

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

小型航空機の地上滑走用電動システムに関する研究

小林 宙, 西沢 啓

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1	はじめに	1
2	諸係数の取得	2
2.1	空力係数	2
2.2	プロペラ推力係数	5
2.3	転がり抵抗係数	7
2.4	駆動力係数	8
3	滑走実験装置及び実験条件	10
3.1	模型	10
3.2	プロペラ推進系	11
3.3	駆動輪推進系	11
3.4	計測装置	12
3.5	滑走条件	12
4	滑走実験結果	12
4.1	離陸滑走距離	12
4.2	エネルギー効率	16
5	駆動輪推力モデル	19
5.1	路面とタイヤの摩擦モデル	19
5.2	ブラシレスモータのトルク特性	19
5.3	駆動輪推力の推移	20
5.4	運動方程式の解	20
6	駆動輪システムの概念設計	22
6.1	離陸滑走距離と設計パラメタの関係	22
6.2	システムの重量	24
6.3	実機に対する適用検討	26
6.4	要素技術の現状と総合性能	28
7	まとめ	30
	謝辞	30
	参考文献	31
	付録	31

小型航空機の地上滑走用電動システムに関する研究*

小林 宙^{*1}, 西沢 啓^{*1}

Study on an electric drive system for ground-roll of small airplanes^{*}

Hiroshi KOBAYASHI^{*1}, Akira NISHIZAWA^{*1}

Abstract

A new takeoff method for small airplanes was proposed. Ground-roll performance of an airplane driven by electrically-powered wheels was studied. The experiments verified that the ground-run distance was decreased by half with a combination of the powered driven wheels and propeller without increase of energy consumption during the ground-roll. The trade-off study on the ground-run distance and flight performance of an existing propeller plane was also conducted for the case when motors and controllers of existing electric cars were applied to the landing gears.

Keywords : STOL, electric motor, driving wheel

概 要

本研究では、小型航空機の離陸滑走距離を大幅に短縮することを目的とし、電動モータによって降着輪を駆動し、離陸時にプロペラによる加速のアシストとして用いる手法を提案した。本手法における離陸滑走距離の短縮効果を実証するため、小型航空機のスケール模型を用い、電動モータで駆動できる降着輪を装備して滑走試験を行った。試験の結果、駆動輪を適用した機体の離陸滑走距離は適用しない機体のそれと比較して約半分に短縮され、本手法の有効性が実証された。さらに、本手法を実機に適用した場合の効果を定量的に見積もるため、離陸滑走距離を推定するモデル式を導出し、既存の電気自動車用モータ及びコントローラを4人乗り程度の小型航空機に適用した場合を想定して、駆動輪システムの設計パラメータと滑走性能および飛行性能の関係を調べた。

1. はじめに

我が国の空港における問題として、一般的に空港への移動時間が大幅にかかり、短・中距離の移動では、結果的に鉄道や自動車に対する航空機の移動速度の優位性が無くなってしまうことがあげられる¹⁾。このような問題点を解決するには、市街地の近くにも空港を新設できることが理想的であるが、我が国の現状における社会的な制約では極めて難しい。これに対して、滑走路が非常に短くてすむ、短距離離着陸機による輸送システムがひとつの解となる。

短距離で離着陸するためには、powered high-lift systemを備えた航空機が有効である²⁻⁴⁾。しかし、そのようなシステムは、高揚力を発生するための特別な空力デバ

スを主翼に装備するため、短距離離着陸機としての全機の開発が必要であり、かつペイロードや巡航性能を犠牲にするなど、短所も多い。そのため、現在日常的に運航されている通常の航空機との互換性を開発・設計プロセスに持たせることも難しく、歴史的には民間機として普及していない。また、離陸時の加速力を補うカタパルトについても研究^{5, 6)}がなされているが、空港滑走路に装備するには巨額のインフラ投資が避けられない。

著者らは既存機にも追加的に装備することが可能で、エンジンの出力やレイアウト、空力設計などを変更することなく、離陸滑走距離を大きく短縮する手法として、電動モータによって降着車輪を駆動し、加速力を補強する新しい離陸滑走方式を提案する。電動モータは内燃機

* 平成19年12月3日受付 (Received 3 December, 2007)

*1 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム (Unmanned and Innovative Aircraft Team, Aviation Program Group)

関に比べ低騒音であると同時に、非常に広い運転域において高い効率を維持できるという特徴をもつが、従来は内燃機関に比べて出力の割に重量が大きいという、航空機に適用するには致命的な短所があった。しかし、近年の永久磁石の性能向上と2次電池の飛躍的な発達により、ハイブリッド車や電気自動車などの用途でコンパクトかつ高出力密度の電動システムが開発されている⁷⁾。一方、降着輪を駆動するシステムについては、タキシング時の燃費向上、騒音や排ガスの低減を目的として1970年代⁸⁾にB737-100を対象にハイドロモータを用いた降着輪の駆動システムの検討、試作がなされている。そして近年、先述の電動システムの性能向上を背景に、海外⁹⁻¹¹⁾において地上でのタキシングを電動モータによって駆動された降着輪によって行い、騒音や排ガスの低減及び燃費の向上を図る方法が提案されている。また、上記手法は現在注目を集めているタキシング時の操縦性向上¹²⁾、Turn-off¹³⁾等に加え、小型の航空機であれば離陸滑走にも利点の生じる可能性がある。

本研究では、航空機の離陸滑走距離を短縮するために必要となる、電動駆動輪機構の構成や仕様について検討するとともに、その滑走距離の短縮効果を模型試験によって検証する。また、車輪の駆動力を地上滑走に用いる、航空機の離陸滑走距離を予測できる滑走モデル式を導出し、設計パラメタと離陸滑走距離の関係を明らかにした上で実機に適用した場合の効果について検討を行う。

2. 諸係数の取得

本研究に先立ち、滑走試験模型の滑走性能に関連する基礎的な定数を得ることを目的として予備試験を行った。こ

こでは機体空力係数、プロペラ推力係数、転がり抵抗係数及び駆動力係数の計測方法及び計測結果を述べる。これらの試験結果は4章及び5章における滑走試験結果の解析及び、モデル式による離陸滑走距離の予測に用いる。

2.1 空力係数

2.1.1 試験装置

航空機の主翼は離陸滑走中のように地面近傍において、飛行中と比較してアスペクト比を増したような空力特性(地面効果)を示すことが知られている。この性質は静止した模型に気流が作用する形式の風洞では、ムービングベルト等を用いない限り観測することができない。本試験では実際の滑走と同様に模型が静止流体中を移動する環境を再現可能な、東北大学流動環境シミュレータ(曳航風洞)¹⁴⁾を用いた。試験装置の概観と模型、支柱等の位置関係を図1、2にそれぞれ示す。試験模型は曳航台車によって門型台車、ロードセル、支柱を介して軌道内を押されて走行する。

試験模型にはCessnaSkyLane182の19%スケールモデルを用いた。本試験模型主翼の緒元を表1に示す。その他の諸元については後述する。模型はロードセルと支柱の間に設置された回転機構により、支柱ごと模型の迎角を変化させることができると同時に、回転機構に対する支柱の位置を上下に変化させることで模型の路面に対する高さを変化させることができる。

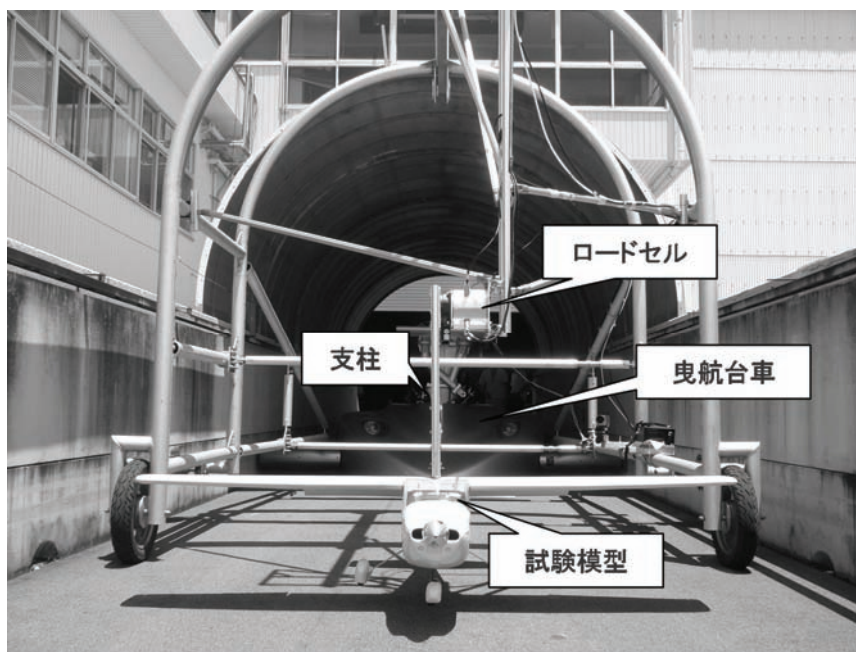


図1 試験装置概観

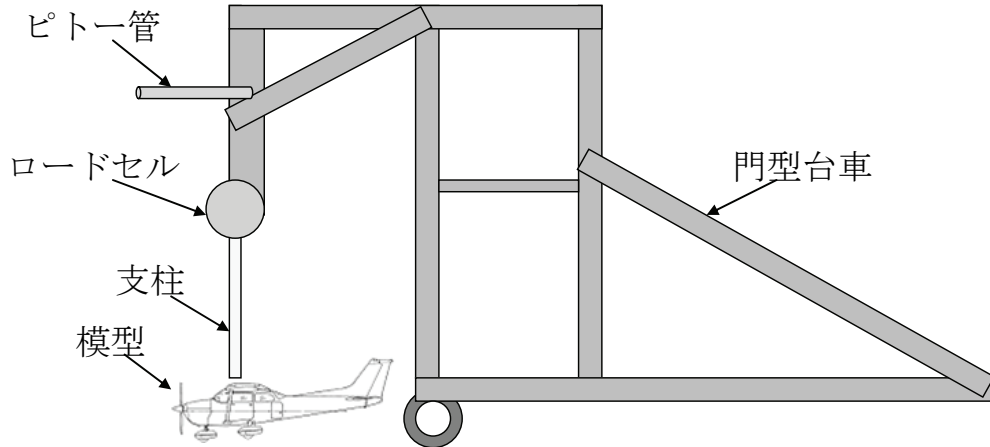


図2 模型、支柱、ロードセルの位置関係

表1 試験模型主翼緒元

翼型	NACA2412
翼幅	2.06m
翼面積	0.587m ²
平均空力翼弦長	0.3m
アスペクト比	7.23

2.1.2 計測装置

力センサには日章電機製3分力ロードセル LMC-3501-300Nを用い、抗力 D 、揚力 L 及びピッチモーメント M_z を計測した。動圧 q はピトー管及び微差圧計を用いて計測し、 D 及び L を用い次式から機体抗力係数 C_D 及び機体揚力係数 C_L をそれぞれ求めた。

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{D}{qS} \quad \cdots(1)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{L}{qS} \quad \cdots(2)$$

ところで、走行中の曳航台車及び門型台車には路面の凹凸に起因する激しい振動が発生し、模型には振動による気流方向加速度 a_x 及び鉛直方向加速度 a_y が生じる。この振動は模型に作用する空気力の計測に多大な影響を与える恐れがある。よって、振動成分を含んだ空気力の時系列信号から平均値を得るために加速度センサを模型に設置し、計測された a_x 、 a_y を基準に振動の影響の小さい時刻の力データのみを抽出した。(付録参照)

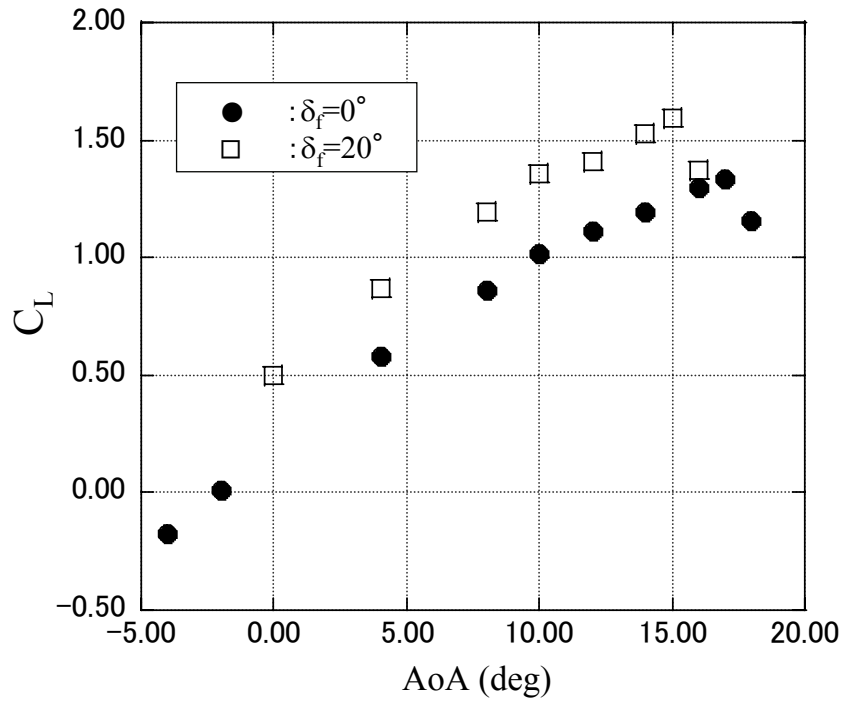
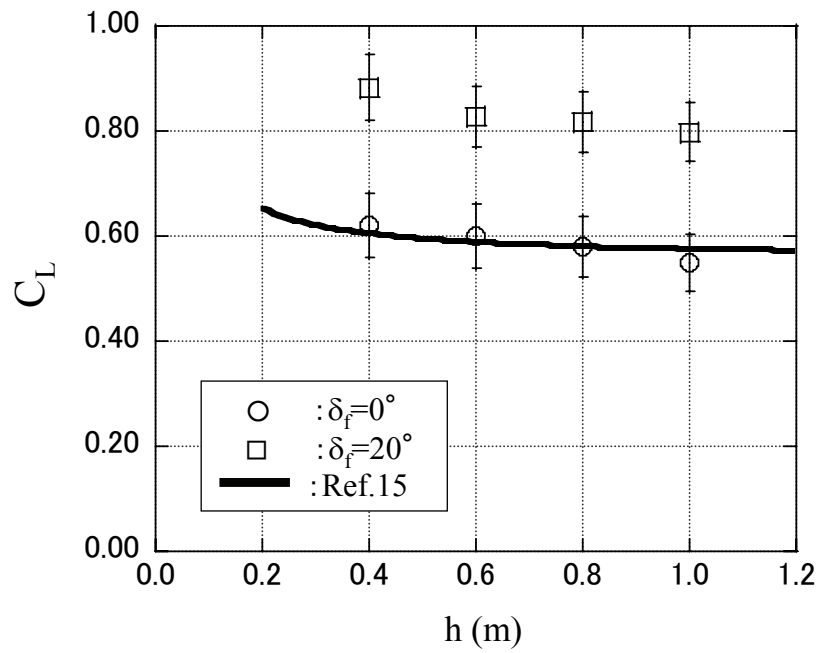
2.1.3 試験結果

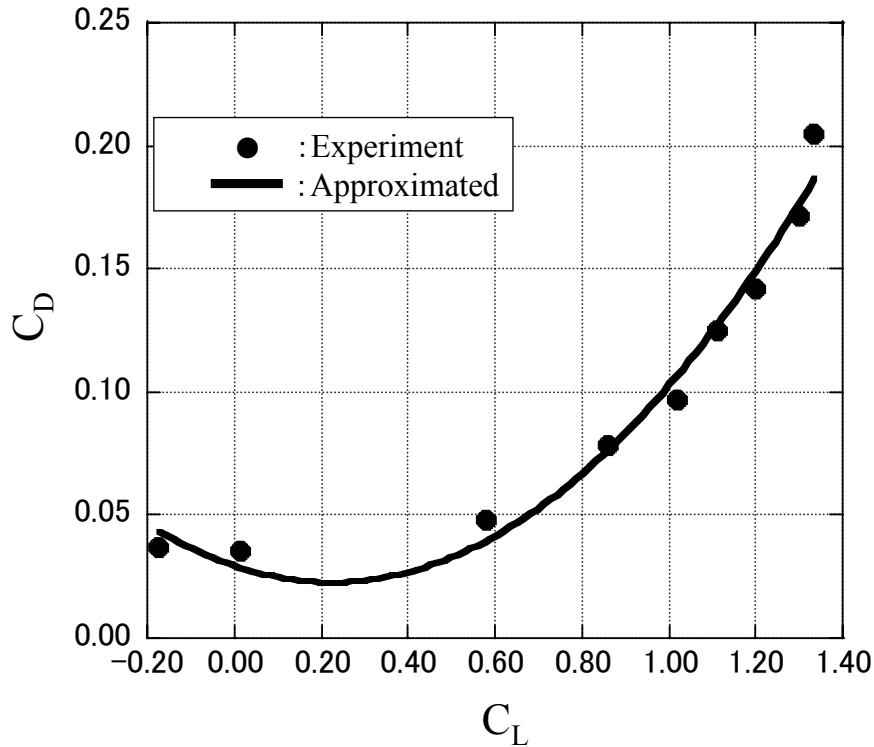
図3, 4に揚力係数 C_L と迎角 AoA の関係及び主翼空力中心と路面との距離 h と C_L の関係をそれぞれ示す。ここで AoA は主翼翼弦と進行方向のなす角と定義しており、 δ_f はフラップ角である。図3から離陸時($\delta_f=20^\circ$)における最大揚力係数 $C_{L\max}$ は1.59である。図4から分かるように h が減少するほど C_L は増加しており、一般に地面効果を受ける機体の示す性質¹⁵⁾と一致している。

図5に C_L と抗力係数 C_D の関係を示す。一般に失速角以下の迎角において C_D は C_L の二次関数として以下のよう表すことができる。

$$C_D = C_{D\min} + \frac{(C_L - C_{LCD\min})^2}{\pi e A} \quad \cdots(3)$$

ここで $C_{D\min}$ は最小抗力係数、 e はオズワルド係数、 A は主翼アスペクト比、 $C_{LCD\min}$ は最小抗力時の揚力係数である。本模型においては $A=7.23$ であるため、試験結果から最小二乗法により $C_{D\min}$ 、 $C_{LCD\min}$ 及び e を求めると $C_{D\min}=0.023$ 、 $C_{LCD\min}=0.222$ 、 $e=0.33$ である。本模型は滑走中において $\text{AoA}=4^\circ$ 、 $\delta_f=0^\circ$ 、 $h=0.4\text{m}$ であり、この時 $C_L=0.58$ 、 $C_D=0.048$ である。

図 3 AoA と C_L の関係($h=0.4\text{m}$)図 4 C_L と h の関係

図 5 C_D と C_L の関係($h=0.4\text{m}$, $\delta_i=0^\circ$)

2.2 プロペラ推力係数

プロペラの推力 T_p は一般にプロペラ推力係数 C_T を用いて次式で表すことができる。

$$T_p = C_T \rho N_p^2 D_p^4 \quad \cdots(4)$$

ここで ρ は空気密度, N_p はプロペラ回転数, D_p はプロペラ直径である。また, C_T は次式で定義される前進率 J の関数であることが知られている。

$$J = \frac{V}{N_p D_p} \quad \cdots(5)$$

本節では本研究で用いた FRP 製プロペラの C_T と J の関係を風洞試験により計測し, プロペラと模型の干渉が推力に及ぼす影響を静止推力試験により簡易的に推定する。

2.2.1 風洞試験

風洞は JAXA 総合技術研究本部の $550\text{mm} \times 650\text{mm}$ 低乱風洞を用いた。図 6 に試験装置の概観を示す。本試験で用いたプロペラは 18 インチ径 12 インチピッチの FRP

製プロペラである。一様流速は $U=0, 5, 10, 15, 20, 25\text{m/s}$ で固定し, N_p を変化させた場合の推力をモータと支柱の間に取り付けられたロードセルでセンシングした。

図 7, 8 に T_p と N_p の関係及び C_T と J の関係をそれぞれ示す。図 7 から分かるように, すべての U において T_p は N_p に対し放物線状に増加しており, 一般的なプロペラの示す傾向に合致している。また, 図 8 は C_T が J の増加に伴って減少する性質を示している。ここで C_T を次式のように J の二次関数と仮定する。

$$C_T = -c_0 J^2 + c_1 \quad \cdots(6)$$

最小二乗法により定数 c_0 及び c_1 の値を求めると $c_0=0.1678$, $c_1=0.0967$ となる。

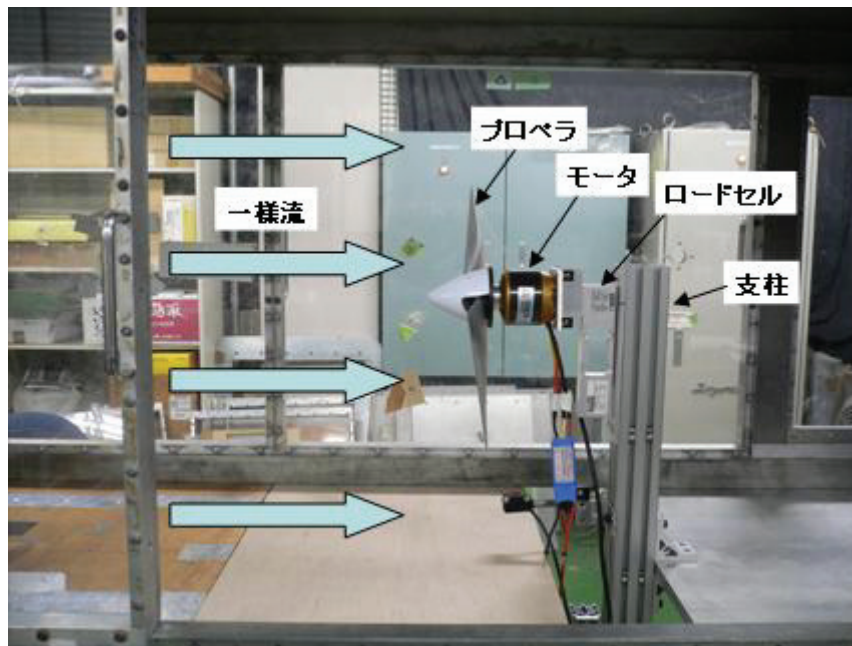
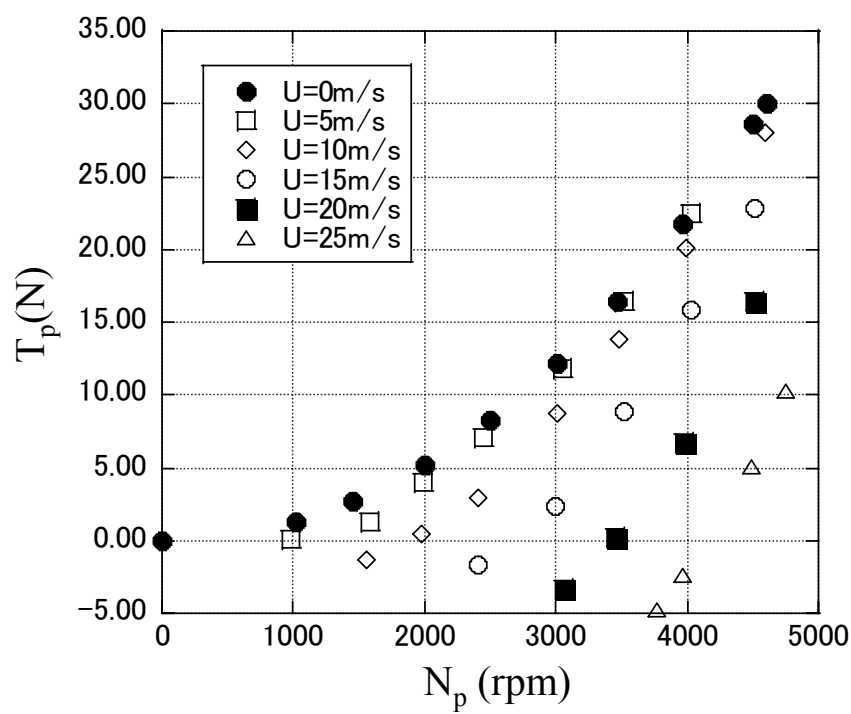
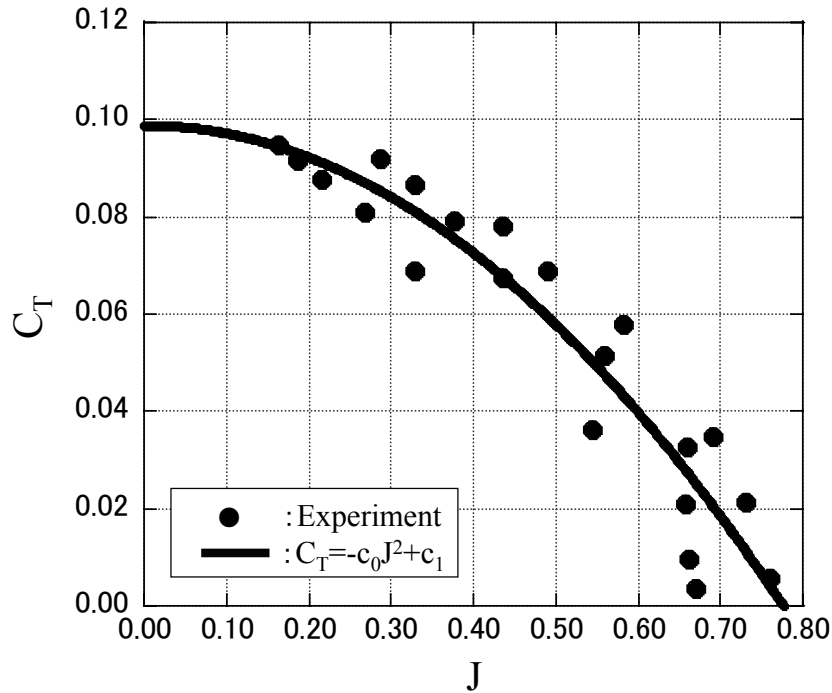


図 6 推力試験装置概観

図 7 T_p と N_p の関係

図8 J と C_T の関係

2.2.2 静止推力試験

本研究で用いる模型は機体の前方にプロペラを設置する．このため動圧の高いプロペラ後流に機体がさらされることにより，機体の抵抗が増し実効的なプロペラ推力が減少する．ここでは風洞試験におけるプロペラ単体の静止推力と，機体に装備した場合における静止推力を比較し， c_0 ， c_1 を簡易的に補正する．

図9に静止推力試験の概観を示す．機体脚部から後方にデジタルフォースゲージを，ワイヤを介して設置し，プロペラ回転数=66.7Hz(4000rpm)におけるフォースゲージの表示値を記録した．この回転数では，風洞試験にお

ける静止推力の機体重量に対する比が約0.3となり，この値は，数人乗り小型機の一般的な機体重量と静止推力の比と同程度である．風洞試験における静止推力 T_{pw} と機体に装備した場合の静止推力 T_{pb} の比 T_{pb}/T_{pw} が0.84であったことから，本研究では c_0 ， c_1 に T_{pb}/T_{pw} を乗じた値 C_0 ， C_1 を用いて C_T を改めて以下のように仮定する．

$$C_T = -C_0 J^2 + C_1 \quad \cdots(7)$$

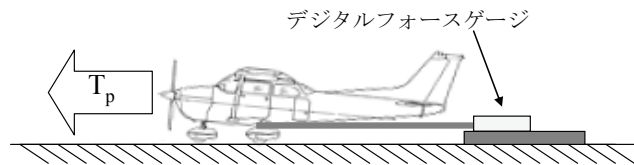


図9 静止推力計測装置概観

2.3 転がり抵抗係数

降着装置の前輪，後輪には転がり抵抗 D_r が作用し，これは一般に車輪が路面に及ぼす荷重 W に比例する形で次式のように表すことができる．

$$D_r = \mu_{roll} W \quad \cdots(8)$$

ここで μ_{roll} は転がり抵抗係数である． W は機体重量と揚力の差であるから，風洞試験により得られた C_L を用いて次式により算出することができる．

$$W = mg - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad \cdots(9)$$

よって、滑走中の D_r を推定するには μ_{roll} が既知であればよい。

図 10 に μ_{roll} の計測装置の概観を示す。通常の乾燥アスファルト路面上において、ワイヤで連結された台車を自

動車で 3m/s 程度の速さで水平に牽引し、ワイヤに接続したロードセルにより牽引力 d_r を計測した。この速度における空力抵抗の寄与は小さいと仮定し $d_r = D_r$ すると、 μ_{roll} は w を台車の重量として $\mu_{\text{roll}} = d_r/w = 0.05$ となった。

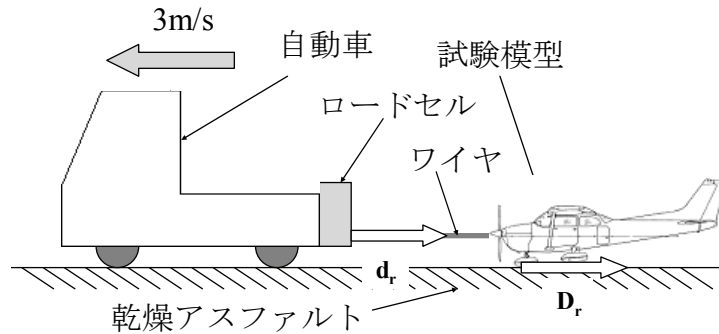


図 10 転がり抵抗計測装置概観

2.4 駆動力係数

駆動輪推力 T_w はタイヤ接地面と路面の間に生じる摩擦に起因する力である。よって、摩擦係数すなわちタイヤから路面に伝達される駆動力は、路面とタイヤの駆動力係数を μ とすると $W\mu$ で表すことができ、この値を超えることはない。よって駆動力と駆動力係数の関係は以下のようになる。

$$T_{w\text{max}} = W\mu \quad \cdots(10)$$

ところで、 μ は次式で定義されるスリップ率 λ の関数であることが知られている¹⁶⁾。

$$\lambda = \frac{r\omega - V}{r\omega} \quad \cdots(11)$$

ここで、 r はタイヤ半径、 ω はタイヤの角速度である。 λ は滑走中も機速 V とタイヤ周速度 $r\omega$ の関係により変化するため、一般に μ も滑走中一定ではない。本節では μ と λ の関係を調べるため試験模型を駆動輪により加速し、内蔵された加速度センサにより検出された機体加速度 a を用いて μ を推定する。滑走中の模型には T_p 、 T_w 、空力抵抗 D_a 及び転がり抵抗 D_r が作用するため、運動方程式は機体質量 m を用いて以下のようになる。ただし、駆動輪や駆動用モータといった回転部分を加速するために見かけ上生じる回転部分相当重量については、機体重量と

比較して寄与がそれほど大きくないことと検討の複雑さを避けるため考慮していない。

$$m\left(\frac{dV}{dt}\right) = T_p + T_w - D_a - D_r \quad \cdots(12)$$

よって、 $T_w = T_{w\text{max}}$ かつ $T_p = 0$ (プロペラ非装着) の時、 μ は (10)、(12) 式を用いて次式で表すことができる。

$$\mu = \frac{(ma + D_a + D_r)}{W} \quad \cdots(13)$$

試験模型には ω を検出する回転数センサと V を検出する GPS センサが搭載されており、 μ と同時に λ を計測している。

図 11、12 に計測された $T_{w\text{max}}$ と ω の関係及び λ と μ の関係をそれぞれ示す。図 11 から分かるように、 $\omega \leq 200 \text{ rad/s}$ では、 $T_{w\text{max}}$ はほぼ一定の値をとる。これは V が小さく W の変化も小さいためである。その後は $T_{w\text{max}}$ は ω に対し線形に減少していく。この理由については後述する。図 12 において、 μ は $0.2 < \lambda < 0.4$ において最大値をとった後、 λ が増えるに従い減少していく。これらの結果は後述するタイヤと路面の摩擦モデル式の定数を決定する際に用いる。

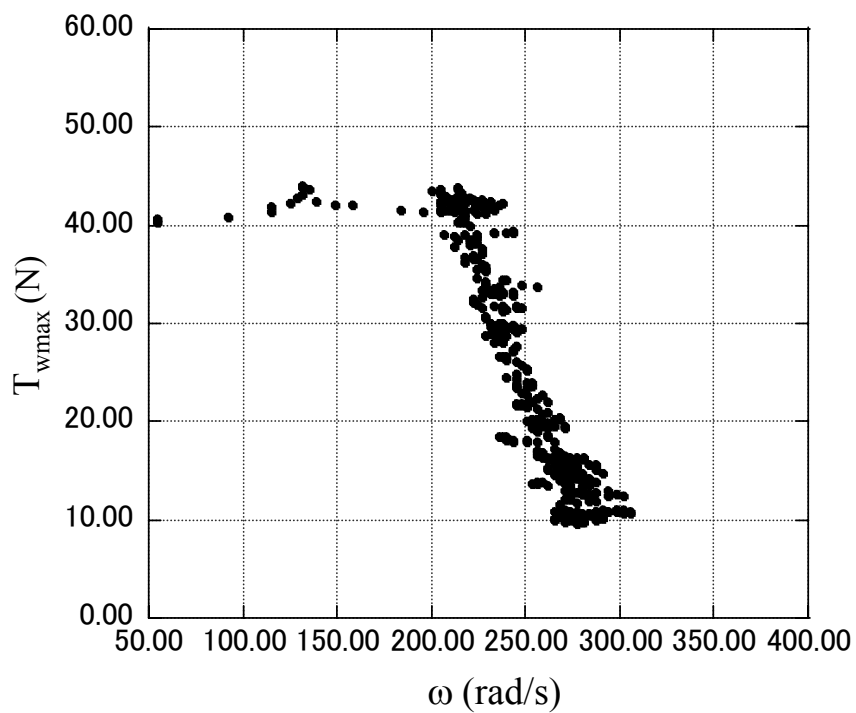


図 11 T_{wmax} と ω の関係

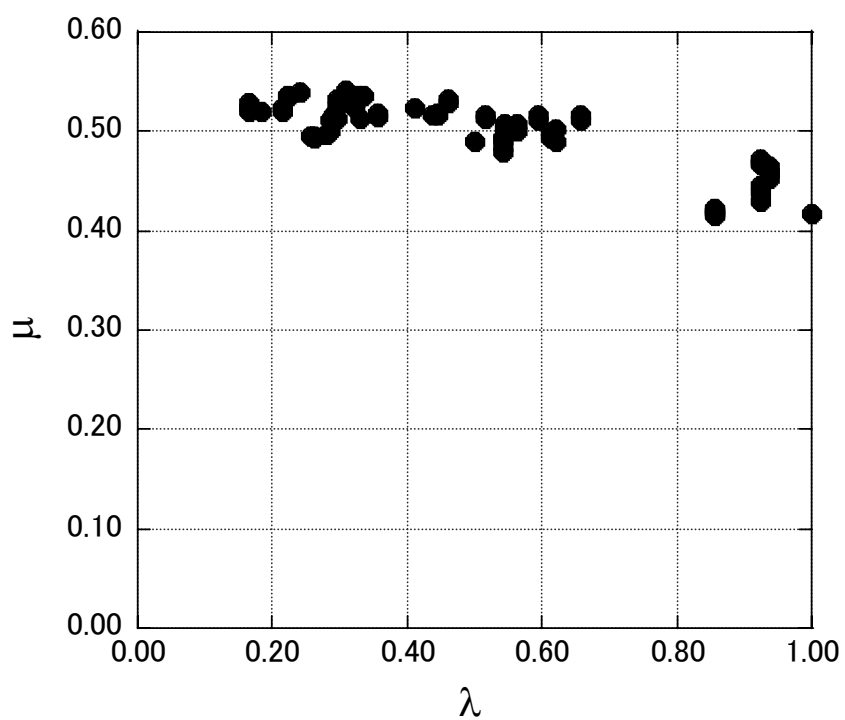


図 12 μ と λ の関係

3. 滑走実験装置および実験条件

3.1 模型

滑走実験模型には風洞試験と同様 Cessna Skylane182 の 19%スケール機を用い、操縦は RC 用送受信機を用いて行った。図 13 に模型の外観を示す。プロペラ推力のみの既存滑走方式と駆動輪推力を用いた新滑走方式の比較を行うため、降着装置の車輪を駆動する機構は取り外し可能とした。本研究では駆動機構は後輪に設置した。これは、前輪に作用する荷重が一般に後輪と比較して非常に小さく、前輪に駆動機構を装備した場合、滑走の加速力を補強するのに十分な推力を得ることができないためである。なお、海外の例^{9) 10)}の場合、車輪の駆動力はタキシングのためにしか用いないので、前輪への駆動機構設置でも問題は生じない。

電動駆動輪を用いて滑走する場合、機体重心から下方

に離れた駆動輪に推力が発生するため、機体にピッチアップモーメントが発生する。このモーメントにより機体尾部が地面に接触する恐れがあるため、電動駆動機構を搭載する場合は駆動輪の後方に補助脚を配置して、不要なピッチアップ運動を防止した。さらに、機首の引き起こし時にこの補助脚が障害とならないよう、引き込み可能な可動式補助脚とした。補助脚の引き込みはサーボモータにより行われる。

本研究において機体の離陸速度は予備風洞試験により得られた機体の最大揚力係数 $C_{Lmax}=1.59$ を用いて算出された失速速度に 1.2 を乗じた速度とする。駆動機構が無い場合の模型質量は 6.77kg、離陸速度は 13.0m/s となる。一方、電動駆動輪に換装後の模型質量及び離陸速度はそれぞれ 7.85kg、14.0m/s である。表 2 に駆動機構の有無と機体諸元の対応を示す。



図 13 実験模型外観

表 2 実験模型諸元

項目	駆動機構なし	駆動機構あり	備考
全長		1.64m	
全幅		2.06m	
主翼面積		0.587m ²	
揚力係数 : C_L		0.58	
抗力係数 : C_D		0.048	
質量 : m	6.77kg	7.85kg	
プロペラ推力重量 比 : T_p/mg	0.33	0.29	
離陸速度 : V_{TO}	13.0m/s	14.0m/s	
駆動輪用 モータ		ModelMotors AXI2826/12 ×1 個	逆起電力定数 12.67Hz/V
駆動輪用 バッテリー		FlightPower EVO3700 5S1P ×1 個	直列 5 セル (満充電時 21V)で 使用
駆動輪用 スピード コントローラ		JETI ADVANCE77 OPTO Plus	
駆動輪用 タイヤ		Proline 外径=88mm, 幅=40mm	
プロペラ	直径=441mm APC GFRP 製 18 インチ径 12 インチピッチプロペラ		
プロペラ用 モータ		ModelMotors AXI5330/24×1 個	逆起電力定数 3.28Hz/V
プロペラ用 スピード コントローラ		JETI ADVANCE77 OPTO Plus	
プロペラ用 バッテリー		FlightPower EVO3700 4S1P×1 個 FlightPower EVO3700 3S1P×1 個	直列 7 セル (満充電時 29.4V) で使用

3.2 プロペラ推進系

飛行中の推進装置として 18 インチ径 12 インチピッチプロペラを用いた。プロペラは電動モータで駆動される。その動力源として Li-Po(リチウムイオンポリマー)バッテリーを 7 セル直列にして用いた。この時、静止時におけるプロペラの最大回転数は約 67Hz(4020rpm)である。プロペラ推力と機体重量の比は約 0.3 である。

プロペラ用モータの出力は、前述の RC 送受信機の操

作によりスピードコントローラを介して PWM 制御する。

3.3 駆動輪推進系

駆動輪の車輪には 88mm 径タイヤを採用し、モータの回転数を 3.3:1 にギヤで減速して駆動した。バッテリーは Li-Po バッテリーを 5 セル直列で用いた。

駆動輪用モータの出力も前述の RC 送受信機とスピードコントローラを用いて PWM 制御するが、送受信機及

びスピードコントローラはプロペラのそれとは別系統とし、プロペラ回転数とは独立に制御した。

3.4 計測装置

模型には各部に走行状態を検出するセンサが配置しており、各センサの信号は機体に搭載した 12bit データロガーを用いて 100Hz のサンプリングレートで記録した。

機速 V 及び機体加速度 a はデータロガーに内蔵された GPS 及び加速度センサにより検出した。

プロペラ及び駆動輪で消費されるエネルギーはバッテリー電圧に消費電流を乗じることで算出する。プロペラ用モータの消費電流は電流センサを用いて検出した。一方、駆動輪用モータの消費電流は、予備試験により得られたモータトルクと電流の関係を用い、機体加速度からトルクを算出し間接的に計測した。電流及び電圧の信号には

データロガーに入力する前に 20Hz のローパスフィルタを用いている。

プロペラ及び駆動輪用モータの回転数は、それぞれ帰型光センサを用いて、回転周期に比例した周期を持つパルスを生じ、データロガーに内蔵されたカウンタにより計測した。

3.5 滑走条件

滑走試験は乾燥アスファルトの滑走路において、表 3 に示す (a) プロペラ推力のみによる滑走、(b) 駆動輪推力のみによる滑走、(c) 駆動輪推力及びプロペラ推力を併用しての滑走、の 3 方式について行った。

それぞれの滑走方式について、滑走は機体が離陸速度に達するまで行い、スタートから機体が離陸速度に達するまでの滑走距離を離陸滑走距離 L_0 とした。

表 3 滑走方式

	(a)	(b)	(c)
機体	駆動機構なし	駆動機構あり	
プロペラ 推力	あり	なし	あり
駆動輪 推力	なし	あり	あり
スタート 方法	機体にブレーキをかけたままプロペラ回転数を最大にし、その後ブレーキを開放する。	駆動輪モータコントローラへの制御パルス幅をステップ状に最小から最大に変化させてスタートする。	ブレーキの作動、開放を (a) と同様に行い、開放と同時に駆動輪モータコントローラへの制御パルス幅をステップ状に最小から最大に変化させてスタートする。

4. 滑走実験結果

4.1 離陸滑走距離

三種類の滑走方式 (a), (b), (c) における無次元滑走距離 $L(t)/L_{0a}$ 、無次元速度 $V(t)/V_{T0}$ 及び無次元加速度 $a(t)/g$ の時間変化を図 14, 15, 16 にそれぞれ示す。ここで L_{0a} は (a) における離陸滑走距離、 V_{T0} は各滑走方式における離陸速度である。なお、 L_0 の計測誤差 δL_0 を L_{0a} で除した値は 0.04 程度である。図 14 から、駆動輪及びプロペラ推力を併用する (c) の無次元離陸滑走距離 L_0/L_{0a} はプロペラ推力のみで滑走する (a) と比較して 50% 程度減少していることが分かる。一方、(b) における L_0/L_{0a} の値は (a) より 3% 程度小さいだけである。駆動輪推力のみを利用しただけでは十分な L_0/L_{0a} の減少効果は得られなかったが、プロペラ推力を併用することで大きく L_0/L_{0a} を小さくすることができ、駆動輪滑走方式の有効性が確認できた。

しかし、図 16 では駆動輪を用いた (b) 及び (c) に限って、 $a(t)/g$ が大きく変動している。(b), (c) の場合、模型には補助脚が装備されているため、補助脚と前輪は交互に接地しながら滑走する。その結果、駆動輪の接地荷重が変動した影響により、 T_w 及び $a(t)$ が変動しているものと思われる。このような加速度の変動特性は、補助脚を必要とする駆動輪方式の車輪レイアウト特有のものであり、自動車や前輪 1 輪、後輪 2 輪を持つ 3 輪車方式の航空機では生じない。加速度の大きな変動は乗り心地にも影響を及ぼすため、今後対策が必要である。加えて前輪の荷重が失われると、前輪によるステアリングができなくなるが、本研究で用いたモータに対し出力が半分のモータを後輪 2 輪にそれぞれ装備し、それぞれのモータトルクを独立に制御¹⁷⁾することで前輪のステアリング機能を代行させることができる。

また、図 16 を見ると、大半の時間領域において(b)の a/g が(a)に比べ大きく上回っている。それにもかかわらず、(a)と(b)における L_0/L_{0a} の差は小さい。そこで、(b)における L_0/L_{0a} の減少効果が小さい理由について考察するため、図 17 に各速度域での滑走距離の内訳を示す。また、プロペラ推力 T_p は N_p を固定しているとき(4)、(5)式から V の関数である。さらに(1)、(8)、(9)式から D_a 、 D_r も V に大きく影響され、図 11 から T_{wmax} は V の増加と共に増加する ω に強く影響されるため、 a も V と強い相関関係がある。よって、図 18 に(a)、(b)、(c)における

$V(t)/V_{T0}$ と $a(t)/g$ の関係を示す。図 17 から(a)、(c)に比べ(b)では $V/V_{T0} > 0.8$ における滑走距離が特に長く、 L_0/L_{0a} の半分以上を占めていることが分かる。これは図 18 に示すように、(b)では $V/V_{T0} > 0.8$ において a/g が特に小さくなっているためで、推力を駆動輪のみから得ている(b)において a/g が $V/V_{T0} > 0.8$ で非常に小さくなるのは、機速の増加に伴い ω が大きくなった結果、図 11 に示すように ω に対し線形に減少する T_w が、この速度域では非常に小さくなってしまいうためである。

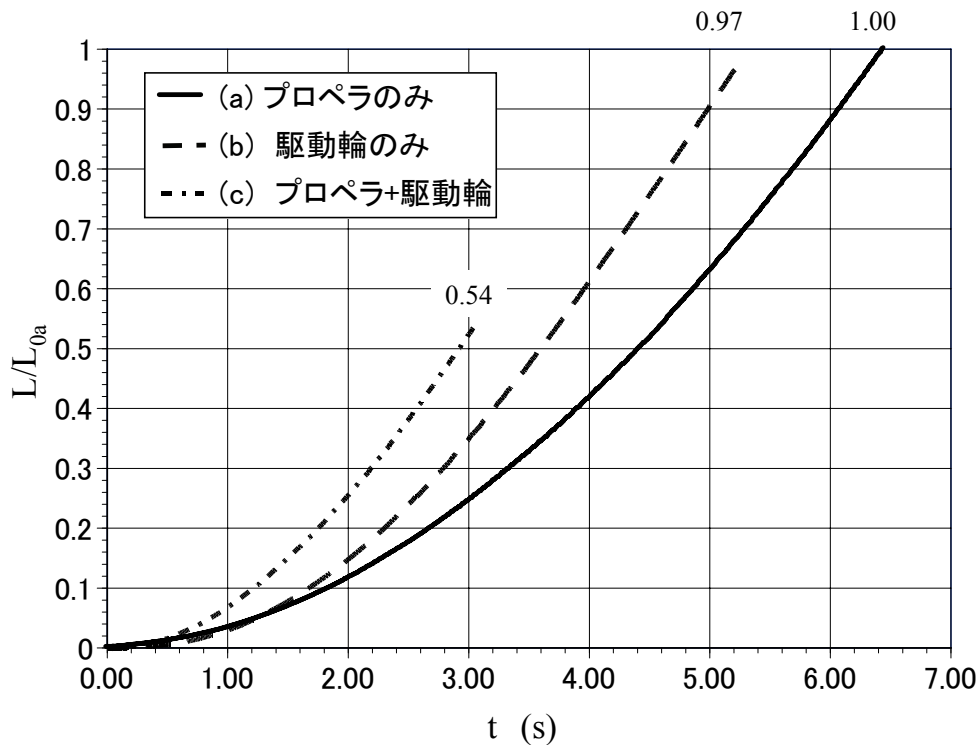


図 14 滑走方式による滑走距離の比較

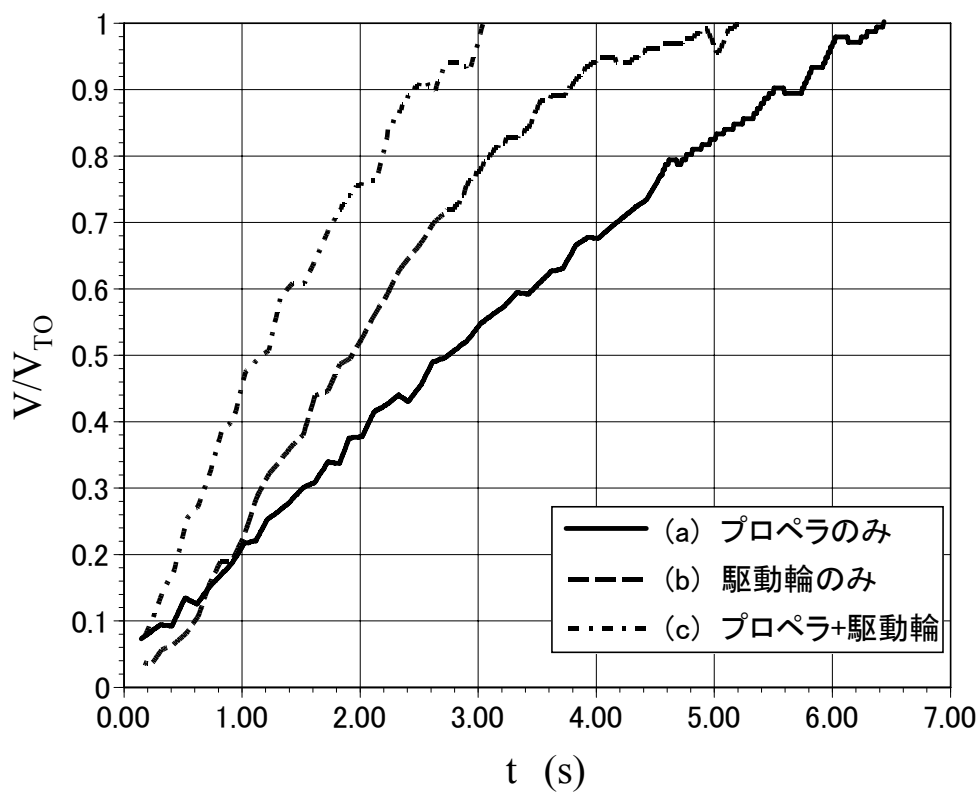


図 15 滑走方式による機速の比較

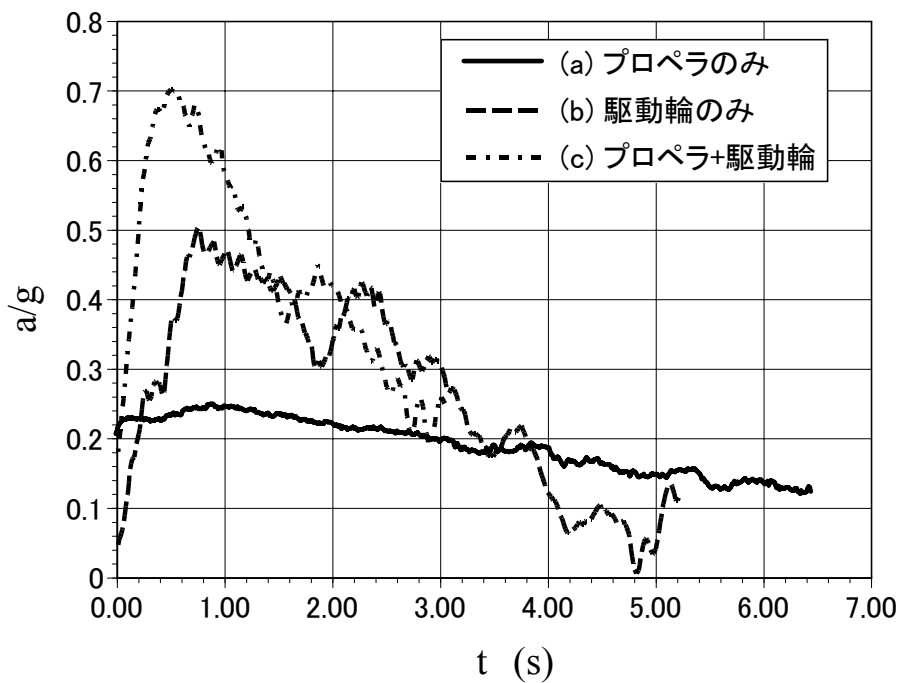


図 16 滑走方式による機体加速度の比較

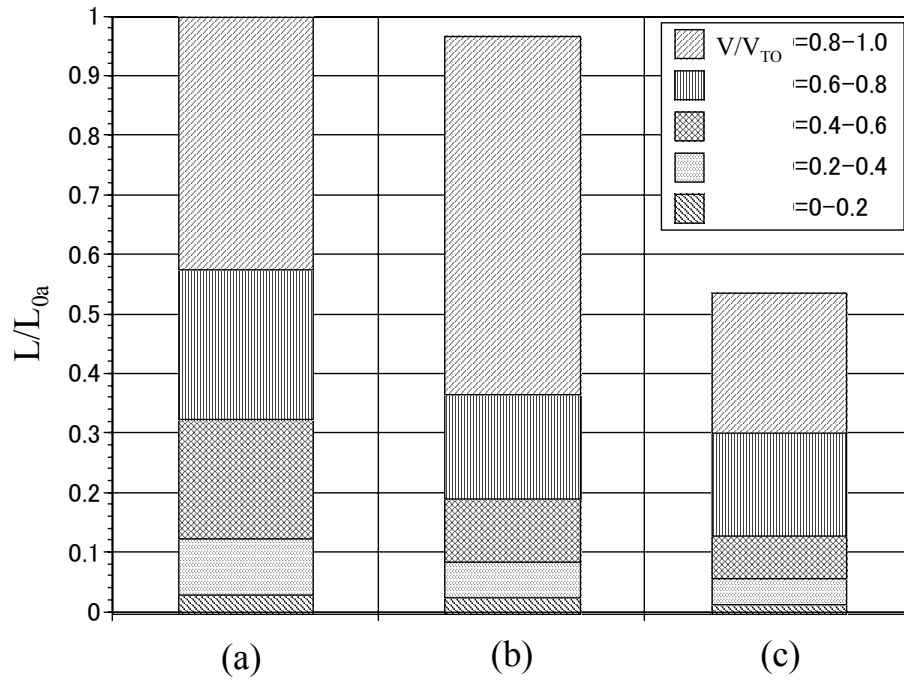


図 17 各速度域における滑走距離の比較

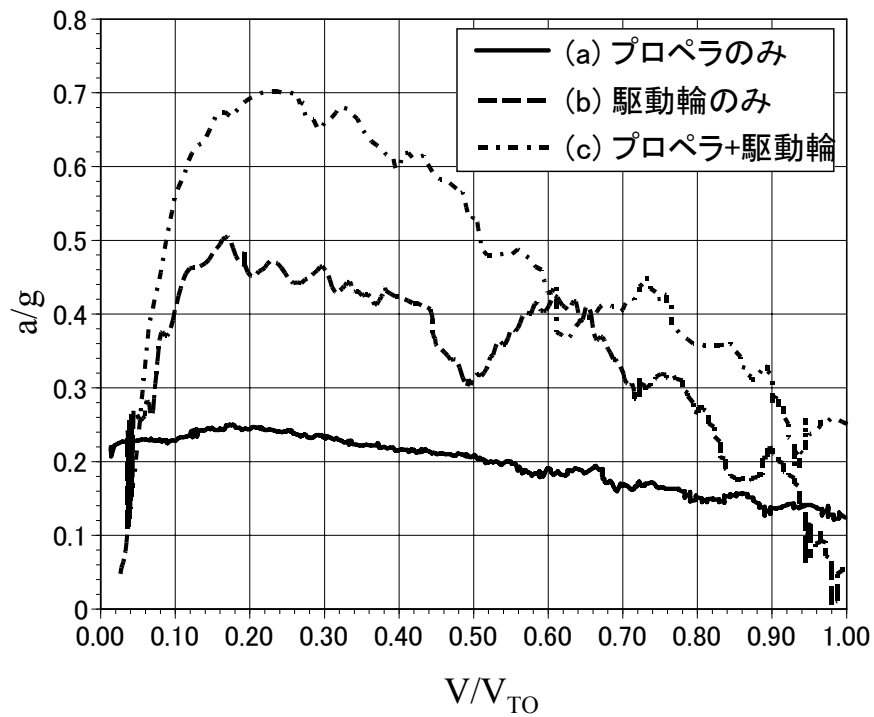


図 18 機速と加速度の関係

4.2 エネルギー効率

図 19 に(a), (b), (c)それぞれの場合の L_0/L_{0a} と無次元消費エネルギー Q_0/Q_{0a} の関係を示す。ここで Q_0 は各滑走方式における消費エネルギーで、 Q_{0a} は(a)における消費エネルギーである。(a)と(b)には L_0/L_{0a} に大きな差はないが、(c)では L_0/L_{0a} が大きく減少しているのに対し、 Q_0/Q_{0a} は(a), (b)に比べやや小さくなっており、駆動輪をプロペラと併用することにより、プロペラのみで滑走するよりも、離陸滑走距離だけでなく、消費エネルギーも節約できることがわかる。

図 20 に(a), (b), (c)それぞれの場合の推進効率 η_p と V/V_{TO} の関係を示す。ここで推進効率 η_p はプロペラおよび駆動輪モータに入力された電力 P と全推力 $T=T_w+T_p$ 及び V を用いて次式で定義する。

$$\eta_p = \frac{TV}{P} \quad \cdots(14)$$

図 20 から分かるように、 η_p はほぼすべての速度域において駆動輪のみを利用した(b)の場合が最も高く、プロペラを併用した(c)の η_p は(a)と(b)の間に位置している。この結果は、(c)よりも(b)の方が多くのエネルギーを離陸滑走に消費している図 19 の結果からすると、一見意外な印象を与える。以下、その理由について考察する。

離陸滑走の目的は離陸に必要な速度を機体を与えることにあり、単位時間に機体のする仕事 TV は機体の運動エネルギーの変化と抵抗に費やされている。よって、滑走中における機体質量の変化が小さいと仮定すれば、機体のした仕事に対する運動エネルギー変化の割合として新たに定義する加速効率 η_{ac} を以下のように表せる。

$$\begin{aligned} \eta_{ac} &= \frac{\frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} mV^2 \right)}{TV} \\ &= \frac{mV \left(\frac{dV}{dt} \right)}{TV} \\ &= \frac{mVa}{TV} \\ &= \frac{ma}{T} \quad \cdots(15) \end{aligned}$$

また、運動方程式(12)から、 T は次式で表せる。

$$T = ma + D_a + D_r \quad \cdots(16)$$

よって、 η_{ac} は次式のように表せる。

$$\begin{aligned} \eta_{ac} &= \frac{ma}{ma + D_r + D_a} \\ &= \frac{1}{1 + \frac{D_r + D_a}{ma}} \quad \cdots(17) \end{aligned}$$

よって V が一定、すなわち D_r+D_a が一定の場合、 η_{ac} は a が大きいほど高くなる。

図 21, 22 に(a), (b), (c)それぞれの場合の η_{ac} と V/V_{TO} の関係及び次式で定義される全体効率 η_{total} と V/V_{TO} の関係をそれぞれ示す。

$$\begin{aligned} \eta_{total} &= \eta_p \eta_{ac} \\ &= \frac{mVa}{P} \quad \cdots(18) \end{aligned}$$

図 21 では(a), (b), (c)のいずれも V/V_{TO} が増すほど η_{ac} が低くなる傾向にある。これは(17)式において D_a が増加すると同時に図 18 に示すように a/g が減少しているためである。さらに、(b)の場合、 $V/V_{TO}=0.9$ 以上の領域において(c)と比較して η_{ac} が急激に低下している。これは(17)式において、(b)では(c)に比べ a/g が図 18 に示すように V/V_{TO} の増加に従い急激に減少していることに起因している。 $V/V_{TO} > 0.9$ において、図 20 では(b)が η_p を(c)より高く保っているにもかかわらず、図 22 では $V/V_{TO} > 0.95$ において(b)の η_{total} が(c)のそれに比べ低くなっているのは、この領域において η_{ac} が図 21 に示すように大きく低下することによるものである。図 19 において(b)における Q_0/Q_{0a} が (c)の場合と比較して大きくなってしまいう理由は、 $V/V_{TO} > 0.9$ において(b)では a/g が大きく減少することで η_{total} が大きく低下しているためである。以上から、(c)が(a), (b)に比べ離陸滑走に必要なエネルギーを小さく抑えることができたのは、駆動輪によって高い η_p を得るだけでなく、プロペラ推力の併用によってより広い速度域で a/g すなわち η_{ac} を高く維持できたためと考えられる。

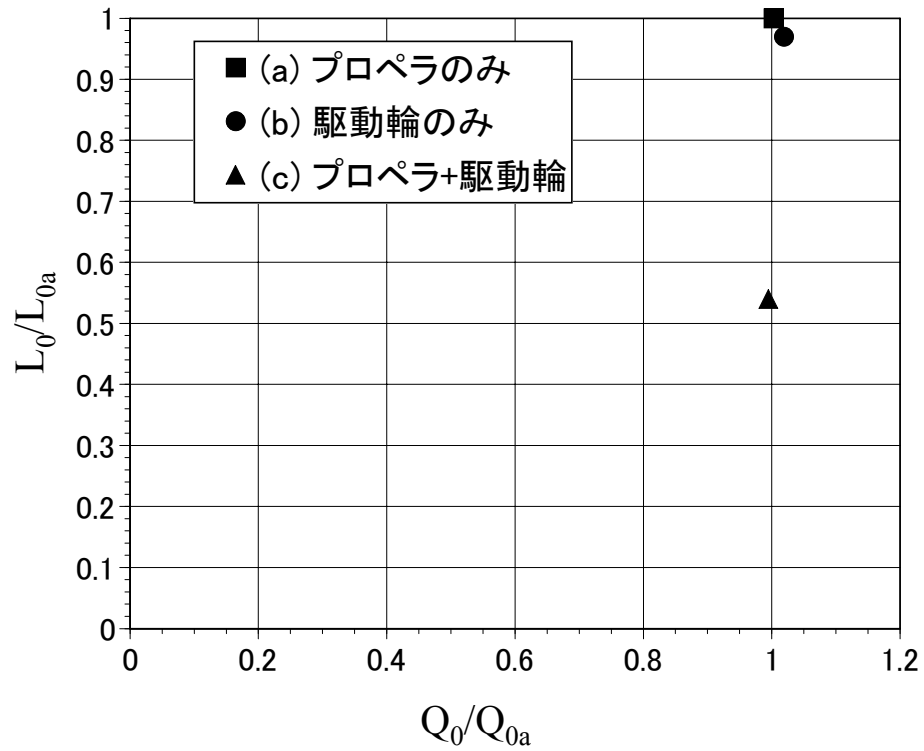


図 19 各滑走方式における L_0 と Q_0 の関係

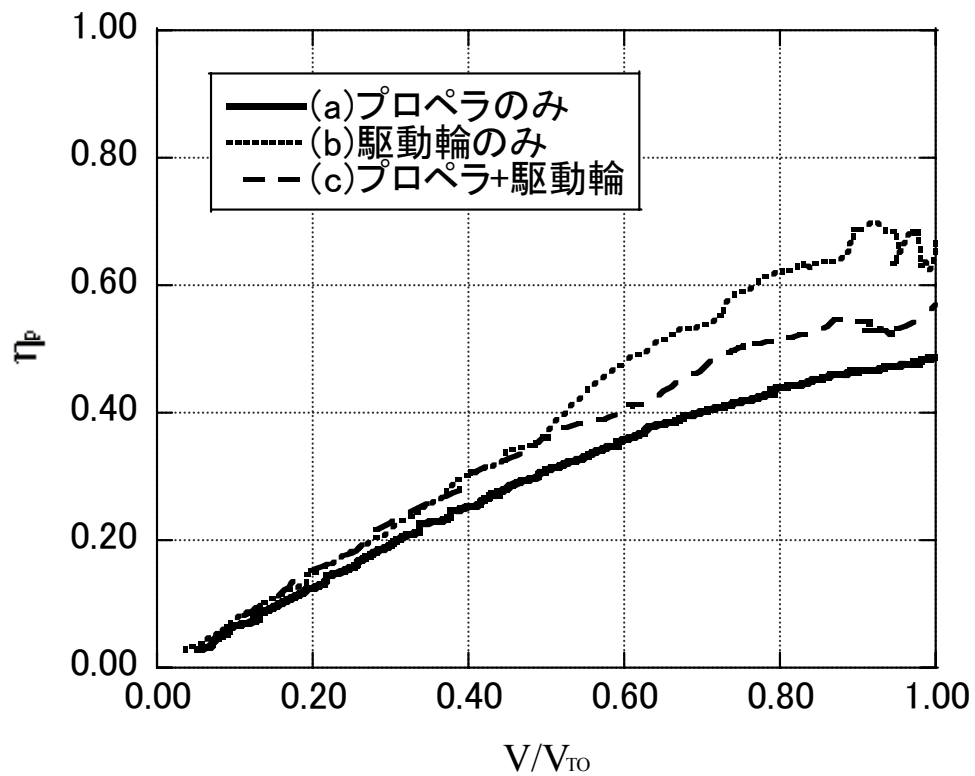


図 20 滑走方式による推進効率の比較

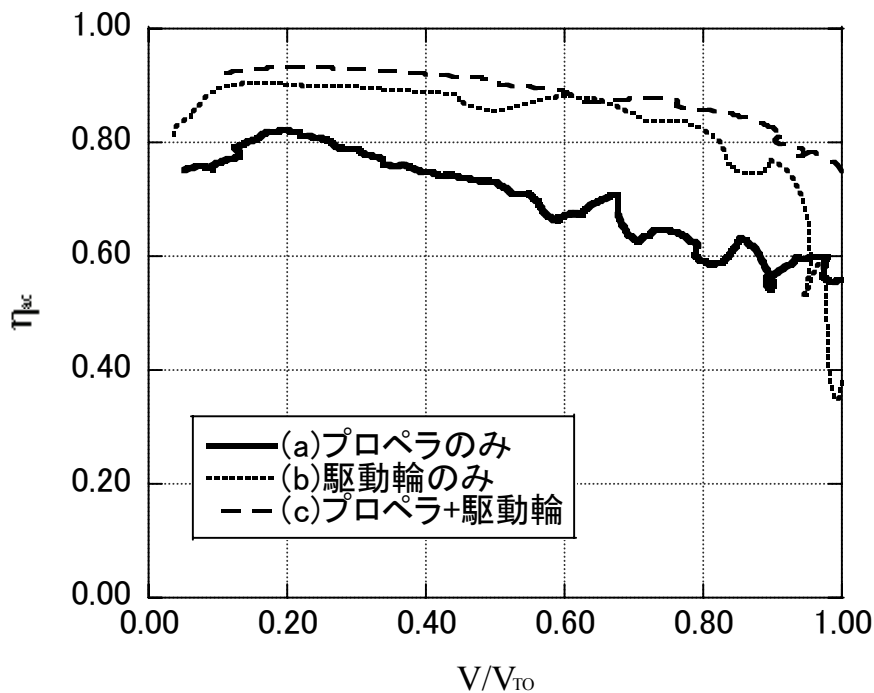


図 21 機速と加速効率の関係

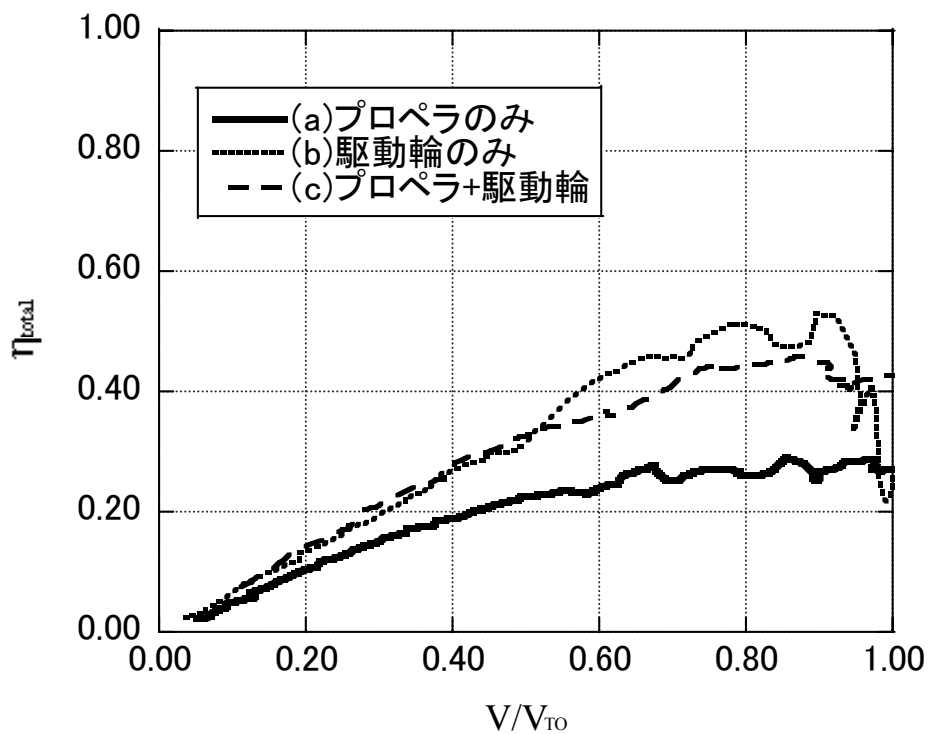


図 22 機速と全体効率の関係

5. 駆動輪推力モデル

本章では離陸滑走距離を予測するための滑走モデル式を導出する。式そのものは実機にもスケール機にもどちらにも適用可能であるが、4章の実験的検証にはスケール機を用いているため、例えばプロペラの推力係数といったモデル式中の各係数は、スケール機に適合するように定めた。以下、モデル式の導出について説明する。ただし、駆動輪や駆動用モータといった回転部分を加速するために見かけ上生じる回転部分相当重量については、機体重量と比較して寄与がそれほど大きくないことと検討の複雑さを避けるため考慮していない。

5.1 路面とタイヤの摩擦モデル

先述したように、駆動力係数 μ はスリップ率 λ の関数であることが知られている。本研究では μ のモデルとして Pacejka ら¹⁸⁾の提唱する MagicFormula モデルを用い、 μ と λ の関係を次式のように仮定する。

$$\mu = \mu_{\max} \sin[1.65 \arctan\{\beta\lambda - \varepsilon(\beta\lambda - \arctan \beta\lambda)\}] \quad \cdots (19)$$

ここで μ_{\max} 、 β 、 ε は路面状態、タイヤの材質および形状などにより決定される定数である。予備試験の結果から最小2乗法により μ_{\max} 、 β 、 ε を求めると、 $\mu_{\max}=0.53$ 、 $\beta=6$ 、 $\varepsilon=0.56$ となる。図23に決定した定数を用いて予測した μ と、予備試験によって得られた計測された λ と μ の関係を示す。

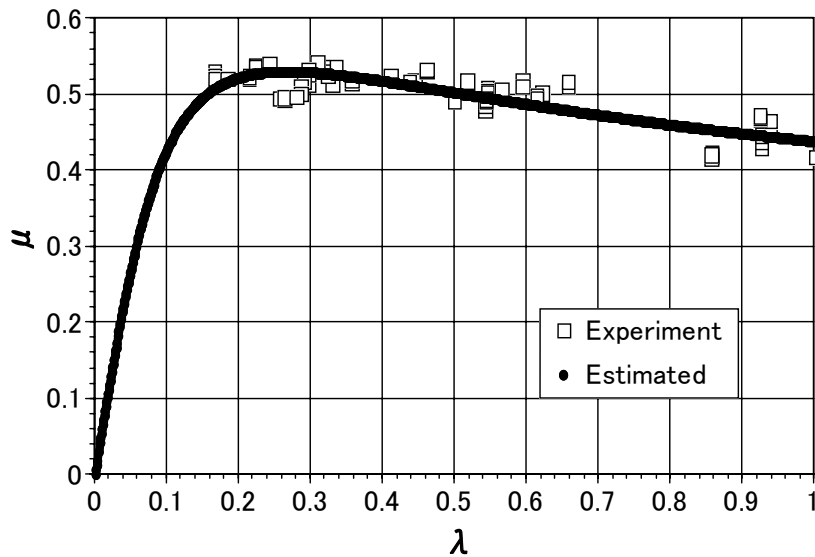


図 23 (19)式による μ の予測値と実験値の比較

5.2 ブラシレスモータのトルク特性

本研究では駆動輪用のモータとして DC ブラシレスモータを用いる。ブラシレスモータの出力が最大となっているとき、電源電圧 E は以下のように表すことができる。

$$E = \frac{N_m}{K_v} + IR \quad \cdots (20)$$

ここで N_m はモータ角速度、 K_v は逆起電力係数、 I は電流、 R は回路全体の電気抵抗である。また、トルク τ は I 、 K_v およびゼロトルク電流 I_0 を用いて

$$\tau = \frac{(I - I_0)}{K_v} \quad \cdots (21)$$

と書くことができるため、モータが最大トルク τ_{\max} を出しているとき、(20)、(21)式から

$$E = \frac{N_m}{K_v} + R(K_v \tau_{\max} + I_0) \quad \cdots (22)$$

ここで、 N_m は ω とギヤ比 G の積であることから、

$$E = \frac{G\omega}{K_v} + R(K_v \tau_{\max} + I_0) \quad \cdots (23)$$

となるが、一般に RI_0 は他の項に比べ十分小さくその影響は無視できる。

一方、 T_w と τ の関係はタイヤ半径 r 及び G を用いて

$$T_w = \frac{G\tau}{r} \quad \cdots (24)$$

と表すことができる。よって、ブラシレスモータにより駆動されるタイヤの発生する最大推力 $T_{w\max}$ は(23)、(24)式を用いて

$$T_{w\max} = \left(\frac{G}{K_v} \right) \left\{ E - \left(\frac{G}{K_v} \right) \omega \right\} / (Rr) \quad \cdots (25)$$

したがって、E を一定に保った場合、 $T_{w\max}$ は ω に対し図 11 に示すように線形に減少する。(25)式を整理すると $T_{w\max}$ は次式のように表すことができる。

$$T_{w\max} = -c_2 \omega + c_3$$

$$(c_2 = \left(\frac{G}{K_v} \right)^2 / (Rr) > 0, c_3 = E \left(\frac{G}{K_v} \right) / (Rr) > 0) \quad \cdots (26)$$

5.3 駆動輪推力の推移

離陸滑走距離 L_0 を最小化するには T_w を各時刻において最大化する必要がある。 T_w には(10)式及び(26)式に示すような上限が存在するため、実際には $T_{w\max}$ は(10)式と(26)式で定められる値のうち小さい方の値をとることに
なり、

$$T_{w\max} = \begin{cases} W\mu & (W\mu \leq -c_2 \omega + c_3) \\ -c_2 \omega + c_3 & (W\mu > -c_2 \omega + c_3) \end{cases} \quad \cdots (27)$$

となる。

ところで λ が一定値 λ_0 とみなされる場合、(11)式から

$$\omega = \frac{V}{r(1-\lambda_0)} = c_4 V \quad \cdots (28)$$

式(27)と式(28)を用いると

$$T_{w\max} = \begin{cases} W\mu & (W\mu \leq -c_2 \omega + c_3) \\ -c_2 c_4 V + c_3 & (W\mu > -c_2 \omega + c_3) \end{cases} \quad \cdots (29)$$

となり、 $T_{w\max}$ は V の関数としてモデル化できる。さらに λ を $\lambda_{\mu\max}$ (図 23 では 0.27)に保った場合、

$$T_{w\max} = \begin{cases} W\mu_{\max} & (W\mu_{\max} \leq -c_2 \omega + c_3) \\ -c_2 c_4 V + c_3 & (W\mu_{\max} > -c_2 \omega + c_3) \end{cases} \quad \cdots (30)$$

である。この時 $T_{w\max}$ は与えられた μ_{\max} に対する T_w の理論限界値を与えている。スリップ率をある値に保つ方法については、電気自動車の制御に用いられる、モータ電流の制御によりスリップ率をある範囲に保つ手法¹⁹⁾が本研究においても有効であると考えられる。

5.4 運動方程式の解

以上から、駆動輪推力が最大となっている場合の機体の運動方程式は以下になる。

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = T_p + T_{w\max} - D_a - D_r \quad \cdots (31)$$

式(1), (4), (5), (8), (9), (30)を用いてこれを整理すると、

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = \begin{cases} -(C_0 + C_\mu)V^2 + C_2 + mg\mu_{\max} & (W\mu_{\max} \leq -c_2 \omega + c_3) \\ -C_0 V^2 - C_1 V + C_2 + C_3 & (W\mu_{\max} > -c_2 \omega + c_3) \end{cases}$$

$$(C_\mu = \frac{1}{2} \rho S C_{L\mu\max}, C_0 = c_0 \rho D_p^2 + \frac{1}{2} \rho S C_D - \frac{1}{2} \rho S C_{L\mu\text{roll}},$$

$$C_1 = c_2 c_4, C_2 = c_1 \rho N_p^2 D_p^4 - mg\mu_{\text{roll}}, C_3 = c_3) \quad \cdots (32)$$

となり、この常微分方程式から以下の解析解を得ることができる。

$$V(t) = \begin{cases} A_1 \coth(C_{a0}t + C_{a1}) & (W\mu_{\max} \leq -c_2 \omega + c_3) \\ B_1 \coth(C_{b0}t + C_{b1}) + B_3 & (W\mu_{\max} > -c_2 \omega + c_3) \end{cases} \quad \cdots (33)$$

ここで C_{a1} , C_{b1} は初期値問題の任意定数であり、

$$A_1 = \left(\frac{C_2 + mg\mu_{\max}}{C_0 + C_\mu} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad C_{a0} = \frac{A_1(C_0 + C_\mu)}{m},$$

$$B_1 = \left\{ \frac{C_2 + C_3}{C_0} + \left(\frac{C_1}{2C_0} \right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}}, \quad C_{b0} = \frac{B_1 C_0}{m},$$

$$B_3 = \frac{C_1}{2C_0}$$

である。さらに滑走距離 $L(t)$ は(33)式の積分を取り

$$L(t) = \begin{cases} A_2 \ln \{ \sinh(C_{a0}t + C_{a1}) \} + C_{a2} & (W\mu_{\max} \leq -c_2 \omega + c_3) \\ B_2 \ln \{ \sinh(C_{b0}t + C_{b1}) \} + B_3 t + C_{b2} & (W\mu_{\max} > -c_2 \omega + c_3) \end{cases} \quad \cdots (34)$$

と表すことができる。 C_{a2} , C_{b2} は初期値問題の任意定数で、

$$A_2 = \frac{A_1}{C_{a0}}, \quad B_2 = \frac{B_1}{C_{b0}}$$

である。また、ここでは $T_{w\max}$ として(30)式で示される T_w の理論限界値を用いていることから、(34)式によって予測される離陸滑走距離は理論的な最小値となる。

図 24, 25 に(32), (34)式により予測された $a(t)/g$, $L(t)/L_{0a}$ を実験値とそれぞれ比較する。 a/g の予測値は実験値と比較して $t < 0.25s$ で特に過大に予測されている。実験ではスタート時に駆動輪を急に回転させ始めるため、スタート直後ではスリップ率 λ が特に大きな値をとるのに対し、モデルは 5.3 で述べたように λ を μ が最大となる一定値 $\lambda_{\mu\max}$ と仮定している。このため λ の実験値とモデルで仮定した $\lambda_{\mu\max}$ との差が大きくなっているスタート直後において、実験値に比べ T_w が過大に予測され、加速度も図 24 に示すように実験値に比べ大きくなっている。しかしながら最終的に生じる $L(t)/L_{0a}$ の差については図 25 に示すように実験値より 7%小さい程度であり大きな差はない。ここでは予測に駆動輪推力に理論最大値を用いているため、予測された L_0 は理論最小値となっている。

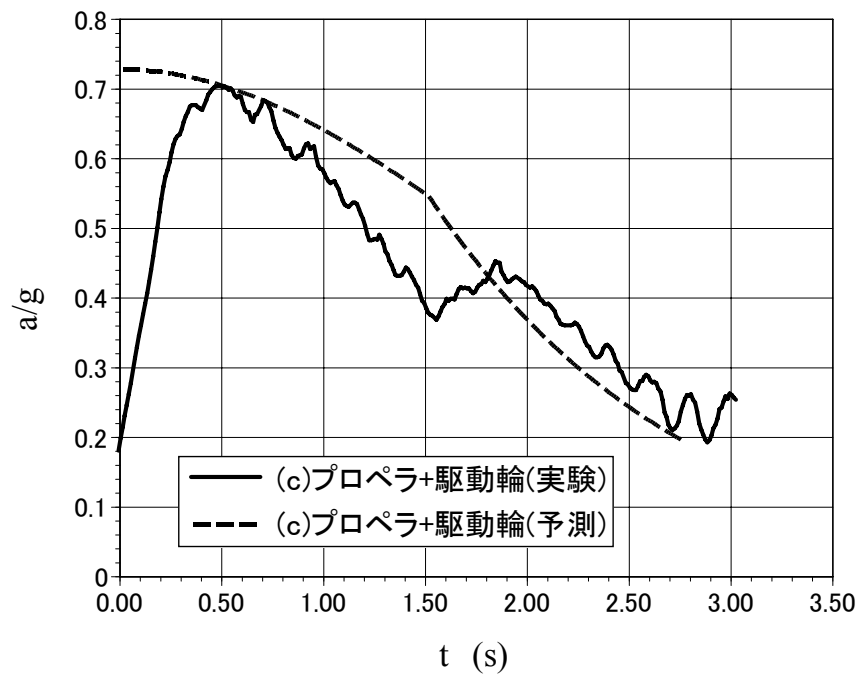


図 24 a/g の予測値と実験値の比較

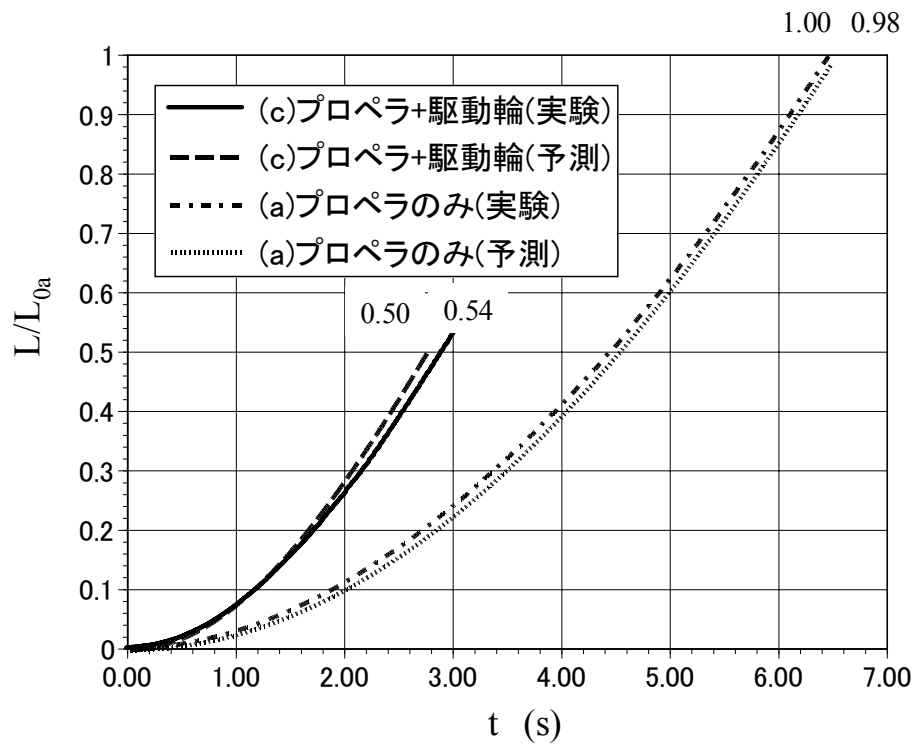


図 25 L_0/L_{0a} の予測値と実験値の比較

6. 駆動輪システムの概念設計

6.1 離陸滑走距離と設計パラメタの関係

駆動輪システムの設計において検討すべき項目としては、駆動輪用モータやバッテリーの選定、駆動機構を含む脚構造などが挙げられる。しかし(9), (10), (25)式に示すように、機速 V と駆動輪最大推力 T_{wmax} の関係は駆動輪半径 r 、全機揚力係数 C_L 、駆動力係数 μ が既知であるときバッテリー電圧 E 、ギヤ比と逆起電力係数の比 G/K_v 、及びシステムの電気抵抗 R で決定されるが、 R はモータのコイル抵抗及びコントローラの回路抵抗等の要素により決定されるため、ここでは一定値と仮定する。よって、概念検討の段階では要求仕様で示された離陸滑走距離 L_0 を満たすように、逆起電力係数 K_v 、ギヤ比 G 、モータ用バッテリー電圧 E の組み合わせを決定する必要がある。

図 26 に G/K_v 及びバッテリーセル数(1セル:3.7V)を変化させた場合の L_0/L_{0a} を式(34)により予測した結果を示す。また、図 27 に図 26 に示した 3 ケース(I, II, III)における推力重量比 T/mg と V/V_{TO} の関係を示す。図 26 から分かるようにセル数が大きくなる(E が高くなる)程 L_0/L_{0a} が減少する傾向がある。これは(25)式に示すように E が高くなることで等しい ω 、すなわち V に対し T_{wmax} を高く維持できることによるものであり、図 27 に示す傾向とも一致している。

一方、 G/K_v については各バッテリーセル数について L_0/L_{0a} を最小化する値が存在しているが、6セル以上の場合では L_0/L_{0a} には G/K_v やセル数を増加させても変化しない下限値が存在する。 L_0/L_{0a} が下限値をとるのは図 26 の(III)の時であり、図 27 に示すようにこの時 T/mg は V/V_{TO} が 1 に達するまで放物線状に減少している。これは(27)式において離陸速度に達するまで常に $W\mu < -c_2\omega + c_3$ となっている状態であり、 $0 < V < V_{TO}$ において、これ以上モータの出力可能トルクを増やしても、すなわちバッテリーセル数を増やしても、地面に伝達できる駆動力は摩擦力の上限値によって制限されるために、 L_0/L_{0a} の値をこれより下げることができない。

スリップ率が $\lambda = \lambda_{\mu max}$ で一定、すなわち $\mu = \mu_{\mu max}$ で一定の場合、摩擦力の上限は自動車の場合と同様に駆動輪に作用する荷重 W によって決まる。 W は(9)式から自重 mg と揚力 $0.5\rho V^2 SC_L$ の差であるため、迎角が減り C_L が減少すると W は増加する。一方、 C_D は最小抗力係数 C_{Dmin} 、

$C_D = C_{Dmin}$ 時の揚力係数 C_{LCDmin} 、アスペクト比 A 、オズワルド係数 e を用いて(3)式のように表すことができ、 $|C_L - C_{LCDmin}|$ の減少は C_D を減少させる。よって、 L_0/L_{0a} の下限値 l_0/L_{0a} は C_L すなわち機体の迎角に左右される。図 28 に l_0/L_{0a} と C_L の関係を示す。 l_0/L_{0a} は $C_L > 0$ においては C_L の減少に伴い減少していき、 $C_L \approx 1.6$ で最小値をとっている。(3)式から $C_L > C_{LCDmin}$ における C_D の減少効果、及び C_L の減少による W 増加効果は(1), (8), (10)式から $\mu_{max} > \mu_{roll}$ の時それぞれ D_a を減少、 $T_{wmax} - D_r$ を増加させる効果を持つ。これらの効果は(31)式においてどちらも dV/dt を増加させる、すなわち l_0/L_{0a} を減少させる方向に作用する。しかし、 $C_L < C_{LCDmin}$ においては C_L の減少は $T_{wmax} - D_r$ と D_a の両方を増加させる効果を持つため、この二つの効果は(31)式においては dV/dt について打ち消しあう方向にはたらく。 l_0/L_{0a} が $C_L < C_{LCDmin}$ で最小となるのはこのためである。 l_0/L_{0a} が最小となるのは C_L による dV/dt の変化率 $\partial(dV/dt)/\partial C_L$ が零のときで、 C_L は T_p にほとんど寄与しないため、 l_0/L_{0a} の最小値を与える揚力係数 C_{Ll0min} は(1), (3), (8), (9), (10), (31)式から

$$\begin{aligned} \frac{\partial \left(m \frac{dV}{dt} \right)}{\partial C_L} &= \frac{\partial (T_{wmax} - D_r)}{\partial C_L} - \frac{\partial D_a}{\partial C_L} \\ &= -\frac{1}{2} \rho V^2 S \left\{ (\mu_{max} - \mu_{roll}) + \frac{2(C_L - C_{LCDmin})}{\pi e A} \right\} = 0 \quad \dots \end{aligned} \quad (35)$$

を満たす。つまり、

$$C_{Ll0min} = C_{LCDmin} - \frac{1}{2} \pi e A (\mu_{max} - \mu_{roll}) \quad \dots (36)$$

である。本研究で用いたモデルでは

$C_{LCDmin} = 0.222$, $e = 0.3$, $A = 7.23$, $\mu_{max} = 0.53$, $\mu_{roll} = 0.05$ であることから(36)式から

$$\begin{aligned} C_{Ll0min} &= 0.222 - 0.5\pi \times 0.33 \times 7.23 \times (0.53 - 0.05) \\ &= -1.58 \end{aligned}$$

となり、 l_0/L_{0a} は主翼が非常に大きな負の揚力を発生する時に最小となることが分かる。

しかしながら、離陸滑走中にこの揚力係数を達成するのは現実的ではない。仮に $C_L = C_{LCDmin} = 0.222$ とすると、 $l_0/L_{0a} = 0.35$ であり L_0 の短縮効果は $C_L = C_{Ll0min} = -1.58$ の場合と l_0/L_{0a} で比較して 0.1 程度しか差はない。

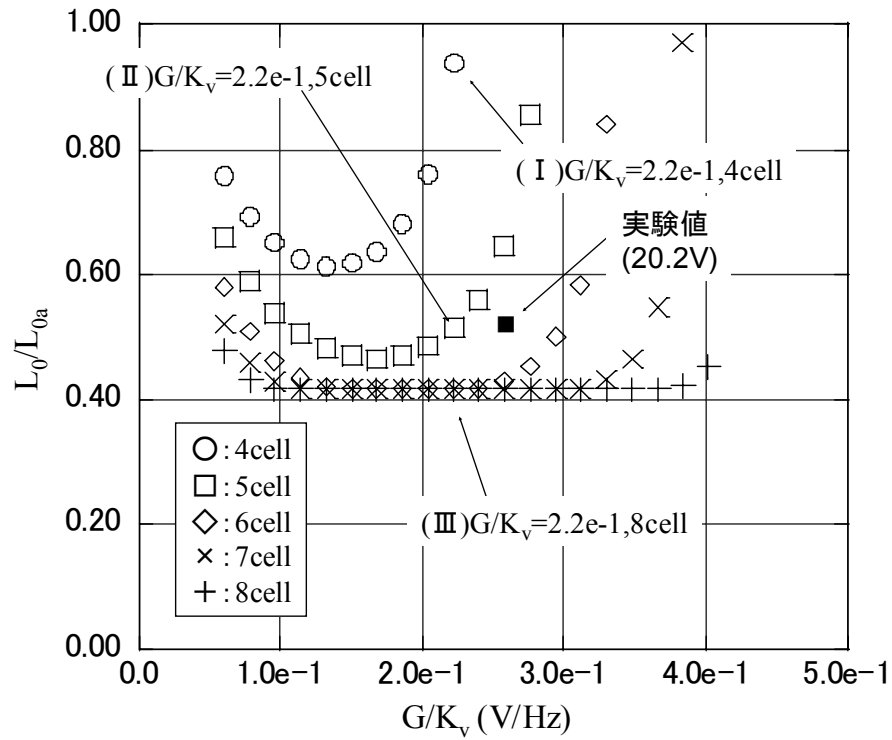


図 26 G/K_v 及びバッテリーセル数と L_0/L_{0a} の関係(1 セル=3.7V)

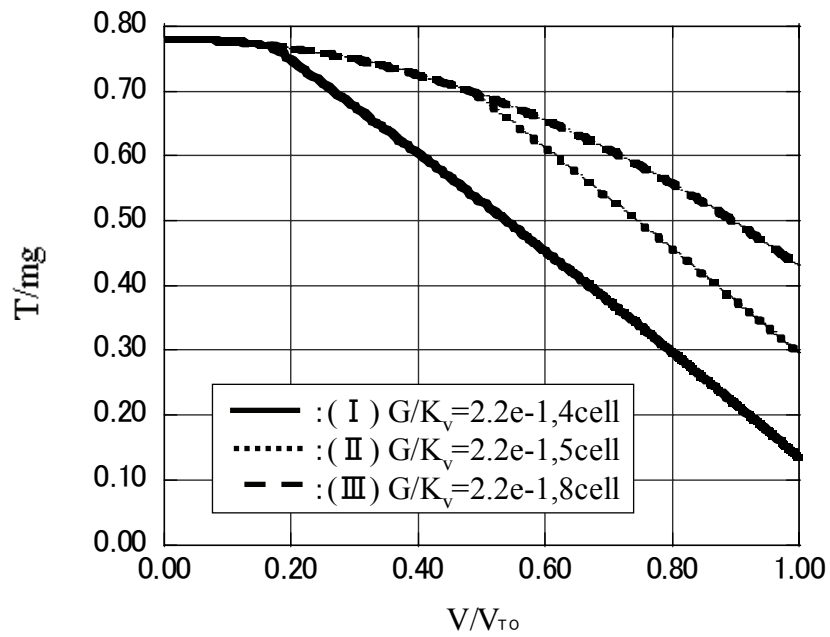
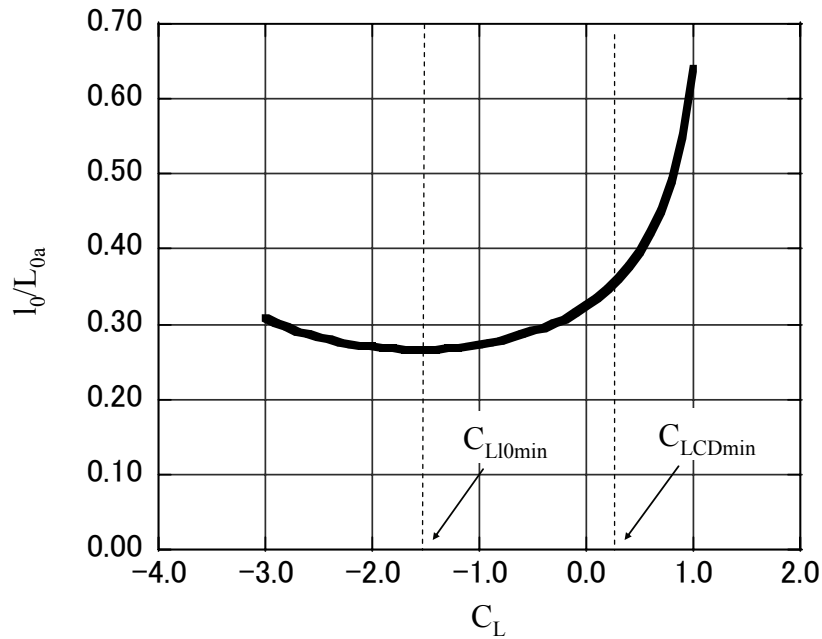


図 27 セル数を変化させた場合における T/mg と V/V_{TO} の関係

図 28 C_L と I_0 の関係

6.2 システムの重量

本研究で対象とする駆動輪システムは既存の航空機には適用されていないものであり、このシステムを新たに装備する場合、機体の重量増加が避けられない。よって、機体の離陸時以外の性能を犠牲にしないためにはシステムの重量を最小にとどめなければならない。表 4 に本研究で用いたモデルの重量内訳を示す。システムの要素の中で重量に対しインパクトの特に大きいものは順にバッテリー、モータ等である。以下ではバッテリー及びモータの重量と設計パラメタの関係について考察する。

6.2.1 バッテリー重量

バッテリー重量 W_b を決定するのは駆動輪の消費エネルギー Q_{ow} 及び駆動輪モータへの最大入力電力である。本研究で用いたモデルでは(c)の場合 Q_{ow} は最大 2.7kJ、最大入力電力は 880W 程度である。一方、現在のモデル用リチウムポリマバッテリーのエネルギー密度及び出力密度はそれぞれ約 558kWs/kg、2kW/kg であることから、これらの値から必要とされる W_b はそれぞれ 0.20N、4.32N となり、 W_b の決定には出力密度のインパクトの方が大きい。よって、バッテリーの軽量化にはより出力密度の高い電源が必要である。

6.2.2 モータ重量

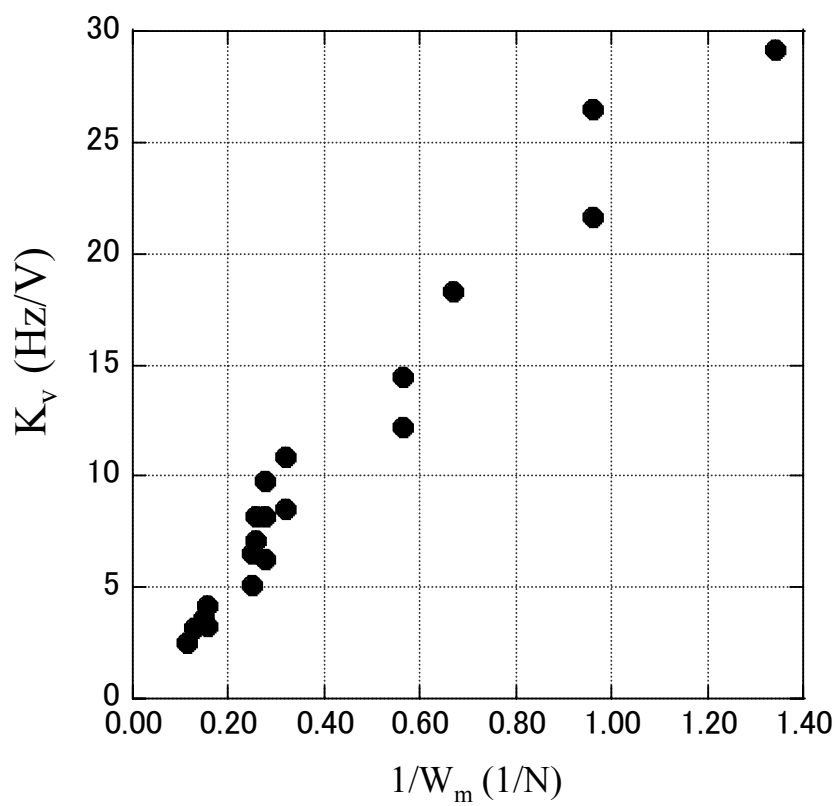
図 29 に市販されているモデル用ブラシレスモータの重量 $1/W_m$ と K_v の関係を示す。ばらつきがあるものの、一

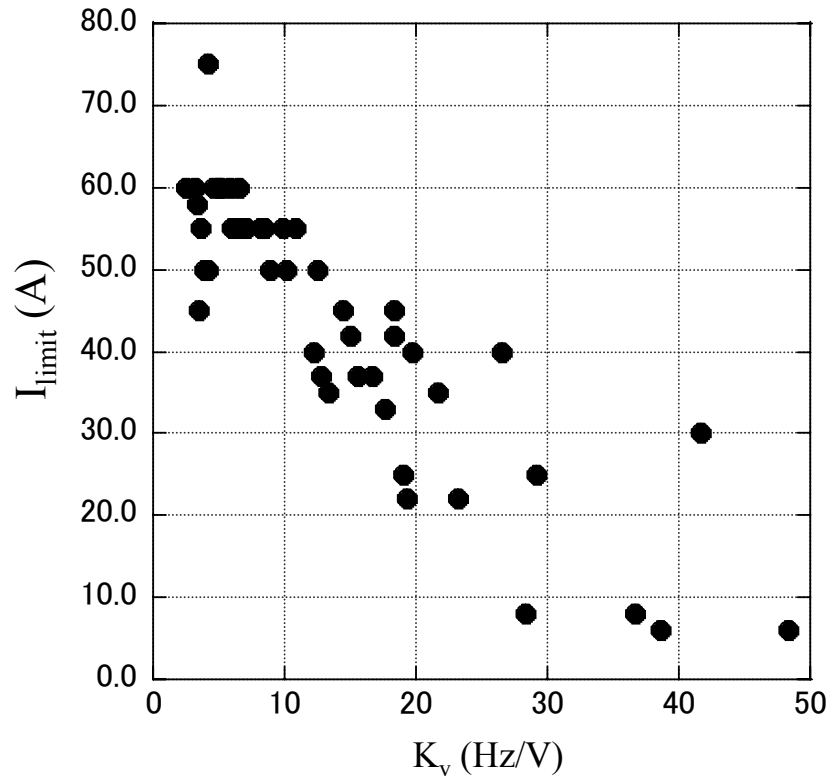
般に $1/W_m$ は K_v の増加と共に増加しており、 K_v がモータ特性だけでなく W_m の決定にも重要な値であることが分かる。これは高回転用途のコアレスモータを除くと、このサイズではブラシレスモータの材質の重量割合が大きく変化しない、すなわちモータの質量密度がほぼ一定であることと、 K_v がモータのサイズにほぼ反比例することによるものである。よって、 W_m を軽減するには K_v の大きいモータを選定することが望ましい。

しかし、 K_v の大きいモータは単位トルクを出力するために大きな電流を必要とするため、モータ電流 I が滑走の間モータの耐えることのできる最大電流 I_{limit} を超えないようにモータを選定する必要がある。図 30 に市販されているブラシレスモータの K_v と 30s の間流すことのできる I_{limit} の関係を示す。図 30 から I_{limit} は K_v が低くなるほど高くなる傾向にあることが分かる。モータの冷却手法によっても異なるが、一般に各モータの I_{limit} の値はメーカーにより、そのモータにある時間 T の間 I_{limit} を流した場合に発生するジュール熱からコイル、磁石を保護できる範囲に定められている。このため K_v が低くなる、すなわち W_m が増すほどモータの熱容量が大きくなり、 I_{limit} は大きくなる。また、モータの運転時間を T より短く設定できる場合は、発生する熱量が小さくなるため、最大電流 I_{max} に対し $I_{max} \geq I_{limit}$ とできる可能性もあるが、これには各モータ要素の発熱量及びその伝達について検討する必要がある。検討方法の詳細については参考文献²⁰⁾を参照されたい。

表 4 駆動輪システムの質量内訳

項目	質量 (kg)	割合(%)
モータ(ギヤ含)	0.2	18.5
バッテリー(5 セル 3.3Ah)	0.49	45.4
スピードコントローラ	0.03	2.8
補助脚	0.19	17.6
駆動輪用センサ類	0.11	10.2
ケーブルその他	0.06	5.5

図 29 モータ重量 W_m と K_v の関係

図 30 K_v と I_{limit} の関係(30s)

6.3 実機に対する適用検討

本節では数人乗りの小型機の例として Cessna Skyhawk172 に駆動輪システムを適用した場合について検討を行う。表 5 に Cessna Skyhawk172 の仕様²¹⁻²⁴⁾を示す。フラップ角 $\delta_f=0, 30^\circ$ における失速速度から、最大揚力係数 $C_{L\text{max}}$ はそれぞれ 1.6, 2.1 である。簡単のためフラップ展開時における $C_{L\text{max}}$ が δ_f に比例すると仮定すると離陸時($\delta_f=20^\circ$)における $C_{L\text{max}}$ は 1.93 となり失速速度は 24.0m/s となる。離陸速度 V_{TO} を失速速度の 1.2 倍とすると、 $V_{\text{TO}}=1.2 \times 24.0=28.8\text{m/s}$ である。また、滑走時における機体の空力係数を簡単のため $C_D=C_{D\text{min}}=0.0341$, $C_L=0.0$ とし、タイヤの摩擦特性は乾燥路面における一般的なバイアスタイヤ¹⁶⁾と同等のもの($\lambda_{\text{umax}}=0.1$, $\mu_{\text{max}}=1.05$)を示すと仮定する。駆動輪に用いるモータは近年性能向上が著しい電気自動車用モータをベースに検討を行う。表 6 に代表的な電気自動車用モータの性能^{25, 26)}を示す。モータサイズが大きくなるとコイル抵抗 R_c は大きくなる傾向にあり、 R に占める R_c の割合が支配的になる。よって、本検討では $R \approx R_c$ とし、 R_c には慶応大学の電気自動車 KAZ 用モータの抵抗値 0.5Ω を採用する。こ

こで K_v は(20)式を変形し次式で得ることができる。

$$K_v = \frac{N_{P\text{max}}}{E_{\text{max}} - IR} \quad \cdots(37)$$

ここで $N_{P\text{max}}$ は最大出力時におけるモータ回転数で、 E_{max} はコントローラに印加可能な最大電圧である。また、 I はコントローラ、モータ効率 η_m を用いて次式で推定する。

$$I = \frac{P_{\text{max}} R}{E_{\text{max}} \eta_m} \quad \cdots(38)$$

ここで P_{max} はモータの最大出力を表し、 $\eta_m=0.8$, $R=0.5\Omega$ と仮定している。

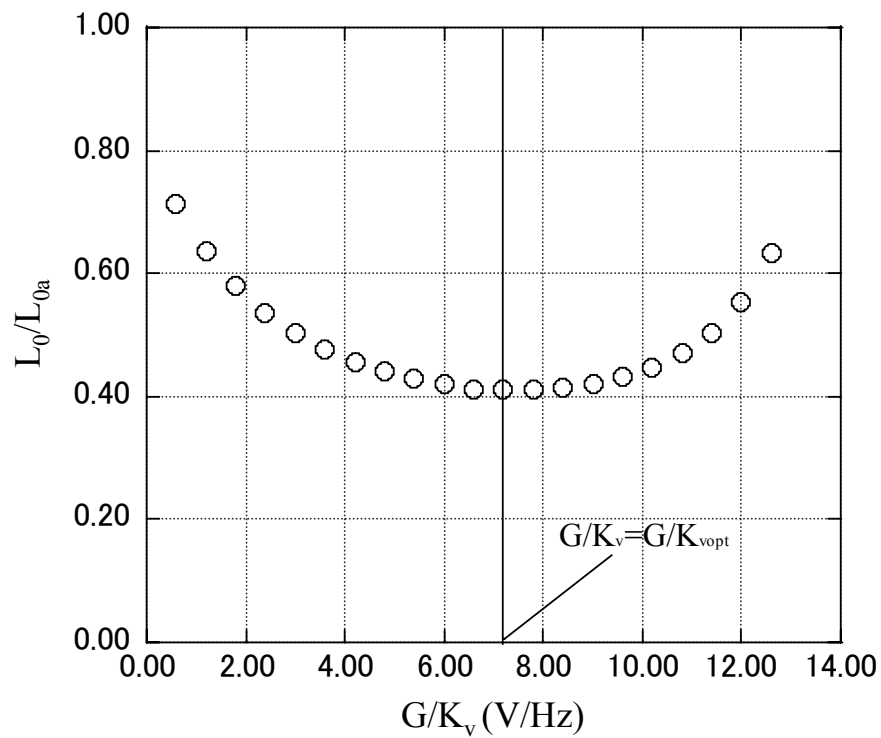
図 31 に(34)式を用いて得られた Skyhawk172 における L_0/L_{0a} と G/K_v の関係を示す。ここでは L_{0a} を対象機の公称離陸滑走距離 288m としている。図 31 から分かるように L_0/L_{0a} は $G/K_v \approx 7$ で最小値 0.41 をとっている。この G/K_v は表 6 から KAZ 用モータを $G=5.2$ として用いた場合に得られる値であり、既存の電動システムの適用によって大幅に L_0 を短縮することができることが分かる。

表 5 Cessna 社 Skyhawk172 の仕様

乗員	4 人
離陸最大重量	10900N
空虚重量	7122N
主翼面積	16.2m ² (174ft ²)
失速速度	フラップ角 0°: 26.1m/s フラップ角 30°: 24.2m/s
プロペラ径	1.905m(75in.)
プロペラ回転数	40Hz(2400rpm)
エンジン出力	120kW(160HP)
タイヤ径	0.44m(17.5in.)
離陸滑走距離 L_{0a}	288m

表 6 電気自動車用モータの性能

車体名称	KAZ	ALTRA-EV	EV PLUS
製作者	慶応大学	日産自動車	本田技研工業
K_v	0.73Hz/V	1.21Hz/V	0.16Hz/V
P_{max}	55kW	62kW	49kW
最大トルク	100Nm	175Nm	275Nm
N_{Pmax}	150Hz	267Hz	28.3Hz
E_{max}	315V	336V	288V
W_m	216N	368N	441N
W_c	490.5N(2 輪分)	147N	

図 31 Skyhawk172 における L_0/L_{0a} と G/K_v の関係($E=300V$)

6.4 要素技術の現状と総合性能

6.4.1 駆動輪システムの装備による飛行性能への影響

前節において既存の自動車用電動システムが小型機の L_0 を大きく短縮させることができる性能を備えていることが分かった。しかし、駆動輪システムの重量は表 6 から W_m とコントローラ重量 W_c 各 1 個で 490N 程度である。また、 W_b については現在開発が進んでいる高出力密度²⁷⁾リチウムイオンバッテリー(出力密度 3.5kW/kg)を用いても $W_b \approx 590N$ となり、既存機と比較して合わせて 1080N 程度の重量増加が避けられない。この重量増加が飛行性能に及ぼす影響について検討する。

1080N の重量増加は対象機 Cessna Skyhawk172 の離陸最大重量の約 10%に当たる。離陸最大重量を超過することはできないため、駆動輪システムの搭載にはこの増加分だけ燃料あるいは人員を減らす必要がある。対象機の離陸最大重量から空虚重量を差し引く、すなわち人員、燃料、荷物の重量は 3777N となり、これらの重量を $3777-1080=2697N$ に抑えなければならない。

航空ガソリンの比重は 0.71 であり、対象機の燃料タンク容量は $0.212m^3$ であるから、燃料を満載すると燃料重量は 1471.5N である。ここから 1080N 分の燃料を減らすと 391.5N しか搭載できない。その結果、航続距離 R_a は 1270km から 338km に減る。また、平均質量 65kg の乗員が 3 人乗ると、乗員だけで 1913N ある。1080N 減らすには搭載する燃料を 785N にする必要がある。その結果、 R_a がほぼ半減する。一方、平均質量 65kg の乗員 2 人だけにすると、 $R_a=1228km$ と搭載前の航続距離 R_{a0} との比で $R_a/R_{a0}=0.97$ を確保できる。

このように、駆動輪システムによる重量増加は飛行性能に重大な影響を及ぼすため、実機への搭載には駆動輪システムの軽量化が不可欠である。以降、KAZ 用電動システムを例にとり駆動輪システムの軽量化に向けた技術の現状とその課題について述べる。

6.4.2 モータ

KAZ の電動モータは近年の永久磁石の性能向上などにより、質量/出力比で 0.4kg/kW と画期的な軽量化を既に実現している。ここにはほとんど軽量化の余地はなさそうであるが、最高出力 55kW で 40s の運転ができる。本検討における離陸滑走は 7s 程度であるため、最高出力は 55kW を維持しながら最高出力での運転可能時間は半分以下でも良いことにすれば、モータの熱容量を下げ小

型化することで、軽量化できる可能性がある。つまり、定格と最大出力のギャップが非常に大きいモータを開発することが課題となる。

6.4.3 コントローラ

KAZ において、 $W_m=216N$ であるのに対し、 W_c はモータ 2 個分で 490.5N あり、モータよりも重い。これは、コントローラに用いられているスイッチング素子の On 抵抗が大きく、冷却に水を用いる必要があるためである。これは元々ラジエータ用の水冷系統を持つ自動車では大きな問題とはならないが、航空機においては重量増と共にシステムの複雑化を招く恐れがある。水冷を止めて空冷にすれば、冷却水とポンプによる重量増分はすべて削減できる。

現在、空冷で十分な程度に On 抵抗が小さいスイッチング素子の印加電圧最大値は 70V 程度までしかなく、55kW のモータの電圧としては小さい。ただし、自動車業界でも当然低抵抗スイッチング素子の開発にはしのぎを削っており、将来的にインバータの重量が大幅に軽減される可能性は少なくない。よって、高電圧低抵抗スイッチング素子の開発が今後の課題となる。

6.4.4 バッテリ

W_b の決定にはリチウムイオンバッテリーについてはエネルギー密度より出力密度の及ぼすインパクトの方が大きいことは既に述べた。よって最も大きな技術課題はバッテリーの高出力密度化となるが、これについても自動車業界を先頭にハイブリッド車用途の高出力密度バッテリーの研究開発が進められている。図 32 に E と G/K_v を図 31 と同じ範囲で変化させた場合における L_0/L_{0a} と R_a/R_{a0} の関係を示す。ここでは駆動輪システムによる重量増加はすべて燃料を削減することで対応するものとする。図 32 から、すべての E において図 31 に示すような L_0/L_{0a} が最小となる点 ($G/K_v=G/K_{vopt}$) より高い R_a/R_{a0} については L_0/L_{0a} の増加に対する R_a/R_{a0} の増加は緩やかになっている。また、それぞれの E について $G/K_v=G/K_{vopt}$ となる点を比較すると、E を増加して L_0/L_{0a} を減少させると R_a/R_{a0} も減少しており、 L_0/L_{0a} と R_a/R_{a0} はトレードオフの関係にあることが分かる。

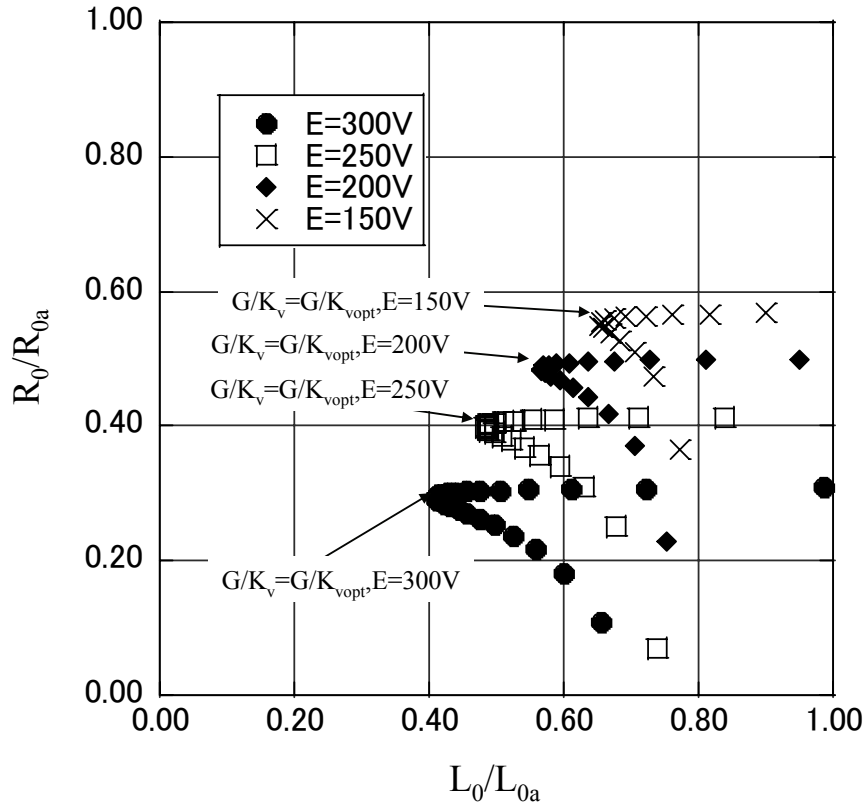


図 32 E, G/K_v を変化させた場合における L_0/L_{0a} と R_a/R_{a0} の関係

6.4.5 軽量化の目標値と性能

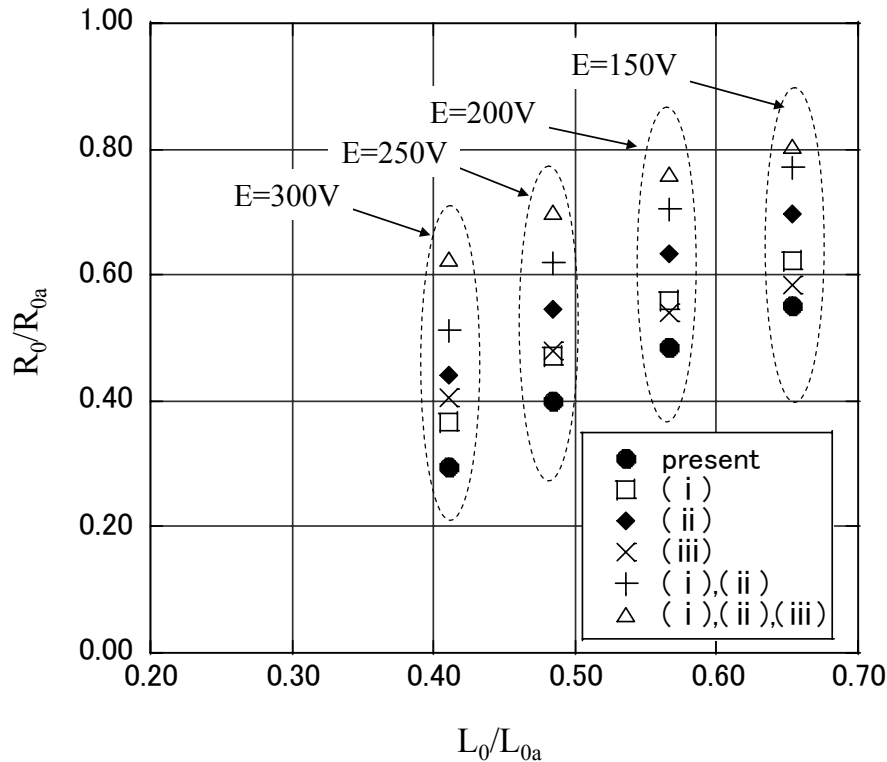
以上の議論より、駆動輪システムにおける各要素の軽量化手法と目標値を以下のように仮定する。

- (i) モータ運転時間を 1/4 としモータを小型化 (W_m 半減)
- (ii) 高耐圧スイッチング素子の開発によるコントローラの空冷化 (W_c 80% 減)
- (iii) バッテリーの高出力密度化 (出力密度 3.5kW/kg → 5.0kW/kg)

図 33 に各目標を達成した場合に各 E において $G/K_v = G/K_{vopt}$ とした時の L_0/L_{0a} と R_a/R_{a0} の関係を示す。現状に対し、各目標の達成が R_a/R_{a0} に及ぼす影響について比較すると、最も重量低減効果の大きい(ii)がどの L_0/L_{0a} においても最も大きく R_a/R_{a0} を 0.15 程度改善している。し

かしながら、 $E=150V$ では(i)の方が R_a/R_{a0} の改善に大きなインパクトがあるのに対し、 $E=300V$ では(iii)による改善幅の方が大きい。これは E が小さくなるにつれて消費電力が小さくなるため、システム全体の重量における W_b の占める割合が小さくなるためである。すべての目標が達成された場合、 $R_a/R_{a0} > 0.6$ を保ちつつ L_0 を 60% 程度短縮、あるいは L_0 を 35% 近く短縮しつつ $R_a/R_{a0} > 0.8$ を維持できると共に、乗員を 3 名とした場合にはどの E についても $R_a/R_{a0} = 1$ を確保できる。

また、機体の主推進装置を電動化した場合には、主推進装置と駆動輪のバッテリー及びコントローラを共用とすることでシステムをより軽量化できる可能性がある。

図 33 軽量化目標達成時における L_0/L_{0a} と R_a/R_{a0} の関係

7. まとめ

航空機の降着車輪を電動モータで駆動することにより離陸滑走距離を短縮する手法を提案し、航空機と自動車の境界領域における新しい問題に取り組んだ。電動駆動輪による推力をモデル化し、模型実験による検証及び実機に適用した場合における効果について検討を行った結果、以下の知見を得た。

- (1) プロペラ推力と駆動輪推力を併用することで、従来のプロペラ推力のみで滑走する場合と比較して、消費エネルギーを増やすことなく離陸滑走距離を大幅に短縮できる。
- (2) 一般的な三輪車方式の航空機の場合、離陸滑走の加速力を車輪の駆動力で補強するためには、後輪を駆動することが必要であり、さらに、駆動力がある程度大きい場合には、滑走中の機首上げ運動を防止する機構が必要となる。
- (3) 車輪の駆動力に起因した滑走中の機首上げ運動は、駆動輪より後方に補助脚を配置することで防止できるが、滑走中は補助脚輪と前輪の間で接地荷重が交互に入れ替わるにより、加速度に変動が生じてしまう。
- (4) 駆動輪推力を用いる場合、離陸滑走距離には駆動輪モータの性能及び電圧を向上させても変化しない

下限値が存在し、その値は主翼が負の揚力を発生するようにしたとき、最小とすることができる。

- (5) 既存の電気自動車程度の性能を有する駆動輪システムを、4人乗り程度の軽飛行機に適用した場合、離陸滑走距離を60%程度短縮できる可能性があるが、それによる重量増加が航続距離やペイロードに及ぼす悪影響は、現状のモータシステム技術を適用する限り無視し得ないほど大きい。
- (6) 駆動輪システムの軽量化方針を提案するとともに、Cessna Skyhawk172を対象とした検討を行い、各要素における重量軽減の目標値とそれらが達成された場合の効果を定量的に示した。

謝辞

本研究の立ち上げに際し、慶應義塾大学清水浩教授には貴重な提案をいただいた。本研究における予備試験の実施に際し、東北大学流体科学研究所小濱泰昭教授をはじめとする流動環境シミュレータの皆様には多大なご協力と助言をいただいた。実験模型設計、製作、実験に関しては、産業技術総合研究所箱島秀昭客員研究員並びに元JAXA技術研修生諸氏の谷口和暢氏、清水基志氏、相原朋大氏、小林健吾氏、長尾優作氏、横岸澤直弘氏、久米大郎氏には非常に粘り強く取り組んでいただいた。ここに深く心より謝意を表する。

参考文献

- 1) 西沢ら他 4 名(2004)“将来型航空機の研究開発構想(案)”第 42 回飛行機シンポジウム講演論文集, pp421-428
- 2) NASA Langley Research Center (1976)“Powered-Lift Aerodynamics and Acoustics.”NASA-SP-406.
- 3) 航空宇宙技術研究所 STOL プロジェクト推進本部飛行試験室(1991)“低騒音 STOL 実験機飛鳥の高揚力発生諸装置の評価”NAL-TR-1102
- 4) 航空宇宙技術研究所 STOL プロジェクト推進本部飛行試験室(1991)“低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の α スweep試験より得られた空力特性”NAL-TR-1112
- 5) Wilmer H.Reed(1952)“An analysis of the effect of a curved ramp on the take-off performance of catapult-launched airplanes.”NACA-RM-L52105.
- 6) Thomas R. Turner(1960)“A Wind-Tunnel Investigation of the Development of Lift on Wings in Accelerated Longitudinal Motion.”NASA-TN-D-422
- 7) 清水浩 (2002)“多目的高性能電気自動車の開発”FED レビュー vol.2 no.8
- 8) Vanausdal, R. K. (1983)“Design, manufacture and test of a prototype powered wheel for aircraft.” NASA-CR-172242
- 9) The Boeing Company News Releases(Aug.1, 2005) http://www.boeing.com/news/releases/2005/q3/nr_050801a.html
- 10) The Boeing Company.”Aircraft Wheel Drive Apparatus and Method.” United State Patent 3977631.(Aud.31, 1976)
- 11) GREENLITE, LTD.etc.”Aircraft Landing-gear Driving System.” PCT Patent WO9529094. (Nov.02, 1995)
- 12) 新川ら他 2 名(2007)“地上走行モデルの高度化／地上走行実験”JAXA RR(刊行予定)
- 13) Steve H. Goldthorpe, Alan C. Kemik, Larry S, McBee, and Orv W. Preston(1995)“Guidance and Control Requirements for High-Speed Rollout and Turnoff (ROTO).” NASA-CR-195026
- 14) http://www.ifs.tohoku.ac.jp/divisions/jp/tfirc_branch_miya_zaki.html
- 15) 日本航空宇宙学会(1992)“航空宇宙工学便覧(第 2 版)”丸善
- 16) 酒井秀雄(1987)“タイヤ工学” グランプリ出版
- 17) 小林宙, 西沢啓(2007)“短距離離着陸航空機”特願 2007-191772
- 18) H. B. Pecejka and E. Bakker. (1991)“The Magic Formula tyre model.” In Proc. 1st International Colloquium on Tyre Models for Vehicle Dynamics Analysis, Delft, Netherlands.
- 19) 鶴岡慶雅, 豊田靖, 堀洋一(1998)“電気自動車のトラクションコントロールに関する基礎研究”電気学会論文誌 D, 118-D, 1, pp.45-50.
- 20) J.R.Hendershot, Jr and T.J.M.Miller.(1994)“Design of brushless permanent-magnet motors.” Oxford University Press.
- 21) <http://cessna.com/>
- 22) “セスナ 172 取扱法”(1998)鳳文書林出版
- 23) <http://www.allstar.fiu.edu/AERO/BA-Background.htm>
- 24) <http://www.goodyearaviation.com/tiredatabook.html>
- 25) 堀洋一, 寺谷達夫, 正木良三(2003)“自動車用モータ技術”日刊工業新聞社
- 26) 電気学会電気自動車駆動システム調査専門委員会 (1999)“電機自動車の最新技術”オーム社
- 27) http://techon.nikkeibp.co.jp/article/EVENT_LEAF/20051021/109931/

付録

振動成分を含む力の計測値から空気力成分を抽出する方法

図 2 の試験装置におけるロードセルにより計測された, 水平方向及び鉛直方向の力 F_x , F_y の典型的な時間変化の例を図 A1, A2 にそれぞれ示す. どちらも平均値に対し 100%以上の振幅を持つ変動成分が重畳している. このままでは模型に作用する空気力を求めるのは困難であり, ロードセル出力から空気力成分のみを抽出する必要がある.

図 A3, A4 に台車から模型を外した場合における水平方向の力 f_x , 鉛直方向の力 f_y の時間変化及び f_x と a_x , f_y と a_y の相互相関係数 R_x , R_y をそれぞれ示す. この時, 支柱と模型の干渉の影響が小さいと仮定すれば, f_x , f_y は F_x , F_y における模型に作用する空気力以外の成分, すなわち支柱に作用する空気力及び台車の振動に伴う慣性力を示している. 図 A3 から f_x , f_y の振幅はそれぞれ図 A1, A2 における F_x , F_y のそれとほぼ同程度であり, F_x , F_y の変動は f_x , f_y が主要な原因であることを示唆している. また, 図 A4 から R_x , R_y の最大値がそれぞれ $t=\tau_x$, τ_y においてどちらも 1 に近い値をとっていることから, f_x , f_y の変動が振動による慣性力に起因していることが分かる. よって, 模型に作用する空気力を計測するには, F_x , F_y から慣性力の影響を除去することが有効であると考えられる.

計測された F_x , F_y から慣性力の影響を除去するには, ロードセルに慣性力の作用していない時刻におけるロードセルの出力信号を計測された時系列信号から抽出すればよい. 一般に振動する質点の慣性力は質点の質量に振

動加速度を乗じて求められるため、ロードセルに作用する慣性力の小さい時刻は、その時刻における加速度の値から判断することができる。図 A5 に F_x , $a_x < \varepsilon_x$ となる時刻 t_{ax0} における F_x の値 F_{xa0} 及び $t_{ax0} + \tau_x$ における F_x の値 F_{xat} を示す。ここで ε_x は水平方向慣性力が十分小さいとみなす振動加速度で本研究では 0.03m/s^2 としている。水平方

向と同様に $\varepsilon_y, t_{ay0}, F_{ya0}, F_{yat}$ を定義し、図 A6 に $\varepsilon_y = 0.05\text{m/s}^2$ とした場合の F_y , F_{ya0}, F_{yat} を示す。図 A5, A6 から分かるようにそれぞれ F_{xat} , F_{yat} で変動幅が最も小さくなっており、慣性力の影響が小さくなっている。よって、本試験では水平方向及び鉛直方向空気力 D, L として F_{xat} , F_{yat} の算術平均値をそれぞれ採用する。

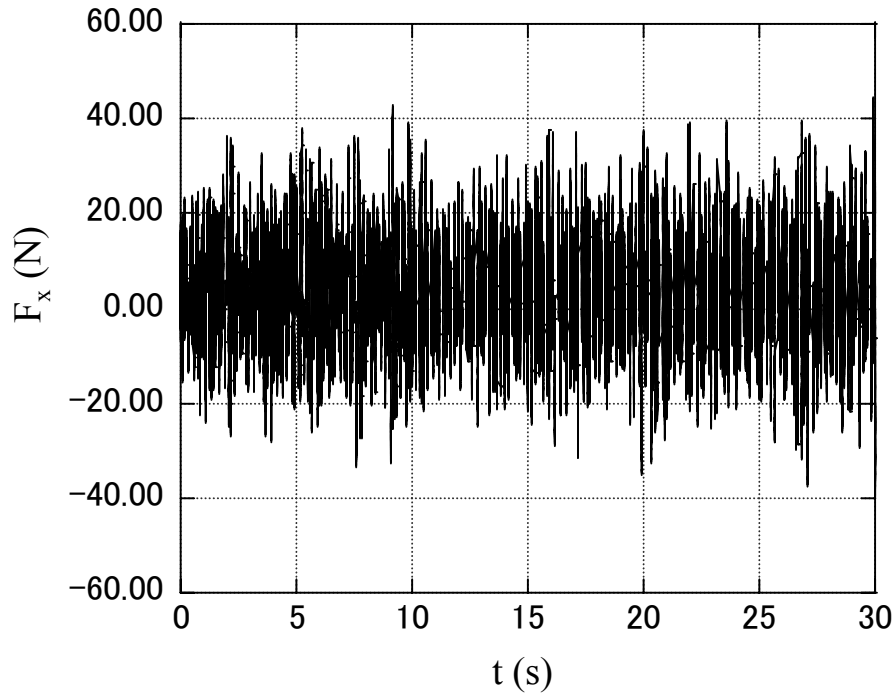


図 A1 F_x の時間変化

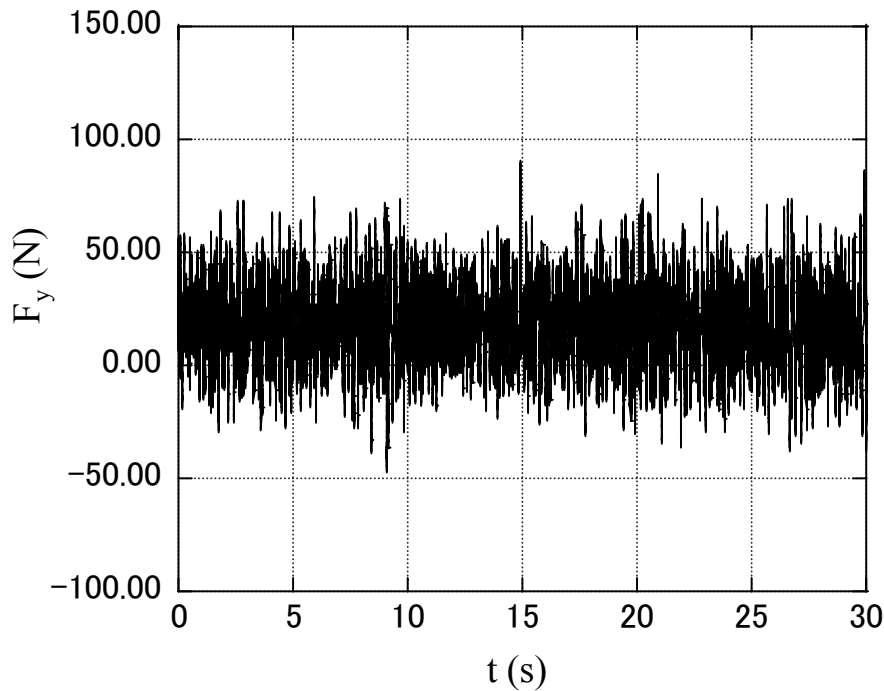


図 A2 F_y の時間変化

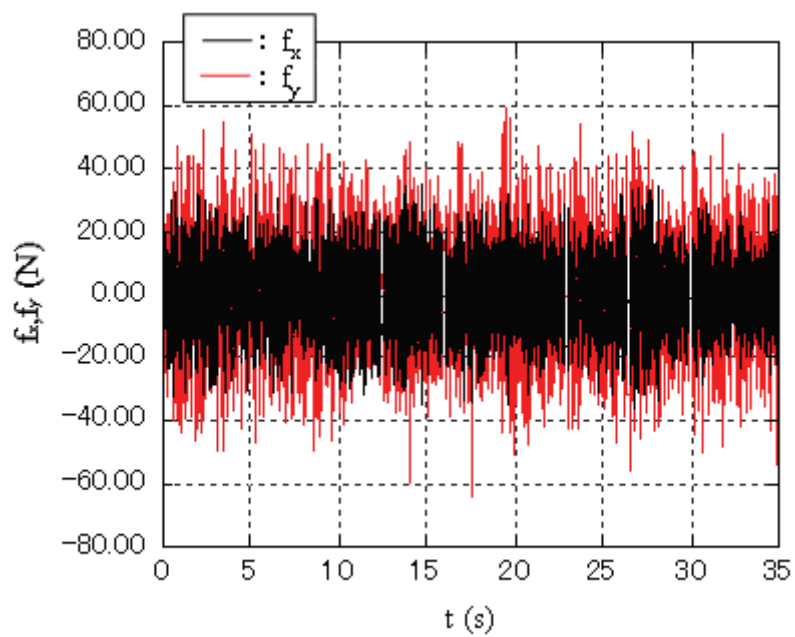


図 A3 f_x , f_y の時間変化

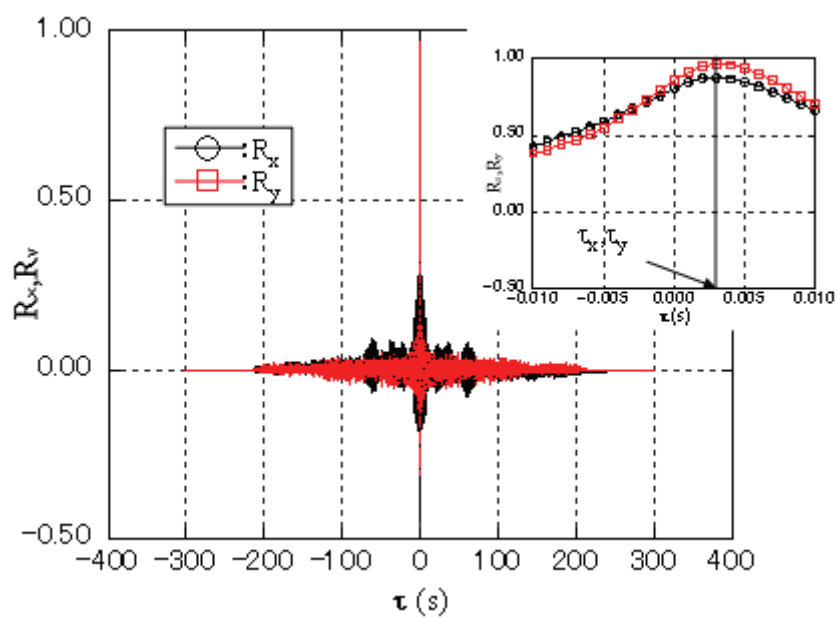
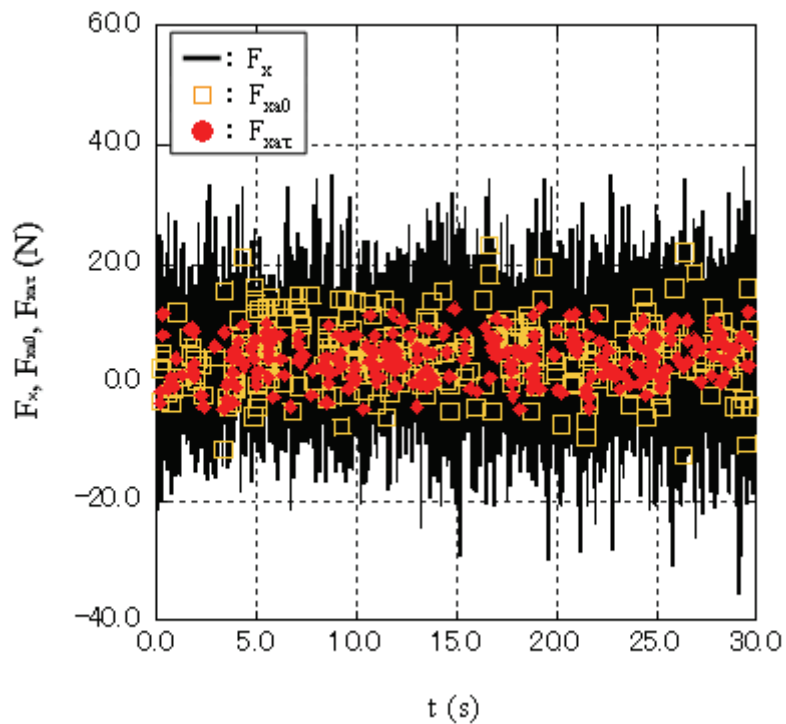
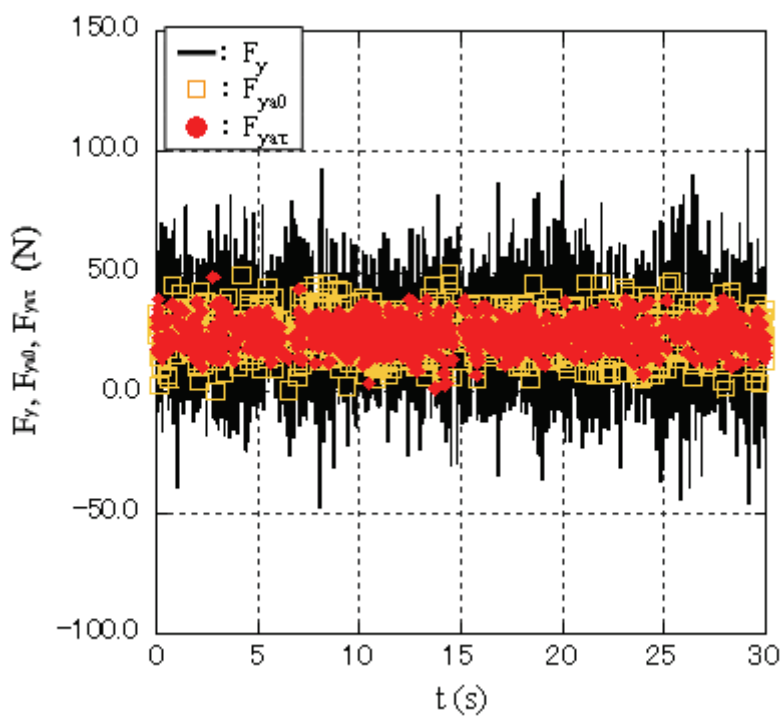


図 A4 加速度と力の相互相関係数

図 A5 F_x と抽出された水平方向力成分図 A6 F_y と抽出された鉛直方向力成分

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-028

発行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。

