比較し、燃料電池をドローンに搭載した際の運用モデルを作成する。また、離着陸時や突風時の高負荷を補うため、高効率な電源切り替えマネジメント装置を設計・開発する。年内目標としては、既製品 PEFC と電源マネジメント装置を使用して燃料電池の電力のみでの飛行（長時間で無くても良い）を目指す。

また、共同研究先の産総研・アツミテックにて、LPG、エタノールで 300 mW/cm²（現行比 1.5 倍）の出力密度が得られる SOFC 材料を開発し、水素燃料で大型ドローンの飛行に必要な 800 W の出力が得られる SOFC システムの設計を完了する。

【2018 年度】

昨年度作成した電源マネジメント装置を量産化して利用し、高負荷時の挙動検証を行う。これらは必ずしもドローンに搭載して実験する必要はなく、有線給電による検証でもかまわない。また、燃料電池搭載を前提として特別軽量化したモノコックボディの専用の中型ドローンを開発する。年内目標としては、福島ロボットテストフィールド（福島 RTF）にて 2 時間を目指したフライト実験を実施する。

また、共同研究先の産総研・アツミテックにて、LPG またはエタノールを用いて 300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料、及び 2 時間以上発電する SOFC システムを開発する。

【2019 年度】

LPG またはエタノールを用いて 100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料、及び上空にて LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電可能な SOFC システムを開発する。

前年度の評価から抽出した課題を解決し、SOFC システム搭載型の大型ドローンを開発する。福島 RTF において耐久飛行実験を実施し、最大何時間飛べるかチャレンジする。また、燃料電池搭載の専用ドローンとしての販売以外にも、燃料電池だけを既存のリチウム電池の代替として販売する可能性も検討する。マルチローター型ドローンだけでなく、ヘリコプター型や固定翼型など様々な機体への搭載も検証する。

●スケジュール：

表 2.1.2.2-2 スケジュール

平成29年度 開発日程表					
開発項目	平成29年			平成30年	開発目標
	7～9月	10月～12月	1月～3月	1月～3月	
① 燃料電池ドローンの設計・開発	海外既存の燃料電池を調査・選定 既存ドローンの評価 電源マネジメント装置の機能検討	燃料電池の調達 燃料電池ドローンの設計 ユースケース毎のデータ計測 回路基板の試作(1回目) 評価検証	ドローン開発 回路基板の試作(2回目) 評価検証		燃料電池と電源マネジメント装置を使用して、ドローンを開発する。
② 長時間作業を実現するSOFC材料技術開発	高出力化・耐久性向上を実現するSOFC材料の調査・選定 ドローン向けSOFC製造技術の確立	ドローン向けSOFC初期性能の評価(水素) LPG、エタノール燃料を用いたSOFC評価法の検討	ドローン向けSOFC初期性能の評価(LPG、エタノール) ドローン向けSOFC材料の改良		LPG、エタノールで300 mW/cm ² (現行比1.5倍)の出力密度が得られるSOFC材料を開発する。
③ 上空でも電力供給可能なSOFCシステム開発		上空で要求される燃料電池の仕様調査(気圧・気流の影響等) ドローン向けSOFCシステム設計・試作	SOFCシステム試運転(水素)		SOFCシステムの設計を完了し、水素で大型ドローンの飛行に必要な800 Wの出力を得る。
平成30年度 開発日程表					
開発項目	平成30年			平成31年	開発目標
	4～6月	7月～9月	10月～12月	1月～3月	
① 燃料電池ドローンの設計・開発	モノコックボティードローンの設計・金型発注 燃料電池の評価 回路基板最終テスト	ドローン開発・テスト飛行 電源マネジメント装置の高負荷試験 計測用センサードローンの開発・テスト飛行	燃料電池組み込み・飛行テスト 計測試験	飛行試験(福島RTFにて実験)	福島ロボットテストフィールドにて2時間を目指したフライト実験を実施する。
② 長時間作業を実現するSOFC材料技術開発		ドローン向けSOFC材料の改良(LPG、エタノール内部改質触媒の開発) LPG、エタノール燃料を用いたSOFC初期耐久試験(50～100時間)	LPG、エタノール燃料を用いたSOFC耐久試験(300時間)		LPGまたはエタノールを用いて300時間連続運転で劣化率5%以内を実現するSOFC材料を開発する。
③ 上空でも電力供給可能なSOFCシステム開発		SOFCシステム試運転(LPGまたはエタノール) ドローン向けSOFCシステム改良	地上でのSOFCシステム実証(LPGまたはエタノール)		地上にて、LPGまたはエタノールを用いて2時間以上発電するSOFCシステムを開発する。

平成31年度 開発日程表					
開発項目	平成31年			平成32年	開発目標
	4～6月	7月～9月	10月～12月	1月～3月	
① 燃料電池ドローンの設計・開発	大型ドローンの設計・ 金型発注	ドローン開発・テスト飛行	SOFC組み込み ・飛行テスト	連続飛行試験 (福島RTFにて実験)	福島ロボットテスト フィールドにて2時 間以上を旨指した 耐久飛行実験を実 施する。
	前年度ドローンの評価 改善点の抽出	改良・テスト飛行			
② 長時間作業を実現するSOFC材料技術開発		ドローン向けSOFC材料の改良 (起動停止に強いニッケル触媒の開発)			LPGまたはエタノールを用いて100回 繰り返し起動停止 で劣化率5%以内を 実現するSOFC材 料を開発する。
		LPG, エタノール燃料を用いた SOFC起動停止試験(100回)			
③ 上空でも電力供給可能なSOFCシステム開発		SOFCシステムとドローン補機との システム統合		上空でのSOFCシステム 実証 (LPGまたはエタノール)	上空にて、LPGま たはエタノールを用 いて2時間以上発 電するSOFCシス テムを開発する。
		上空でのSOFCシステム 試運転			

●実施体制：

研究開発体制

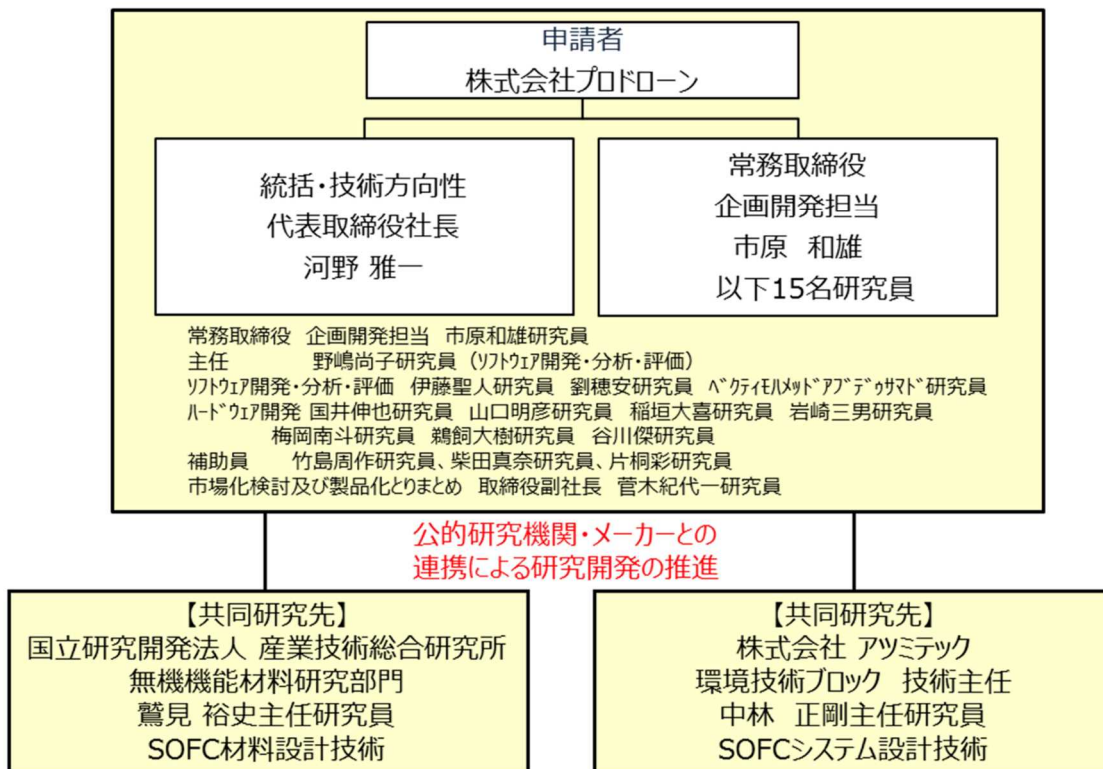


図 2.1.2.2-10 研究開発体制

(4) 研究開発の達成状況

①燃料電池ドローンの設計・開発

最終目標	成果	達成度	備考
実施計画書に記載した最終目標	搭載してフライトすることができた	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

最終目標	成果	達成度	備考
実施計画書に記載した最終目標	300Hの長時間稼働と100回の起動終了で劣化しない材料を開発できた	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③上空でも電力供給可能なドローン用燃料電池システム開発

最終目標	成果	達成度	備考
実施計画書に記載した最終目標	スタンドアロンの燃料電池ユニットを開発することができた	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果の意義

【機体開発】①燃料電池ドローンの設計・開発

軽量化を課題として開発を進めるが、当初スタンドアロンで稼働する SOFC 燃料電池スタックは 20kg 近い重量となることが想定された。

このため最大ペイロードを 30kg とし、重心が上下にずれてもこれを吸収できるための構造を備えた試験用の機体を設計・製作した。

また SOFC のセルは 650 度以上の高温で稼働する必要がある。燃料電池スタックとしても熱を保持し外部との熱交換を遮断する仕組みを持つが、外部に露出している部分は高温となるため、搭載部近傍の熱対策が必要となり、20kg 近い重量の燃料電池スタックを振動から守る構造を一体化して作成した。



図 2.1.2.2-11 製作した機体外観

燃料電池スタックの排熱は二箇所にダクトを設置し、ドローンの主要な構造に高温の排気が当たらない構成としている。シンプルな構造ながら、ペイロードに応じて最適な回転を調整できる仕組みや、重心を調整する仕組み、および負荷を考慮した動力特性を設定することができる専用の機体となった。

【電池・制御回路開発】③上空でも電力供給可能なドローン用システム開発

下図は最初に作成したハイブリッド回路である。燃料電池の出力は短い時間、たとえば 100 ミリ秒程度で数倍の大電流を供給することはできない。このため、大きな電流供給能力を持つ二次電池を組み合わせる必要がある。

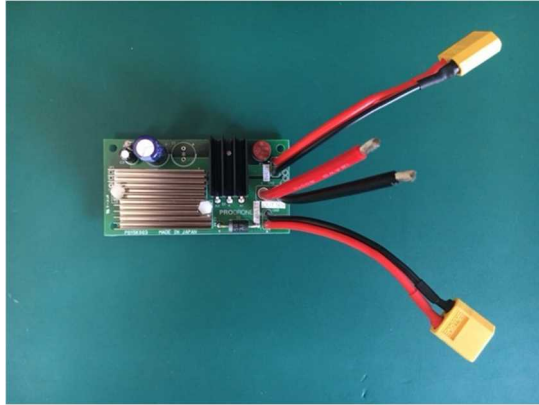


図 2. 1. 2. 2-12 製作した簡易ハイブリッド回路

下図は重量に対する電力の割合である。

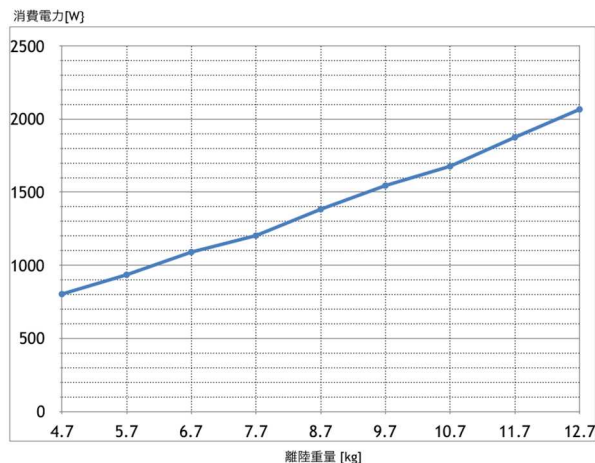


図 2. 1. 2. 2-13 離陸重量対消費電力

重量と電力が概ねニアな相関を持っているのがわかる。

これは平均電力であるが、これを横軸に時間を設定すると、下図のようになる。短時間で急峻な電力の増減が発生していることがわかる。

特にグラフ左側の離陸後の移動や上昇で消費電力の増減が激しい。グラフ右側は一定速度での巡航状態であるが、外乱となる風が弱かったため、あまり消費電力に増減がない。

黄色い部分が燃料電池の出力から賅われる電力とすれば、青い部分が余剰電力であり、灰色の部分が不足する電力で、これを二次電池から賅う必要がある。

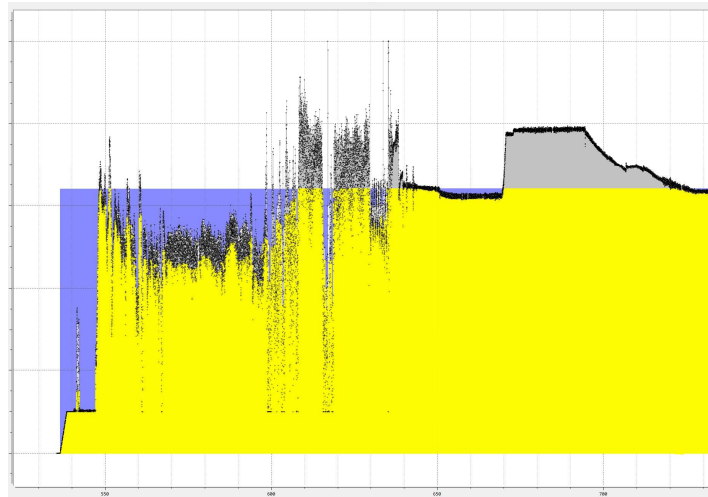


図 2.1.2.2-14 実飛行における電力消費の様子

この電力測定を元に、受動回路のみで構成したハイブリッド回路を作成した。下図は設計・製作したハイブリッド回路である。部品点数も少なく、かつロスが少なくコストも安いなどのメリットがあったが、長時間飛行を考慮した場合、二次電池の放電量が制御できず、充電機能がないことと併せて十分な信頼性を確保することができなかった。

このため一旦二次電池にすべての電力を蓄え、出力はすべて二次電池から行うシリーズハイブリッド構成を検討した。下図はシリーズハイブリッド装置の外観である。

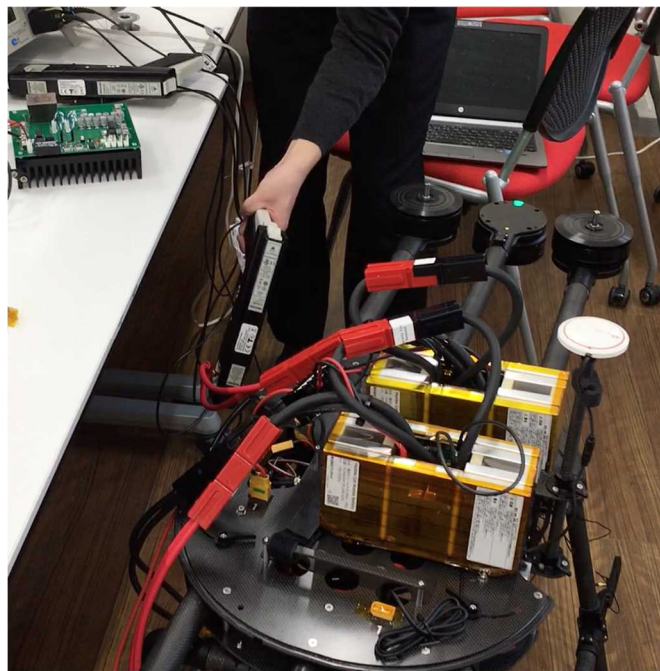


図 2.1.2.2-15 製作した二次電池を持つハイブリッド回路

100msec 以下の時間単位で常時の数倍の電流を供給する必要があり、また放電に対して十分高速な充電性能を持ち、さらに大電流での充電に対して耐久性があり、温度耐性もあるデバイスとして、東芝製の SGiB を利用した。

SCiB は、リチウムイオン電池に分類されるが、現在の多くのドローンに使用される主流の電池である、リチウムポリマー電池と同じくリチウムイオンを電荷として利用する原理は同じだが、酸化物系材料（チタン酸リチウム）の採用などにより、外力などで内部短絡が生じても熱暴走を起こしにくく、充放電 20,000 回以上の長寿命、6 分間での急速充電、キャパシタ並みの入出力密度、 -30°C の低温での動作等、優れた諸特性を持つ。

SOFC 燃料電池スタックは基本的にこの SCiB を充電することに専念できるため、緩やかな出力制御での運用が可能で効率や寿命を最適化した環境で動作させることができる。

また、SCiB 自体は単体でもドローンを動作させることができるため、ハイブリッドシステムに起因する特殊な制約がなく、従来と同様な使いかたが可能となった。

【LPG, エタノール燃料使用時の耐久性向上】 ②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

SOFC は、原理的に水素以外に液化石油ガス (LPG) 等の炭化水素やエタノール等のアルコールを燃料として用いることができる。しかし、炭化水素やアルコールを SOFC に直接供給すると、熱分解によって燃料側の電極（燃料極）上で炭素析出が起こり、電極性能が急激に低下することが知られている。LPG やエタノールを直接供給しても炭素析出を抑制できるナノ構造電極を開発し、さらに LPG/空気比やエタノール/水比等の改質条件最適化によって、100 時間以上の連続発電ができる運転制御技術を確認した。

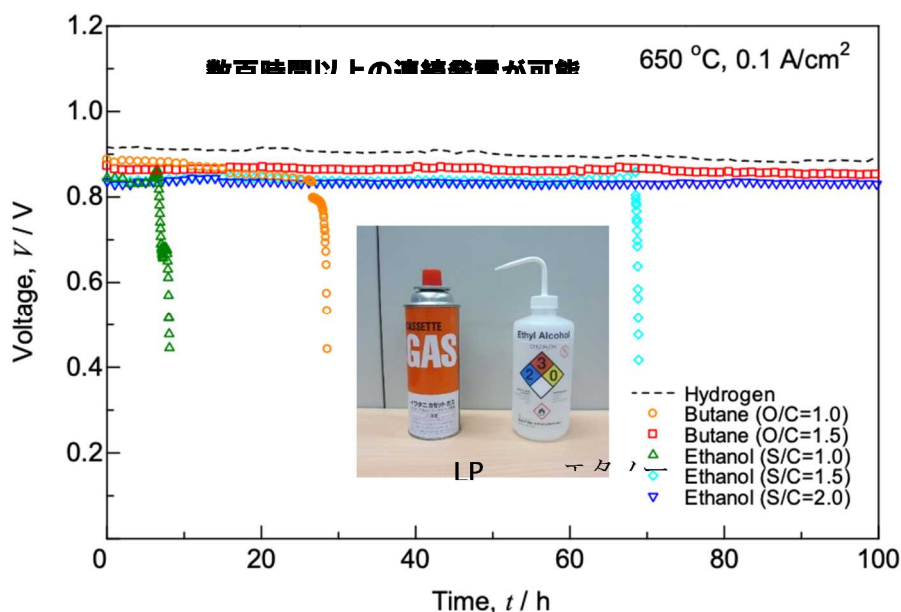


図 2.1.2.2-16 連続稼働実験の結果（出力低下度合の検証）

【繰り返し起動停止時の信頼性向上】 ②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

また、SOFC は 600°C 以上の高温で作動するため、白金等の高価な貴金属触媒を使用する必要がなく、一般的に安価なニッケル触媒が用いられている。しかし、ドローンの飛行で頻りに繰り返されると想定される運転停止（燃料供給停止）の際に燃料極側への空気の混入が想定され、ニッケル触媒の酸化によって電極性能が低下してしまう問題がある。ニッケルの酸化は粒子内部から金属ニッケルが拡散することによって被膜が外側へ成長し、スポンジ状に異常膨張することが知られており、SOFC の機械的信頼性を損なう最も大きな要因となっている。これまでに、10 回程度の起動停止に耐え得る燃料極の開発を行ってきたが、繰り返し回数を更に多くし、100 回繰り返し起動停止で劣化率 7%以内を実現した。

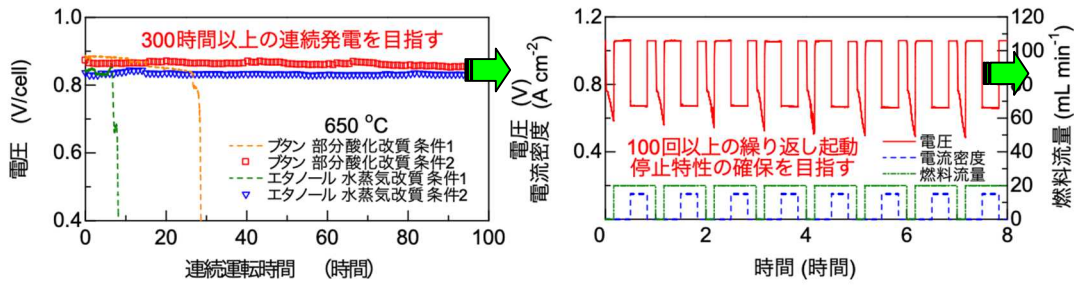


図 2. 1. 2. 2-17 連続稼働試験と繰り返し起動試験の様子

下図は触媒機能を付与したセルの出力と耐久性を示すグラフである。ともに大幅な向上を実現した。

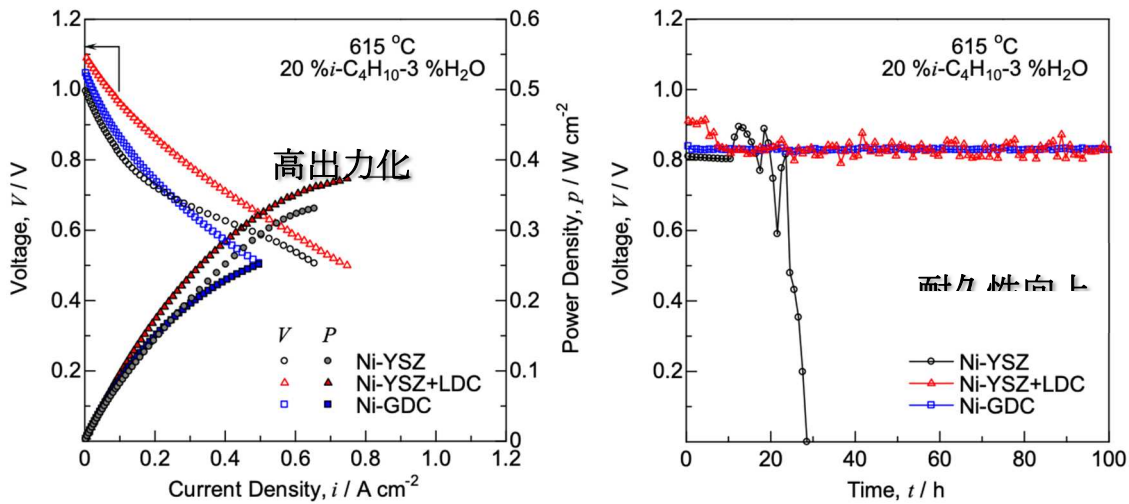


図 2. 1. 2. 2-18 出力と耐久性改善の結果

【SOFC システムの高出力・軽量化】③上空でも電力供給可能なドローン用システム開発
 共同研究先の株式会社アツミテックでは、LPG で駆動する「コンパクトハイパワー燃料電池システム」を開発している。電極内部で燃料を改質し、起動用バーナーを搭載するため、外部改質器や起動用の外部電源が不要で、断熱材などの部材の配置を最適化して非常にシンプルかつコンパクトな SOFC システムとなっている。更に振動や衝撃に対して有利で電極抵抗の極めて少ない独自のメタルサポート構造の SOFC セルの技術も有しており、これをベースにして大型ドローンの長時間飛行・作業を実現するため、システムの再設計を行い、更なる高出力化と軽量・コンパクト化を進めた。
 昨年度までで LPG を用いて 400 W 級 SOFC システムを開発し地上給電によるフライトテストを行った。

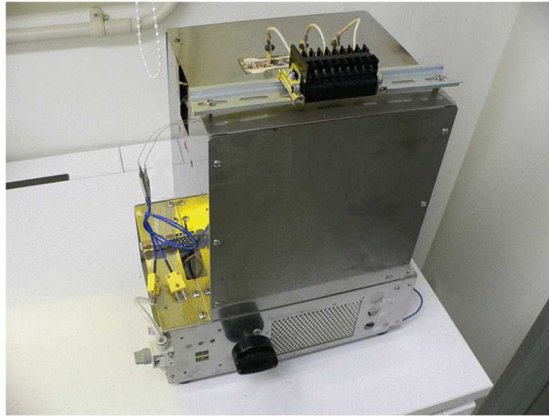


図 2.1.2.2-19 発電ユニット

また下図は軽量化の概略である。ユニットを並列接続した形で、小規模から中規模までスケラブルな構成を可能とした。

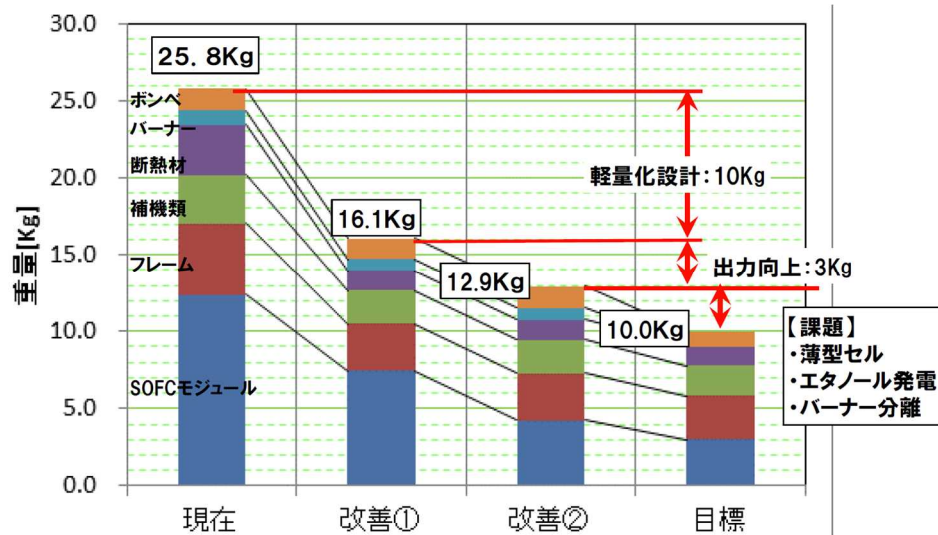


図 2.1.2.2-20 発電ユニットの重量の構成と軽量化

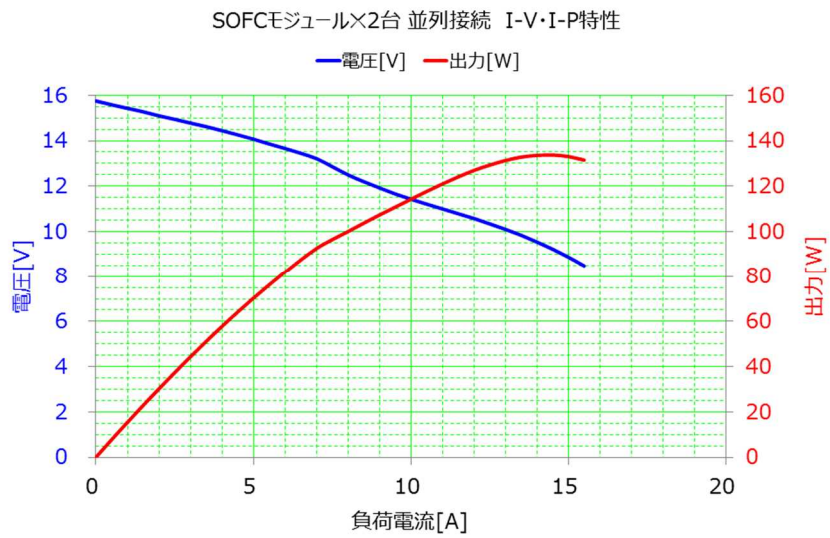


図 2.1.2.2-21 製作した発電ユニット外観

- ・ 複数モジュールの連結 (目標: モジュール 4 個)
- ⇒ 熱量アップ (バーナー容量変更)
- ⇒ バーナー排ガスの導入
- ⇒ 断熱構造の見直し

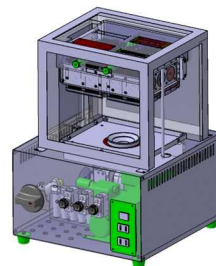





図 2.1.2.2-22 発電ユニット構造イメージ図

引き続きの研究開発において以下の目標を達成する見込みである。

表 2. 1. 2. 2-3 目標達成見込み

<p>軽量化 ⇒部品点数の削減 ⇒セルの薄肉化 研磨</p>	
<p>出力密度の向上 (目標 : 390mW ⇒ 600mW/cm²) ⇒集電材の拡散接合 ⇒ガス拡散性の向上 ⇒ユニットの温度分布の改善</p>	
<p>ハイブリッドドローン ⇒二時間超のフライト ⇒世界初 SOFC エンジンでのフライト</p>	
<p>ハイブリッド回路 ⇒出力 5000W 以上 ⇒SOFC 出力の効率化</p>	

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度	総計
論文	1	1	4	0	-	-	6
学会発表・シンポジウム講演等	1	1	4	0	-	-	6
展示会出展	0	0	0	0	-	-	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	1	1	5	1	-	-	8
ニュースリリース・プレスリリース	0	0	1	0	-	-	1
国内出願	0	0	0	0	-	-	0
外国出願	0	0	0	0	-	-	0

①事業化の基盤となる取得特許、ノウハウ等の内容

特許の名称 (最新状況)	出願/登録番号 (出願/登録日)	出願人	係争の有無
無人航空機 (特許出願済)	特願 2016-083760 (出願日 H28. 4. 19)	株式会社プロドローン	無し
ロボットアームおよびこれを備える無人航空機 (特許出願済)	PCT/JP2017/000724 (出願日 H29. 1. 12)	株式会社プロドローン	無し
電気化学リアクターセル (特許取得済)	特許第 5935220 号 (登録日 H28. 5. 20)	国立研究開発法人産業技術総合研究所 株式会社ノリタケカンパニーリミテド	無し
固体酸化物形燃料電池スタック及び固体酸化物形燃料電池モジュール (特許出願済)	特願 2015-116751 (出願日 H27. 8. 26)	国立研究開発法人産業技術総合研究所	無し
発電装置 (特許出願済)	特願 2010-88648 (出願日 H22. 4. 7)	株式会社アツミテック	無し

②国内・国外他社における関連特許の取得状況

- ・小型ドローンに関する特許は国内外から多数出願されているが、大型荷物の運搬やロボットアームを搭載した産業用ドローンに関する特許は株式会社プロドローンから出願されている。
- ・国内外において、1 kW~1 MW 級 SOFC システムを実現するための発電モジュールに関する特許は多数出願・権利化されているが、100~400 W 級ポータブル SOFC システム向け小型発電モジュールに関する特許は産総研が多く保有している。

③内外における技術との相違及び内外における特許との関連

- ・特許 1~2 に関して、ロボットアームや計測機器の搭載等、作業に適した大型ドローン、およびこれを安定に飛行させる技術において、競合他社より優位性がある。
- ・特許 3~5 に関して、1 セルあたり 1 V, 1~10 W 程度の SOFC を、よりシンプルかつコンパクトに接続して 100~400 W 級小型発電モジュールを得る点において、競合他社より優位性がある。

④事業化の基となる技術を生み出したプロジェクト等

- ・NEDO「固体酸化物形燃料電池等実用化推進技術開発/次世代技術開発/マイクロ SOFC 型小型発電機」を受託し、基盤技術を構築
- ・NEDO「中堅・中小企業への橋渡し研究開発促進事業/プラズマ溶射法による SOFC セルの製造技術構築」を受託し、基板技術を構築

- ・国際システム・ネットワーク情報会議(International Conference on Systems and Networks Communications; ICSNC)2009, 2010 年最優秀論文賞を受賞
- ・2011 年度日本セラミックス協会東海支部学術研究発表会優秀講演賞, 第 64 回電気科学技術奨励賞を受賞。

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

<開発内容>

以下の内容について実用化開発を行う。

- 1) ドローン搭載用 SOFC エンジン
- 2) ドローン搭載用ハイブリッドシステム
- 3) 燃料電池システム搭載可能なドローンおよび制御装置
- 4) UTM 対応制御ソフトウェア

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

<開発フェーズ>

上記は成果物であり、開発プロセスを勘案した開発フェーズは以下の通りとなる。

- ・フェーズ 1
軽量・高耐久性 SOFC ユニットの開発
- ・フェーズ 2
SOFC ユニットの効率を最大化するハイブリッド回路の開発
- ・フェーズ 3
上記を搭載した大型ドローンの設計製作と浮上試験
- ・フェーズ 4
信頼性、メンテナンス性、耐久性など製品化に必要な非機能要件の明確化と対応開発
(含む UTM 対応開発)
- ・フェーズ 5
福島 RTF での二時間フライトテスト

<製品化フェーズ>

- ・フェーズ 1
SOFC ユニットの製品化 (特に耐久性と運用性の向上)
- ・フェーズ 2
SOFC ドローンの製品化 (特に信頼性と電力効率の向上)
- ・フェーズ 3
DasS としての機体システム構築

3. 実用化・事業化の見通し

LiPo 電池では不可能であった、高ペイロードで長時間運行可能なドローンの実現において、環境負荷が少なく、低騒音な燃料電池システムとハイブリッド回路は今後の大型ドローンの中心的な動力源となることが期待される。

また、本研究開発成果の実現により、特にドローンを用いた市場、特に物流や警備、監視などの市場でサービスのしくみのみならず、市場そのものを大きく変える可能性がある。

このうち物流市場は目的と運搬物の性質から大きく分けて二種類考えられる。ひとつは生活必需品の運搬サポートを目的とする地方特に中山間地の物流と、高額であったり緊急の用途で生活を豊かにするための嗜好品などの運搬を行う都市物流である。

都市部ではドローンがフライトするにあたっての法的制約や安全性の確保が難しく、まず地方物流から活用されていくことが想定されるが、その際の要件としては、中山間地で 10~20kg、20km といった値が提示されている。ペイロードが 20kg 可能なドローンは現在の一般的な実装では概ね離陸重量が 45kg 程度になると考えられ、標準的な LiPo バッテリーを使用した場合、安全を見込むと 5km 以下しか運用できない。

大型ドローンに用いられる標準的な大型バッテリーは例えば 22V、16Ah 程度であるが、この重量は 2.5kg 程度あり、バッテリーを増やすことで離陸重量が増えてしまうため、バッテリーを増やして航続距離を伸ばすには限界がある。こうした事例においては、できなかったことができるようになるため、一気に現実的な運用が見えてくる。

6.1.3. 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発

6.1.3.1 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発

(実施期間：2年間(2020年度～2021年度))

(実施先：マクセル株式会社、古河電池株式会社)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

1.1 事業目的

2019年国内ドローン市場1450億円、CAGR+143%と成長市場であり、2024年には5000億円に達すると見ている。国内産業用ドローンは2018/6/15の「未来投資戦略2018」閣議決定されたように、PEST(Political:政治面、Economical:経済面、Social:社会面、Technological:技術面)による強力な後押しのある「進歩分野」であるが、その中でドローン用電池ビジネス規模としては100億円程度。大手電池メーカーから見ると売上規模は小さすぎる課題のある市場であり、現時点ではニッチ分野としての事業競争力の高さが求められる。

本助成事業による技術開発後、引き続き、製品化(ドローン機体とのマッチング)および量産化のプロセスを経て市場投入されることで産業用ドローンの性能向上に貢献する。その結果、産業用ドローンの手段を用いた改革として国策的に進められている「インフラ老朽化」「農家高齢化問題」「物流の小口多頻度化による物流労働力不足」の大きな社会的課題に対しても、大きく貢献することができる。

1.2 国内外の研究開発の動向と比較

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

電池の残量計は、電気自動車では必須の機能であり、自動車メーカーのみならず、大学・半導体メーカー・電池メーカー等で活発な研究開発が行われている。特にカルマンフィルタを使った適用制御については、実際に適用が進められている。しかし、自動車用途には適しているものの、ドローンに適用するには、リソースが過大であるなどの難点がある。一方で、残量計を搭載していないドローンも多く、搭載している場合も既存の残量計を流用していることが多く、ドローン用の残量計開発については公表されている事例はない。

しかし、今後は、第三者上空の高リスク飛行など、ドローンの適用分野が広がるとともにその安全性に対して厳しい要求が課せられつつあり、残量計についても今後重要度は増していくと考えられる。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発(液系280Wh/kg)

高エネルギーの材料の使いこなしや、構成部材の軽薄短小化については、スマートフォン用の電池の技術が先行してきた。また、電動工具用途や、車載用途では、電池の内部抵抗の減少や電池の発熱の抑制など、動的な性能に対する技術開発が先行している。ドローン用途ではこれら高エネルギー密度と高出力の両方を併せ持つ必要があり、電池にとっては最も高いレベルを求められる領域になる。実用化されているドローン用電池には、これら特性を追求するため、寿命特性や安全性が充分でないものもあり、高次元での特性バランスを図る技術構築が求められている。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発(全固体)

リチウムイオン電池は高いエネルギー密度を達成できるため、1990年代に上市されて以来急速に普及が進んだ。一方で、電解液に可燃性の液体を用いる点や、負極にリチウムデンドライト析出が起こることがあり、より安全性の高い電池の開発が望まれていた。電解液に替えて固体の電解質を用いることで安全性を格段に向上することができる。固体電解質の研究開発はリチウムイオン電池が上市される前から盛んにおこなわれてきたが、イオン伝導性の低さが課題で実用化に至るまでに高いハードルがあった。

2010年代前半に東京工業大学の菅野了次教授らが硫黄系の固体電解質で液系の電解質よりも高いイオン伝導性を示す化合物を発見し、全固体電池の実用化への研究開発の流れが一気に加速した。現在、国内外で少なくとも数十社が全固体電池の実用化に向けた研究開発を行っている。全固体電池用の電解質は大きく分けて、硫化物系無機電解質、酸化物系無機電解質、高分子固体電解質などがある。この中で、硫化物系無機電解質は、イオン伝導性が良好で、柔軟で加工しやすいという特徴を持ち自動車メーカーを中心に電気自動車用途での開発が進められている。

また、国単位でのプロジェクトも盛んにおこなわれており、国内においては、NEDOのプロジェクトであるSOLID-EVが進行中であり、また、アカデミアを中心とした、ALCA-SPRINGの蓄電界面化学プロジェクトが進行中である。海外においても、米国、中国、欧州、韓国各拠点で国家プロジェクトによる開発が進められている。また、ドローンや航空機などの飛行体用途としても、高エネルギー密度であり、高安全であるという特徴から全固体電池の研究開発が行われている。

(2) 研究開発目標と根拠

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

担当：2020年度 マクセル株式会社、2021年度 古河電池株式会社

ドローンの“電池切れ”は直ちにドローンの落下（墜落）を意味し、エネルギーマネジメントの根本には、電池残量の正確な把握が重要となる。ドローン墜落を回避するためのマージン配分例は、【A】現時点から離着陸ポイントまでの距離、【B】その距離を飛行するのに必要な電力量、【C】着陸に必要な電力量、【D】現在の電池残量、【E】安全マージン、で分類されるが、この時、墜落しないためには、常に“ $D > B+C+E$ ”でなければならない。B、C、Dの誤差は、すべて安全マージンEとして見込む必要があり、誤差が大きければそれだけ飛行距離が短くなるため、高精度残量計が重要になる。

一般的な電池残量計は、満充電に対する割合（%）で表示される。また、電池残量を容量で計算する場合も電流積算値（Ah）を単位としている。しかし、ドローン用で求められるのは、飛行できなくなる限界までの飛行時間に相当するエネルギー量（Wh）である。それを精度よく推定することができれば、電池の持つエネルギー量を無駄なく、ぎりぎりまで飛行に費やすことができるようになる。さらにドローンでは高出力（高負荷）条件も加わるため、電池の内部抵抗からの高精度な算出式の構築も重要になる。また電池劣化での残量精度の低下についても容量低下量と内部抵抗増加の関係式を構築することで、さらに高精度化することができる。

本プロジェクトでは、電池パックだけでなく、新規に充電器も含めたシステムとしての残量推定アルゴリズム開発を進め、精度の検証を行う。この残量推定アルゴリズムに用いる「残量と静止時電圧の関係」は、電池材料の正極材と負極材の選択によって関係式が変わるが、チューニングは可能なため、先の全固体電池への適用も可能。電池の内部抵抗については、液系リチウムイオン電池より全固体の方が温度依存性が低いため、さらに精度の向上が期待できる。

またドローンのトータルエネルギーマネジメントとして必要になる「ドローン全体システムや他の部品の低消費電力化」等については、別途事業性を精査しながら計画含めて検討していきたいと考える。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

担当：2020年度 マクセル株式会社、2021年度 古河電池株式会社

ドローン用途に求められる性能は、軽量化（高エネルギー密度：Wh/kg）、かつ高出力（W/kg）の両方を併せ持つ必要があり、電池にとっては最も高いレベルを求められる領域になる。高エネルギー密度を達成するには、高エネルギーの材料の使いこなしや、構成部材の軽薄短小化を図ることが重要になり、特にこの領域は、スマートフォン用の電池の技術が先行してきた。一方、高出力に関しては、電池の内部抵抗の減少や電池の発熱の抑制など、動的な性能に対する技術開発が重要になり、特に、電動工具用途や、車載用途での技術展開が求められる。高エネルギー密度と高出力はそれぞれトレードオフの関係にもなるため、両方の特性バランスを図る技術構築も必要になる。技術ベースとなる高容量電極材に加え、他電池構成材の開発も併せて行うことで、事業目標のエネルギー密度 280Wh/kg × 出力 1000W/kg のセル実現を目指す。また高エネルギー密度化に伴う安全性の確保については、電池の重量増になるトレードオフを出来るだけ避けるために、電池だけではなく、充電器やドローン機体を含めたシステム全体での全体最適化を検討していく（例：①墜落時の衝撃：電池パック単体での落下試験

基準ではなく、電池パックをドローンに含めたかたちでの安全性確保。電池に対する衝撃をドローンの構造全体で緩和させる考え。②電池の短絡：電池パックに”刺さるような構造物が無い“ようなドローン機体の必要性の確認、等)

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発(全固体)

担当：マクセル株式会社

全固体電池はリチウムイオン電池の主要課題を解決できる究極の電池と考えられ、世界中で研究開発が進められている。全固体電池には、固体電解質の違いにより硫化物系、酸化物系、高分子系など様々な種類がある。その中で硫化物系は電解液レベルのイオン伝導度を有し、かつ室温で成形可能であることから、現在、車載用全固体電池として非常に盛んに研究開発が進められている。電池特性としての最大の課題は、高いイオン伝導度を有しているにも関わらず、粒子間および層間の抵抗のため高い出力が実現できていない点である。EV 向けは 1C~2C の放電レートと考えているが、ドローン向けは少なくとも 5C 以上の放電レートが必要であるため、現在、実際にドローン飛行可能な全固体電池は存在していないと考える。

一方で全固体電池は、電解液系のリチウムイオン電池では使用できなかった高容量材料が適用可能であり(例えば定格電圧 3.7V⇒4.6V)、さらなる高容量化のポテンシャルを有している。よって、ドローン飛行を実現のため、新たな高出力かつ高容量の全固体電池開発が必要である。一方、全固体電池の特長として、液系リチウムイオン電池に比べて適用温度範囲が広いことがある。高温域で置かれる場合の性能経時劣化が小さく、低温域では出力性能に優れる等、ドローンの使用用途範囲の拡大が期待できる。

本プロジェクトにおいて、「高出力全固体 LIB の開発 1」として車載向けとは異なる高出力材料を用い、かつ弊社が有する分散、塗布技術による低抵抗化を加えた 1Ah 級のドローン用ラミネート電池を作製し、ドローン飛行のための課題を抽出する(目標値 E/D=120Wh/g、出力：700W/kg)。また、「高出力全固体 LIB の開発 2」においては、より大きな機体の長時間飛行のため、根本的な開発として正極及び負極活物質の新規開発を行い、ドローン飛行実現可能なセルの開発を行う(目標値 E/D=250Wh/g 以上、出力：1000W/kg 以上)。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.1.3.1-1 スケジュール

事業項目	N1年度 (2020/4-2021/3)				N2年度 (2021/4-2022/3)			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
高精度残量計開発 【2020年度 マクセル、2021年度 古河電池】								
1 構想設計 システム検討、アルゴリズム検討、調査		→						
2 システム開発 電池バック残量計プログラム作成 充電器制御プログラム改造			→		→			
3 補正用データ計測			→		→			
4 動作検証 単体動作検証、合体検証				→			→	
5 性能評価 実機想定動作検証							→	
高エネルギー密度電池の開発 (液系リチウムイオン電池) 【2020年度 マクセル、2021年度 古河電池】								
6 正極材の決定		→						
7 正負極・電解液仕様の検証		→						
8 構造部材の検証			→					
9 10Ah級ラミネートセルの作製				→				
10 ラミネートセル特性評価					→			
11 ラミネートセル安全性試験検証						→		
12 10Ah級ラミネートセル特性検証報告実施							→	
高エネルギー密度電池の開発 (全固体電池) 【マクセル】								
高出力「全固体LIB」の開発1								
13 低抵抗化検証		→						
14 電極仕様決定		→						
15 構造部材検証		→						
16 1Ah級ラミネートセル作製設備構築		→			→			
17 1Ah級ラミネートセルの作製			→		→			
18 ラミネートセル特性評価					→			
19 ラミネートセル安全性試験検証						→		
20 1Ah級ラミネートセル特性検証報告実施							→	
高出力「全固体LIB」の開発2								
21 高出力正極材適用検証		→						
22 高出力負極適用検証		→						
23 コインセルでの低抵抗化検証			→					
24 テストセル検証結果及びドローン向け 全固体電池の可能性に関する報告実施							→	

●実施体制：

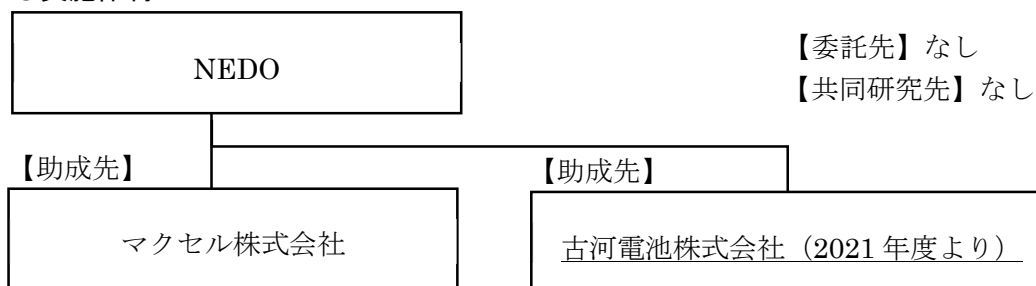


図 2.1.3.1-1 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

最終目標	成果	達成度	備考
【事業項目 1】高精度残量計アルゴリズム検討	ドローン用途として高精度化を達成するためシステムとアルゴリズムの検討を行い、電池残量については電流積算アルゴリズムを、電池劣化については充電時に容量学習アルゴリズムを選択した。	○	
【事業項目 2】高精度残量計の構成と制御方法検討	選択したアルゴリズムに対して具体的な構成を検討し、残量計は電池パックにマイコンを追加搭載し残量計プログラムを組込、容量学習については充電器の放電機能を生かし充電器から書き込む構成にすることにした。	○	
【事業項目 3】残量計各種補正データ計測	電流積算方式の誤差を改善するため、5項目の補正用データの計測を行い、プログラムに組み込んだ。	○	
【事業項目 4】残量計の動作検証	回路基板単体及び疑似電池と組み合わせでのプログラム動作検証を行い、システムが要求通り動作することを確認した。	○	
【事業項目 5】残量計精度評価：従来を超える精度	残量計の精度を評価し、従来の 19%誤差に対して 6.6%の結果を得た。	○	
【事業項目 5(追加)】実機飛行試験：目視外飛行 10 km	目視外飛行要件に準拠した実機ドローンに搭載し 10 km飛行を確認した。	○	(*1)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*1) 10 km飛行に使用した電池容量は 82~31%と余裕があった。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

最終目標	成果	達成度	備考
【事業項目 6】正極材の決定	電池の基本材料となる正極材を評価し、選定した。	○	
【事業項目 7】正負極・電解液仕様の検証	選定した正極材に合わせて負極と電解液の組み合わせを評価し、選定した。	○	
【事業項目 8】構造部材の検証	正負極集電箔およびセパレータを評価し、選定した。	○	
【事業項目 9】10Ah 級ラミネートセルの作製	6~8で選定した材料を用いて10Ah 級のラミネートセルを試作した。	○	
【事業項目 10 および 12】ラミネートセル特性評価	試作した電池の電気特性（出力・容量・温特・保存・サイクル）の評価を行った。	△	(*2)
【事業項目 11 および 12】ラミネートセル安全性試験検証	試作した電池の安全性試験（外部短絡・過充電・過放電・落下）を行った。	○	(*3)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況【事業項目 10 および 12】：さらなる高温特性の改善を実施中。

(*2) エネルギー密度：×255Wh/kg、出力密度：◎1600W/kg、高温特性：△

(*3) 各安全性目標：全て達成

③ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

最終目標	成果	達成度	備考
【事業項目 13】低抵抗化検証	バインダー量を最適化することで低抵抗化を確認した。	○	
【事業項目 14】電極仕様決定	目標とするエネルギー密度をベースに電極仕様を決定した。	○	
【事業項目 15】構造部材検証	水分透過性、耐酸化還元性を考慮して各部材を選定した。	○	
【事業項目 16】1Ah 級ラミネートセル作製設備構築	プレス装置として 400MPa 級のプレス圧を確保するため CIP を選定した。	○	
【事業項目 17】1Ah 級ラミネートセルの作製	正負極を 32 組積層して 1Ah 級のラミネートセルを作製した。	○	
【事業項目 18】ラミネートセルの特性評価	試作したセルの特性評価を実施した。	○	(*4)
【事業項目 19】ラミネートセルの安全性試験検証	IEC62133 を元に安全性試験を実施し、安全であることを確認した。	○	
【事業項目 21】高出力正極材適用検証	正極材料として 5V 級のスピネル材料を選定した。	○	
【事業項目 22】高出力負極材適用検証	負極材料として単斜晶ニオブ複合酸化物を選定した。	○	
【事業項目 23】コインセルでの低抵抗化検証	低抵抗化のために特に負極を薄くする必要があることが判明したが、現状では目標達成は困難であった。	×	(*5)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況【事業項目 23】：導電助剤の改善を実施し、達成度は 77%まで改善。

(*4) 出力密度 811W/kg、エネルギー密度 108mAh/g、エネルギー密度は電極仕様の見直しで 121mAh/g を達成見込。

(*5) 負極の改善は継続して検討する。

(5) 成果と意義

5.1. 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

【事業項目 1】構想設計（高精度残量計アルゴリズム）（実施者；マクセル株式会社）

各種の残量推定方式の分類を行い、ドローン用に最適な方法を選択した。また、電池の残量計における表示形態についても考察を行った。

1) 電池残量の表示形態

「化学的相対電池残量%」を電池残量 (SOC: State Of Charge) の定義とすることが多い。しかし、実用上の電池残量は「あとどれだけ飛べるか」という値である。このため、一定の条件を想定し「実用的相対残量%」や「放電可能残容量 Wh」を表現することとした。

2) 各種方式調査

表 2.1.3.1-1 SOC 推定方式比較

	充放電による測定	端子電圧測定法	OCV (Open Circuit Voltage) 測定法	電流積算法	モデルによる推定
現行電池	—	—	初期化時	通常時	—
精度	○	○	◎	○	○
ドローン適合性	×	×	○保管時に適	○シンプルで即時性高	△規模大
課題	即時性がない	負荷変動誤差大	動作条件判定	温度依存性等誤差	モデル化データが膨大
判定	×	×	○条件成立時	○	×

表 2.1.3.1-3 電池劣化度 (SOH: State Of Health) 推定方法比較

	充放電による測定	交流インピーダンス	電流・電圧特性	ステップ応答	充放電曲線解析法	モデルによる推定
対象	容量	抵抗 (交流)	抵抗	抵抗 (直流)	抵抗	容量と抵抗
外部	放電 or 充電	交流源	なし	放電 or 充電	なし	なし
精度	◎	○	△	◎	○～△	△～×
課題	完全放電方法	高精度電圧測定	負荷変化率	電圧緩和時間	負荷変化率	構築が複雑
判定	○	×	×	△	×	×

3) アルゴリズム検討

SOC については、電流積算方式により化学的 SOC を計算。その際、下記に配慮。

初期値：カウンタの初期値が必要→初期起動時に OCV でセット

誤差累積：電流積算は電流検出オフセットやクーロン効率の誤差が累積する→満充電時にリセット

SOH については、充電器により設定レベルまで放電後、充電時に容量学習を実施。手順は次の通り

- i) 放電実施判定；一定サイクル数稼働後に学習実施
- ii) 放電実行・終止：電池パック最小セル電圧で終止。条件のブレを補正
- iii) 充電開始・容量測定：電池パック内蔵のクーロンカウンタで積算
- iv) 満充電判定：CCCV 条件で充電停止。条件のブレを補正
- v) 容量学習結果：電池パックのクーロンカウンタ値から充電器が計算、残量計に書き込む出力については下記とした。

“定格消費電力”での放電可能な電力量 Wh=飛行可能なエネルギー量を出力

“出力可能電力”=“現時点で出力可能な電力の最大値 W”を出力

また、誤差により過大推定にならないように Wh にはマージンを付与することとした。

【事業項目2】システム開発（高精度残量計の構成と制御）（実施者；マクセル株式会社および古河電池株式会社）

1) 残量計の構成
下図のとおり

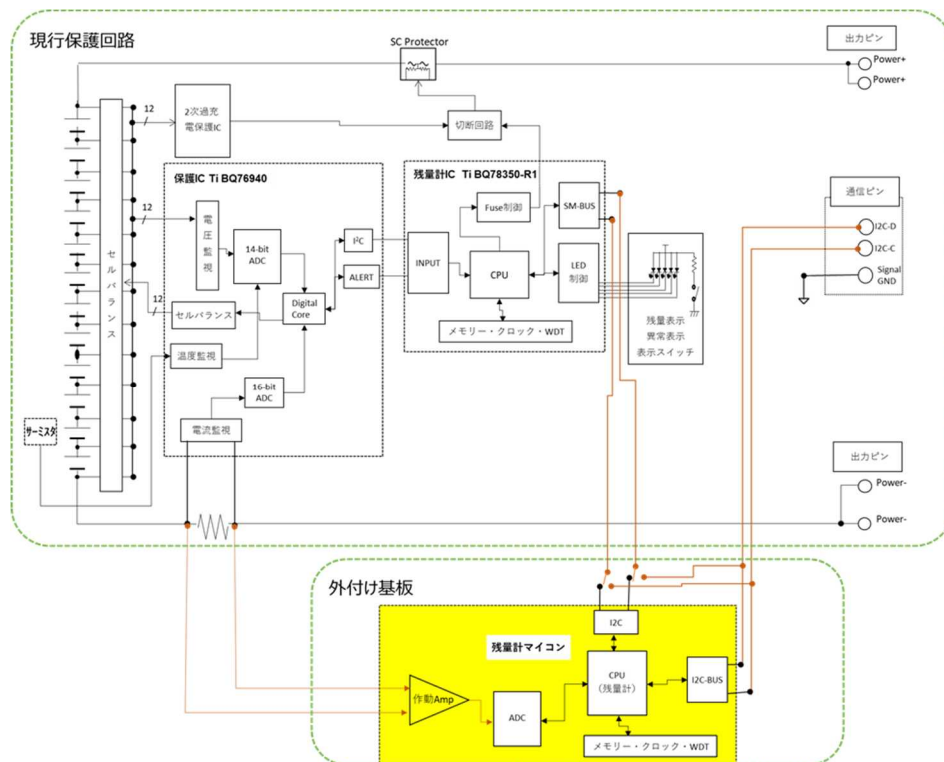


図 2.1.3.1-2 残量計の構成

現行製品の保護回路基板にマイコンを追加搭載し、マイコンに残量計プログラムを動作させる。

2) 充電器制御

保管モード（電池を長期保管する際に、電池残量を調整する機能）のため、充電器にはすでに放電回路が搭載されている。このため、充電器の現行制御プログラムに対して、前記アルゴリズムに従って容量学習処理を追加する。

【事業項目3】補正データ計測（残量計の各種補正）（実施者：古河電池株式会社）
下記5項目の補正データを計測した。

1) OCV 補正

シャットダウンからの起動時にリセット、保管中の保護回路やセルの内部消費電流による SOC 減少を補正する。

2) 容量学習量補正

放電終止時：理想完全放電に対する現在値のずれを温度・劣化度に応じて補正する。

満充電時（容量学習時）：理想満充電条件に対する現在値のずれを電圧、温度、劣化度により補正する。

3) 満充電補正 (通常時)

満充電レベルのばらつきを充電電圧、温度、内部抵抗 (SOH) で補正する。

4) 消費電流補正

保管中 SOC 減少を計算で補正する。OCV 補正と併用する。

5) サイクル補正 (SOH 補間)

SOH 学習は放電を行うため、時間がかかり、またセルの劣化を促進するため、一定の頻度で実行する。その間の劣化については、サイクルカウント (積算充電量/定格値) から補正する。

【事業項目 4】動作検証 (残量計の動作検証結果) (実施者: 古河電池株式会社)

残量計の動作検証を行うため、マイコンを搭載した試作基板に残量計プログラムと補正用データを書き込み、現行保護回路と組み合わせた基板の状態、直流電源および抵抗電圧分圧回路を使い、システムが要求仕様通りに動いていることを確認した。

【事業項目 5】性能評価とまとめ (残量計精度評価結果) (実施者: 古河電池株式会社)

1) 温度および SOH を変えた時の残量計精度

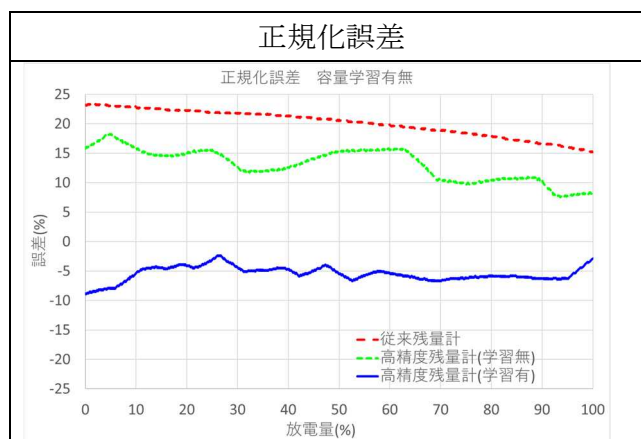
本開発による高精度残量計の評価として、高精度残量計と従来残量計の電力量 (Wh) の精度の比較を行った。

2) 充電器による容量学習

本開発では充電器を使った容量学習を行い、満充電容量 (FCC) を更新して電池容量低下量 (SOH) を求め、SOH の変化を残電力量の算出に反映して残量計の精度を高める容量学習機能を実現した。

表 2.1.3.1-4 容量学習前後での残量計精度

	相対誤差	正規化誤差
従来残量計	66.14	18.97
高精度残量計(容量学習前)	36.02	10.31
高精度残量計(容量学習後)	-22.98	-6.59



考察

測定で求めた Wh 算出テーブルの値を検証したところ、SOC の粒度は 5% ステップで問題なかったが、温度の粒度 (10°C ステップ) については、さらに改善の余地があることが分かった。

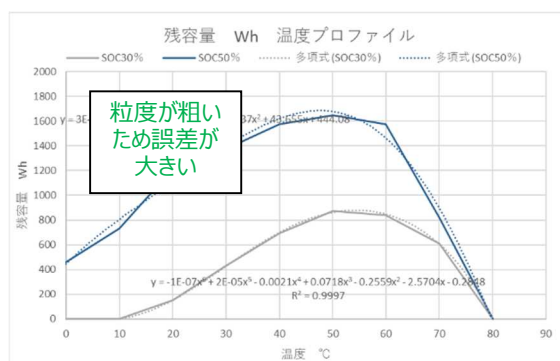


図 2.1.3.1-3 残量計温度プロファイル

【事業項目 5 (追加)】性能評価とまとめ(実機飛行試験結果) (実施者: 古河電池株式会社)

目視外飛行要件を満たした無人航空機へ、本開発の電池を 2 本搭載し、29 分で 10.3km を飛行させることができた。なお、今回 10 km 試験の前に同じ電池での短い飛行テストを行っており、飛行開始時すでに電池残量が 82% まで低下していた。仮に満充電から飛行させた場合、40 分 13 km 程度飛行できたと推定される。



【仕様】

1. サイズ
1,498*1,600*574mm
2. 重量（バッテリー込） 13 kg
3. 耐風速 15 m/s
4. 最高速度（無風時） 15 m/s

【カスタム内容】

古河電池バッテリーの搭載（開発品③）

バッテリー情報の保存

バッテリー電圧低下エラー表示

Flight Distance : 10323.67 [m]

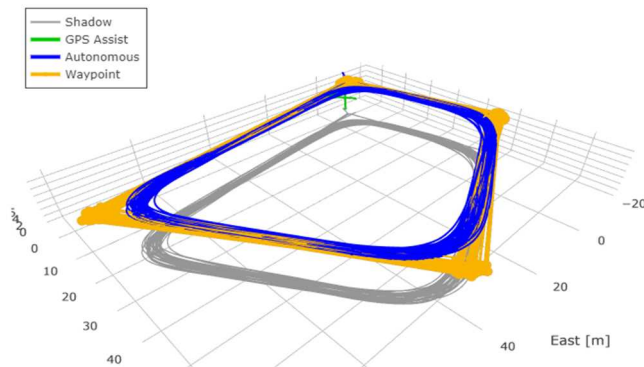


図 2. 1. 3. 1-4 実機飛行試験

5. 2. ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

【事業項目 6】 正極材の決定（実施者：マクセル株式会社）

正極材の選定にあたり、単量あたりの容量と平均電圧が高いコバルト酸リチウム(LCO)への変更を行った。候補材料として、3種を評価した。本LCOはドローンの高出力に対応すべく新たに検討した材料である。評価にあたっては、カードセル（正極1枚/負極1枚 フットプリント2550 ラミセル）で検討を行った。負極にはグラファイトを用いた。カードセルの評価項目として、放電容量、直流抵抗（DCR: Direct Current Resistance）、サイクル（25°C、45°C）、45°C連続充電を行った。結論として、DCRが最も低いLCOの採用を決定した。理由として、ドローンに電池を搭載する際は、基本的に満充電状態であり、ドローンが飛び立つ時に非常に大きな電流が流れる。DCRが高いと電圧が大きくドロップし、ドローンが不安定となる。また、平均電圧も低くなるので、結果的に飛べる時間も短くなってしまふ。したがって、DCRを優先項目とし、採用することとした。

【事業項目 7】 正負極・電解液仕様の検証（実施者：マクセル株式会社）

負極仕様については、量産性と初回容量から現行品と同じ組成を採用する。正極仕様については、高出力維持のため現行品と同じ塗料組成を採用した。電解液については現行品の電解液をベースとして、種々の電解液の評価を行った。評価にあたっては、miniセル（正極9枚/負極10枚 フットプリント78168 ラミセル）で検討を行った。評価項目として、DCR、7C維持率（C: 充放電レート）、サイクル（25°C、45°C）、60°C貯蔵、45°C連続充電を行った。電解液の水準については、溶媒・添加剤の比率変更や追加検討を行った。本結果から性能確認の上、組成を決定した。最終的な性能は後述の10Ah級ラミネートセルで判断した。

【事業項目 8】 構造部材の検証 (実施者：マクセル株式会社)

エネルギー密度 UP のため、箔の厚み、セパレータの厚みの変更を実施した。各厚みの変更については、生産性への影響を確認した。セパレータは生産ラインでの搬送と加工を主に確認し、問題なく搬送と加工ができることを確認した。箔は電極打ち抜きを主に確認し、生産ラインの電極打ち抜きを実施した。判定基準として、セパレータを貫通するようなバリがないことを条件とした。結論として、正極は可、負極は不可となった。

【事業項目 9】 10Ah 級ラミネートセルの作製 (実施者；マクセル株式会社および古河電池株式会社)

前項目までの結果を加味し、10Ah 級のラミネートセルの試作を行った。試作は現行品と同じく生産ラインで行った。負極の打ち抜きは生産ラインで実施できなかったため、トムソン刃を用いて手動で実施した。ラミネートセルの作製は 2021 年 2 月、10 月、11 月と 3 回に分けて実施した。

【事業項目 10 および 12】 ラミネートセル特性評価 (実施者：古河電池株式会社)

生産ラインで試作したセルを用いて、電気特性の評価を実施した。試験内容は下記の 4 項目である。

1. 容量・出力特性 (放電負荷【エネルギー密度、出力密度】、DCR)
2. 温度特性 (0°C放電負荷)
3. サイクル特性 (25°C、45°C)
4. 貯蔵特性 (60°C10 日 残存容量、回復容量)

1. 容量・出力特性

1C = 10.8A として、放電負荷試験を実施した。図 2.1.3.1-5 に現行品と比較した放電負荷試験時の放電曲線、温度曲線を示す(赤線：開発品、黒線：現行品)。また、評価結果を表 2.1.3.1-5 に示す。放電負荷試験では、現行品と同等な 7C 連続放電を確認した。また、DCR は 8.0mΩ と現行品同等を確認した。0.2C (2.16A) の実測容量は 10.98Ah であり、平均電圧は 3.86V となった。また、セル質量は 166.3g を確認した。また、放電電流は 7C (75.6A) を確認した。したがって、エネルギー密度は 255Wh/kg、出力密度は 1600W/kg と算出した。今回のセルでは出力密度のみ事業目標達成となった。

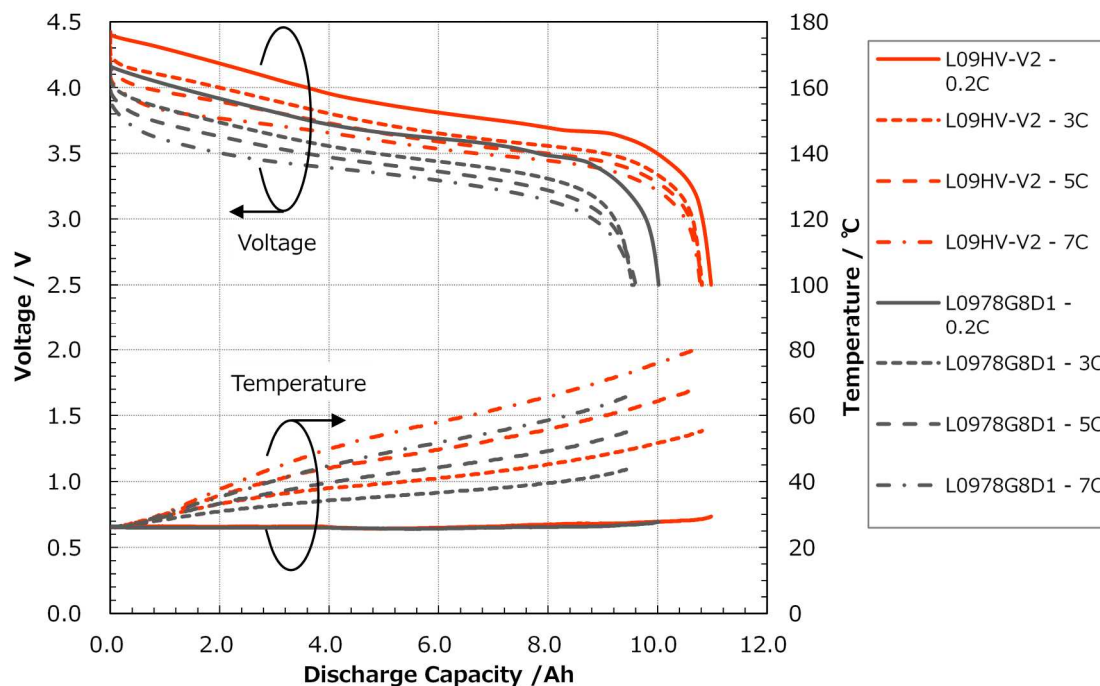


図 2.1.3.1-5 ラミネートセル放電負荷試験

表 2.1.3.1-5 容量・出力まとめ

項目	単位	目標値	L0978G8D1 (現行品)	L09HV-V2 (開発品)
エネルギー密度	Wh/kg	280	211	255
出力密度	W/kg	1000	1250	1600
DCR	mΩ	8.1	8.1	8.0
最大連続放電	C(A)	7	7(65.1)	7(75.6)

2. 温度特性

低温の温度特性を確認するため、0℃放電負荷試験を実施した。0℃放電負荷試験では、現行品同様 7C 放電可能と確認できた。また、3C での放電初期の電圧ドロップは現行品とほぼ同等であった。5C 以降については若干ではあるが向上を確認した。これは、電解液組成の変更によって低温時のリチウムイオン拡散が向上したからだと推測する。

3. サイクル特性

25℃および 45℃サイクル特性試験を実施した。25℃サイクルについては、目標達成だが 200 サイクル以降に容量が急落した。これは電解液量不足による液枯れだと推測する。一方、45℃サイクルについては、サイクル開始直後から容量が急落し、目標未達となった。電解液による正極保護が不完全のため、高温サイクルによる Co の溶出が発生し、容量の低下につながったと推測する。改善のため電解液組成の変更や LCO の改良等引き続き行っていく。

4. 貯蔵特性

60℃環境での満充電 10 日保存を行った。4.50V 充電と 4.45V 充電での試験を実施した。結果として、60℃貯蔵後の残存容量は目標未達となった。また、60℃貯蔵後の回復容量は 4.45V 充電のみ目標達成となった。残存容量に関しては、正極材が LCO に変わったことによる自己放電の差だと考えられる。回復容量に関しては、高温貯蔵時の Co 溶出による容量劣化が原因であると推測する。貯蔵特性に関しても電解液組成の変更や LCO の改良等引き続き行っていく。

【事業項目 11 および 12】 安全性試験検証（実施者：古河電池株式会社）

現行品 L0978G8D1 の安全性と比較するためにラミネートセルの安全性試験として、下記の 4 項目の試験を行った。

1. 外部短絡
2. 過充電
3. 落下
4. 過放電

1. 外部短絡

はじめに、外部短絡試験を実施した。試験条件としては、IEC62133-2 の外部短絡試験とほぼ同等な条件を用いた。電流値の測定にはシャント抵抗（50mV-150A）を用いた。結果として、発火・破裂・発煙はなく、加えて漏液も確認できなかった。最大温度も 88℃であり、外部短絡は問題ないことが確認できた。

2. 過充電

次に、過充電試験を実施した。試験条件としては、パックでの過充電保護によってヒューズが切断される電圧まで充電を行った。今回の試験では、試験装置が10Aまでしか対応していないため、本来10.8A充電のところを9.9A充電としている。しかし、試験結果への影響は軽微であると考え、本条件で試験を行った。結果として、発火・破裂・発煙はなく、加えて漏液も確認できなかった。最大温度も29°Cであり、過充電は問題ないことが確認できた。

3. 落下

次に、落下試験を実施した。試験条件としては、パック作製時に作業者が地面にセルを落とすことを想定した条件で行った。結果として、発火・破裂・発煙はなく、加えて漏液も確認できなかった。さらに、電圧が試験前後でほとんど低下していない点や、4日放置後の電圧も短絡レベルの電圧低下がない点から落下での内部短絡が発生していないことが確認できた。よって、落下は問題ないことが確認できた。

4. 過放電

最後に、過放電試験を実施した。試験条件としては、パックの過放電保護を想定した条件で行った。結果として、発火・破裂・発煙・漏液はなく、異常なセル膨張も確認できなかった。よって、過放電は問題ないことが確認できた。

5.2. ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

(1)「高出力「全固体LIB」の開発1」(実施者：マクセル株式会社)

【事業項目13】低抵抗化検証

ドローン用電池には高出力が求められる。高出力を達成するためには電池の内部抵抗を低減する必要がある。抵抗を低減するためには、電極層内、固体電解質層内の空隙を低減することが重要である。また、作製した電極体の断面を観察したところ、電極層-固体電解質層の界面に空隙が生じていることが分かった。抵抗を低減するためには電極層内、固体電解質層内の空隙を低減するのに加えて、電極層-固体電解質層界面の空隙低減が重要であることが判明した。電極層内、固体電解質層内の空隙を低減する検討は【事業項目16】の設備検討で実施した。電極層-固体電解質層界面での空隙の低減には、高圧でプレスを行うだけでは改善せず、固体電解質層と正負極界面が剥離し、固体電解質層の最表面が正負極にそれぞれ転写されていた。固体電解質層と電極層の剥離を改善するために、固体電解質層のバインダー比率の最適化を実施した。バインダーの増量は抵抗成分を増やすことにつながるため、増やしすぎると、かえって抵抗を上昇させる結果になる。このため、必要な結着力を発揮できる最低限のバインダー量を見出すことが重要である。今回の検討ではバインダー比率を5wt%にすることで界面の接着性が改善し、最も抵抗が低減した。

【事業項目14】電極仕様決定

正極活物質としては液系LIBで実績のあるLiCoO₂を選択した。また、負極活物質としてはLiの吸蔵放出特性に優れたハードカーボンを用いた。これらの活物質を用いることで、充電電圧の設計値を4.3Vとした。

固体電解質には成形性に優れたアルジロナイト型硫化物固体電解質を用いることとした。固体電解質層はハンドリングを考慮し自立膜とすることとした。固体電解質層を自立化するために基材として、厚みが19μmの不織布を選定し、不織布に固体電解質を含浸させて合計厚み25μmのシートとして用いた。これらの設計値を基にモデルセルを作製し特性評価を行った。その結果、重量エネルギー密度121Wh/kg(目標120Wh/kg)、出力密度811W/kg(目標700W/kg)を達成し、目標を達成できる電極体仕様を決定した。

【事業項目 15】構造部材検証

硫化物系固体電解質は通常の液系 LIB と比較して、より水分の影響を受けやすく、水分の影響を排除することが重要である。セルの外装材としては水分遮断性を考慮し、厚み 0.15mm のアルミラミネートフィルムを採用した。また、正負極のタブは、大電流で出力することを考慮してタブ幅は 4mm とした。材質は酸化還元耐性を考慮し、正極にアルミ、負極にニッケルを選定した。

【事業項目 16】1Ah 級ラミネートセル作製設備構築

まず、電極体の空隙を低減するためのプレス機の選定を行った。社内に既設の平板プレスで検討を行ったところ、プレス圧としては 400MPa 程度のプレス圧が必要との結論を得た。

さらに、良好な電極体を形成するために、等方的に圧力をかけることが可能な静水圧プレス機(CIP)を検討し、70mm 角の電極体を 392MPa でプレス可能な CIP を選定した。装置が高額なため、電極体のプレスは外注加工とすることで対応した。CIP に投入できる電極体のサイズに制限があるため、容量を 1Ah とするためには電極体の積層が必要であり、積層に必要な治具を内作り、治具を使って試作を行った。

スラリーの作製に必要な混練機、電極の塗工に必要な塗工機、ラミネートセル作製に必要なヒートシール装置については、社内で既設のもので対応できることを確認し、既設の設備を用いて試作を行った。

【事業項目 17】1Ah 級ラミネートセルの作製

正極と負極をそれぞれ 1 層ずつからなる電極体の試験結果より、容量を 1Ah とするためには電極体を 32 組積層することが必要であった。電極体を複数積層して規定の容量が得られるかを確認するため、まず電極体を 4 組積層したラミネートセルを試作した。4 組積層を行っても電極体 1 組あたりの容量に変化はなく、規定の容量が得られることが判明した。この結果より、1Ah 級セルは電極体を 32 組積層して作製することとした。電極体を 4 組積層した積層体を 8 組用意し、これらを組み合わせて都合 32 組積層したラミネートセルを作製した。

【事業項目 18】ラミネートセル特性評価

作製した 1Ah 級セルについて、まず初期容量を確認した。初期の放電容量は 1026mAh であり、目標としていた 1Ah を達成した。放電容量から計算した重量エネルギー密度は 108Wh/kg であった。

また、出力密度は 811W/kg であった。1Ah セルのエネルギー密度は目標を達成できていなかったが、負極の利用容量を見直した設計とし、正極、負極それぞれ 1 層の電極体で確認したところ、1Ah のセルに換算したエネルギー密度が 121Wh/kg と目標をクリアできることを確認した。

低温での放電特性を 1C の放電電流で測定した。0°C の放電容量は 20°C での値に対して 77%、-20°C での放電容量は 29% であった。また、高温での放電容量は、60°C のとき 20°C に対して 120% であった。

貯蔵特性に関しては、満充電状態で 60°C にて 12 時間保存したときの残存容量が初期容量の 93% であった。このセルを再び充電し、放電容量を測定し、回復容量を評価したところ、回復容量は初期容量に対して 97% であった。

また、充放電の電流値を 1C/1C とし、20°C でサイクル特性試験を行った。500 サイクル後の容量維持率は初期容量の 70% であった。

【事業項目 19】ラミネートセル安全性試験検証

試作したラミネートセルの安全性試験を実施した。実施した項目は、過放電、外部短絡、過充電、落下の各項目である。

過放電試験は放電電流が 1C で、0V になるまで放電を行った。その後、短絡状態で 60°C にて 12 時間保存した後に充電を行った。充電挙動に異常は無く、放電容量は初期状態の 100% を維持していた。

外部短絡試験は 55°C で実施した。外部の接続抵抗は 10mΩ とし、IEC62133 に比べて厳しい条件で試験を行った。短絡直後から電池の表面温度が上昇し、最大で 110°C まで温度が上昇したが、それ以外に特に変化はなく、数分後には外部温度と同じ温度になった。

過充電試験は、15V 3Cの条件で実施した。過充電試験も印加電圧15Vと厳しい条件で試験を行った。内部短絡が発生した兆候を確認したが、電池の表面温度は最大で約40℃と大きな温度上昇はなく、大きな発熱を伴う分解反応などは起きていないと推定された。

落下試験は、試験したラミネートセル自体の重量が軽く、落下の衝撃が小さいことが予測されたので、セルに400gの重しを取り付け、落下衝撃を増した状態で試験を行った。試験は1.5mの高さからコンクリートに5回落下させて実施した。落下の衝撃でラミネートの外装材に破損が生じ、電極体が折れ曲がり内部短絡が発生した。しかしながら、顕著な発熱、発火は確認できなかった。

安全性試験については、IEC62133に準じる条件ないし、それよりも厳しい条件で試験を実施したがいずれの項目でも安全性に問題なく全固体電池が安全性に優れることが確認できた。

【事業項目 20】1Ah級ラミネートセル特性

ドローンに適用することを想定して、ややサイズの大きなセルとして1Ah級のセルを試作し、特性の評価を行った。電池特性には特に大きな問題はなく、エネルギー密度は目標値に対してやや未達であったが、出力密度は目標値を達成した。エネルギー密度に関してはセルの設計を見直すことで、容量の小さなセルで目標を達成することを確認した。この設計値を1Ah級セルに適用することで目標は達成できる見込みである。

安全性に関しては、IEC62133に準じた、あるいはより厳しい条件での安全性試験を実施し、いずれも発火、破裂は確認されず、安全性に優れていることを確認した。さらに大型化した場合に課題が出る可能性はあるものの、今回のテスト結果から推定すると、極端な温度上昇等、危険要因となる兆候が見られなかったため、全固体電池は基本的に安全であると考えられる。特にドローンの場合、高所から落下したときに、電池が発火する危険性を考慮する必要があるが、今回の安全性試験での落下試験の結果から、落下により内部短絡が発生した場合でも発熱、発火が見られず、ドローンに適用した場合の安全性にも問題がないと推定される。

(2)「高出力「全固体LIB」の開発2」(実施者：マクセル株式会社)

【事業項目 21】高出力正極材適用検証

正極材料としては、液系LIBでは電解液の分解反応により適用が難しい5V系スピネル材料である $\text{LiNi}_{0.5}\text{Mn}_{1.5}\text{O}_4$ を選定した。電極組成と合材混合プロセスを最適化し、電極での重量エネルギー密度が開発着手時よりも16%向上、放電出力密度が24%向上した。しかしながら、サイクル特性がよくないことが判明し、サイクル特性の改善が実用化への課題である。

また、活物質の焼成条件を検討し、Mnの価数を適正に保つことが重要であることを見出した。

【事業項目 22】高出力負極適用検証

負極材料としては、活物質として単斜晶ニオブ複合酸化物を選定し、特性改良のため元素添加と焼成条件を検討した。条件検討により、容量を最大化する組成、出力を最大化する組成を作製した。容量を最大化した場合、活物質重量当たりの容量は326mAh/gであった。体積当たりのエネルギー密度に換算するとグラファイトの2倍、 $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ の3倍であった。出力を最大化した場合、容量は292mAh/gにとどまるものの、出力特性は4C放電時の容量が0.1C放電時の容量の82%であり、良好な出力特性を得ることができた。出力特性を最大化するために平均粒子径の小さな活物質を用いた場合、電極中に未使用の孤立した活物質が発生し、本来の容量が発揮できなかった。

【事業項目 23】コインセルでの低抵抗化検証

開発した高出力正極と高出力負極を組み合わせたコインセルを用いて、低抵抗化に必要な課題の探索を行った。

高出力と同時に高容量であることも重要であるため、電極体のエネルギー密度を高めるために、正極と負極の電極中の活物質含有率を高める検証を行った。その結果、正極・負極共に活物質含有率が高くなると、電池の出力が低くなる傾向が見られ、高い出力性能を保つためには、電極厚みを薄くする必要があることが分かった。高出力負極活物質のエネルギー密度は高出力正極活物質の2倍以上であるため、正極と負極の容量バランスを適正に保つためには、負極の厚みを正極の厚みの半分に以下に設計する必要がある。従って、高出力・高容量の電極体を作製するためには、特に負極に関しては電極

体の厚みをかなり薄くする必要があり、現在の技術では必要な負極厚みの電極を安定に作製することは困難であることが分かった。

【事業項目 24】 テストセル検証結果及びドローン向け全固体電池の可能性に関する報告実施

将来的にドローン用の電池に適用することを想定し、高出力の正極、負極材料の検討を行った。

正極材料に関しては、液系電池では遷移金属の電解液中への溶出や、電解液の酸化分解が問題になるため現在のところ実用化できていない材料である、高電圧の正極活物質の適用を行った。電解質を固体電解質とすることで、電解液への溶出などの問題は起こらず、高出力、高容量を達成することができた。しかしながら、サイクル特性が想定よりよくないという結果が得られた。一般的に硫化物系固体電解質を用いた電池で適用されている、 LiNbO_3 を用いた表面被覆では効果が弱く、高電圧にさらされたために、正極活物質、固体電解質界面での反応により劣化が進み、被覆材そのものが劣化した可能性がある。実用化のためには新たな表面被覆材を開発する必要があると思われる。

負極材料に関しては、単斜晶ニオブ複合酸化物系の材料を用い、添加元素、焼成条件を最適化することで、高出力化を達成できた。しかしながら、出力特性を最大化するために、平均粒子径の小さな活物質を用いると、電極中に未使用の孤立した活物質が発生してしまい、活物質そのものの容量を100%引き出すことができなかった。開発した活物質の特性を最大限に引き出すためには活物質、導電助剤などの電極の構成要素の混合状態をより均一化するための手法を検討し、電極内での各構成要素の最適化を図る必要がある。また、活物質そのものの更なる特性向上、導電助剤等の構成材料についてより高性能な材料の検討を行う必要がある。

最後に今回の検証の結果から、全固体電池をドローンに適用するための課題を下記する。

高出力「全固体LIB」の開発1の項で完全ではないものの全固体電池をドローンに適用するための電極構成、セルの構造について検討し、実用化の目途を得た。また、安全性に関しても、十分ではないもののある程度は実証できたと考えている。しかしながら、飛行時間を左右する容量、出力に関してはまだまだ液系のLIBに及んでいないのが現状であり、ドローンの利用を拡大するためには更なる高容量、高出力な電池の開発を推進する必要がある。今回の検討で正極材料、負極材料について、従来材料に対して高出力、高容量化を達成できる材料を見出すことができた。しかしながら、サイクル特性などの耐久性に対する課題、高容量と高出力の両立という特性バランスに対する課題があることが判明した。また、液系LIB並みのエネルギー密度を達成するためには、電極中の活物質含有率を85%以上にする必要があることが分かった。活物質含有率を高めると出力密度は低下する傾向があり、出力密度を維持するためには電極厚みを薄くする必要がある。実用化のためには、薄く、均一で安定に電極を製造する技術開発も必要である。

今後、ドローン向けの全固体電池を実用化するためには、これらの課題の克服は必要不可欠であると考えている。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

- ① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発
採用したアルゴリズムは比較的シンプルであり、そのままでは特許化は難しいと判断、その具体的な応用を検討し、特許出願することを予定している。
- ② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）
高エネルギー密度電池の構成を特長とした特許出願を行った。
- ③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）
「高出力「全固体 LIB」の開発 1」では、材料系としては従来から液系のリチウムイオン電池で用いられている材料を用い、構造面で特徴を持たせる構成としたため、構造を特徴とした特許出願を行った。
高出力「全固体 LIB」の開発 2」では、従来の液系リチウムイオン電池では使われていなかった材料を用いてより高エネルギー密度、高出力を目指して開発を行ったため、材料に主眼を置いた出願を行った。

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	-	-	-	0	0	-	0
学会発表・シンポジウム講演等	-	-	-	0	1	1	2
展示会出展	-	-	-	1	2	-	3
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	-	-	-	0	0	-	0
ニュースリリース・プレスリリース	-	-	-	0	1	-	1
国内出願	-	-	-	2	7	1	10
外国出願	-	-	-	0	2	2	4

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

- ① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発
開発した残量計を製品に実装するに際してはいくつかの課題があり、特に電池パックへの搭載についてはさらなる検討が必要である。
一方で、充電器の放電機能による電池容量の実測定（SOH 機能）については、十分有効であることが検証されている。また、現行残量計に対しても適用可能であることから、先行して製品への適用を図っていく予定である。
- ② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）
高エネルギー密度電池を新たに開発し、2023 年度中の上市を目標に製品化を進める。想定する販売先は、産業用ドローンメーカー（農薬散布、インフラ点検、空撮・調査、物流等）。また、産業用ロボット分野にも適用可能。まずは国内を主とし、その後海外への販売も検討する。高エネルギー密度化と寿命特性や安全性はトレードオフの関係性にあるため、これらを高次元にバランスさせた製品を開発することで市場優位性を保つ。
- ③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）
今回の助成事業による検討で、1Ah 級のセルを試作するための仕様は決定できた。しかしながら、ラボレベルの試作段階であり、量産化するためにはより効率的に作製するプロセスの検討が必要である。また、ドローンとして実用化するためには、更なる高エネルギー密度化、高出力化が必要である。更に容量も 1 Ah ではドローンとして実用化するには容量が不足しており、高容量化の検討も必要である。当社としては、まずは小型の全固体電池の量産化に向けて注力している段階であり、その後、より大きなセルを量産化するための検討を実施し、市場動向、コストなどを見極めて量産化の判断を行う予定である。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

充電器の放電機能による電池容量の実測定（SOH 機能）について、先行して製品への適用を検討していく。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

高エネルギー密度電池を新たに開発し、2023 年度中の上市を目標に製品化を進める。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

2030 年度からの量産を目指し、高容量、高出力化のための材料開発、ドローン搭載用の電池に必要な大型化の検討、信頼性の検討を行い、量産化技術の開発を行う。

開発期間	2022年度	2023年度	2024年度	2025年度	2026年度	2027年度	2028年度	2029年度	2030年度
開発フェーズ	技術開発			製品開発			量産化		量産
高容量材料開発	■	■							
高出力化検討		■	■						
大型化検討				■	■				
信頼性検討					■	■	■	■	
量産化技術開発					■	■	■	■	
製品販売									■

図 2. 1. 3. 1-6 製品化計画

2. 3. 実用化・事業化の見通し

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

ドローンにおいては電池切れで墜落するリスクがあり、残量計の精度に対して保証が求められる可能性がある。しかし、実際には、個々の電池それぞれに使用環境や放電ストレスの状態が異なり、電池自体のばらつき要因も多数あり、あらゆる状態を事前に想定し、実験データを取って精度の保証を行うことは困難である。このため、現状、残量計の精度については基準がない。公表されている場合でも、特定した条件の範囲での値となっている。今後、精度の検証条件について、統一基準やガイドラインの制定が望まれる。それにより、機体側においても、異なる電池に対して統一した判断が可能となる。当社として、基準制定の動きがあれば率先して対応していきたい。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

実用化に向けては、高温での貯蔵・サイクル特性が目標未達であり、運用コストが高くなるなどの懸念がある。材料の改良等を引き続き行っていく。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

硫化物系の全固体電池を生産するにあたっては、電極や固体電解質層の充填率をできるだけ高くする必要があり。ドローン用のサイズの電池を検討するため、今回の検討では CIP（冷間等方圧プレス）を用いた。しかしながら、量産化のためには、より効率が良く、高い充填率を達成できる生産プロセスを構築する必要がある。

また、液系 LIB に匹敵するエネルギー密度 (250Wh/kg)、出力密度 (1000W/kg) を達成するための電極活物質については、正極の高電圧化による出力向上の可能性を見出したものの、サイクル特性を実用レベルに高める技術の開発が必要である。加えて、目標とするエネルギー密度を達成するためには、正極・負極ともに電極中の活物質の含有率を 85%（質量ベース）以上に高める必要があり、そのような高い活物質含有量の電極を用いた電池において目標とする出力密度を達成するためには、電極や固体電解質層の厚みをさらに薄くする技術の開発が必要である。小型の全固体電池の量産化で培った技術も含めて技術検討を行い、実用化の可能性判断を行う。