

電動駆動輪による小型航空機の離陸滑走距離短縮*1

Decrease in Ground-Run Distance of Small Airplanes by Applying Electrically-Driven Wheels

小林 宙*2・西 沢 啓*2

Hiroshi KOBAYASHI and Akira NISHIZAWA

Key Words: STOL, Electric Motor, Driving Wheel

Abstract: A new takeoff method for small airplanes was proposed. Ground-roll performance of an airplane driven by electrically-powered wheels was experimentally and computationally 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 computational analysis showed the ground-run distance of the wheel-driven aircraft was independent of the motor power when the motor capability exceeded the friction between tires and ground. Furthermore, the distance was minimized when the angle of attack was set to the value so that the wing generated negative lift.

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ふことが挙げられる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イスを主翼に装備するため、短距離離着陸機としての全機開発が必要であり、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・設計プロセスにも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、離陸滑走距離を著し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⁾。このような電動システム性能の向上を背景に海外⁸⁻¹⁰⁾や国内¹¹⁾でも地上でのタキシングを、動力をもたせた車輪によって行い、騒音、排ガスの低減や燃費向上を図る方法が提案されている。また、上記手法は空港における離発着容量及び安全性の向上の観点から、現在注目を集めているタキシング時の走行性^{12,13)}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、設計パラメータと離陸滑走距離の関係を明らかにすることを目的とする。

2. 機体の運動方程式と解

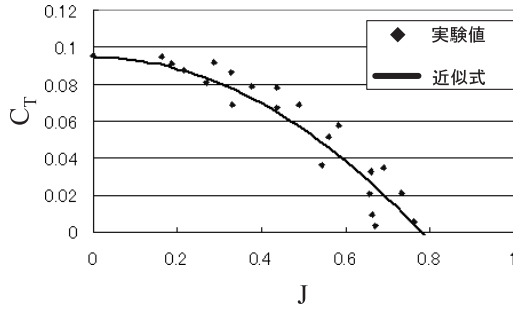
本章では離陸滑走距離を予測するための滑走モデル式を導出する。式そのものは実機にもスケール機にもどちらにも適用可能であるが、次章以降の実験的検証にはスケール機を用いるため、例えばプロペラの推力係数といったモデル式中の各係数は、スケール機に適合するよう定めた。以下、モデル式の導出について説明する。

2.1 運動方程式 滑走中の機体には、プロペラ推力 T_p 、駆動輪推力 T_w 、空力抵抗 D_a 及び転がり抵抗 D_r が作用す

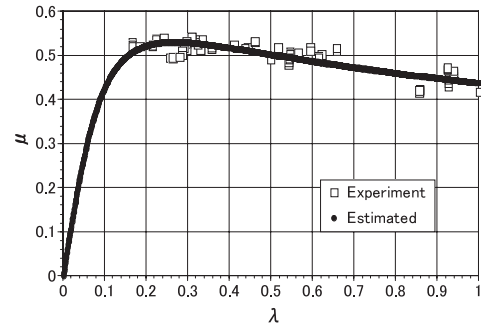
*1 © 2008 日本航空宇宙学会

平成 19 年 10 月 11 日, 第 45 回飛行機シンポジウムにおいて発表。平成 19 年 11 月 9 日原稿受理

*2 宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ



第1図 APC18-12 プロペラの C_T と J の関係



第2図 (9) 式による μ の予測値と実験値の比較

る。よって機体質量を m 、機速を V とすると機体の運動方程式は次式で与えられる。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。

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = T_p + T_w - D_a - D_r \quad (1)$$

2.2 抗力 機体に作用する空力抵抗 D_a は主翼面積 S 、抗力係数 C_D 、大気密度 ρ を用いて以下のように表すことができる。

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

一方、 D_r は転がり抵抗係数 μ_{roll} 及び機体の路面に及ぼす荷重 W を用いて以下のように表せる。

$$D_r = W \mu_{roll} \quad (3)$$

ここで

$$W = mg - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (4)$$

上式において C_L は揚力係数である。

2.3 プロペラ推力 T_p は推力係数 C_T 、 ρ 、プロペラ回転数 N_p 及びプロペラ直径 D_p を用いて以下の式で表せる。

$$T_p = C_T \rho N_p^2 D_p^4 \quad (5)$$

ここで C_T は一般に前進率 $J (= V/(D_p N_p))$ の関数になる。予備試験により得られた、本研究で用いた APC 社製 18 インチ径 12 インチピッチプロペラの C_T と J の関係を第1図に示す。(5)式において C_T を J の二次関数で近似すると、

$$\begin{aligned} C_T &= -c_0 J^2 + c_1 \\ &= -c_0 \left(\frac{V}{D_p N_p} \right)^2 + c_1 \end{aligned} \quad (6)$$

と書ける。

2.4 駆動輪推力

2.4.1 路面とタイヤの摩擦モデル 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 μ を用いて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。よって以下ようになる。

$$T_{wmax} = W\mu \quad (7)$$

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¹⁴⁾。

$$\lambda = \frac{r\omega - V}{r\omega} \quad (8)$$

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。本研究では μ のモデルとして Pacejka ら¹⁵⁾ 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した。

$$\mu = \mu_{max} \sin [1.65 \arctan \{ \beta \lambda - \varepsilon (\beta \lambda - \arctan \beta \lambda) \}] \quad (9)$$

ここで μ_{max} 、 β 、 ε は路面状態、タイヤの材質及び形状などにより決定される定数である。第2図に(9)式において予備試験の結果から最小2乗法により決定した定数を用いて予測した μ と、予備試験によって計測された λ と μ の関係を示す。予備試験では模型を駆動輪によって加速し、各時刻の加速度 a と次式を用いて μ を以下のように算出した。

$$\mu = \frac{(ma + D_a + D_r)}{W} \quad (10)$$

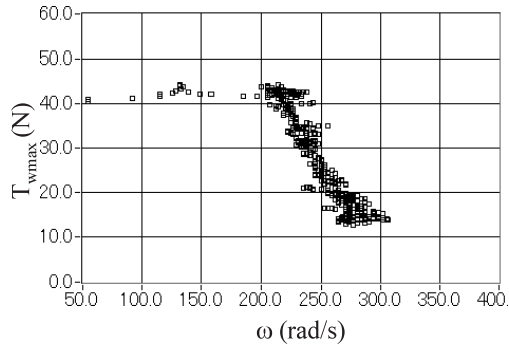
2.4.2 DC ブラシレスモータの最大トルク 本研究では駆動輪用のモータとして DC ブラシレスモータを用いる。ブラシレスモータの出力が最大となっているとき、電源電圧 E は以下のように表すことができる。

$$E = \frac{N_m}{K_v} + IR \quad (11)$$

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 を用いて次式のように書くことができる。

$$\tau = \frac{(I - I_0)}{K_v} \quad (12)$$

よって、モータが最大トルク τ_{max} を出力しているとき、(11)、(12)式から



第3図 最大駆動輪推力と駆動輪回転数の関係

$$E = \frac{N_m}{K_v} + R(K_v \tau_{\max} + I_0) \quad (13)$$

と表すことができる．ここで、 N_m は ω とギヤ比 G の積であることから、

$$E = \frac{G\omega}{K_v} + R(K_v \tau_{\max} + I_0) \quad (14)$$

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

$$T_w = \frac{G\tau}{r} \quad (15)$$

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 (14)、(15) 式を用いて次式のように表せる．

$$T_{w\max} = \left(\frac{G}{K_v} \right) \left\{ E - \left(\frac{G}{K_v} \right) \omega \right\} / (Rr) \quad (16)$$

したがって、 E を一定に保った場合、 $T_{w\max}$ は ω に対し線形に減少する．(16) 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．

$$\begin{aligned} T_{w\max} &= -c_2\omega + c_3 \\ c_2 &= \left(\frac{G}{K_v} \right)^2 / (Rr) > 0, \\ c_3 &= E \left(\frac{G}{K_v} \right) / (Rr) > 0 \end{aligned} \quad (17)$$

2.4.3 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 (7) 式及び (17) 式に示すような上限が存在するため、実際には $T_{w\max}$ は (7) 式と (17) 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、

$$T_{w\max} = \begin{cases} W\mu & (W\mu \leq -c_2\omega + c_3) \\ -c_2\omega + c_3 & (W\mu > -c_2\omega + c_3) \end{cases} \quad (18)$$

となる．

第3図に予備試験によって計測された $T_{w\max}$ と ω の関係を示す． $\omega \leq 200$ rad/s では、 $T_{w\max}$ はほぼ一定の値を

とる．これは (18) 式で示される $W\mu \leq -c_2\omega + c_3$ の領域であって、モータの最大トルクが $W\mu$ に対して過剰なためである．また、(7) 式で示される $T_{w\max}$ の値がほぼ一定の値になるのは、 V が小さいので (4) 式で示される W の変化は小さく、 μ も大きく変化しないためである．しかし $\omega > 200$ rad/s では、(18) 式における $W\mu > -c_2\omega + c_3$ の領域に変わるため、(17) 式に示すように $T_{w\max}$ は ω に対し線形に減少していく．

ところで λ が一定値 λ_0 とみなされる場合、(8) 式から

$$\omega = \frac{V}{r(1 - \lambda_0)} = c_4 V \quad (19)$$

となる．(19) 式と (18) 式を用いると

$$T_{w\max} = \begin{cases} W\mu & (W\mu \leq -c_2\omega + c_3) \\ -c_2c_4 V + c_3 & (W\mu > -c_2\omega + c_3) \end{cases} \quad (20)$$

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 $\lambda_{\mu\max}$ (第2図では 0.27) に保った場合、

$$T_{w\max} = \begin{cases} W\mu_{\max} & (W\mu_{\max} \leq -c_2\omega + c_3) \\ -c_2c_4 V + c_3 & (W\mu_{\max} > -c_2\omega + c_3) \end{cases} \quad (21)$$

である．このとき $T_{w\max}$ 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．

2.5 運動方程式の解 以上の式から、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のようになる．

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = T_p + T_{w\max} - D_a - D_r \quad (22)$$

(2)、(3)、(4)、(5)、(6)、(21) 式を用いてこれを整理すると、

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = \begin{cases} -(C_0 + C_\mu)V^2 + C_2 + mg\mu_{\max} & (W\mu_{\max} \leq -c_2\omega + c_3) \\ -C_0V^2 - C_1V + C_2 + C_3 & (W\mu_{\max} > -c_2\omega + c_3) \end{cases}$$

$$C_\mu = \frac{1}{2}\rho S C_L \mu_{\max},$$

$$C_0 = c_0\rho D_p^2 + \frac{1}{2}\rho S C_D - \frac{1}{2}\rho S C_L \mu_{\text{roll}},$$

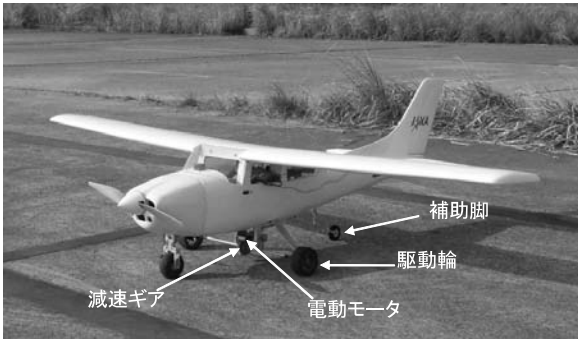
$$C_1 = c_2c_4,$$

$$C_2 = c_1\rho N_p^2 D_p^4 - mg\mu_{\text{roll}},$$

$$C_3 = c_3 \quad (23)$$

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．

$$V(t) = \begin{cases} A_1 \coth(C_{a0}t + C_{a1}) & (W\mu_{\max} \leq -c_2\omega + c_3) \\ B_1 \coth(C_{b0}t + C_{b1}) + B_3 & (W\mu_{\max} > -c_2\omega + c_3) \end{cases} \quad (24)$$



第4図 実験模型外観

ここで C_{a1} , C_{b1} は初期値問題の任意定数であり,

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

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

$$C_{b0} = \frac{B_1 C_0}{m}, \quad B_3 = \frac{C_1}{2C_0}$$

である. さらに滑走距離 $L(t)$ は (24) 式の積分をとり

$$L(t) = \begin{cases} A_2 \ln \{ \sinh(C_{a0}t + C_{a1}) \} + C_{a2} \\ (W\mu_{\max} \leq -c_2\omega + c_3) \\ B_2 \ln \{ \sinh(C_{b0}t + C_{b1}) \} + B_3t + C_{b2} \\ (W\mu_{\max} > -c_2\omega + c_3) \end{cases} \quad (25)$$

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 (21) 式で示される T_w の理論限界値を用いていることから, (25) 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.

3. 実験装置及び実験条件

3.1 模型 実験模型には Cessna Skylane182 の 19%スケール機を用い, 操縦は RC (Radio Control) 用送受信機を用いて行った. 第4図に模型の外観を示す. 既存のプロペラ推力のみの滑走方式と駆動輪推力を用いた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. 駆動機構は海外の例⁸⁾の場合と異なり後輪に設置した. 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.

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

第1表 実験模型諸元

項目	駆動機構なし	駆動機構あり	備考
全長	1.64 m		
全幅	2.06 m		
主翼面積	0.587 m ²		
揚力係数: C_L	0.58		
抗力係数: C_D	0.048		
質量: m	6.77 kg	7.85 kg	
離陸速度: V_{TO}	13.0 m/s	14.0 m/s	
駆動輪用モータ		ModelMotors AXI2826/12 ×1 個	逆起電力定数 79.59 rad/s/V
駆動輪用バッテリー		FlightPower EVO3700 5S1P ×1 個	直列 5 セル (満充電時 21 V) 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 88 × 40 mm	
プロペラ	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 20.63 rad/s/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 29.4 V) で使用

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空力係数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 6.77 kg, 離陸速度は 13.0 m/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 7.85 kg, 14.0 m/s である. 第1表に駆動機構の有無と機体諸元の対応を示す.

3.2 プロペラ 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. このとき, 静止時におけるプロペラの最大回転数は約 67 Hz (4020 rpm) である. 推力重量比は約 0.3 で, これは典型的な小型機のそれとほぼ等しい.

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 (Pulse Width Modulation) 制御する.

3.3 電動駆動輪 駆動輪の車輪には 88 mm 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

第2表 滑走方式

	(a)	(b)	(c)
機体	駆動機構なし	駆動機構あり	駆動機構あり
プロペラ	あり	なし	あり
推力			
駆動輪	なし	あり	あり
推力			
スタート	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。

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。

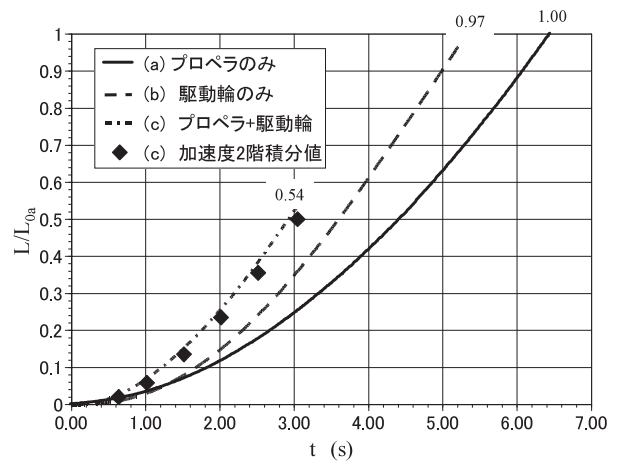
プロペラ及び駆動輪用モータの回転数は、それぞれ反射型光センサを用いて、回転周期に比例した周期をもつパルスを生成し、データロガーに内蔵されたカウンタにより計測した。

3.5 滑走条件 滑走時の天候は晴れまたは曇りであり、気温は23~26°C、風速は進行方向に追い風2.6m/s以下であった。滑走試験は乾燥アスファルトの滑走路において、第2表に示す(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。

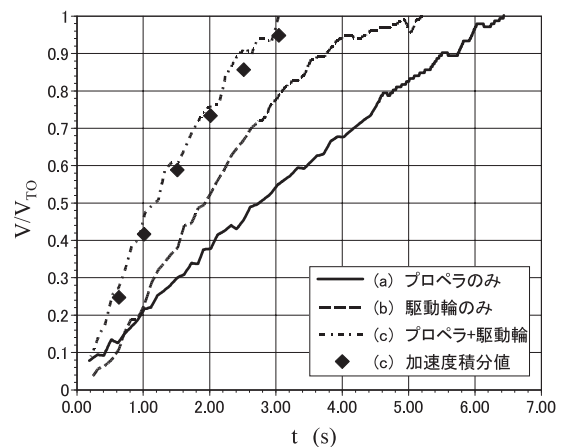
それぞれの滑走方式について、滑走は機体が離陸速度に達するまで行い、スタートから機体が離陸速度に達するまでの滑走距離を離陸滑走距離 L_0 とした。

4. 実験結果及び考察

4.1 離陸滑走距離 3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 $V(t)/V_{TO}$ 及び無次元加速度 $a(t)/g$ の時間変化を第5図、6、7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_{TO} 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



第5図 滑走方式による滑走距離の比較

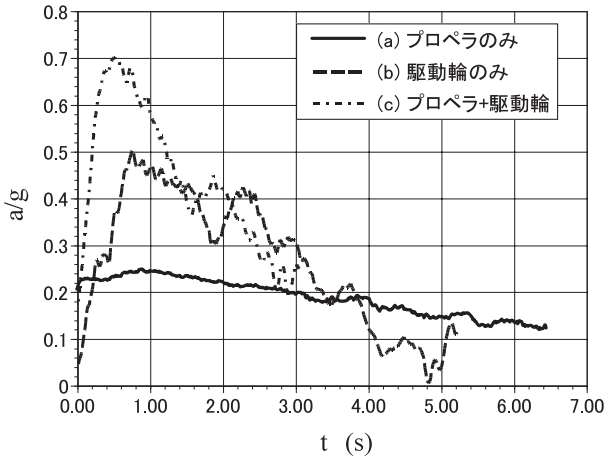


第6図 滑走方式による機速の比較

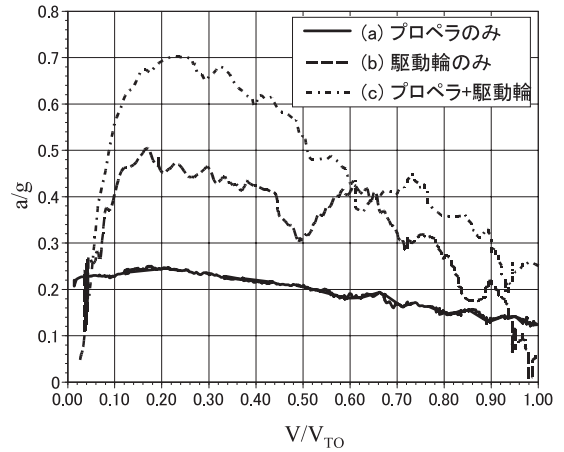
δL_0 を L_{0a} で除した値は0.04程度である。また $L(t)/L_{0a}$ 、 $V(t)/V_{TO}$ に対し、加速度の2階及び1階積分値を無次元化したものはそれぞれやや小さくなっているが、これはそれぞれの計測に使用したセンサの違いによるものであると思われる。第5図から、駆動輪及びプロペラ推力を併用する(c)の無次元離陸滑走距離 L_0/L_{0a} はプロペラ推力のみで滑走する(a)と比較して50%程度減少していることが分かる。プロペラ推力を併用することで大きく L_0/L_{0a} を小さくすることができ、駆動輪滑走方式の有効性が確認できた。

しかし、第7図では駆動輪を用いた(b)及び(c)に限って、 $a(t)$ 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、自動車や通常の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。

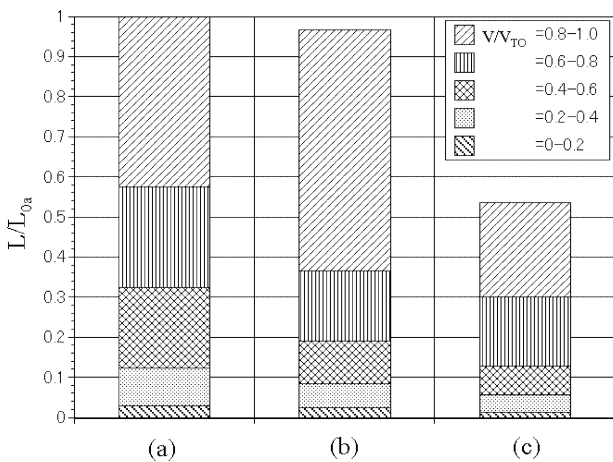
また、第7図を見ると、大半の時間領域において(b)の a/g が(a)に比べ大きく上回っている。それにもかかわら



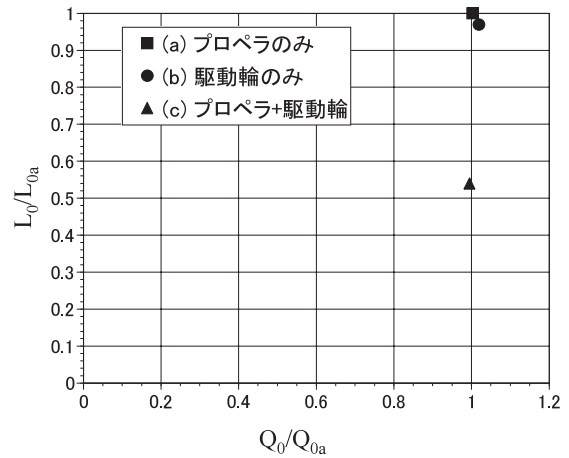
第7図 滑走方式による機体加速度の比較



第9図 機速と加速度の関係



第8図 各速度域における滑走距離の比較



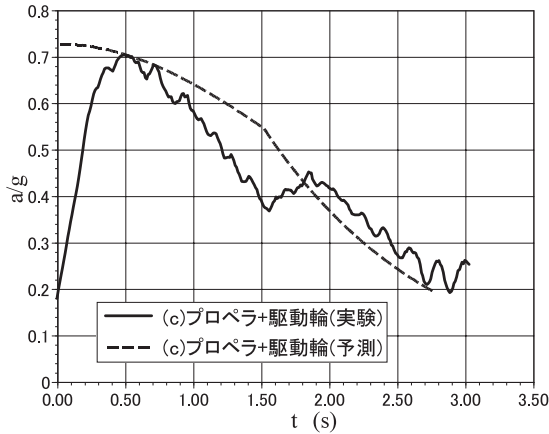
第10図 離陸滑走距離と消費エネルギーの関係

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、第8図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(5)、(6)式から V の関数である。さらに(20)、(2)、(3)、(4)式から T_{wmax} 、 D_a 、 D_r も V に大きく影響されるため、 a も V と強い相関関係がある。よって、第9図に(a)、(b)、(c)における $V(t)/V_{TO}$ と $a(t)/g$ の関係を示す。第8図から(a)、(c)に比べ(b)では $V/V_{TO} > 0.8$ 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。これは第9図に示すように、(b)では $V/V_{TO} > 0.8$ において a/g が特に小さくなっているためで、第6図に示すように V/V_{TO} がこの領域から離陸速度に達するまでに必要な時間が(a)、(c)に比べ長くかかるためである。推力を駆動輪のみから得ている(b)において a/g が $V/V_{TO} > 0.8$ 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、第3図に示すように 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っているためである。

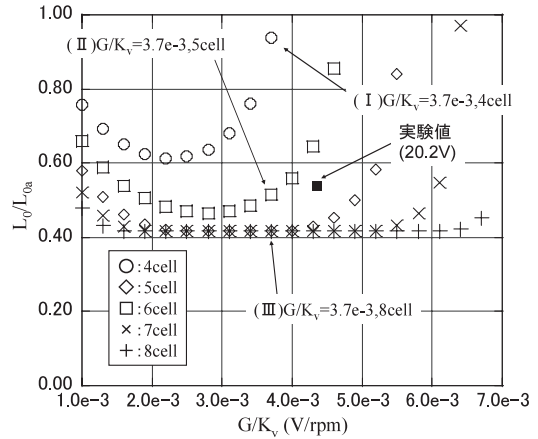
第10図に(a)、(b)、(c)それぞれの場合の L_0/L_{0a} と無次元消費エネルギー Q_0/Q_{0a} の関係を示す。ここで Q_0 は各滑走方式における消費エネルギーで、 Q_{0a} は(a)における

消費エネルギーである。これより滑走に駆動輪を用いる(b)、(c)の方式では、転がり抵抗 m 、 V_{TO} の増大にもかかわらず、離陸速度 V_{TO} を得るまでの総エネルギー消費はほぼ等しいままで、離陸滑走距離を減らすことができることが分かる。これは駆動輪を装備した場合には、駆動輪システムがプロペラより効率的に離陸滑走を行っているためと考えられる。特に(c)の駆動輪とプロペラを併用する場合には、50%程度の離陸滑走距離の短縮が可能である。

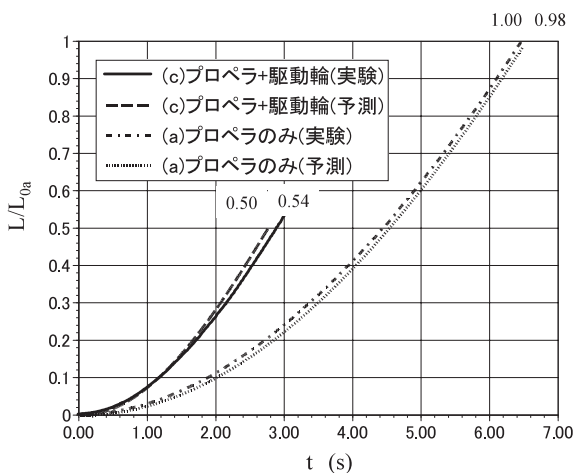
4.2 予測モデルと実験値の比較 第11、12図に(23)、(25)式により予測された $a(t)/g$ 、 $L(t)/L_{0a}$ を実験値とそれぞれ比較する。 a/g の予測値は実験値と比較して $t < 0.25$ s で特に過大に予測されている。実験ではスタート時に駆動輪を急に回転させ始めるため、スタート直後ではスリップ率が特に大きな値をとるのに対し、モデルは2.4.3で述べたように λ を μ が最大となる一定値 $\lambda_{\mu max}$ と仮定している。このため λ の実験値とモデルで仮定した $\lambda_{\mu max}$ との差が大きくなっているスタート直後において、実験値に比べ T_w が過大に予測され、加速度も第11図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 $L(t)/L_{0a}$ の差については第12図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



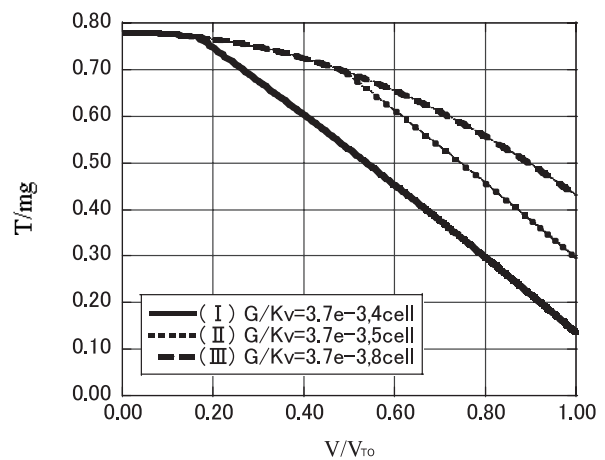
第 11 図 モデルによる加速度の予測値と実験値の比較



第 13 図 G/K_v 及びバッテリーセル数と L_0 の関係 (1 セル = 3.7V)



第 12 図 モデルによる滑走距離の予測値と実験値の比較



第 14 図 セル数を変化させた場合における推力と速度の関係

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。実験結果が予測値に近いことから、実験がかなり理想に近い状態で行われていることが分かる。

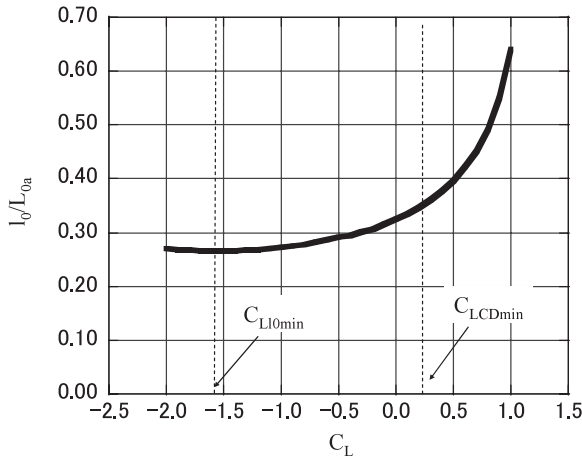
4.3 設計パラメタと離陸滑走距離の関係 駆動輪システムの設計において検討すべき項目としては、駆動輪用モータやバッテリーの選定、駆動機構を含む脚構造などが挙げられる。しかし (4), (7), (16) 式に示すように、機速 V と駆動輪最大推力 T_{wmax} の関係は駆動輪半径 r , 全機揚力係数 C_L , 駆動力係数 μ が既知であるときバッテリー電圧 E , ギヤ比と逆起電力係数の比 G/K_v , 及びシステムの電気抵抗 R で決定されるが, R はモータのコイル抵抗及びコントローラの回路抵抗等の要素により決定されるため, ここでは一定値と仮定する。よって, 概念検討の段階では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。

第 13 図に G/K_v 及びバッテリーセル数 (1 セル : 3.7V) を変化させた場合における実験模型の L_0/L_{0a} を (25) 式により予測した結果を示す。また, 第 14 図に第 13 図に示した 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。第 13 図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 (16) 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, 第 14 図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第 13 図の (III) のときであり, 第 14 図に示すようにこのとき 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 (18) 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はできない。

スリップ率が $\lambda = \lambda_{\mu max}$ で一定, すなわち $\mu = \mu_{max}$ 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 (4) 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



第15図 C_L と l_0 の関係

が減少すると W は増加する。一方, C_D は一般に, 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

$$C_D = C_{Dmin} + \frac{(C_L - C_{LCDmin})^2}{\pi e A} \quad (26)$$

と表すことができ, $|C_L - C_{LCDmin}|$ 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。第15図に 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。(26)式から C_D は $C_L - C_{LCDmin}$ の2乗に比例し, (3), (4), (7)式から T_{wmax} , D_r は C_L に対し線形に減少することから, 常に $W\mu < -c_2\omega + c_3$ ならば機体の運動方程式は C_L の関数として(1), (2), (3), (4), (7), (26)式を用いて次式で与えられる。

$$m \frac{dV}{dt} = T_p + \left(mg - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \right) (\mu - \mu_{roll}) - \frac{1}{2} \rho V^2 S \left\{ C_{Dmin} + \frac{(C_L - C_{LCDmin})^2}{\pi e A} \right\} \quad (27)$$

これは C_L に関して上に凸の二次関数であり, $m(dV/dt)$ を最大化する C_L が存在する。 C_L は T_p にほとんど寄与しないと仮定すると, $m(dV/dt)$ が最大となるときの C_L の値は

$$\begin{aligned} \frac{\partial \left(m \frac{dV}{dt} \right)}{\partial C_L} &= -\frac{1}{2} \rho V^2 S \\ &\times \left\{ (\mu - \mu_{roll}) + \frac{2(C_L - C_{LCDmin})}{\pi e A} \right\} \\ &= 0 \end{aligned} \quad (28)$$

で与えられ, V に依存しない。よって, (28)式を満たす C_L は常に dV/dt を最大化, すなわち l_0/L_{0a} を最小化する。この値を C_{Ll0min} とすると(28)式から

$$C_{Ll0min} = C_{LCDmin} - \frac{1}{2} \pi e A (\mu - \mu_{roll}) \quad (29)$$

であり, 本研究における滑走試験のように $\mu > \mu_{roll}$ のとき, $C_{Ll0min} < C_{LCDmin}$ である。

本研究で用いたモデルでは $C_{LCDmin} = 0.222$, $e = 0.33$, $A = 7.23$, $\mu_{max} = 0.53$, $\mu_{roll} = 0.05$ であることから(29)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ときに最小となることが分かる。

5. 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も行った結果, 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ほぼ半減させることができる。

2) 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。

3) 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。

4) 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ことにより, 加速度に変動が生じてしまう。

今後は離陸滑走中に発生する騒音の評価及び, 様々な滑走方式について離陸滑走距離, エネルギー効率等の比較を行い, 実機概念検討に反映させる予定である。なお現状の電動システムの出力重量比から本手法が適用可能な機体は, 現時点では数人乗り程度の小型機に限られるものと予想されるが, 離陸滑走中の推力を機速の関数として扱うことのできる場合には, プロペラ機に限らずジェット機に対しても本研究におけるモデルの適用は可能である。

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 啓, 小林 宙, 高木正平, 麻生 茂, 大林 茂: 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, 2004, pp. 421-428.
- 2) NASA Langley Research Center: Powered-Lift Aerodynamics and Acoustics, NASA-SP-406, 1976.
- 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: 低騒音 STOL 実験機飛鳥の高揚力発生諸装置の評価, NAL-TR-1102, 1991.
- 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: 低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の α スイープ試験より得られた空力特性, NAL-TR-1112, 1991.
- 5) Reed, W. H.: An Analysis of the Effect of a Curved Ramp on the Take-Off Performance of Catapult-Launched Airplanes, NACA-RM-L52I05, 1952.
- 6) Turner, T. R.: A Wind-Tunnel Investigation of the Development of Lift on Wings in Accelerated Longitudinal Motion, NASA-TN-D-422, 1960.
- 7) 清水 浩: 多目的高性能電気自動車の開発, FED レビュー, **2**, 8 (2002).
- 8) The Boeing Company News Releases (2005), http://www.boeing.com/news/releases/2005/q3/nr_050801a.html
- 9) The Boeing Company: Aircraft Wheel Drive Apparatus and Method, United State Patent 3977631, 1976.
- 10) Greenline Ltd., Gritti, G., Giovanardi, E. and Centofante, E.: Aircraft Landing-Gear Driving System, PCT Patent WO9529094, 1995.
- 11) 森山敏雄: 航空機の車輪, 特開平 05-193577, 1991.
- 12) 新川智子, 船引浩平, 野嶋琢也, 山路拓郎: 航空機地上走行モデルの高度化, JAXA RR, 2007.
- 13) Goldthorpe, S. H., Kemik, A. C., McBee, L. S. and Preston, O. W.: Guidance and Control Requirements for High-Speed Rollout and Turnoff (ROTO), NASA-CR-195026, 1995.
- 14) 酒井秀雄: タイヤ工学, グランプリ出版, 東京, 1987, pp. 185-187.
- 15) Pecejka, H. B. and Bakker, E.: The Magic Formula Tyre Model, Proc. 1st International Colloquium on Tyre Models for Vehicle Dynamics Analysis, Delft, Netherlands, 1991.