

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

原型機飛行試験による航空機用電動推進系の仕様検討

小林 宙, 飯島 朋子, 西沢 啓

2015年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

原型機飛行試験による航空機用電動推進系の仕様検討

小林宙^{*1}, 飯島朋子^{*1}, 西沢啓^{*1}

Required Specifications of an Electric Propulsion System Based on Flight Test Using a Motor Glider

Hiroshi Kobayashi^{*1}, Tomoko Iijima^{*1}, Akira Nishizawa^{*1} (Aviation Technology Demonstration Office)

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) is planning flight demonstration of an electric propulsion system which is equipped with new functions using a motor glider on 2014. The new electric propulsion system will be converted from the existing reciprocating engine of motor glider and be installed with motor glider. Prior to the development of the electric propulsion system, flight tests are conducted to acquire performance of JA07TTCECO with original propulsion system. Based on these flight test result, determined specifications of the electric propulsion system for replacing original system are as follows, 1)Take-off Power(max 150s):60kW, 2)Maximum Propeller Speed:2300rpm, 3)Maximum Ambient Temperature:40°C, 4)Maximum Continuous Power:32kW.

Key Words : electric propulsion system, flight test

1. はじめに

1. 1 背景

航空機の電動化は環境適合性を劇的に向上する技術として近年注目されており, 米国Boeing社による2008年4月の燃料電池を動力源とした世界初の有人飛行試験¹⁾に続き, 最近世界各国で電動化航空機の開発・飛行が相次いでいる²⁻¹¹⁾. 一方, 航空推進系の電動化は上記の環境適合性や燃費性能だけでなく, 小型機安全性の改善に寄与することが期待されている¹²⁾.

航空本部では電動航空機の燃費性能及び安全性向上技術の飛行実証を目指し, FEATHER (Flight demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution)事業を2013年度より実施している¹³⁾. 本事業では, 既存モータグライダー(動力滑空機)の内燃機関推進系を独自開発した電動推進系に換装し, 2014年度に飛行実証することを目的としている.

本研究では, 電動推進系の仕様を策定するとともに換装後の飛行性能を推定するため, 換装予定機の飛行性能を実飛行により取得する. 加えて, 推定された飛行性能を基に, 換装後の試験飛行において必要な滑走路長さを推定する. ところで, 換装予定機のカテゴリでは航空機用電動推進系の耐空性証明方法は海外でも議論が始まったばかりであり, 現在は推進系単体ではなく機体全体の耐空性を証明することで飛行が許可されている¹⁴⁾. そこで, 本事業では推進系換装後の試験飛行において推進系の不具合時に

においても乗員・機体の安全を担保するため, 下記の基本方針に沿って試験飛行を行うものとする.

- 1) 滑空機としてのフライトエッセンスな箇所は変更しない.
- 2) 緊急時は電動推進を完全停止し, 原型機(滑空機)に復帰して帰還する.
- 3) いつでも滑走路に帰還できるエリア内のみで飛行する.

2. 試験

2. 1 概要

飛行性能取得のための試験飛行は2月に茨城県大利根飛行場(Test01), 11月に関東地方の飛行場(Test02)において実施した.

試験機(電動推進系換装予定機)としてDiamond Aircraft社製HK-36 TTC ECO型(図1)を用いる. 本機のサイズは全長7.28m,全幅16.3m,全高1.78mであり, 主翼面積15.3m²,主翼アスペクト比は17.11である¹⁵⁾. エンジンにはRotax社製914Fを搭載しており, 最大連続出力73.5kW,最大回転数5500rpm,減速比は2.43である¹⁶⁾. また, プロペラはMTP Propeller社製定速プロペラMTV-21を装備している. 本機は主翼下にポッド(最大重量80kgf)を装備することができる.

本試験飛行は機体重量, 機体形状(ポッド及びエアブレーキの有無)及び離陸出力をパラメータとし, 姿勢, 加速度, 上昇率, エンジン出力などの飛行特性に関する諸量を計測する.

* 平成 26 年 12 月 18 日受付 (Received 18 December, 2014)

*1 航空本部 航空技術実証研究開発室

(Technology Demonstration Research Office, Institute of Aeronautical Technology)

2. 2 計測項目・計測システム

本試験での計測項目を表1に、計測系の概要を図2にそれぞれ示す。各項目の計測・データ処理方法及びについては次項以降に記す。

2. 2. 1 対気速度

対気速度の計測に必要な動圧の計測については耐空検査員の指導の下、垂直尾翼に設置されたピトー管の総圧・静圧配管をそれぞれ分岐して各圧力センサに導く形で行った。また大気密度 ρ については、別途設けた気圧センサとキャビン採気孔外側に設置した熱電対から得られた大気圧 P_0 [Pa]、気温 T_{air} [K]から、気体定数 $R=287$ として算出した。

2. 2. 2 エンジン出力

エンジン出力 P_{sh} は回転数 N とトルク τ の積で表されるが、 N に対し τ は計測に注意が必要である。既存レシプロエンジン出力軸にトルクセンサを設置するのは、飛行中の安全性及び信頼性の観点から好ましくないため、ここでは τ がマニホールド圧MAPに対し線形である¹⁷⁾とみなして計測する。当該エンジンのマニュアル¹⁶⁾より得られた図3の関係を用い、計測されたMAPの値から τ を算出した。また、 N についてはエンジンの点火パルスをフォトカプラを介してF/Vコンバータに入力し、F/Vコンバータから出力されたアナログ信号を計測した。

2. 2. 3 計測システム

図2に示された計測システムにおいて使用されているセンサ類と記録装置への信号形式を表2に示す。詳細な仕様については各センサのデータシートを参照されたい。

シリアル通信とアナログ電圧によって計測される信号は別々のタイミングで計測が開始されるため、時系列で信号を処理する上で同期をとる必要がある。ここではアナログ、シリアルの両方で計測している機体加速度信号の、相互相関係数を用いて両信号を同期させることを考える。図5に鉛直方向加速度の相互相関係数 R_{az} を示す。図5から#01のケースでは $t=-2.55s$ で R_{az} は最大値を取るため、アナログ信号及びシリアル信号の間には-2.55sの時差を持つことが分かる。この時差を用いて記録された各時系列信号を同期させることができる。

2. 3 パイロット

本試験飛行において機体操縦を担当するパイロットは当該機の操縦に十分慣熟している。

2. 4 試験ケース

本試験の試験ケースを表3に示す。本試験ではパラメータを重量、対気速度、推進系出力、空力形状(ポッド有無、滑空時AirBrakeの展開状態)としている。対気速度については翼構造への荷重制限から、ポッドの有無により対気速度に制約¹⁵⁾があるため、ポッ

ドを装備する場合のケースはしない場合と比較して対気速度の低い条件で行うものとする。



図1原型機

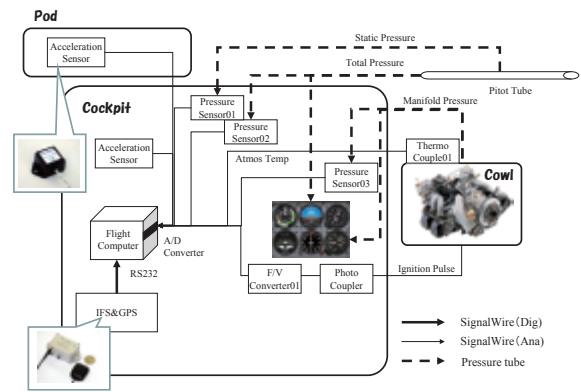


図2計測システム

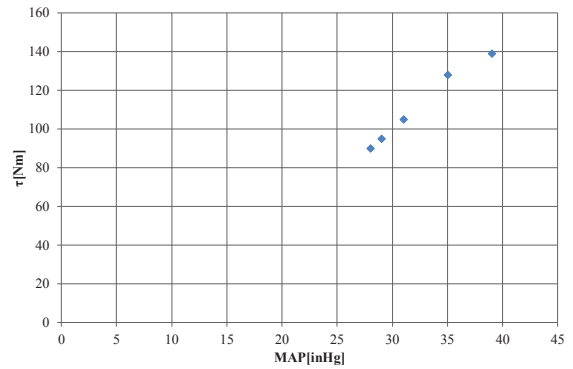


図3 τ vsMAP

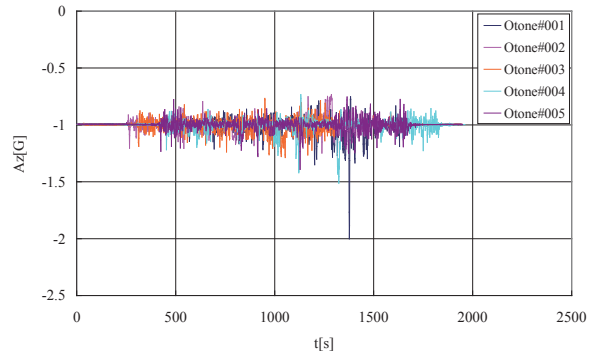


図4 機体加速度(鉛直方向)

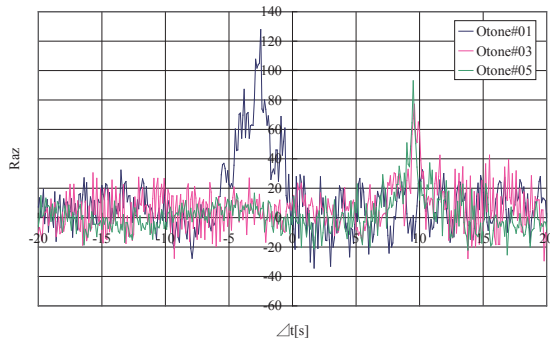


図5 加速度信号の相互相関係数

表1 計測項目

記号	計測項目	計測地点	計測器	サンプルレート[Hz]
a)	エンジン回転数	コックピット	フォトカプラ F/Vコンバータ	250
b)	マニホールド圧	コックピット	圧力センサ	250
c)	気温	採気孔	熱電対	250
d)	静圧	垂直尾翼	ピトー管 圧力センサ	250
e)	総圧	垂直尾翼	ピトー管 圧力センサ	250
f)	ポッド3軸加速度	ポッド	加速度センサ	250
g)	機体3軸角速度	コックピット	慣性航法センサ	100
h)	機体3軸加速度	コックピット	慣性航法センサ 加速度センサ	100 250
i)	機体位置、 対地速度	コックピット	慣性航法センサ	100

表2 センサ型式

#	名称	信号	メーカー	型式
1	圧力センサ01	アナログ	Honeywell	HSCDLN060MGAA5
2	圧力センサ02	アナログ	Honeywell	HSCDLN060MGAA5
3	圧力センサ03	アナログ	Honeywell	SSCDANT005PGAA5
4	フォトカプラ01	パルス	Toshiba	TLP551
5	F/Vコンバータ01	アナログ	コロリサーチ	KAZ-740P
6	熱電対01	アナログ	RS AnalogDevices	219-4725 AD594
7	加速度センサ01,02	アナログ	Crossbow	CXL02LF3
8	航法センサ01	RS232C	Tokimec	VSAS-2GM

表3 試験ケース(上表:Test01,下表:Test02)

Flight#	機体重量 [kgf]	機速[kt]	pod	滑空時 AirBrake
001	780	55,60,70	有	閉
002	840	55,60,70	有	開
003	810	55,60,70	有	半開
004	770	55,60,70,80,90	無	閉
005	780	55,60,70	有	閉

Flight#	機体重量 [kgf]	出力[MCP%]	pod
006	780	100,75,65	有
007	840	100,75,65	有
008	810	100,75,65	有
009	770	100,75,65	無

3. 試験結果

3.1 最大プロペラ回転数

図6に本飛行試験(Test02)により得られた軸出力と高度の時間変化を示す。図6から、離陸出力が小さいほど

上昇率が悪化することが分かるが、本試験機は最小45kW程度でも離陸上昇が可能である。またこれらの飛行において離陸上昇時のプロペラ回転数は最大2300rpmでありこの時軸出力は76.6kWである。

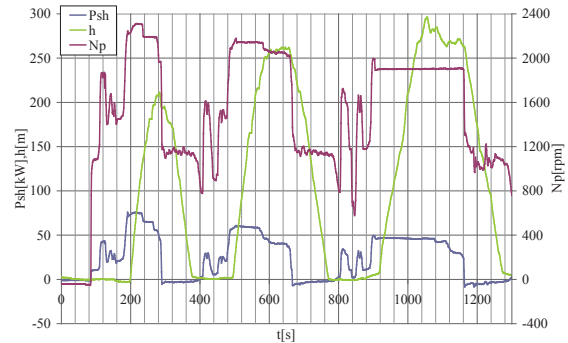


図6 飛行中の軸出力と高度(#007)

3.2 滑空性能

図7に各機体形状における滑空時の高度変化を示す。どのケースにおいても、この時対気速度は個別飛行規程¹⁵⁾に示された最良滑空比速度(機体重量770kgfでは29.2m/s)付近を維持している。図7において、高度の時間変化率及び対気速度から算出された各機体形状の滑空比を表4に示す。

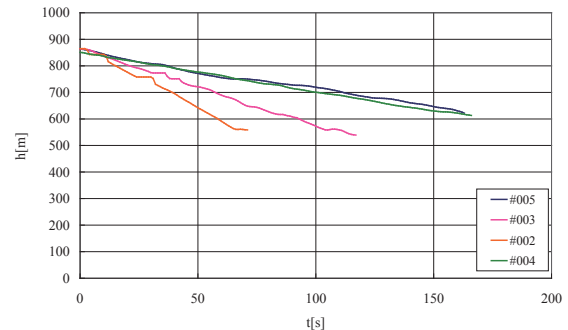


図7 各形態における滑空時高度の時間推移

表4 各形態における滑空比

Flight#	機体重量 [kgf]	pod	AirBrake	滑空速度 [m/s]	沈下率 [m/s]	滑空比
002	840	有	開	33.17	4.63	7.17
003	810	有	半開	30.28	2.87	10.54
004	770	無	閉	30.59	1.46	20.97
005	780	有	閉	31.17	1.80	17.32

3.3 気温・気圧の影響

また飛行時の気温・高度差に起因する密度変化により、機体空力性能は変化する。それに伴い、推進系に要求される出力も変化するため、特に運用時に想定され得る気温の範囲において必要馬力の変化分を見積もる必要がある。図8に飛行試験データから推定された、気温変化に対する推進系最大出力の変化割合を示す。(補遺参照)

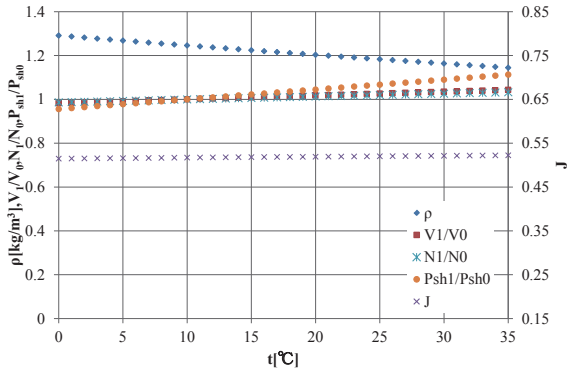


図8 気温(密度)変化による対気速度, 出力特性の関係

3.4 巡航性能

図9にTest01における軸出力と対気速度及び高度の時間変化を示す。図9において対気速度・高度の変化が小さい時間幅におけるエンジン軸出力とその時の対気速度を表5に示す。データを取得時の高度や気温が異なるため定量的な評価は難しいが、表5に示した値の内、ポッド装備時における軸出力の最大値は27.2kW(気温2度)であり、図8の関係から、夏季(気温40℃)ではこの値は32.1kWとなる。推進系は巡航時には高度維持に必要な馬力を時間・環境に制約なく出力できなくてはならないため、最大連続出力は32.1kW以上である必要がある。

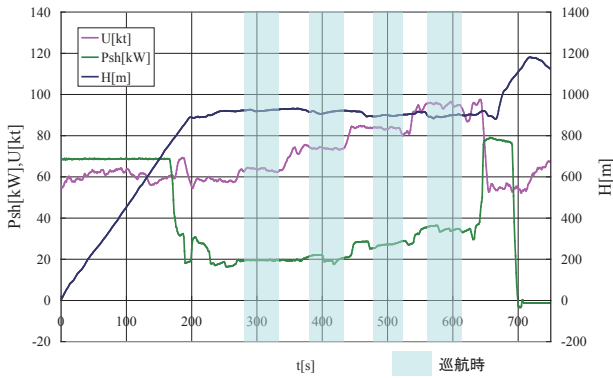


図9 軸出力と高度の時間変化(Test01#04)

表5 水平飛行時の軸出力(Test01)

Flight#	U[kt]	Psh[kW]	Note
01	58.36	20.20	W=780kgf, pod有
	63.00	22.85	
	71.61	27.23	
02	61.41	22.69	W=840kgf, pod有
	72.22	23.84	
03	57.51	25.36	W=810kgf, pod有
	71.39	26.64	
04	64.48	19.51	W=770kgf, pod無
	73.82	20.39	
	83.37	27.02	
	95.08	34.82	

3.5 離陸上昇・制動性能

離陸上昇時のエンジン軸出力 P_{TO} と上昇率 RC の関係を図10に、 P_{TO} と離陸滑走時平均加速度 A_x の関係を図11にそれぞれ示す。図10,11から軸出力の増加に伴い RC, A_x は増加する。これらの量は離陸時の必要滑走路長の推算に必要なが、着陸時についても滑走路長を検討する必要がある。着陸滑走時においては主として車輪ブレーキによる制動力で減速するため、ブレーキの踏み具合すなわち制動加速度が変化すると着陸滑走距離も変化する。図12に離着陸時の滑走路距離と滑走時平均加速度の関係を示す。図12から本試験機では着陸滑走距離 L_{stop} は140m程度であることが分かる。なお、この着陸滑走距離はHK36の一般的な値^{19,20)}と同程度である。

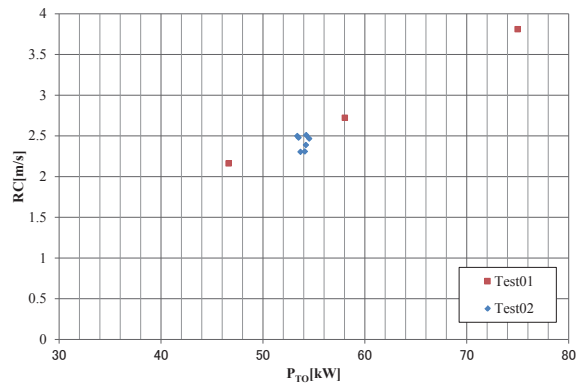


図10 離陸時軸出力と上昇率の関係

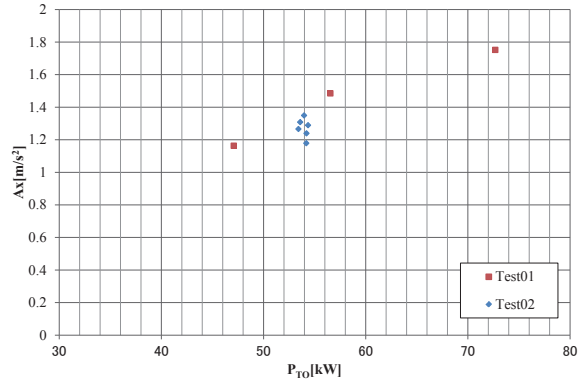


図11 離陸時軸出力と離陸時加速度の関係

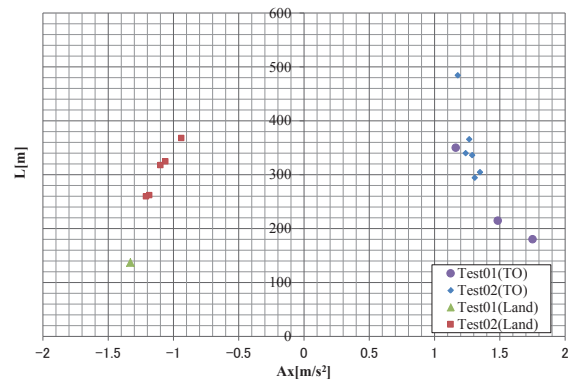


図12 平均加速度と離着陸滑走路距離の関係

3. 6 必要滑走路長推定

一方、電動推進系換装後の試験飛行場所を選定する上で、先述の安全確保の基本方針に基づき試験飛行を行うには、どの飛行フェイズで推進系に異常が発生しても滑空のみで安全に帰還できる必要がある。そのためには、どの高度からでも、前方の滑走路に着陸するか反転後に着陸するかの少なくともどちらか一方を選択できなくてはならない。後者についてはパイロットレイティングの計測¹⁸⁾から本試験機では最低120mの高度が必要であることが分かっている。前者については十分に長い滑走路で試験飛行を行う必要があるが、その場合に到達できる高度は離陸上昇性能と滑走路長とのトレードオフとなる。よって、上記のうちどちらかの着陸方法を必ず選択できるようにするには、試験を実施する滑走路においてジャンプ飛行で到達できる最高高度 H_{jump} が、上記の反転着陸が可能な高度 $H_{limit}(=120m)$ を上回っている必要がある。言い換えると、試験機の離陸性能と試験場滑走路長 L は $H_{jump} \geq H_{limit}$ を満たしていなくてはならない。そこでまず H_{limit} 以上のジャンプ飛行に必要な L の値を検討する。

ジャンプ飛行に必要な滑走路長 L_{req} の推定に必要な諸量を表6にまとめる。推定において、降下時の沈下率 SR 、降下時対気速度 V_{des} は表4における最大値4.63m/s,33.1m/s、離陸上昇時対気速度 V_{TO} は図8の関係を用いて得られた標準大気(気温15°C)における推定値30.77m/sとする。これらの値を用いて L_{req} を見積もると、推進系軸出力 P_{sh} との関係は図13のようになる。ここで試験飛行の実施場所を国内で定期便のない飛行場に絞るものとする、表7から本試験飛行に適合する滑走路長は2700mであることから、推進系に要求される必要馬力は55kWとなる。さらに夏場(気温40°C)に試験飛行を行うことを考慮すると、図8の関係から推進系出力は標準大気状態に対しさらに約10%の余裕が必要であり、最終的には60kWの出力が推進系には必要である。加えて、場周飛行を行うために一般的なショートトラック高度(300m)まで上昇することを考慮すると、60kW出力時には図14から少なくとも120s以上、温度余裕を考慮すると150s程度その出力を維持する必要がある。

表6 必要滑走路長推定パラメータ

項目	単位	数値	備考
$\partial A_{xmean} / \partial P_{sh}$	[m/s ² /kW]	0.0223	$A_x = \partial A_{xmean} / \partial P_{sh} \times P_{sh} + A_{x0}$ を仮定
A_{x0}	[m/s ²]	0.1552	
V_{TO}	[m/s]	30.77	標準大気における上昇速度
$\partial RC / \partial P_{sh}$	[m/s/kW]	0.0586	$RC = \partial RC / \partial P_{sh} \times P_{sh} + RC_0$ を仮定
RC_0	[m/s]	-0.615	
SR	[m/s]	4.63	Test1_#002(AirBrake全開)
V_{des}	[m/s]	33.1	,pod有)
H_{limit}	[m]	120	反転着陸可能高度
L_{stop}	[m]	140	

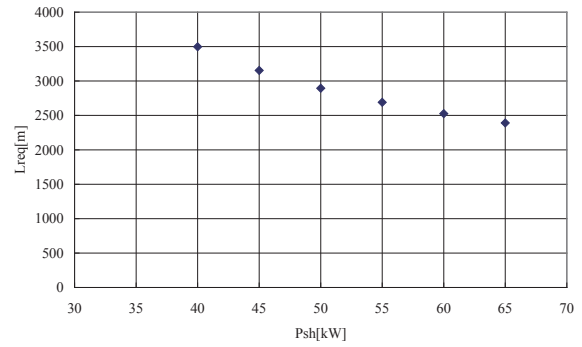


図13 軸出力と必要滑走路長の関係

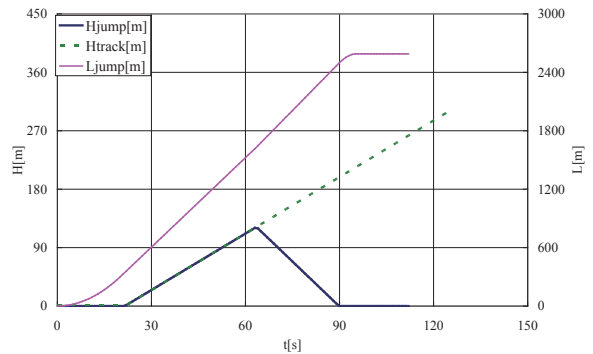


図14 ジャンプ飛行及び場周飛行時の推定高度と滑走路距離(標準大気, $P_{sh}=60kW$)

表7 国内飛行場の滑走路長

飛行場名	管理者	滑走路方位	滑走路長×幅 [m]	適合性
1 函館空港	国土交通省	12/30	3000×45	× 定期便多数
2 青森空港	青森県	06/24	3000×60	× 定期便多数
3 仙台空港	国土交通省	09/27	3,000×45	× 定期便多数
4 名古屋飛行場	愛知県	16/34	2740×45	× 定期便多数
5 広島空港	国土交通省	10/28	3000×60	× 定期便多数
6 熊本空港	国土交通省	07/25	3000×45	× 定期便多数
7 大分空港	国土交通省	01/19	3000×45	× 定期便多数
8 長崎空港	国土交通省	14/32	3000×60	× 定期便多数
9 鹿児島空港	国土交通省	16/34	3000×45	× 定期便多数
10 下地島空港	沖縄県	17/35	3000×60	× 環境(気温・風)が適合せず
11 小松飛行場	航空自衛隊(民間共用)		2700×45	× 定期便多数
12 岐阜飛行場	航空自衛隊	10/28	2710×46	○

4. まとめ

電動推進系の飛行試験に先立ち、換装予定機の飛行性能を取得し滑走路長の制約及び試験時期による大気密度変化を考慮して、電動推進系の要求仕様を下記のように策定した。

- 最大軸出力(150s) : 60kW以上
- 最大プロペラ回転数 : 2300rpm以上
- 最高気温 : 40°C
- 最大連続出力 : 32kW以上

引用文献

1. Boeing news release, “Boeing Successfully Flies Fuel Cell-Powered Airplane”.

- http://www.boeing.com/news/releases/2008/q2/080403a_nr.html, 2008
2. <http://www.airenergy.de/AE0899Silent.pdf>
 3. http://www.alisport.com/eu/eng/silent_b.htm
 4. http://www.lange-aviation.com/htm/english/products/antares_20e/antares_20E.html
 5. <http://www.electraflyer.com/electraflyerc.php>
 6. <http://yuneccouk.site.securepod.com/Aircraft.html>
 7. DLR Press releases, “DLR motor glider Antares takes off in Hamburg – powered by a fuel cell”, http://www.dlr.de/en/desktopdefault.aspx/tabid-1/86_read-18278/, 2009
 8. Sonex Press Releases, “E-Flight Electric Waix Achieves First Flight”, http://www.sonexaircraft.com/press/releases/pr_120310.html, 2010
 9. EADS innovation news, “All-Electric Propulsion Technology Goes Airborne”, <http://www.eads.com/eads/int/en/our-company/innovation-at-eads/innovation-news/Electric-Cri-Airbourne.html>, 2010
 10. Solar Impulse news, “07.04.2010 Successful Maiden Flight for Solar Impulse!”, http://www.solarimpulse.com/common/documents/news_affich.php?lang=en&group=news&IdArticle=69, 2010
 11. Romeo, G., Borello, F. and Correa G., “ENFICA-FC: DESIGN, REALIZATION AND FLIGHT TEST OF ALL ELECTRIC 2-SEAT AIRCRAFT POWERED BY FUEL CELLS”, 27TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES (ICAS2010), 2010
 12. 高橋健一郎, 藤本博志, 堀洋一, 小林宙, 西沢啓”電気モータの制御性を生かした電気飛行機の対気速度制御系の開発及び電気自動車を用いた試験法の提案” JSASS-2013-5047
 13. <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/feather/>
 14. Preliminary Guidelines for the Installation of Electric Propulsion Systems in Motorgliders (in German), 2011
 15. JA07EC個別飛行規程, 2007
 16. Rotax社”914F Series Operation and Instalaton Manual”
 17. 日本航空技術協会”航空機用ピストンエンジン”
 18. 飯島朋子, 小林宙, 西沢啓”電動推進システム故障時のパイロットワークロード解析”, JAXA-RM-14-008 (2015)
 19. http://data.aopa2.org/pilotmag/aircraftdb/specsdtl.cfm?ac_id=31,

20. <http://www.buyplanesforsale.com/aircraft/diamond/hk36-super-dimona/801/>

補遺

日々の天候により飛行時の気温は変化する。気温差に起因する密度変化により、推進系に要求される出力特性も変化するため、ここでは上記原型機の飛行時データから、気温上昇時に要求される推進系最大出力を推定する。ここでは上昇時にはピッチ固定であることを仮定し、運用条件の変化を推定する。ここで使用する記号は下記のとおりである。

T: 推力, D: 抗力, W: 機体重量, θ : 上昇角, L: 揚力, ρ : 大気密度, V: 対気速度, S: 主翼面積, C_L : 揚力係数, C_D : 抗力係数, w: 上昇率, C_T : 推力係数, N: プロペラ回転数, D_p : プロペラ直径, J: 進行率(=V/ND_p), t: 気温, η_p : プロペラ効率, P_{req} : 必要馬力(=TV/ η_p)

まず機体の上昇時における力の釣り合いから、

$$T=D+W\sin\theta \quad \cdots(1)$$

さらにここで、

$$W=L=0.5\rho V^2 SC_L \quad \cdots(2)$$

また、

$$w=V\sin\theta \quad \cdots(3)$$

よって、(1)式にVを乗じて

$$TV=DV+Ww \quad \cdots(4)$$

ここで気温の変化により密度 ρ が初期条件の値 ρ_0 から ρ_1 に変化した場合を考える。密度変化があっても(2)式と同様に、

$$W=L=L_1 \quad \cdots(5)$$

である。ここでは姿勢の変化はないケースを考えるものとする。と $C_L=\text{const}$ だから、(2),(5)式から

$$\rho_0 V_0^2 = \rho_1 V_1^2 \quad \cdots(6)$$

よって

$$V_1 = V_0 (\rho_0 / \rho_1)^{1/2} \quad \cdots(7)$$

したがって、

$$D = 0.5\rho V^2 SC_D \quad \cdots(8)$$

C_D も C_L と同様に一定であるから

$$D_0 = D_1 \quad \cdots(9)$$

である。密度変化の前後でwを保つには

$$T_1 V_1 = D_1 V_1 + Ww \quad \cdots(10)$$

一方

$$T_0 V_0 = D_0 V_0 + Ww \quad \cdots(11)$$

(11)式に $(\rho_0 / \rho_1)^{1/2}$ を乗じて(10)式から差し引くと(7),(9)式を考慮して

$$V_1 (T_1 - T_0) = Ww \{1 - (\rho_0 / \rho_1)^{1/2}\} \quad \cdots(12)$$

ところで、Tは C_T を用いて

$$T = \rho N^2 D_p^4 C_T \quad \cdots(13)$$

とあらわされる。加えて C_T は一般にJを用いて C_{T0}, C_{T2} を定

数として,

$$C_T \doteq C_{T0} + C_{T2} J^2 \quad \dots(14)$$

と近似できる.

(13),(14)を(12)に代入して(6)を考慮すると

$$\begin{aligned} & V_1(T_1 - T_0) \\ &= V_1 \{ \rho_1 N_1^2 D_p^4 (C_{T0} + C_{T2} J_1^2) - \rho_0 N_0^2 D_p^4 (C_{T0} - C_{T2} J_0^2) \} \\ &= D_p^2 V_1 (\rho_1 N_1^2 D_p^2 C_{T0} + C_{T2} \rho_1 V_1^2 - \rho_0 N_0^2 D_p^2 C_{T0} - C_{T2} \rho_0 V_0^2) \\ &= D_p^4 V_1 C_{T0} (\rho_1 N_1^2 - \rho_0 N_0^2) = Ww \{ 1 - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \} \end{aligned}$$

したがって,

$$N_1^2 = Ww \{ 1 - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \} / (\rho_1 V_1 D_p^4 C_{T0}) + N_0^2 (\rho_0/\rho_1) \quad \dots(15)$$

ここで初期条件を図A-1の矢印の区間にとると, $t_0=10^\circ\text{C}$ で, $\rho_0=1.2455[\text{kg}/\text{m}^3]$, $V_0=30.55[\text{m}/\text{s}]$, $W=8338.5[\text{N}]$, $w=2.503[\text{m}/\text{s}]$, $D_p=1.75[\text{m}]$, $N_0=33.7[\text{rps}]$ である. ところで, 図A-1の滑走開始時の進行方向最大加速度 $A_{x\text{max}}$ は 0.17G であるから, 静止推力 T_{s0} は

$$T_{s0} = A_{x\text{max}} W = 1417.5[\text{N}] \quad \dots(16)$$

である. C_{T0} は式(14)から $J=0$, すなわち静止時 ($V \doteq 0$) における推力係数であり, 図A-1から静止時の回転数 $N_{s0} \doteq N_0$ であるから, (13),(14)式から

$$C_{T0} = T_{s0} / (\rho_0 N_0^2 D_p^4) = 0.107 \quad \dots(17)$$

ここで気温が $t_1=30^\circ\text{C}$ に変化した場合を考えると, $\rho_1=1.163[\text{kg}/\text{m}^3]$ だから, (7)式より $V_1=31.61[\text{m}/\text{s}]$, (15)式より $N_1=34.6[\text{rps}]$ となり, J_0, J_1 は

$$J_0 = V_0 / (N_0 D_p) = 0.518, \quad J_1 = V_1 / (N_1 D_p) = 0.522 \text{ となりほぼ等しい.}$$

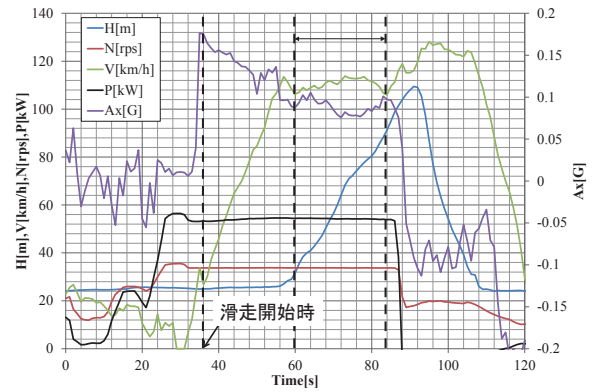
ただし, ここでは $N_{s0}=N_0$ としているが, 固定ピッチプロペラでは N_{s0} と N_0 が等しいとは限らず, C_{T0} は式(17)から求めた値から変化する. しかし, C_{T0} が式(17)で求めた値から $50 \sim 200\%$ 程度変化した場合でも J の $t_0 \rightarrow t_1$ における差は 3% 未満である. よって, J の関数である C_T, η_p は t の変化に対しほぼ一定といえる. したがって推進系の必要馬力 $P_{\text{req}} = TV/\eta_p$ の比は(13)式を考慮すると

$$\begin{aligned} P_{\text{req1}}/P_{\text{req0}} &= (T_1 V_1 / \eta_{p1}) / (T_0 V_0 / \eta_{p0}) = T_1 V_1 / T_0 V_0 \\ &= (V_1/V_0) (\rho_1 N_1^2 D_p^4 C_T / \rho_0 N_0^2 D_p^4 C_T) \\ &= V_1 \rho_1 N_1^2 / V_0 \rho_0 N_0^2 \quad \dots(18) \end{aligned}$$

ここで式(3),式(6),式(15)を考慮すると,

$$\begin{aligned} & V_1 \rho_1 N_1^2 / V_0 \rho_0 N_0^2 \\ &= (V_1 \rho_1 / V_0 \rho_0) [Ww / (\rho_1 V_1 N_0^2 D_p^4 C_{T0}) \{ 1 - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \} - (\rho_0/\rho_1)] \\ &= Ww / (\rho_0 V_0 N_0^2 D_p^4 C_{T0}) \{ 1 - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \} - V_1/V_0 \\ &= (w/V_0) (W/\rho_0 N_0^2 D_p^4 C_{T0}) \{ 1 - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \} - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \\ &= W \sin \theta / (\rho_0 N_0^2 D_p^4 C_{T0}) \{ 1 - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \} - (\rho_0/\rho_1)^{1/2} \quad \dots(19) \end{aligned}$$

となり, t の変化に対し図8のように変化する.



図A-1 離陸上昇時における高度, プロペラ回転数, 対気速度, 軸出力, 進行方向加速度の関係

