

MEET UP CHUBU

テーマ:モビリティ with Map NAGOYA

主催:中部経済産業局、中部経済連合会

「多用途eVTOL無人機に関する研究と 今後の課題について」

中部大学 理工学部 宇宙航空学科

棚橋 美治



CHUBU UNIVERSITY

2025年2月13日 ナゴヤ イノベーターズ ガレージ(ナディアパーク4F)

～ 顧客ニーズにお応えするカスタマイズ指向～

1. 背景と目的
2. 機体運用構想&CADモデル/風洞試験模型(例)
3. 機体諸元の初期検討(例)
4. 航続性能のバッテリー性能による影響検討(例)
5. 全機空力特性/プロペラ回転流れ場の検討(例)
6. 飛行制御の検討(例)
7. eVTOL開発のための要素研究(例)
8. コラボによる無人機実用化5か年計画(例)
9. まとめと今後の課題

【参考】垂直軸風車, 剥製による飛翔特性の研究

- 無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle, UAV)
無人水上艇 (Unmanned Surface Vehicle, USV)
無人潜水機 (Unmanned Underwater Vehicle, UUV) 等、
⇒ 多用途運用ニーズの高まりと将来性
- 環境適合性の要求⇒ 固定翼揚力の利用による省エネ化
低炭素化に向けた太陽光発電・燃料電池の利用
- 被災地・孤立集落・離島等への物資輸送、状況監視、情報提供、
河川海洋調査等、滑走路不要の水空両用自律型電動垂直離着陸
(eVTOL)型無人機の開発を題材にした「モビリティ人材の育成」

eVTOL方式: ティルトロータ式無人航空機

推進装置: ブラシレスモータ+Li-Poバッテリー

[Option] 太陽光発電 , 燃料電池

搭載物: カメラ/映像圧縮器/GPS/LTE通信端末等

通信: LTE/目視外広域飛行/リアルタイム映像

【目標値】<<空中・水上形態>>

空虚重量: 約50~70N

最大ペイロード: 約30N

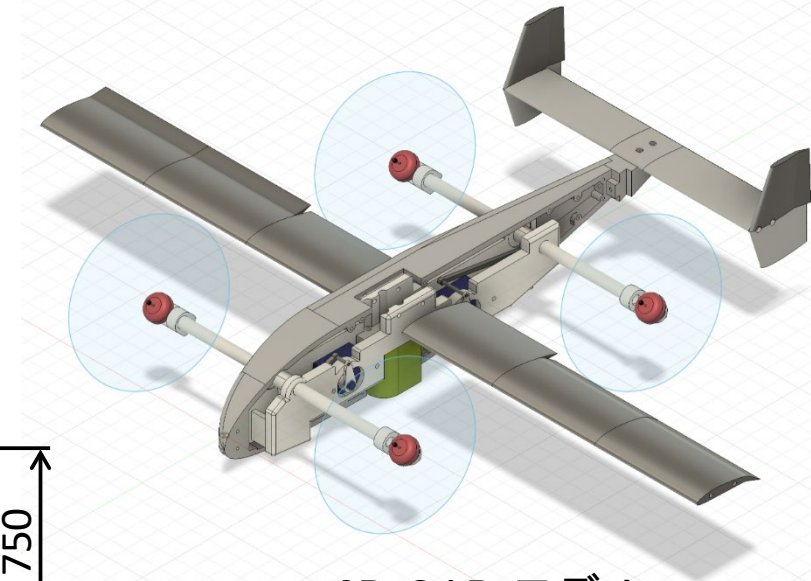
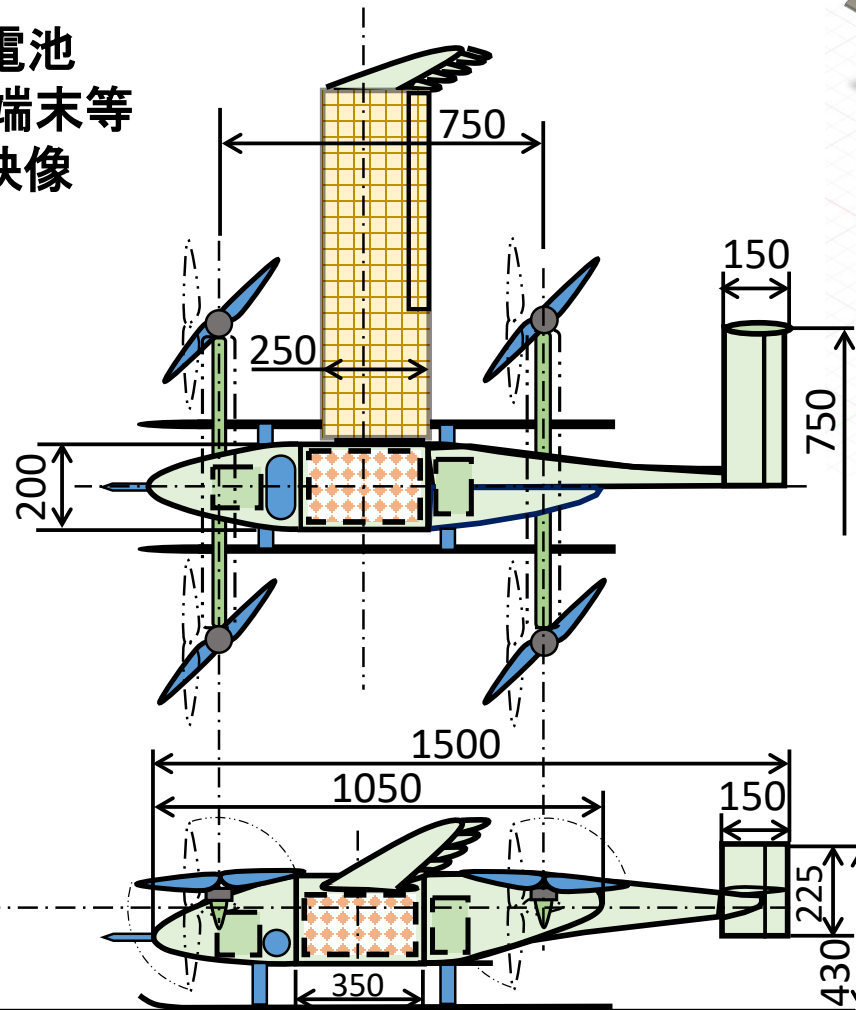
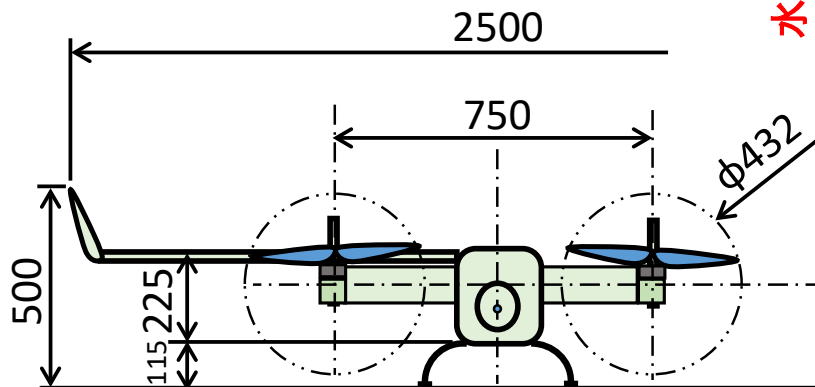
巡航速度: 約15~20m/s

(約55~70km/h)

航続時間: 約1h

航続距離: 約50km

空中・水上形態
水中形態

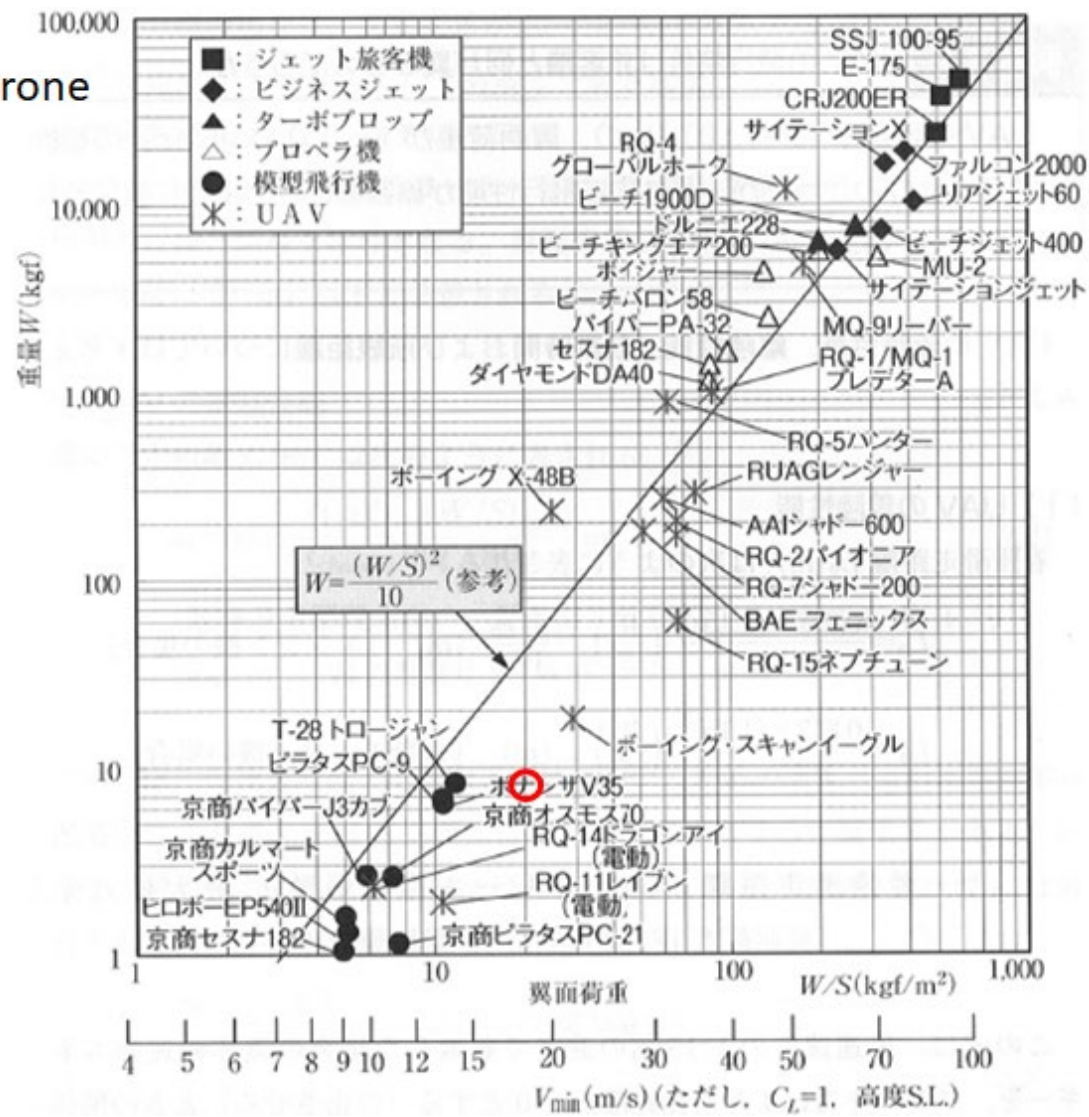


3D CAD モデル

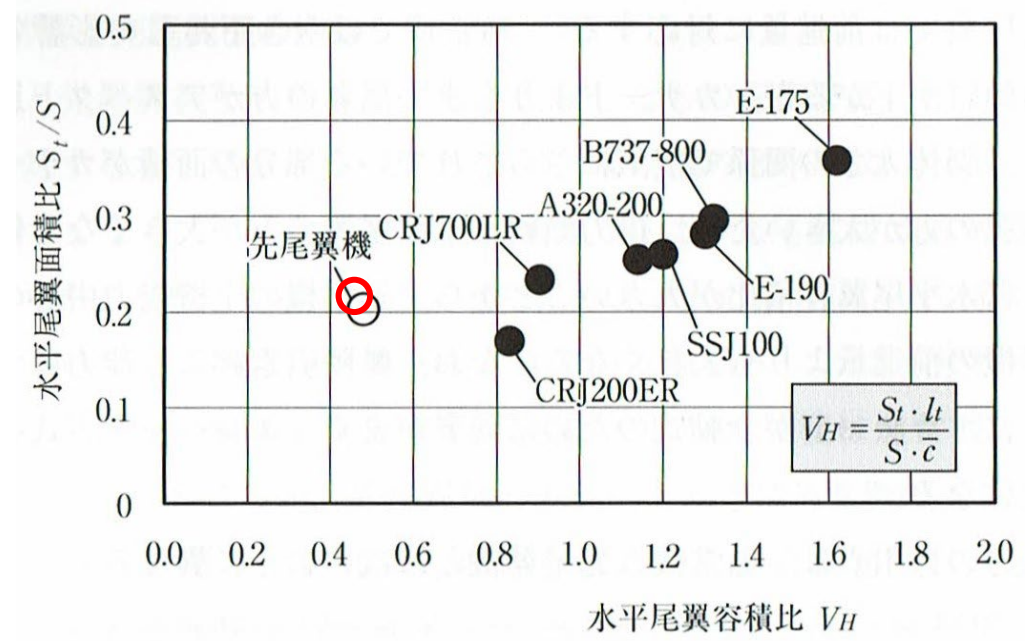


風洞試験模型

○ : Present Drone

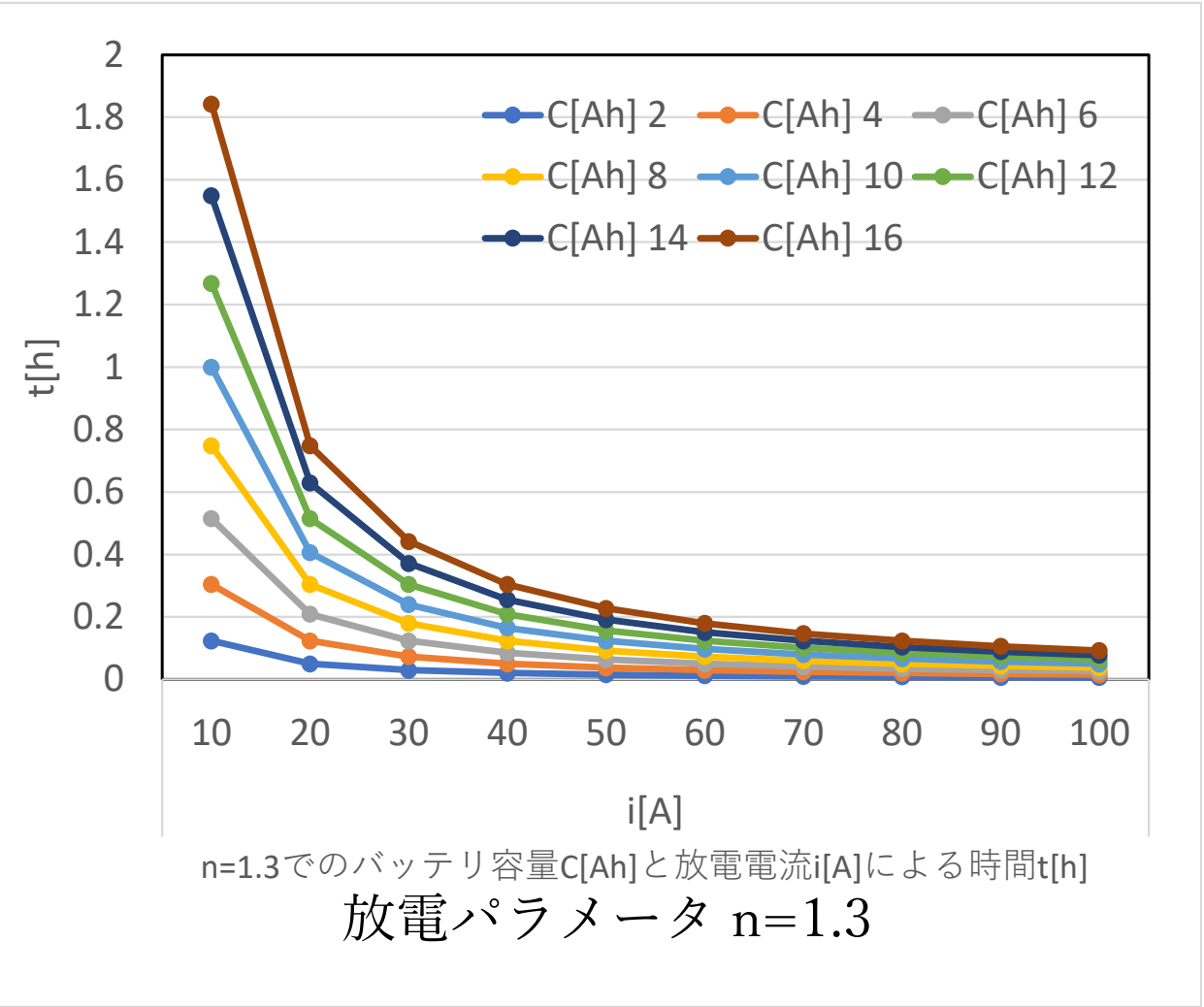
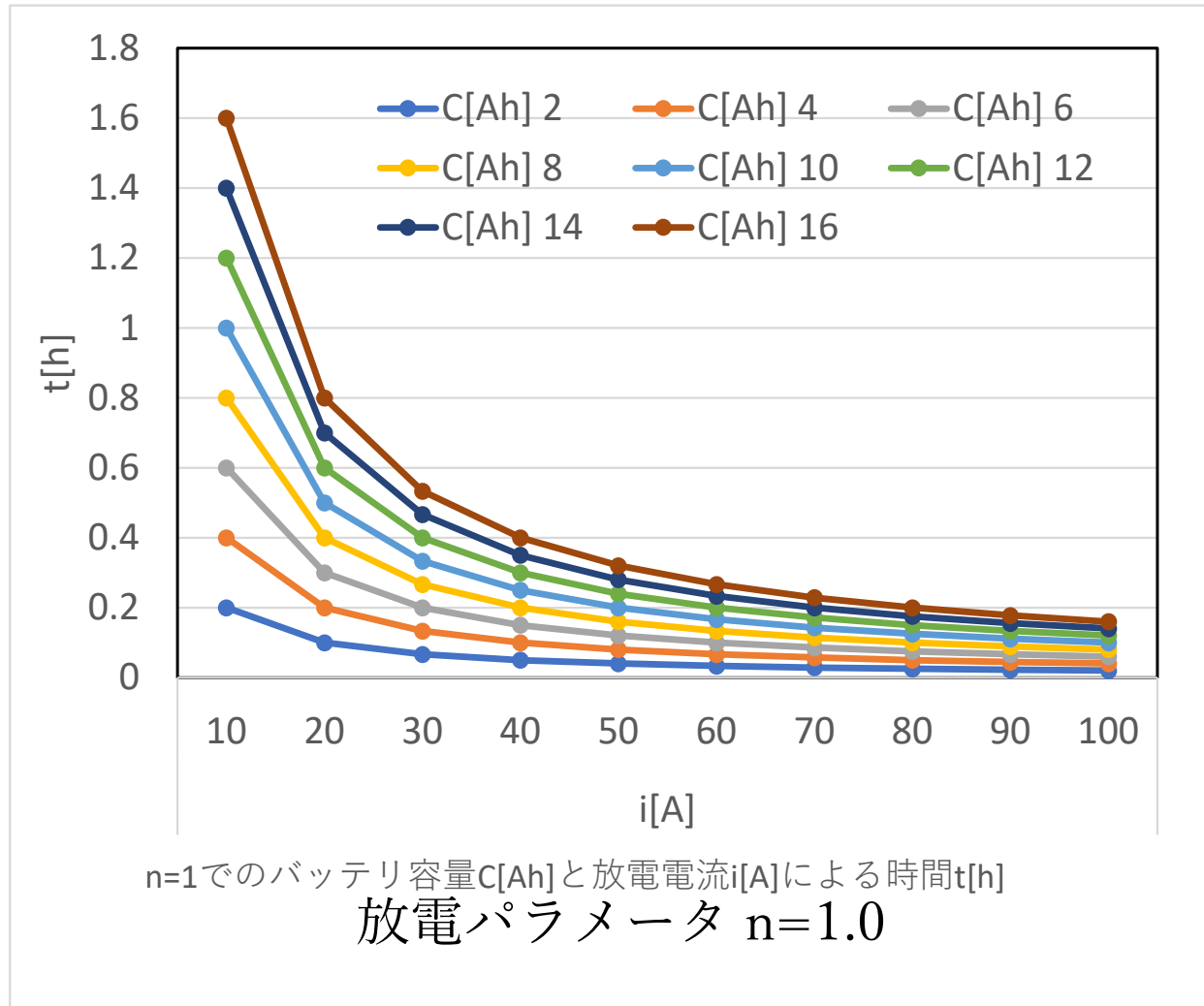


全機翼面荷重～重量の相関図

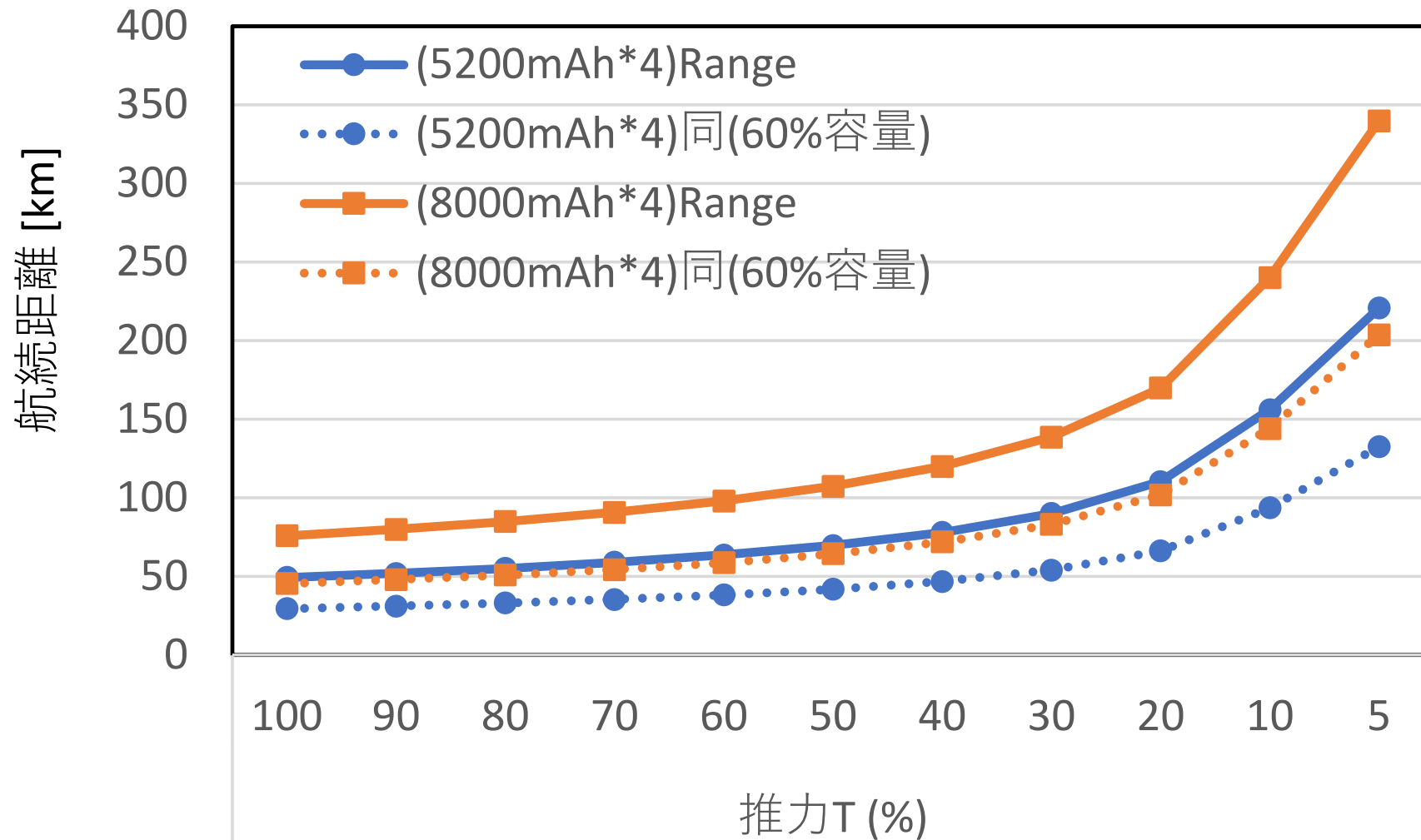


水平尾翼容積比～水平尾翼面積比の相関図

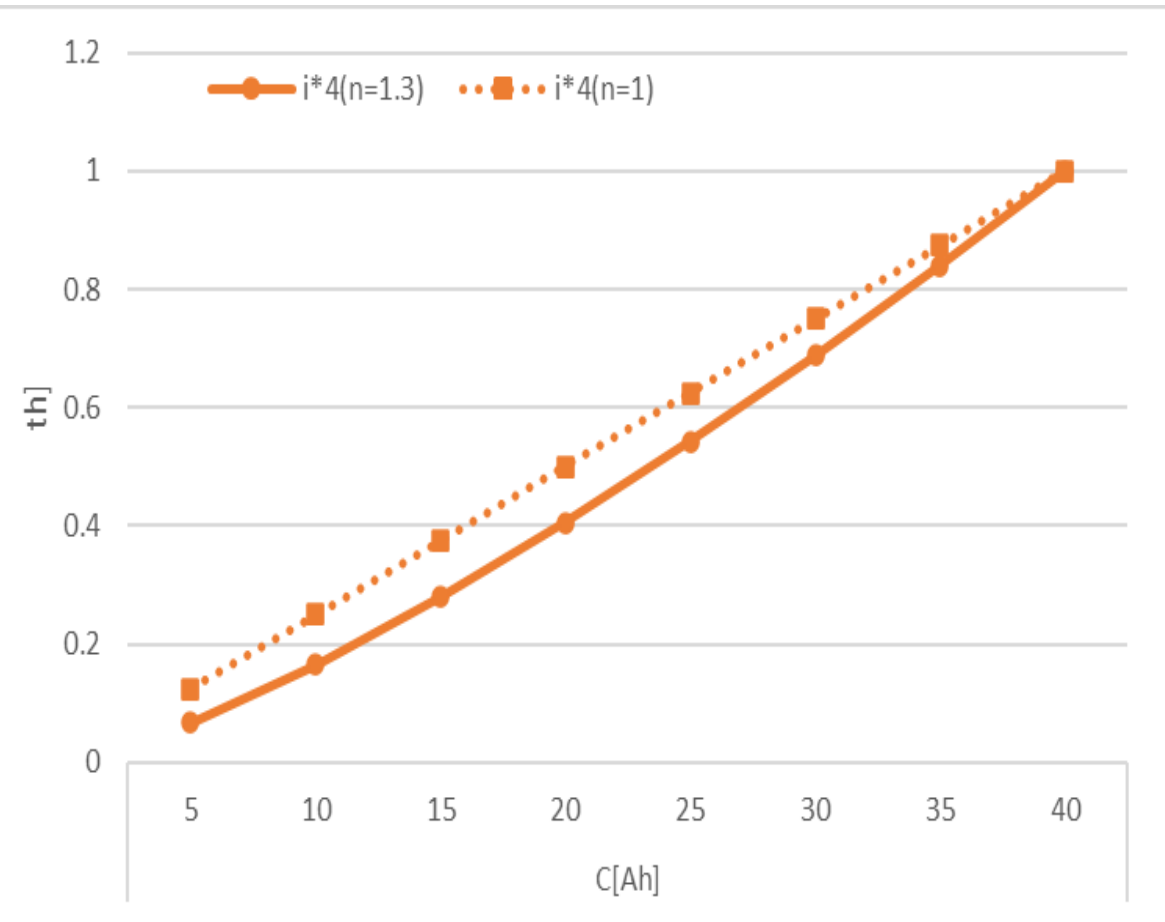
出典：片柳亮二, 例題で学ぶ航空工学, 成山堂書店



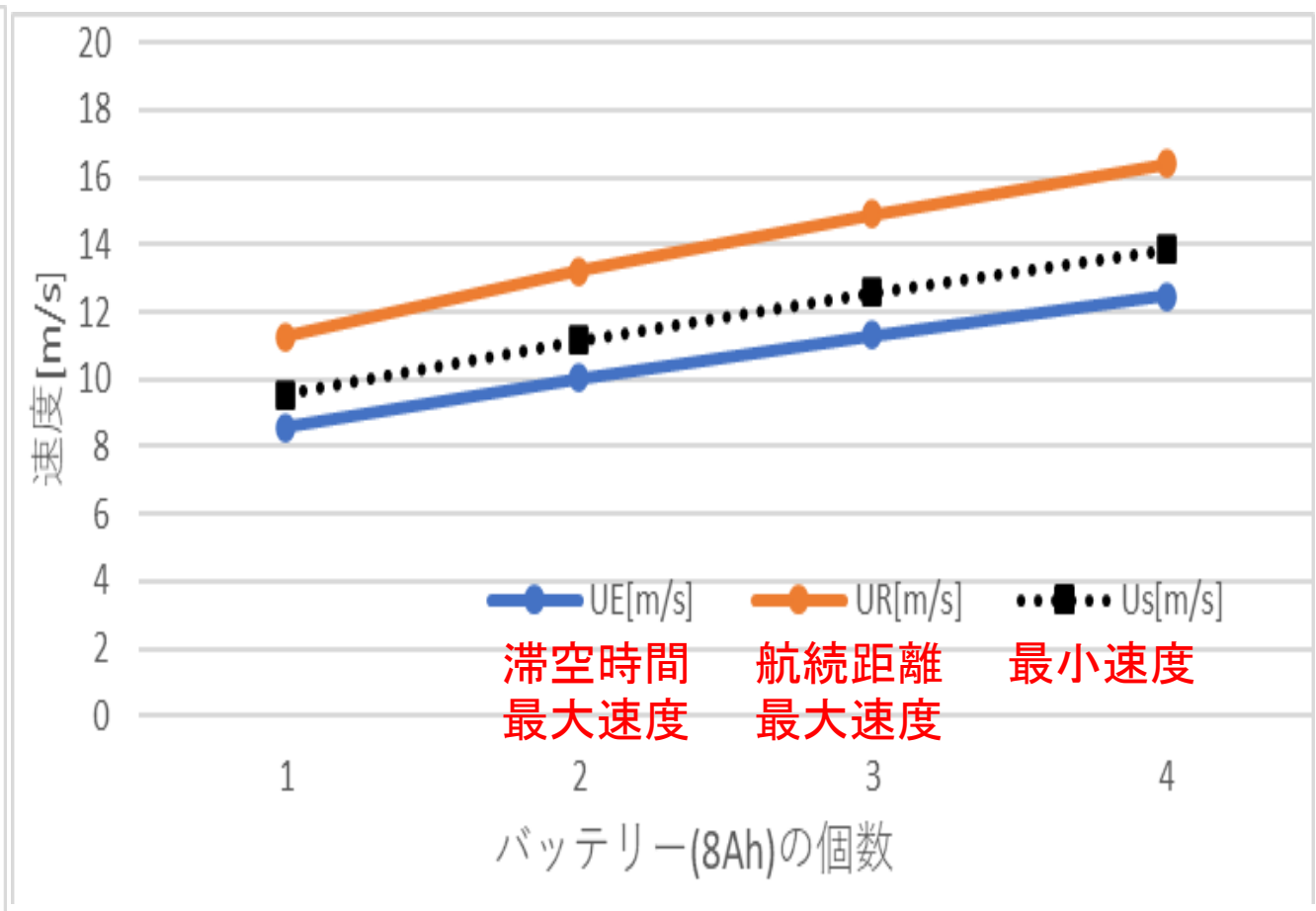
バッテリー容量と放電電流による給電時間検討例(放電パラメータによる差異)



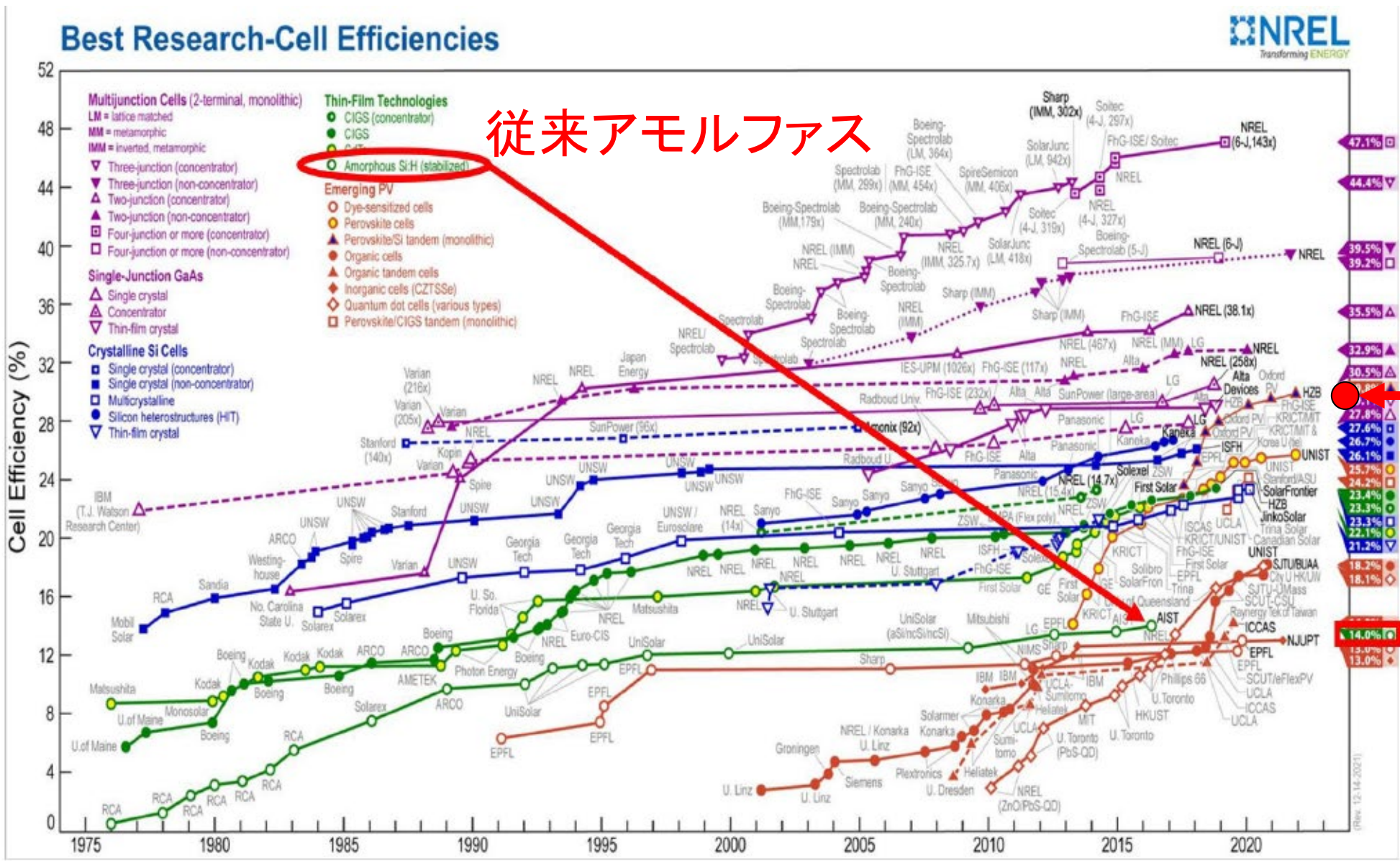
推力(%)がモータ電流(%)と同じとした場合の航続距離検討例



バッテリー容量に対する稼働時間

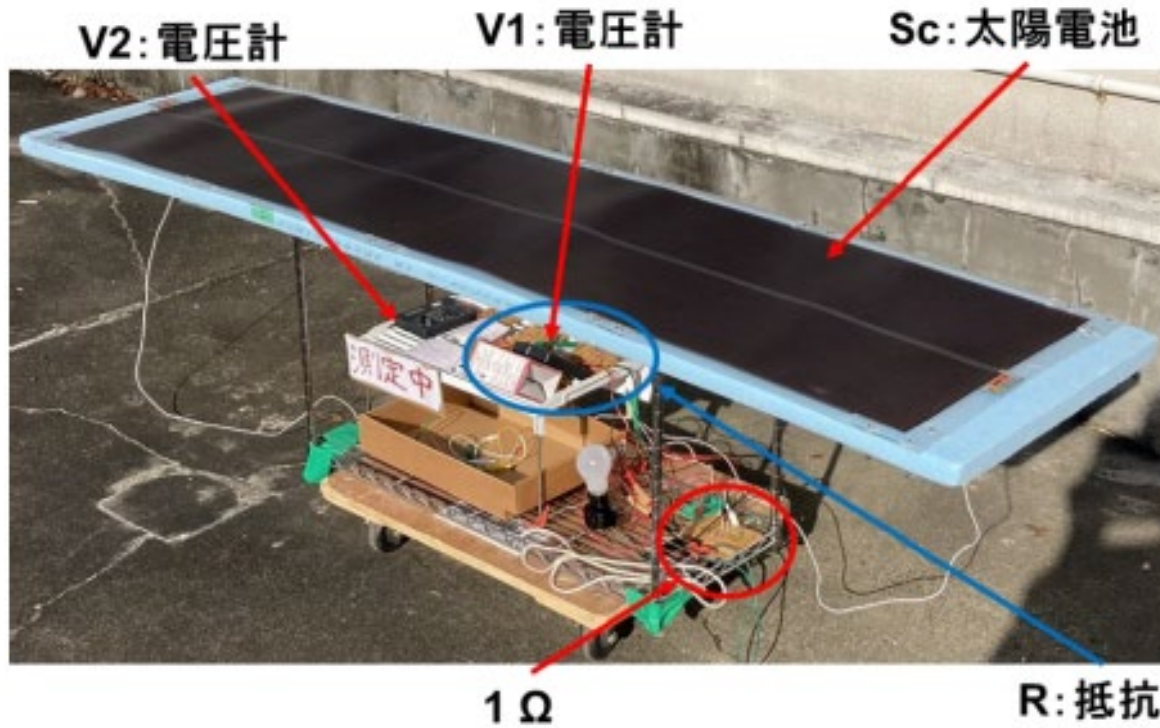


各速度と各バッテリー数との関係

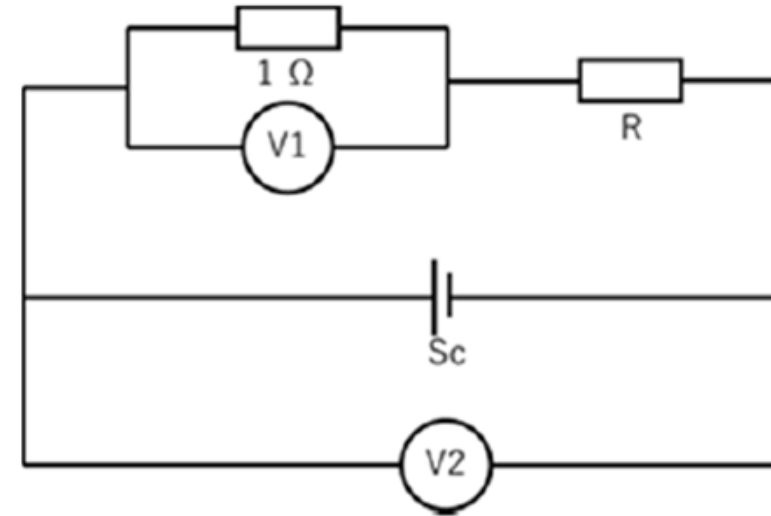


従来アモルファス

ペロブスカイト
29.7%
(2024.12)



主翼太陽電池を模擬した発電装置

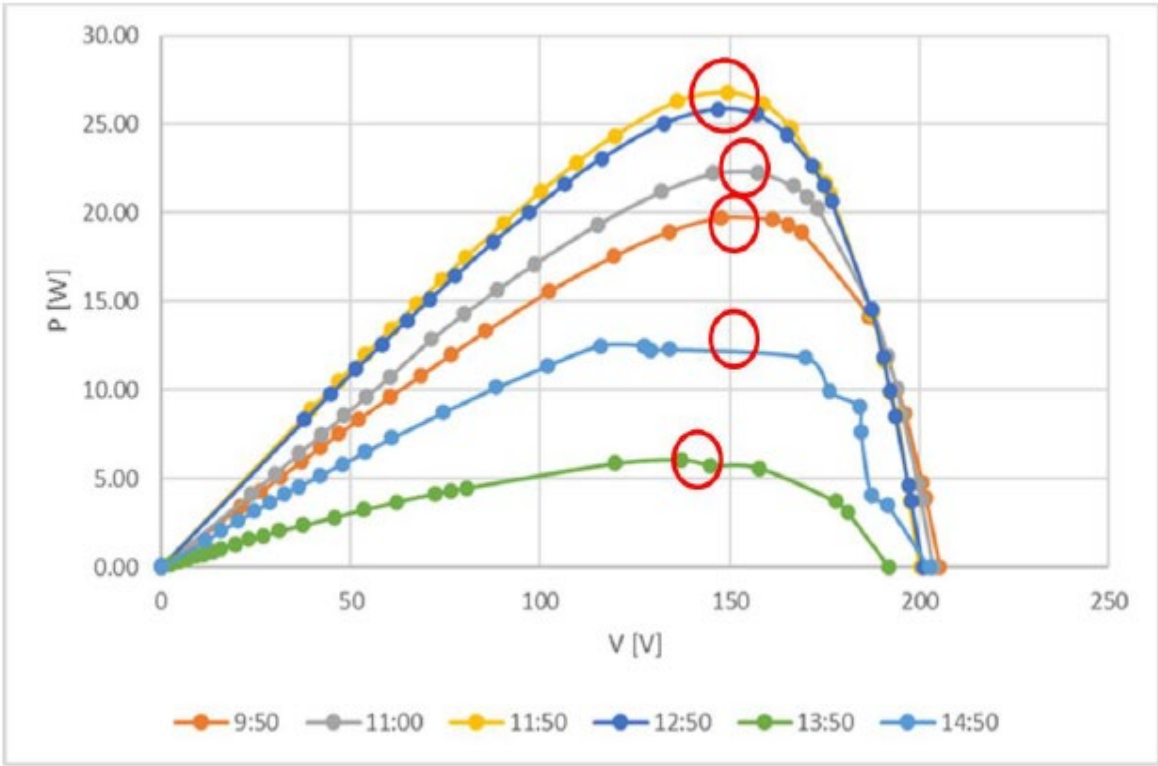


V1: 電圧計
V2: 電圧計
R: 抵抗(1 Ω~10 kΩ)
Sc: 太陽電池

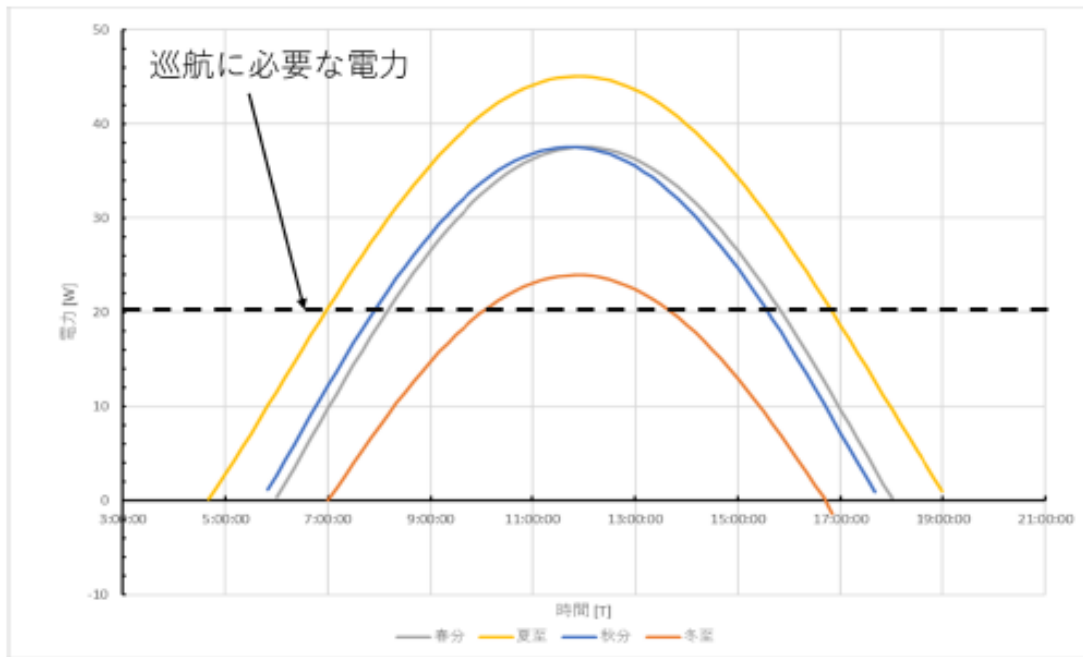
測定回路

太陽電池パネル仕様

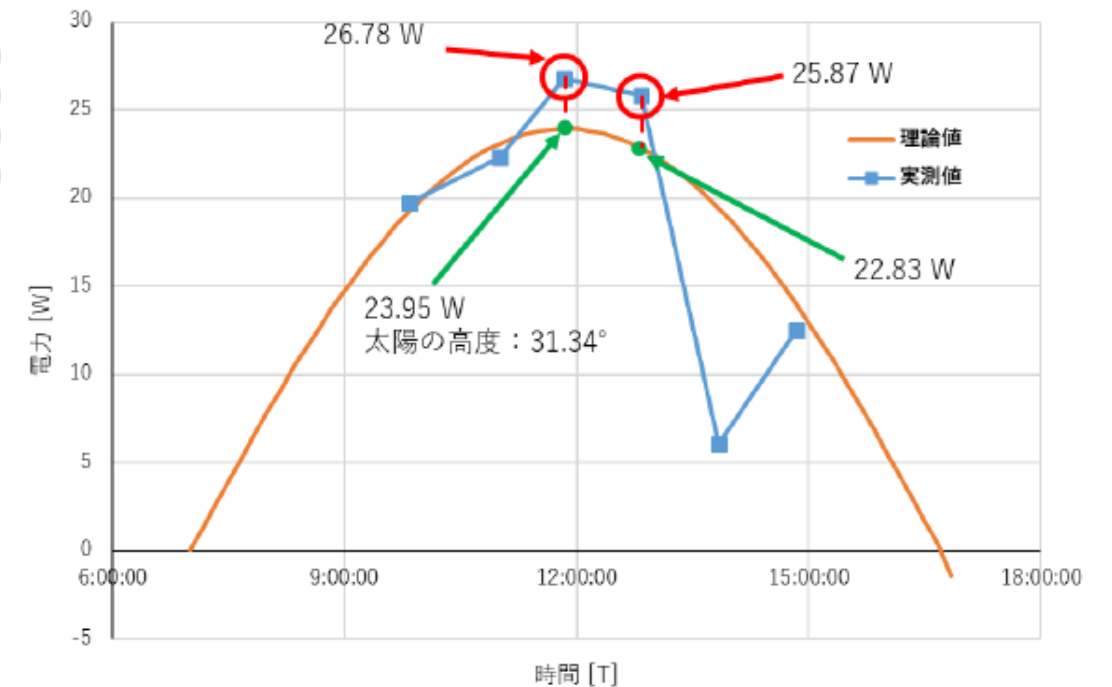
機器名	フィルム型アモルファス太陽電池	
メーカー	Fuji Electric	
型番	TD-FPVCJ1023-20120126	
シリアル番号	----	
仕様	1モジュールあたり	1シートあたり
	公称最大出力 (Pmax):23 W	公称最大出力 (Pmax):46 W
	公称最大出力動作電圧 (Vpm):79.8 V	公称最大出力動作電圧 (Vpm):159.6 V
	公称最大出力動作電流 (Ipm):0.288 A	公称最大出力動作電流 (Ipm):0.288 A
	公称開放電圧 (Voc) :108.8 V	公称開放電圧 (Voc) :217.6 V
	公称短絡電流 (Isc) :0.379 A	公称短絡電流 (Isc) :0.379 A
	長さ:832 mm 幅:414 mm 厚さ:0.2 mm 質量:0.07 kg	長さ:1664 mm 幅:414 mm 厚さ:0.2 mm 質量:0.14 kg
発電効率6.4 %~6.7 %		



P-V特性(1日の時刻による変化)



巡航可能な時間帯
 春分 8 : 00 ~ 15 : 50
 夏至 7 : 00 ~ 16 : 50
 秋分 8 : 00 ~ 15 : 30
 冬至 9 : 50 ~ 13 : 50

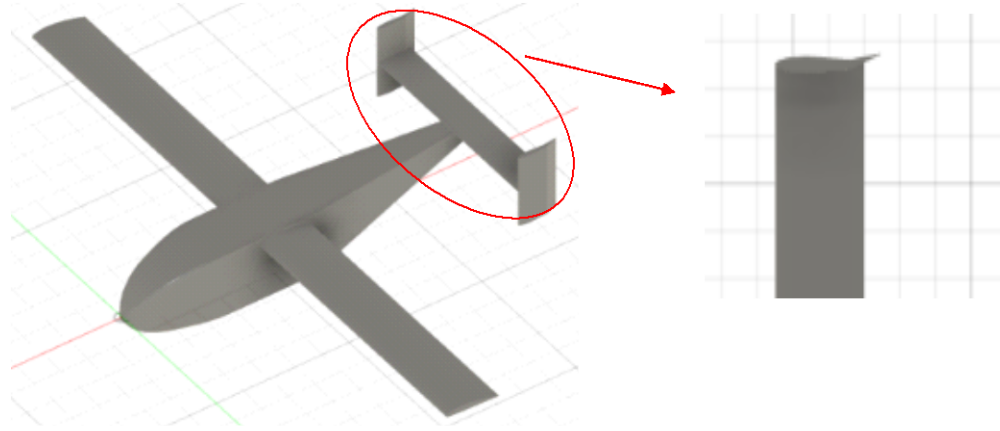


年間出力変化と巡航所要電力

発電量（冬至の1日の時刻による変化）

- ・研究で用いたアモルファス太陽電池は発電効率が 6.4 %～6.7 %の性能。冬でも約 4 時間巡航させることが可能。
⇒現在の同種電池の高性能効率は約14%で2.1～2.2倍、
他種では、47%レベルのものもあり、さらに巡航時出力への寄与が期待される。
- ・巡航時の太陽の入射角や胴体からの反射光の影響を今後要考慮（飛行実証）
- ・フレキシブルな太陽光発電パネルの普及によりさらに効率向上が期待される。
- ・駐機時蓄電の活用、下面側反射光の活用等応用が可能。

全機空力特性/プロペラ回転流れ場解析



VTOL実験機($\delta_r=0$, -15deg)

全機解析形状例

解析ソフト: JAXA FaSTAR/FaSTAR-Move/rFLOW3D

Ansys Fluent/SOLIDWORKS Flow Simulation

形態: eVTOL全機(プロペラ無)/ラダー $\delta_r=0$, -15deg

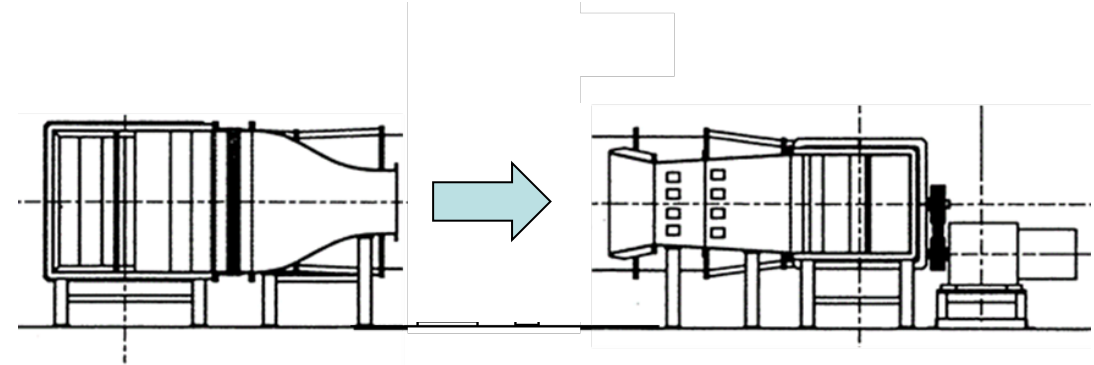
プロペラ+主翼

気流条件: 風速 $V=5\sim 20[\text{m/s}]$

迎角 $\alpha=0, 5, 10, 15, 20, 25\text{deg}$

横滑り角 $\beta=0, 5\text{ deg}$

風洞試験



ゲッチンゲン(回流)型低速風洞

全体寸法: 横8.0m x 縦3.5m x 高さ1.6m

計測部寸法: $\square 0.5\text{m} \times 0.9\text{m}$ 長

最大風速: 約60m/s

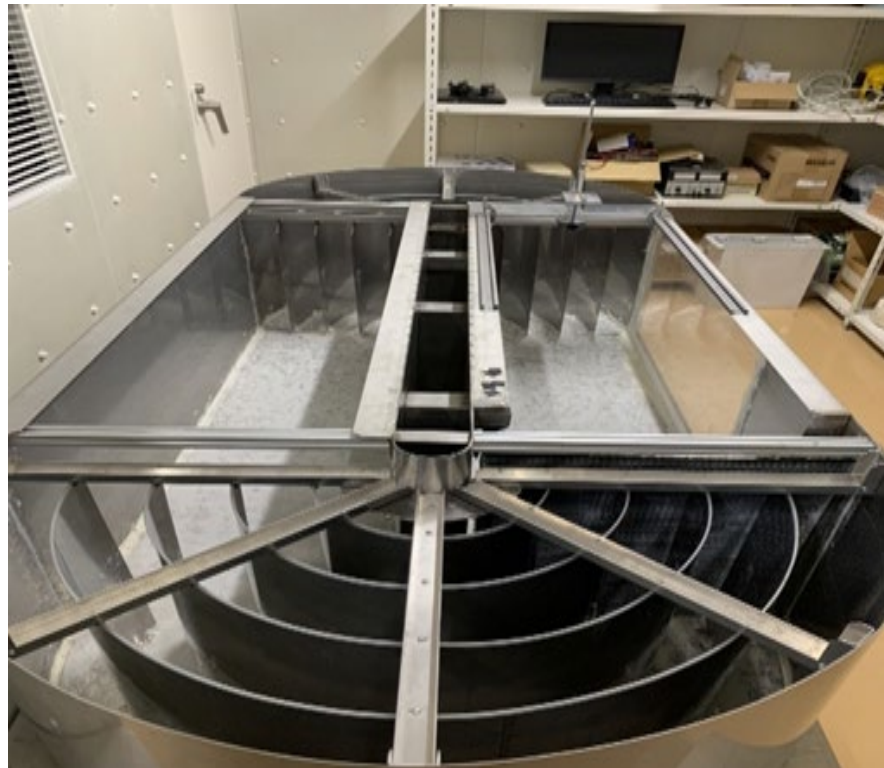
3次元トラバース装置

計測装置: 縦3分力/6分力計測

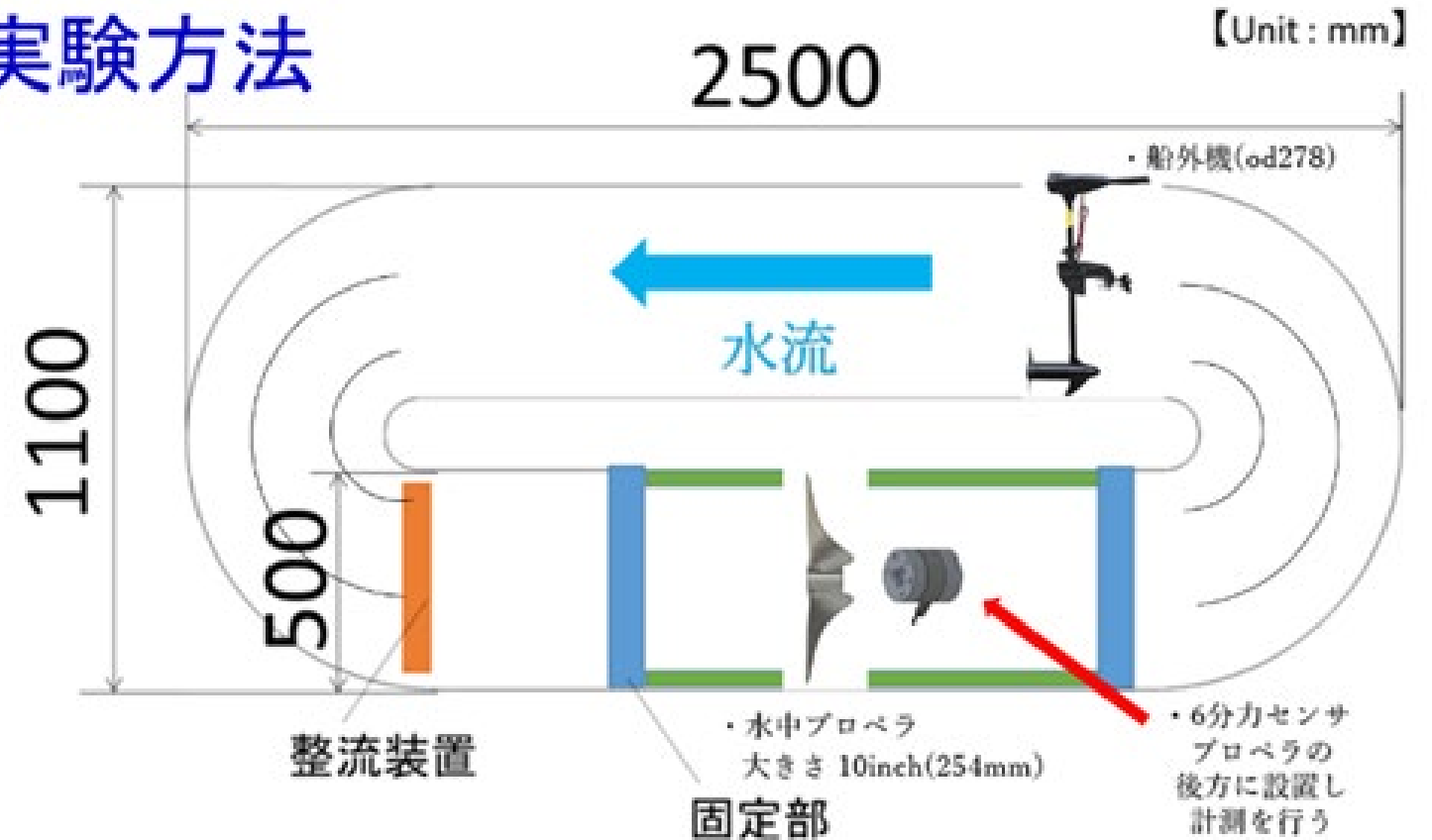
5孔ヨーメーター/熱線風速計

可視化装置: スモークワイヤー/煙

オイルフロー/タフト

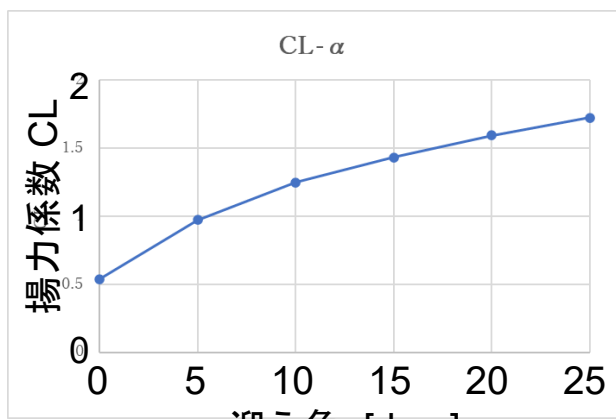


実験方法

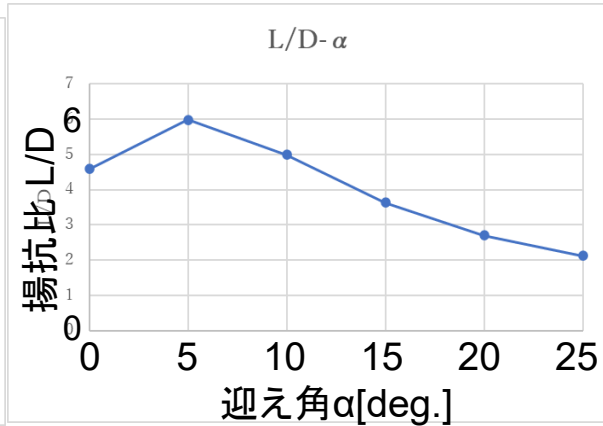


水路寸法:幅500mm x 高さ500mm x 長さ1500mm

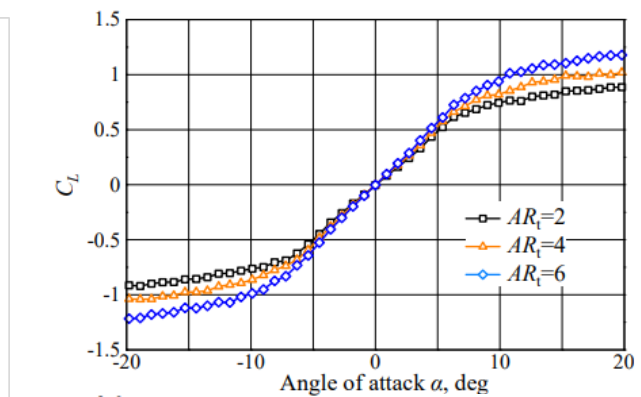
尾翼の揚力により失速は見られない



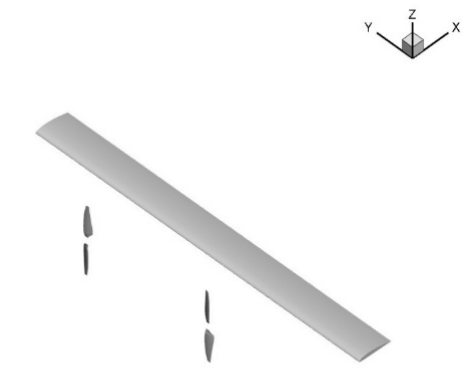
全機揚力特性推算例



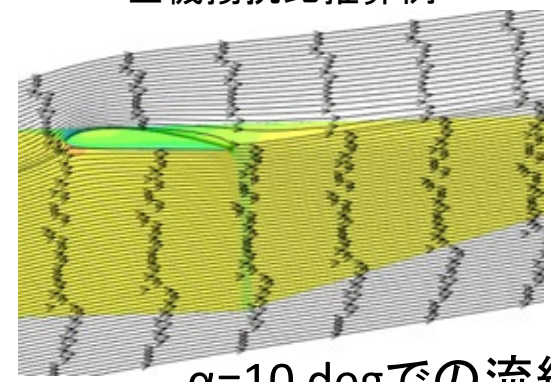
全機揚抗比推算例



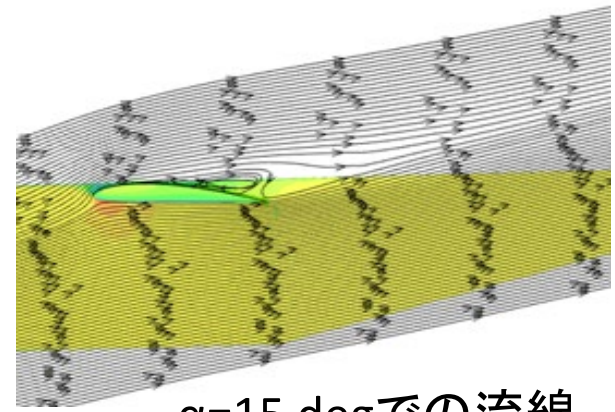
水平尾翼の揚力特性例 *



主翼では10 deg~15degで失速

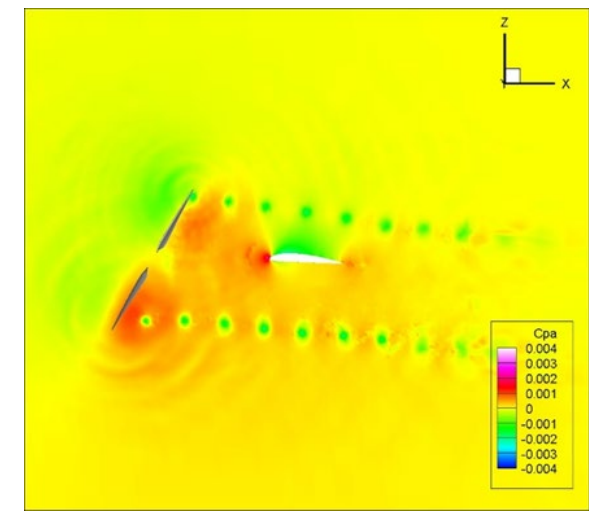


$\alpha=10$ degでの流線



$\alpha=15$ degでの流線

全機流れ場解析例



プロペラと主翼の干渉流れ場
圧力分布@ティルト角30deg

* 出典: 田中 颯志, 岡本 正人, 低レイノルズ数飛行機における水平尾翼の空力特性, 第59回飛行機シンポジウム

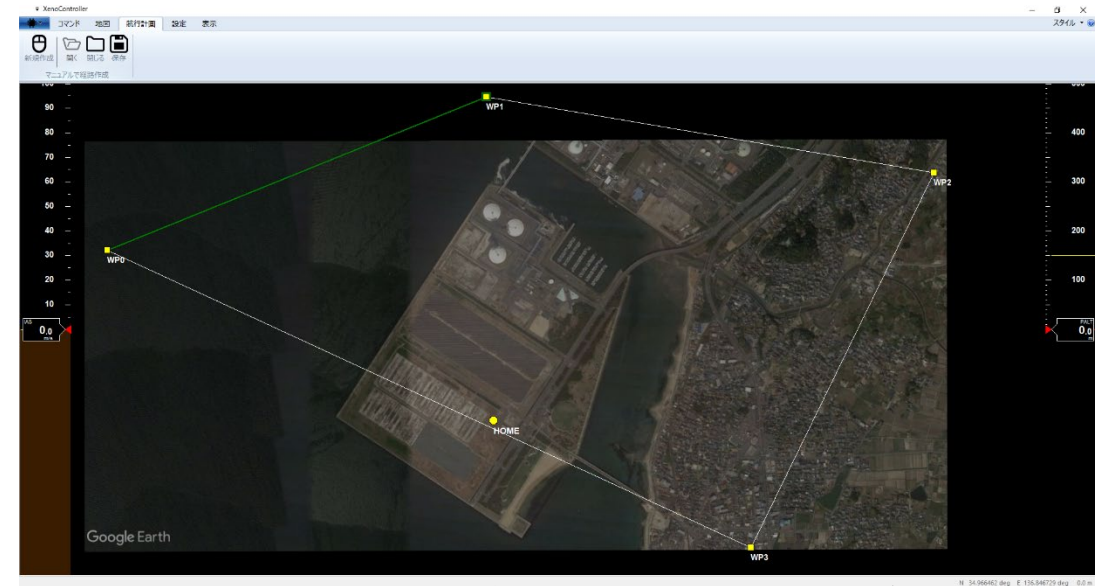
- ・PID制御
- ・Digital Datcom/NASA OpenVSPによる空力特性/慣性能率等推算
- ・HILS(Hardware In the Loop Simulation)を用いた誘導制御プログラム検証

1. 高度100mで4つのウェイポイント、高度200mに上昇し同じウェイポイントを周回を反復
2. 姿勢角/舵角上限: バンク角 $\phi = \pm 15^\circ$ ピッチ角 $\theta = \pm 5^\circ$
エレベータ $\delta e = \pm 25^\circ$ エルロン $\delta a = \pm 25^\circ$ ラダー $\delta r = \pm 30^\circ$

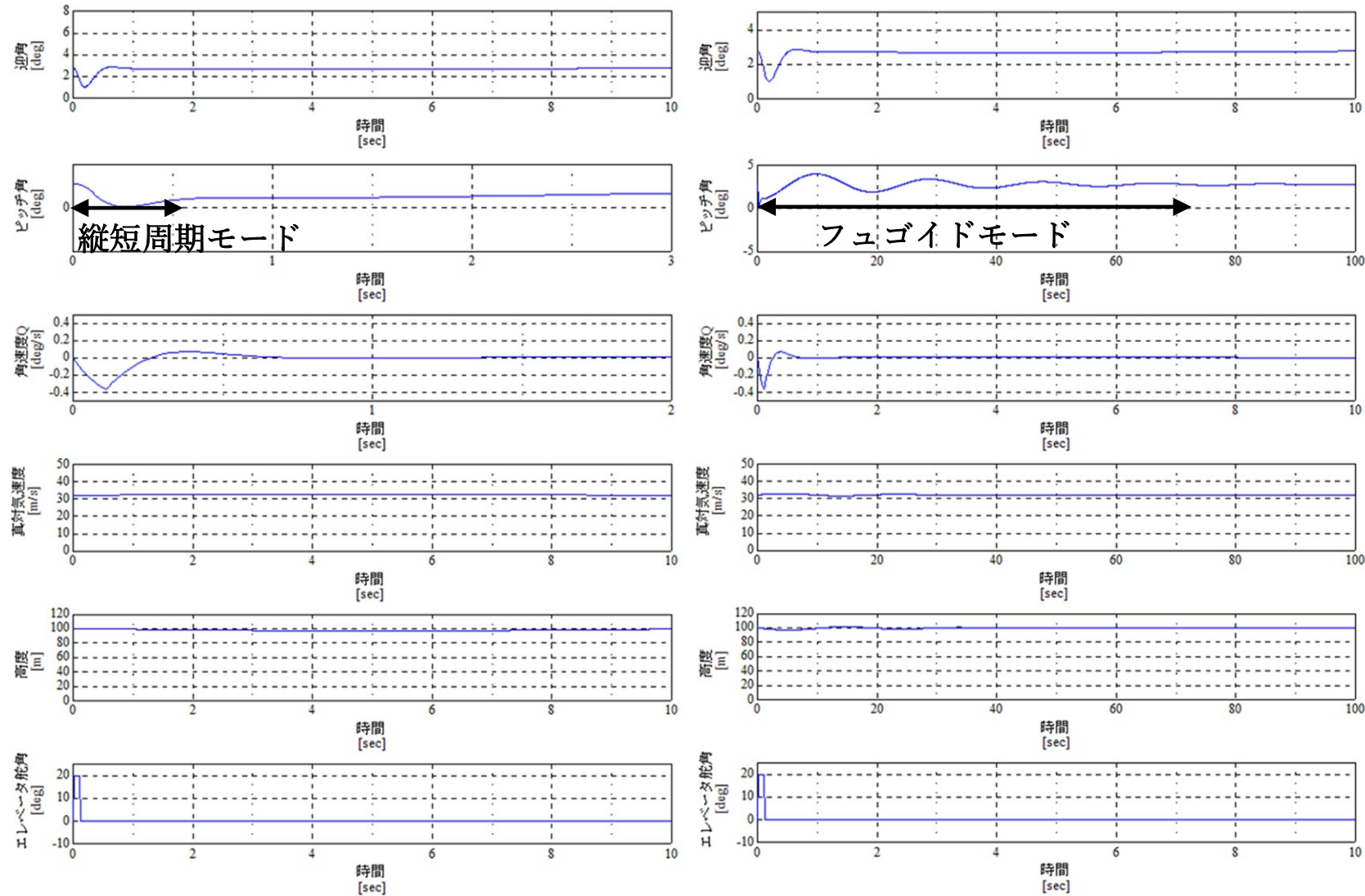
3. 速度32 [m/s]維持

4. ゲイン値

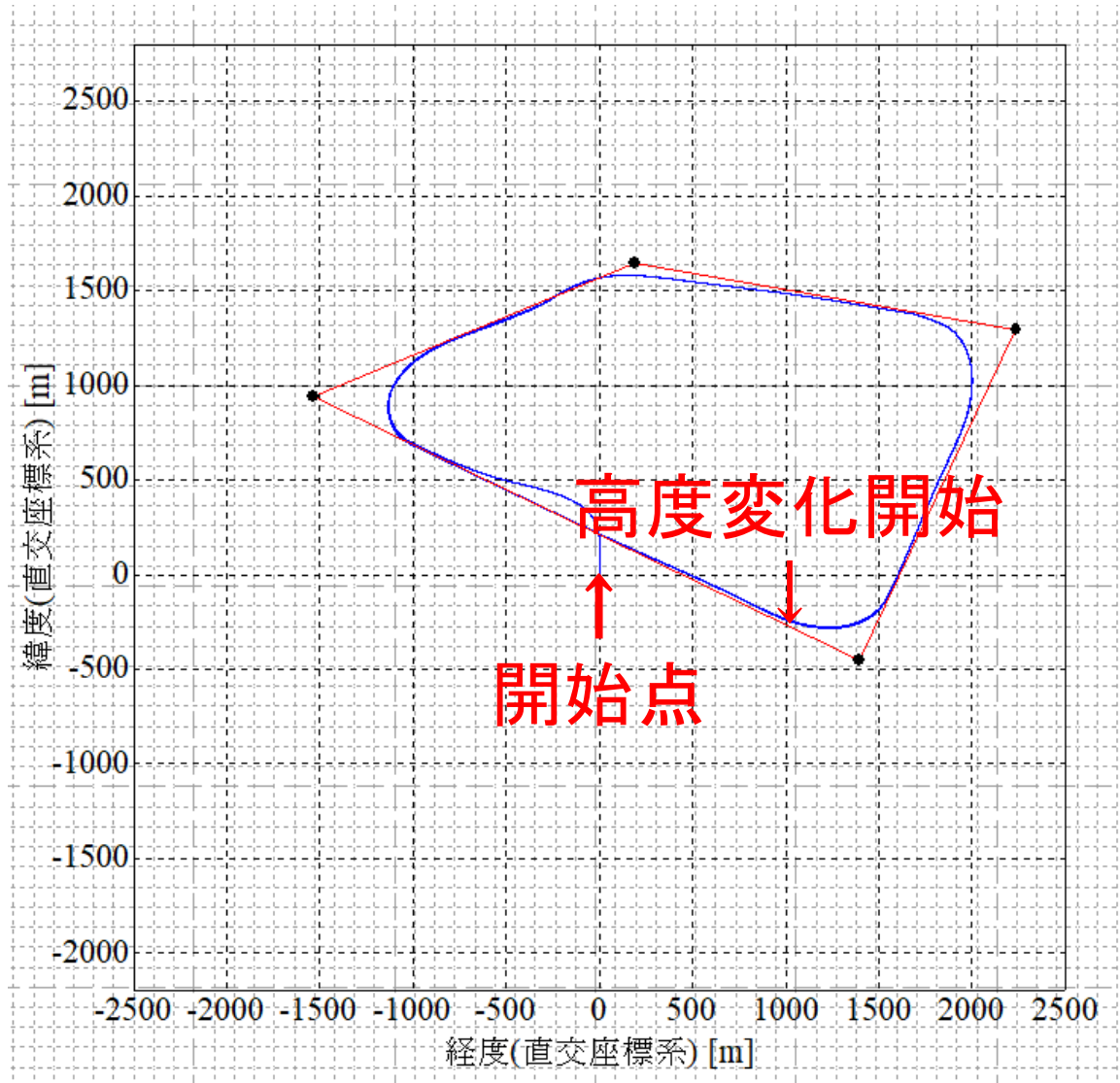
- ・スロットル制御: $KP = 0.08$ 、 $KI = 0.008$
- ・高度制御: $KP = 1.4$ 、 $KI = 0.12$
- ・ピッチ角制御: $KP = -1.6$ 、 $KI = -0.2$ 、 $KD = 2.5$
- ・方位角制御: $KP = 0.8$ 、 $KI = 0.05$
- ・バンク角制御: $KP = 0.1$ 、 $KI = 0.05$ 、 $KD = -0.4$
- ・横滑り角制御: $KP = -1.0$ 、 $KI = -0.14$ 、 $KD = 1.0$



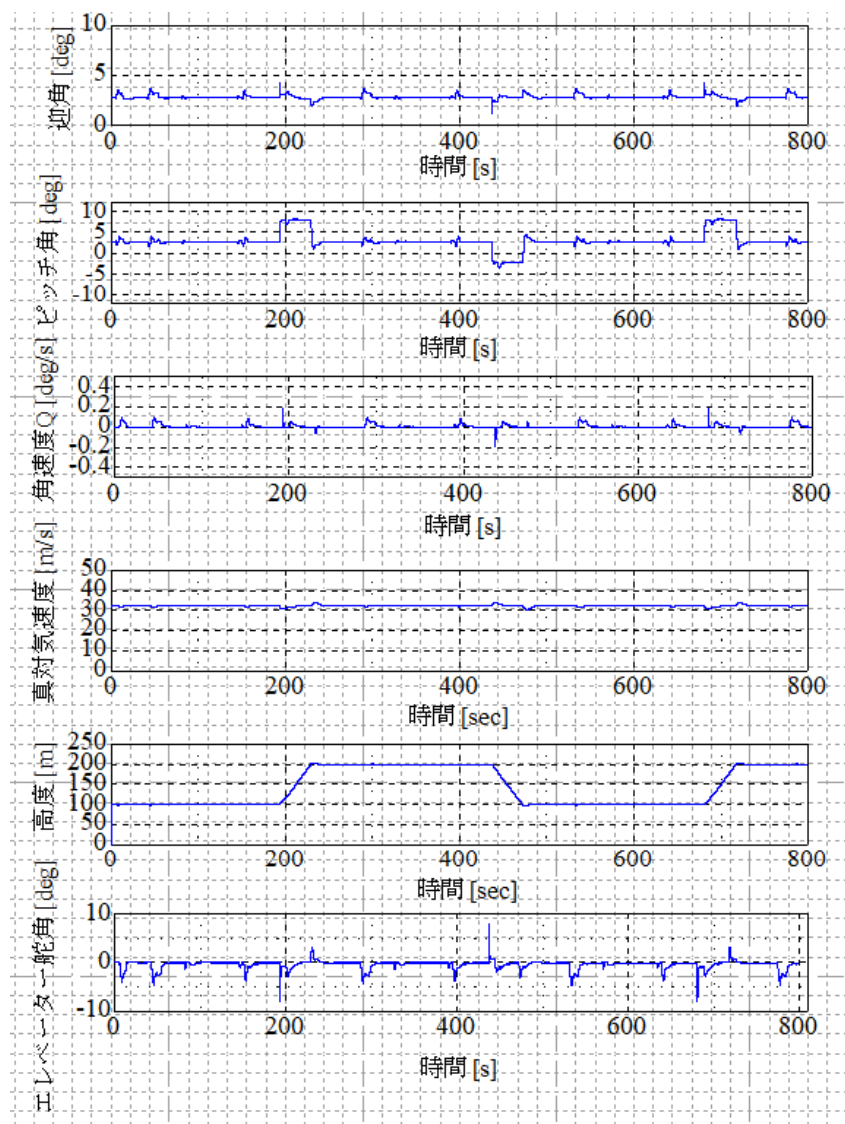
地上局での経路(知多半島新舞子)



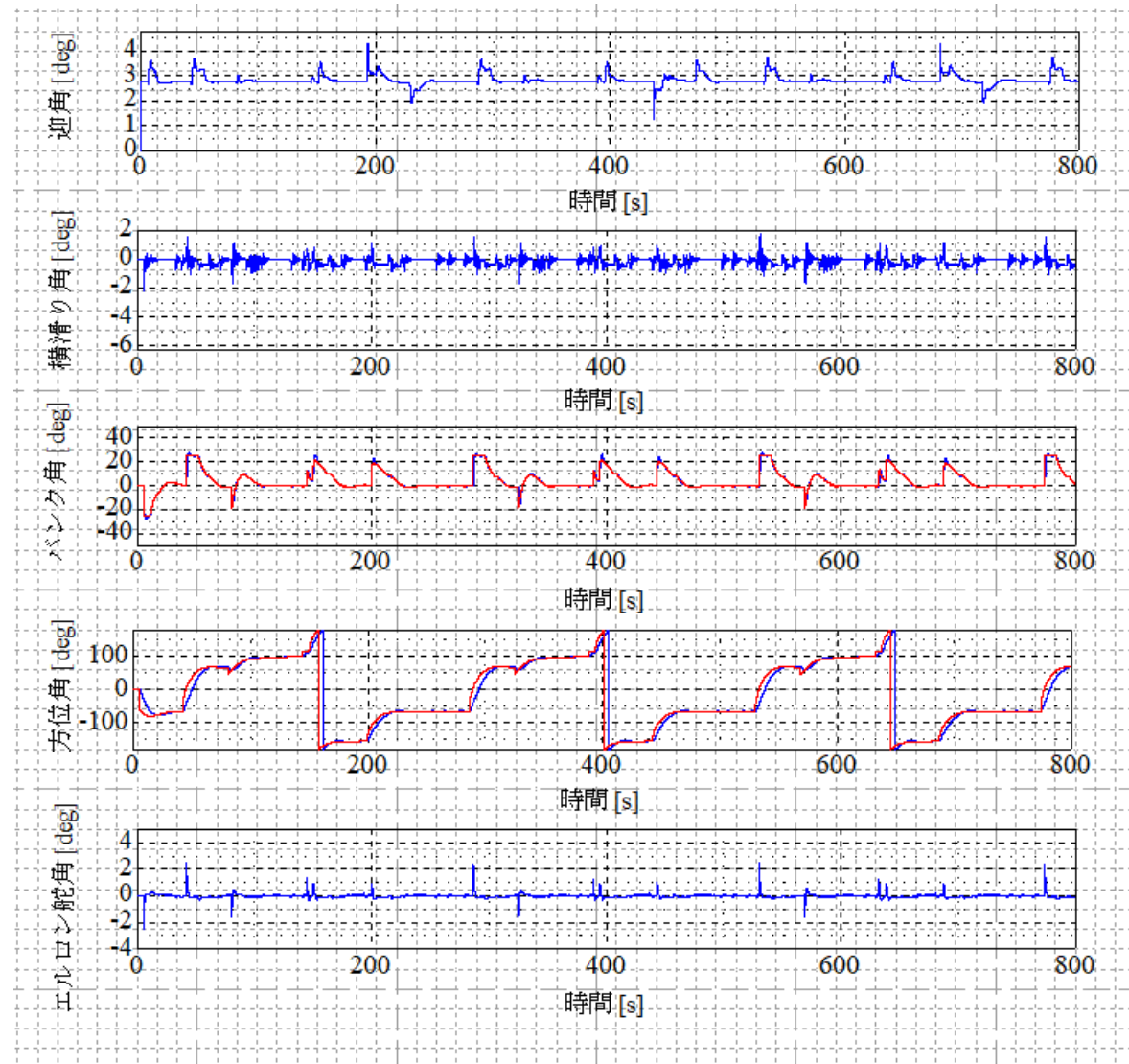
縦短周期モード、フュゴイドモード



4点経路周回状況(知多半島新舞子)



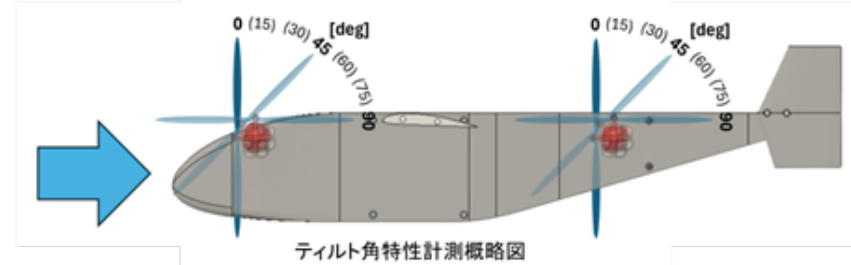
縦安定性



横・方向安定性

●空中形態のプロペラティルト効果検討

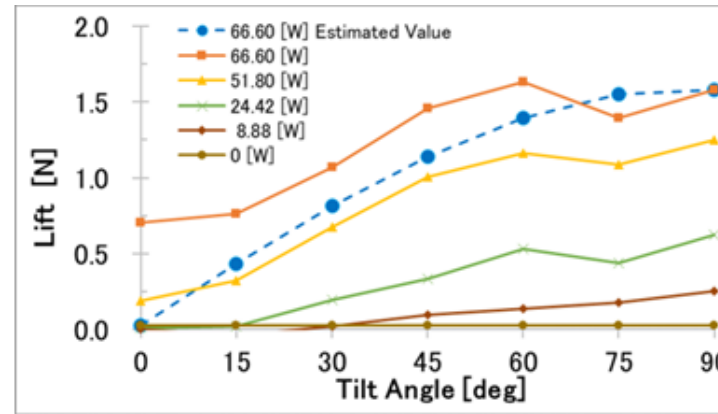
ティルト角操作による機体姿勢への影響



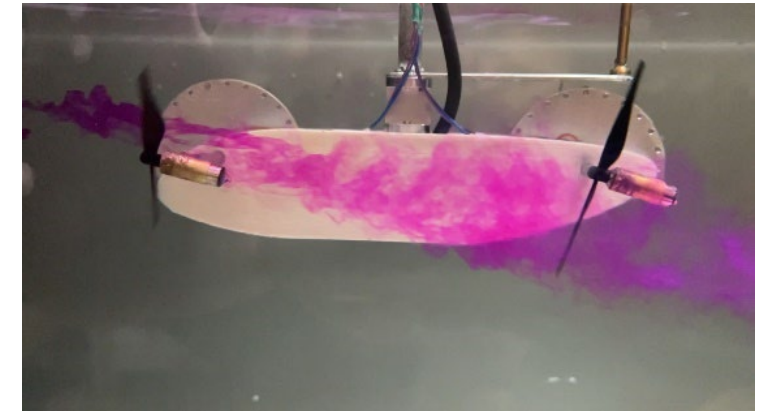
ティルト角特性計測概略図

模型	1/5スケール風洞模型	迎角	0 [deg]
風洞設備	回流式風洞装置	ティルト角	0 ~ 90 [deg] (15 [deg] step)
風洞風速	0, 5, 10, 15, 20 [m/s]	モータ消費電力	0, 8.88, 24.42, 51.80, 66.60 [W]

●水中形態のプロペラティルト効果検討



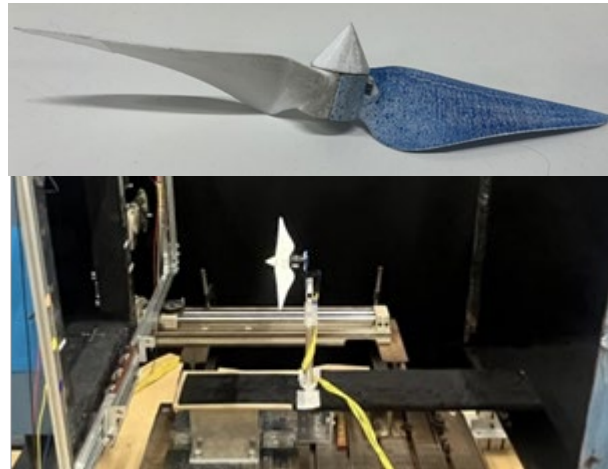
ティルト角変化に伴う揚力の変化



ティルト角15degでの流れ場可視化例

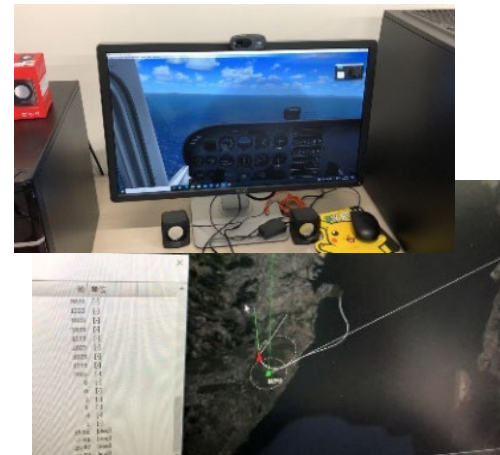
●プロペラの空力設計と風洞試験実証

模型プロペラ径: 254mm
風洞吹出口: □500mm
回転数: 3000~5000rpm
風速: 0~15m/s



試作品及び風洞試験写真

●フライトシミュレーション／飛行制御則の飛行実証

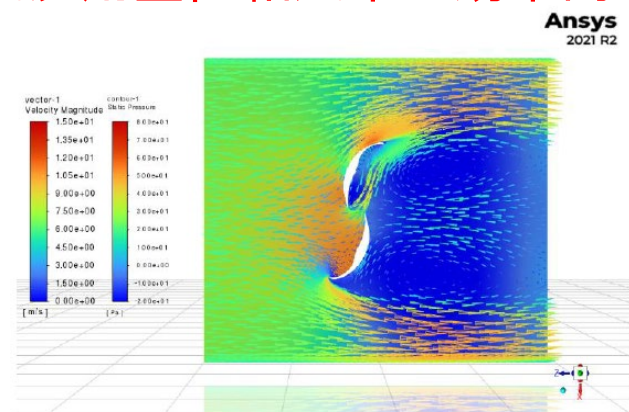


学外との共同研究(愛知県無人飛行ロボット実証実験場)

年度	2025	2026	2027	2028	2029	備考
ニーズ/仕様協議						カスタマイズ
諸元策定						
運行シミュレーション						学内外連携
模型製作 風洞/水槽試験	 		 			学内外連携
機体設計・製作						機体メーカー
機能試験						学内外連携
飛行/水上/水中試験						学内外連携
実用化サポート						学内外連携

- ティルトロータのeVTOL方式による水空両用無人航空機について、ニーズの動向を踏まえつつ機体規模及び諸元を見直しつつある。
- その中で、いくつかの技術課題に対する取組みを卒業研究による人材育成の一環として実施。その数例について紹介した。
- 今後、各種取組みにより飛行性能及び飛行特性の最適化を図り、飛行実証を進め、実用レベルまで高めていきたい。(各種有識者との連携)
- 企業や各種機関のニーズ/仕様に応えた、カスタマイズ型無人機の諸元策定、運行シミュレーション、風洞/水槽試験、機体設計・製作、機能試験、飛行/水上/水中試験、実用化サポートを推進(企業[航空機メーカー、模型メーカー、飛行制御ベンチャー等]、大学、研究機関との人脈を活用)

●低風況用垂直軸風車の効率向上化検討



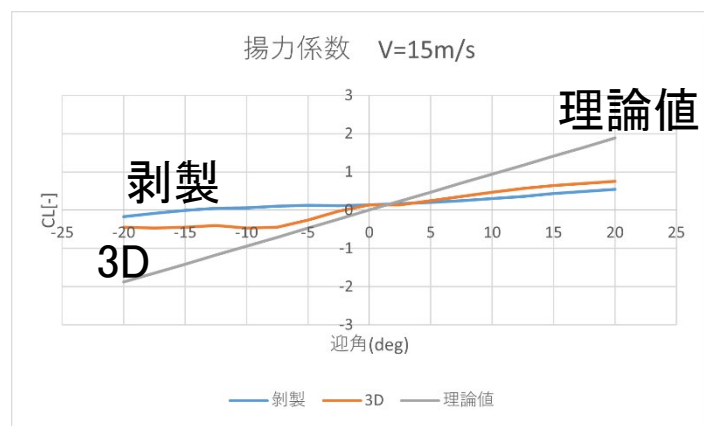
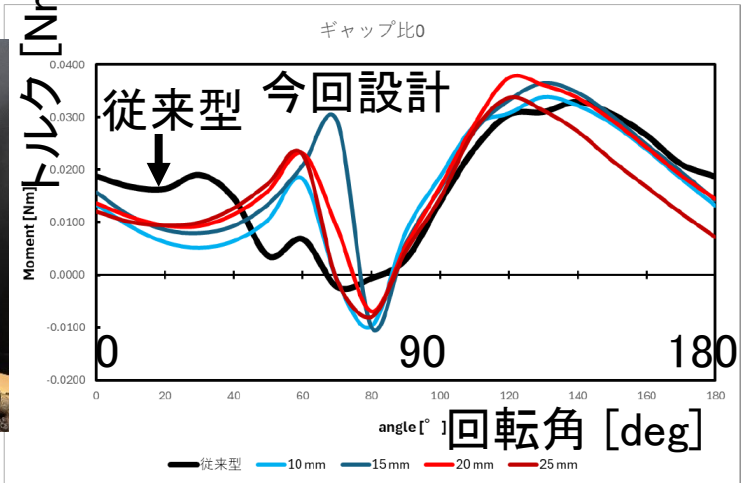
↑オーバーラップ比 0.2 ギャップ比 0.1 の場合
圧力分布/速度ベクトル解析例(抗力型)

●鳥の剥製と3Dプリンタを用いた剥製翼の空力弾性研究

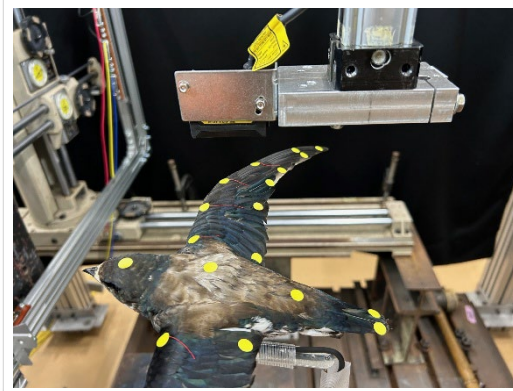


スモークワイヤ法による気流可視化(剥製 vs. 3DPrinter)

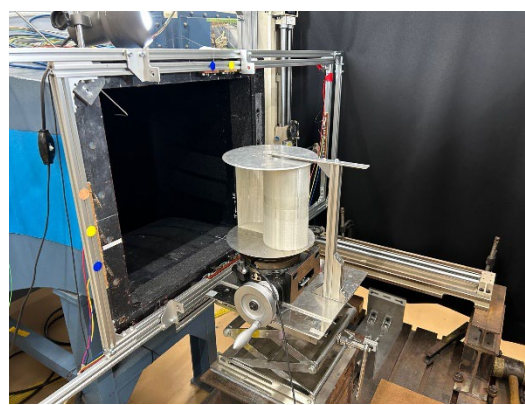
ギャップ比 0 の風洞試験結果をまとめたものを下記に示す。(センサードリフト補正済み)



揚力係数の比較例 (V=15m/s)



レーザー変位計による変位計測



風洞実験によるトルク計測(翼間オーバーラップ比/ギャップ比変更効果)

お気軽にご相談ください
ご清聴ありがとうございました