

模型航空機を用いた電動プロペラ機性能の計測

近藤夏樹、箱島秀昭、安達英夫（日本飛行機）
西沢啓、泉耕二（JAXA）

Measurement of Electric Airplane's performance using a scale model

Natsuki KONDO (Nippi), Hideaki HAKOJIMA (Nippi), Hideo ADACHI (Nippi)
Akira NISHIZAWA (JAXA), and Koji IZUMI (JAXA)

概 要

本研究では、電動プロペラを動力とする航空機の飛行中に消費するエネルギー量が、発数やモータ、プロペラの諸元によってどのように変わるか、模型を使った風洞試験により計測した。模型は主翼スパン長が1.6mのラジコン機で、プロペラ発数を単発、双発、4発と形態変更することが可能である。実験では機体の空力特性から任意の迎角に対して釣り合いがとれる風速を予測しておき、同条件でプロペラ回転数を段階的に変化させながら、機体6分力と駆動モータへの供給電力を計測・比較した。最終的に架空の飛行ミッションを想定し、どの形態が最も少ない電力消費量でミッションを達成できるか、計算により推測した。

1. はじめに

電気自動車や燃料電池自動車に代表されるように化石燃料を使わない乗り物の研究・開発は最近のトレンドであると言える。航空機の場合、自動車と異なり重量の制約が大きいため、より軽量で高出力のバッテリーが必要とされるため、有人機の動力を電動化するというコンセプトの実現は遠い未来の話と考えられていた。しかし、最近の燃料電池技術の急速な進歩により、小型機クラスであれば既存技術でも十分な成立性があり、有人電動航空機の開発は比較的早い時期に実現するのではないかと見られるようになってきた。このような背景から、宇宙航空研究開発機構（以下、JAXAと呼ぶ）では「未来型航空機技術」の研究において、電化を含む脱化石燃料航空機の研究に着手しており、その一環として電動航空機の推進系性能に関する調査検討を日本飛行機にて実施した。この調査では、同社が保有するプロペラ無人機をベースに、動力を電化した場合の推進特性やプロペラ発数の影響について低速風洞試験による調査を行い、課題や問題点を洗い出すとともに、それらの結果を元に機体の飛行性能について計算・評価を行った。本紙ではその概要について報告する。

2. 電動航空機模型

図1に風洞試験に使用した模型の外形写真を示す。模型は実際に飛行可能なラジコン模型飛行機をベースに用いた。ただし、主翼幅を風洞吹き出し口寸法に合わせ、やや短くしている。

機体の主要諸元を表1に示す。推進装置となるプロペラはモータ駆動で、形態変更により推進装置の数を単発、双発、4発と変化させることができる（写真は単発形態）。本試験で用いた各形態のプロペラ、モータ、バッテリーの仕様を表2に示す。プロペラについては、ラジコン



図1 電動航空機模型（単発形態）

用市販タイプの物の中から3形態のプロペラ総面積が近くなるように径と、飛行速度域を考慮した上でプロペラ・ピッチの組み合わせから数種類をピックアップし、モータと組み合わせて単体で発生する推力の計測する予備試験を行い、形態毎に最も性能が良かった物を本試験に採用した。双発用のプロペラは他の2形態に比べて、総面積がやや小さいが、予備試験の結果、性能が良かったため、このタイプを採用した。

モータについてはアウターロータタイプの中から、同じメーカー品で各形態のモータ総重量が近くなるように型式を選んだ。ただし、4発用については最初を選定したモータではパワー不足の為、飛行可能な回転数まで上がらなかった為、最終的には双発用と同じモータを使って試験を行った。

バッテリーについては10分程度の飛行を想定し、リチウムポリマタイプの中から高容量の物を選択した。ただし、風洞試験では長時間の連続計測を行うため試験効率を考え、自動車用の鉛バッテリーを使用し、選択したリチウムポリマバッテリーの諸元は後の飛行性能推算において使用した。

表1 模型主要寸法

全長 (m)	1.42
主翼翼幅 (m)	1.6
主翼空力翼弦長 (m)	0.3678
主翼面積 (m ²)	0.6126
水平尾翼翼幅 (m)	0.74
水平尾翼翼弦長 (m)	0.17
水平尾翼面積 (m ²)	0.1258
垂直尾翼翼幅 (m)	0.27
垂直尾翼空力平均弦 (m)	0.2
垂直尾翼面積 (m ²)	0.0527 × 2

表2 モータ、プロペラ、バッテリー諸元

		単発用	双発用	4発用
プロペラ	径 inch	18	11	9
	ピッチ inch	8	10	12
	面積 (単) cm ²	1642	613	410.5
	面積 (全) cm ²	1642	1226	1642
モータ	型式	AXI 4130/16	AXI 2826/12	AXI 2808/12
	重量 (単) g	409	181	181
	重量 (全) g	409	362	724
バッテリー	型式	TP8000-3S4P × 2		
	電圧 V/ 容量 mAh	11.1 / 8000		
	重量 g	1080 (= 540 × 2)		

※：風試では鉛バッテリーを使用。本表値は性能評価時に使用

3. 風洞試験概要

試験は日本飛行機2mφ低速風洞において実施した。風試系統図を図2に示す。

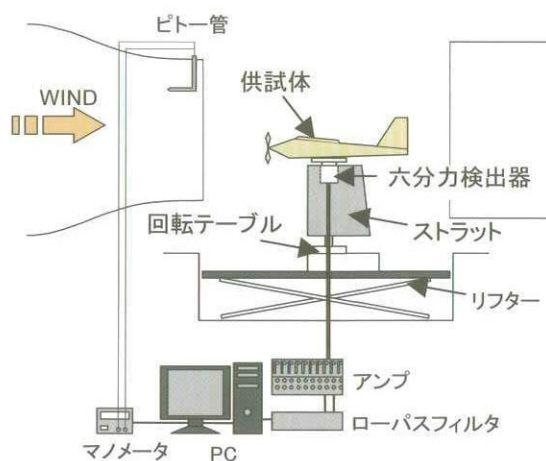


図2 風試系統図

機体にかかる空力荷重は日章電機製6分力検出器を用いて計測し、機体作動条件としてはプロペラ回転数、及びモータへ供給される電流・電圧値を計測した。試験手順を以下に示す。

①推進装置単体の性能確認試験：

推進装置（プロペラ＋モータ）単体の推力、モータ供給電力を計測する。

②機体空力特性取得試験（推力なし）：

プロペラ及びモータ非装着状態で、機体空力特性を取得する。

③機体空力特性取得試験（推力あり）：

①②の結果を元に、飛行が成立しそうな風速及び迎角の組み合わせを推定し、単発、双発、4発の3形態についてその特性を取得する。

この時、飛行成立の条件は(1)揚力>想定機体重量(8kg)、(2)推力>機体空力抵抗とし、試験実施期間の制約から、ピッチング・モーメントの釣り合いは無視した。

4. 試験結果概要

4.1 推進装置単体試験

図3にプロペラ単体の推進性能を示す。双発、4発については単体で計測した推力に発数を乗じた、従ってプロペラ単体計測による評価は多発化によるパワーロスは無視した形となっている。

同図より風速15m/sでは、同じ供給電力に対する推力の大きさは、単発>双発>4発の順であったが、風速

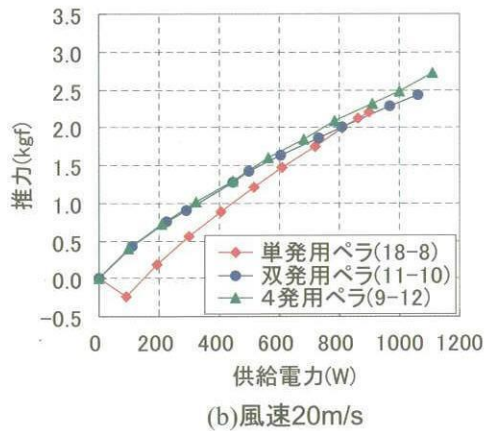
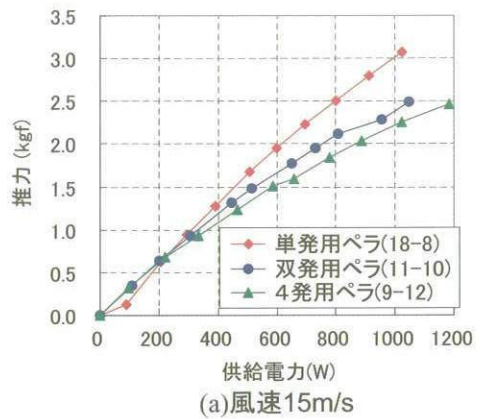


図 3 推進ユニット単体試験

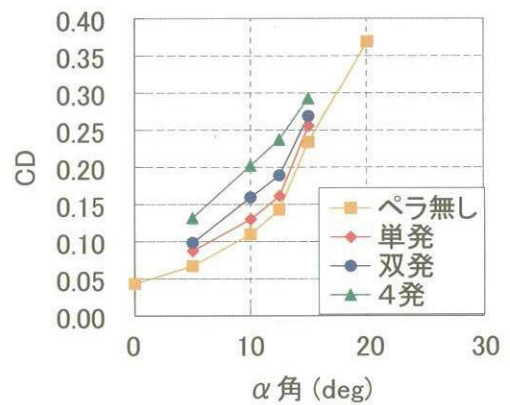
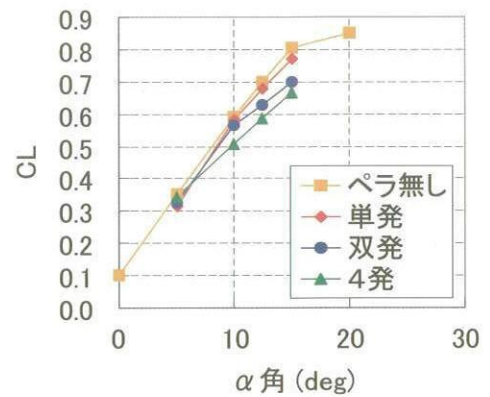


図 4 機体空力特性（ペラ非回転時）

20m/sになると双発用と4発用の方が、効率が良くなっていることがわかる。

4.2 機体空力特性試験（推力なし）

モータ、プロペラ非装着形態および装着時プロペラ静止状態における機体の縦3分力空力特性を図4にまとめる。モータとプロペラを装着することで高迎角時の揚力が減り、抵抗が増大する傾向が見られ、発数が増えるにつれてこの傾向は顕著になる。また揚抗比も発数が増えるほど小さくなる傾向であった。ただし、本試験では翼に取り付けたモータがむきだしの状態であるため、フェアリング等をつけることによって、この差は小さくなるものと推測される。

4.3 機体空力特性試験（推力あり）

試験条件を表3に示す。プロペラ・モータ非装着時の

機体空力特性から、各迎角における揚力が8kg以上見込める風速を算出し、プロペラ回転数を変化させながら機体6分力の計測を行った。図5に機体抵抗に対する推力の余裕、および揚力についてまとめる。揚力についてはプロペラ後流の効果等で想定機体重量の8kgを大幅に上回る揚力を出せており、その効果は多発になるほど大きくなり、失速速度も小さくなる。従って、本試験では多発化することにより、飛行速度域は低くなるとの結果が得られた。

表 3 試験条件

機体迎角 (deg)	試験風速 (m/s)		
	単発形態	双発形態	4発形態
15.0	14.7	14.0	13.7
12.5	16.2	15.8	15.4
10.0	17.8	18.2	16.9
7.5	20.5	20.6	20.2
5.0	24.0	23.9	23.5

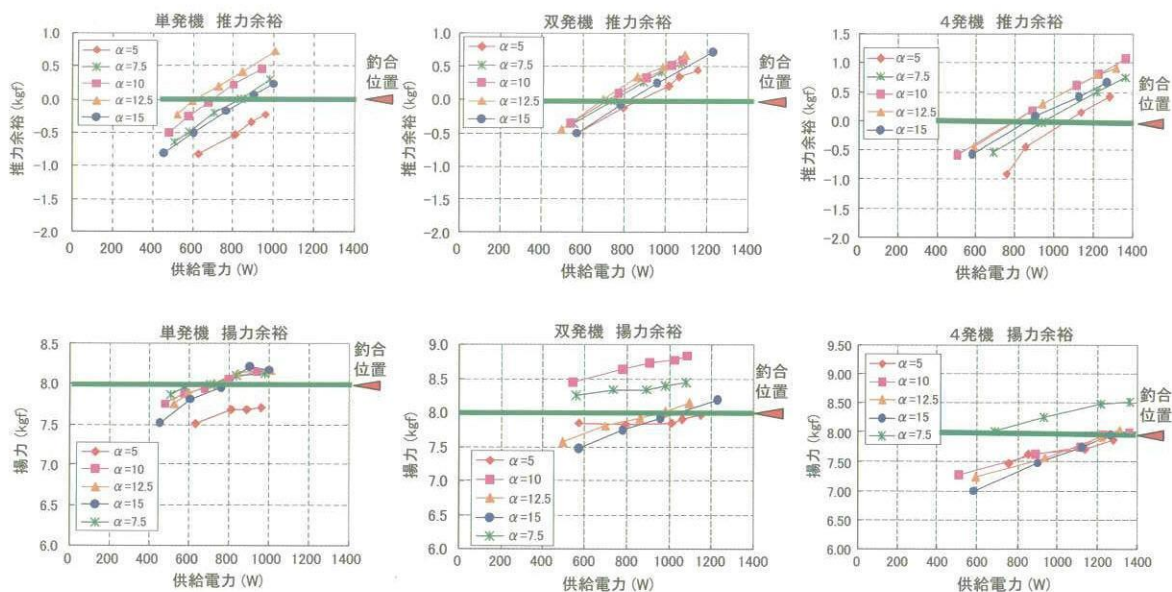


図5 プロペラ駆動時の機体特性

5. 飛行性能推算

風洞試験から得られたデータを元に、電動航空機模型を実際に飛ばした時の電力消費量を予測し、形態毎に比較した。結果を表4にまとめる。飛行フェーズとしては、上昇、進出、任務、帰投、降下を仮定し、離着陸は無視した。この内、進出と帰投は同一地点へ戻ることを仮定し、計算上は同一距離の巡航として扱った。また任務については空撮等の滞空が要求される任務を仮定した他、降下時はモータを止め、滑空しながら降りることを想定した。飛行諸元はフェーズ毎に電力消費が最小となるように決めた。なお、大気密度の高度変化は考慮しない他、評価を簡単化するため旋回などによるエネルギーロスは考えないこととした。表より本機体では双発機のエネルギー消費量が少なく効率良い飛行ができると推測される。

6. まとめ

推進系統が電化された場合における飛行性能を、風試結果を用いて推定した。その結果、各飛行フェーズにおける電力消費量が定量的に把握でき、限られた電池容量でどの程度のミッションが可能かを事前に検討することができた。また、電化の利点の一つである多発化の効果についても比較検討した。風試結果から想定される各機体の飛行性能を以下に総括する。

(1) 単発機：

抵抗が少なく前進飛行に必要な推進パワーは比較的小さい。しかし、プロペラ効果による揚力の増分は少なく、

その分速度を上げないと揚力が得られないため、低迎角高速飛行のケースでは推力、揚力共に不足する結果となった。

(2) 双発機：

高速飛行時の推力特性が最も良かった他、主翼だけでなく尾翼もプロペラ後流効果が得られるなど、空力特性のバランスが良かった。

(3) 4発機：

本試験ではモータ周りのフェアリングが無いため抵抗が大きく、飛行に必要なエネルギーが3形態の中で最も高い。ただし、プロペラ効果による揚力増加量は最も大きく、機体の空力抵抗を減らせば、ある程度の性能向上が見込める。なお、今回の評価はプロペラとモータの組み合わせや、モータ周りのフェアリング装着、プロペラの取り付け位置等により変わることが予想される。次のステップでは実際に機体を飛行させてデータを取得する試験を実施したいと考えている。

参考文献

- 1) <http://www.ista.jaxa.jp/res/d01/d00.html>
- 2) Jeffrey J. Berton, Joshua E. Freeh, and Timothy J. Wickenheiser, "An Analytical Performance Assessment of a Fuel Cell-Powered, Small Electric Airplane", NASA/TM-2003-212393.
- 3) 伊藤文博, 葛原正, 西沢啓, 泉耕二, "燃料電池航空機の成立可能性見当", 第43回飛行機シンポジウム講演集, 2005.

表4 飛行性能予測結果

■ 1 発機

プロファイル達成：可能

項目\飛行フェーズ	上昇	進出	任務	帰投	降下	計
速度[m/s]	15.5	17.7	15.4	17.7	29.6	-
回転数[rpm]	6000	5971	5964	5971	0	-
消費電力[W]	800	616	566	616	0	-
時間[分]	4.49	0.94	5.00	0.94	0.49	10.92
水平距離[m]	4166	1000	4616	1000	824	10606
消費エネルギー[kJ]	215.5	34.7	169.9	34.7	0.0	420.1

■ 2 発機

プロファイル達成：可能

項目\飛行フェーズ	上昇	進出	任務	帰投	降下	計
速度[m/s]	17.3	19.5	17.4	19.5	33.1	-
回転数[rpm]	4288	4820	4316	4820	0	-
消費電力[W]	800	591	550	591	0	-
時間[分]	3.22	0.86	5.00	0.86	0.44	9.51
水平距離[m]	3334	1000	5218	1000	824	10376
消費エネルギー[kJ]	154.3	30.4	165.1	30.4	0.0	349.8

■ 4 発機

プロファイル達成：可能

項目\飛行フェーズ	上昇	進出	任務	帰投	降下	計
速度[m/s]	15.5	15.4	15.4	15.4	27.7	-
回転数[rpm]	9999	9954	9926	9954	0	-
消費電力[W]	1000	622	622	622	0	-
時間[分]	4.00	1.08	5.00	1.08	0.53	10.61
水平距離[m]	3709	1000	4612	1000	824	10145
消費エネルギー[kJ]	240.3	40.3	186.7	40.3	0.0	467.2