

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 14 日現在

機関番号：12608

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2014～2016

課題番号：26420814

研究課題名(和文)空力浮上式鉄道「エアロトレイン」の機体設計パラメータと安定性に関する研究

研究課題名(英文)Study on the body parameters and the stability of Aero-Train

研究代表者

菅原 雄介 (Sugahara, Yusuke)

東京工業大学・工学院・准教授

研究者番号：60373031

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,800,000円

研究成果の概要(和文)：本研究の目的は、地面効果を利用し空力的に浮上走行する鉄道「エアロトレイン」に関して、風洞実験により地面効果域内での空力特性をモデル化し、機体の力学モデルを用いたシミュレーションにより機体の設計パラメータが安定性に及ぼす影響を考察することである。これに対しさまざまな翼の地面効果下での空力特性のモデリング、地面効果の影響を含む3次元動力学モデルの構築、機体形状と安定性の検討を行った。これは安定性に優れたエアロトレインの機体形状の設計論に資するものである。

研究成果の概要(英文)：The purpose of this study, on the Aero-Train, which is the high-speed train system levitating aerodynamically by Wing-In-Ground effect, is investigating the effect of the design parameter of its vehicle body to its stability. The modelling of the aerodynamic characteristics of the wings under WIG effect by the wind tunnel experiments, development of the three-dimensional dynamic model of the vehicle including nonlinear WIG effect, and the considerations on the vehicle body design and stability by the simulations were conducted. The knowledge obtained in this study is of benefit to the design theory of the Aero-Train.

研究分野：ロボット工学，機械設計，ロボットと機械システムの設計と制御

キーワード：エアロトレイン 空力浮上式鉄道 地面効果翼機 特殊航空機

1. 研究開始当初の背景

80年代に提案されたエアロトレインは地面効果を利用し浮上走行する鉄道であり、エネルギー効率の良さから実用化が待たれている。過去に空力特性やエネルギー効率、浮上走行制御について研究が行われてきたが、機体の形状と走行時の安定性・制御性の関係については研究例がなく、機体形状を設計する方法は確立されていない。

2. 研究の目的

前後の浮上翼と案内翼の有無・枚数・翼面積・迎角・アスペクト比、重心位置、垂直尾翼の有無、動翼面積などの機体の形状パラメータが制御性・安定性に及ぼす影響を考察する。このためにムービングベルトを用いた風洞実験により地面効果の影響を含む揚力係数・抗力係数・モーメント係数をモデル化し、またこの結果を用い様々な機体形状に関して動力学シミュレーションを行い、その制御性・安定性を検討する。これらの知見に基づき、要求諸元から機体の形状パラメータを設計する手法を提案し、制御性・安定性に優れたエアロトレインの機体形状の設計論を構築することを目的とする。

3. 研究の方法

本研究は、(1) 翼の地面効果下での空力特性のモデリング、(2) 前後対称翼の地面効果下での空力特性のモデリング、(3) 前後浮上翼の干渉特性のモデリング、(4) 縦系の動力学モデルの構築、(5) 縦系の運動における機体形状と安定性の検討、(6) 横・方向系を含めた3次元動力学モデルの構築、の項目について遂行した。

4. 研究成果

(1) 翼の地面効果下での空力特性のモデリング

本研究における風洞実験では、図1に示すセットアップを用いた。地面効果の実験においては地面模擬が重要になるが、最も良いとされているムービングベルト法により地面模擬を行った。空気力の測定には揚力、抗力、モーメントが同時に測定可能な3分力ロードセルを用いた。

空力特性のモデリング精度を高めるために、風洞実験により、地面効果域での翼に働く揚力、抗力、モーメントの地面効果特性のデータを詳細に測定した。また、エアロトレインの動力学シミュレーションを行うと条件によっては負の迎角を取るときがあることがわかり、これまでデータがほとんど無かった負の迎角の翼の地面効果特性を計測した。その結果を図2に示す。横軸は地面からの高さを表す h/c (翼後縁高さを翼弦長で無次元化した値)である。縦軸は(a)が揚力係数 C_L 、(b)が抗力係数 C_D 、(c)がモーメント係数 C_M 、(d)が揚抗比 L/D である。通常の正の迎角では C_L は地面に近づくにつれ増加するが、負の迎角になると

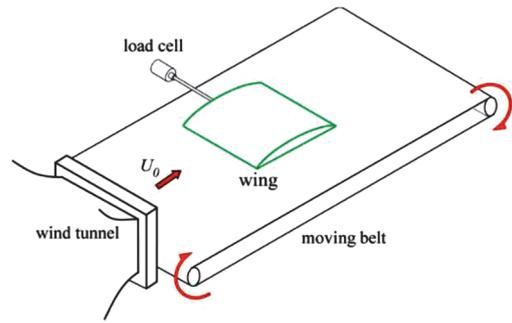


図1 実験装置概略

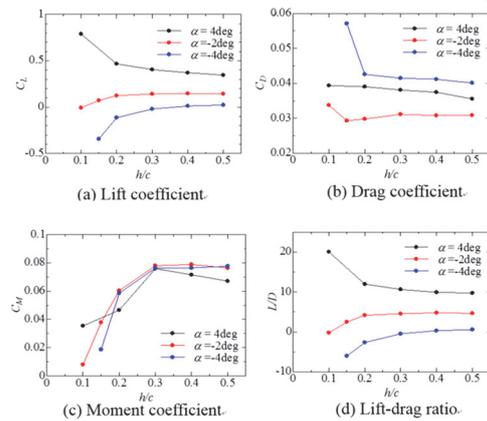


図2 負の迎角における翼の地面効果特性



図3 補助翼付き翼型

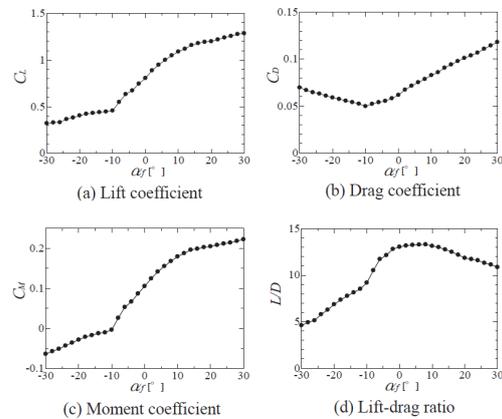


図4 補助翼による空力特性の変化
(迎角 $\alpha = 4^\circ$, 地面高さ $h/c = 0.1$)

逆に減少する。 C_D は迎角が -4° において地面近くで急増する。この様に迎角が負になると正の時の地面効果とは現象が異なり、正のときのデータの外挿では予測不可能であることがわかった。

次に、地面効果時の補助翼による空力特性の変化を調べるために、図3に示すような翼後縁に翼弦長の15%の大きさの補助翼がついたモデルを用いて風洞実験を行い、補助翼角度による揚力、抗力、モーメントの変化を調べた。図4にその結果の一例を示す。横軸は補助翼角度である。揚力、モーメントは補助翼の角度が $\pm 10^\circ$ 以内ではほぼ直線的に変化するが、その範囲外では変化率が小さくなる

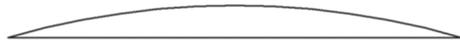


図5 上面円弧、下面直線の前後対称翼



図6 上面円弧、下面円弧の前後対称翼

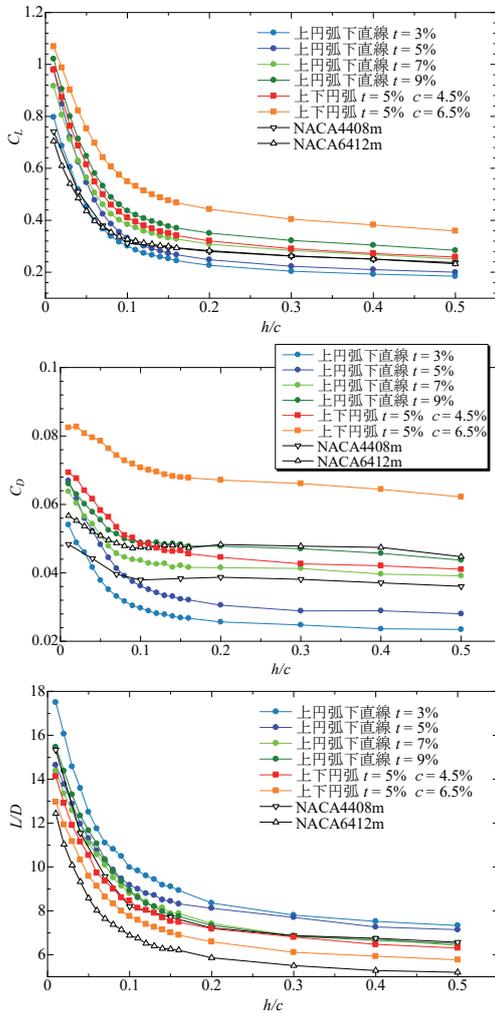


図7 前後対称翼の地面効果特性
(迎角 $\alpha = 4^\circ$)

ことがわかる。抗力は補助翼角度が -10° で最小になり、 -10° から増えても減っても抗力が増加することがわかる。このように、 $\pm 10^\circ$ 以内では、補助翼の角度に対して空力特性の変化は直線的に変化するが、その範囲外では変化が異なることが明らかとなった。

(2) 前後対称翼の地面効果下での空力特性のモデリング

前後対称翼として、図5の様な上面が円弧形状、下面が直線の円弧翼(厚さ違いで4種類)と、図6の様な上面も下面も円弧形状の円弧翼(反り違いで2種類)を製作し、風洞実験により地面効果特性を調べた。その結果を図7に示す。上面が円弧、下面が直線の円弧翼では、これまで走行実験に使用してきた翼型(NACA4408m, NACA6412m)と同等かそれ以上の揚抗比が得られ、エアロトレイン

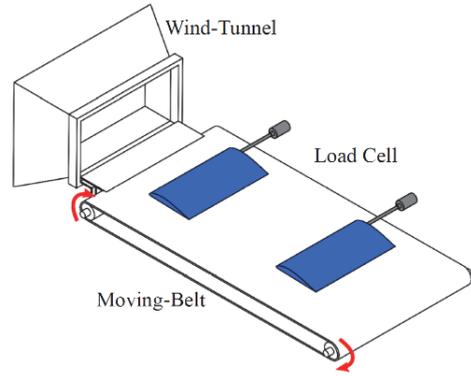


図8 前後翼干渉の実験概略

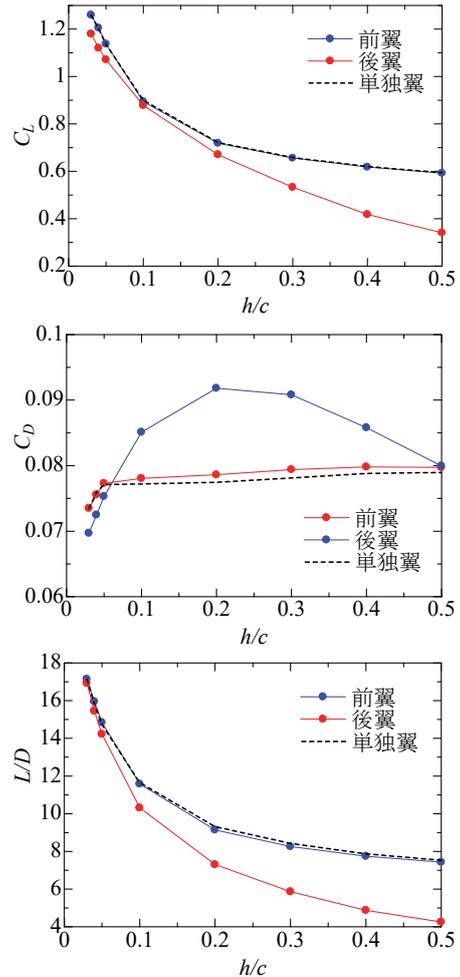


図9 前後浮上翼の干渉の結果
(迎角 $\alpha = 6^\circ$, 翼間隔 $3.0c$, 前後同高さ)

に使用可能であることがわかった。また、厚い翼のほうが揚力は大きい、揚抗比は薄い翼のほうが高いこともわかった。一方、上面も下面も円弧の円弧翼は、揚力は下面が直線の円弧翼よりも大きい、抗力も大きく揚抗比は低くなることがわかり、効率が悪くエアロトレインには使えないことがわかった。

(3) 前後浮上翼の干渉特性のモデリング

図8のように翼模型を流れ方向に2枚並べて設置し、タンデム配置の翼の場合の空力干渉による地面効果特性の変化を調べた。その結果の一例を図9に示す。この結果は翼間隔が翼弦長の3倍で前後の翼が同じ地面高さに

おける揚力、抗力、揚抗比を、前翼と後翼を別々に測定した結果である。青がタンデム配置翼の前翼を、赤がタンデム配置翼の後翼を、点線が単独翼の空力特性を示している。前翼の空力特性は点線の単独翼とほとんど差がなく、前翼は後翼の影響を受けていない。一方、後翼の結果を見ると地面近傍では差が少ないが、地面から離れると差が大きいことがわかる。様々な地面高さ、翼間隔で測定した結果、翼と翼の間隔が翼弦長よりも広い場合には、前翼は後翼の影響を受けないことがわかった。一方後翼は前翼の影響を大きく受け、翼間隔が広い方が、前翼が地面に近い方がその影響は小さくなることがわかった。

(4) 縦系の動力学モデルの構築

本研究の目的のためには非線形の強い現象である地面効果の影響を検討する必要があるが、これまでの研究で制御系設計のために構築した動力学モデルは、地面効果を考慮に入れながらも安定点近傍で線形化したモデルであった。そこで地面効果の非線形モデルを含むエアロトレインの縦系の動力学モデルを構築した。

研究協力者の小濱らの過去の研究および本研究より、地面効果の影響を受ける領域での前後翼の揚力係数は以下の近似式で表すことができることがわかっている：

$$(C_L)_f = a_1 \exp(-a_2 h_f / c) + a_3 \alpha_f$$

$$(C_L)_r = b_1 \exp(-b_2 h_r / c) + b_3 \alpha_r$$

地面効果による空気力は次の式で表せる：

$$Z_a = -\frac{1}{2} \rho V_{x0}^2 \{ S C_L(h, \theta, \alpha, q) + S C_D(\alpha) \cdot \alpha \}$$

$$M_a = -\frac{1}{2} \rho V_{x0}^2 \{ S c C_m(h, \theta, \alpha, q) + C_{m_{fus}} \}$$

このように揚力係数とモーメント係数はそれぞれ浮上高さ h 、ピッチ角 θ 、迎角 α 、ピッチ角速度 q の関数として計算できる(図10)。

これらを用い、マルチドメインモデリング・シミュレーション環境 MapleSim (Maplesoft 社) 内にモデルを作成しシミュレーションを行った。小型実験機 ARTE02 のパラメータを基準として、重心位置を前と後に変更した場合の3種類のモデルを用意し、Z方向のインパルス状の外乱を加え挙動を確認した。

それぞれの挙動を図11に示す。多少の差はあるが、すべてについて浮上高さ、ピッチ角の振動は発散してゆくことがわかる。翼面積配分を変更した場合でも同様であった。縦の運動を安定化するパラメータは見つからず、前後に浮上翼を有するエアロトレインは、通常の航空機と異なり静安定性を確保することが困難であることがわかった。

(5) 縦系の運動における機体形状と安定性の検討

先の知見を踏まえ、開発した縦系の動力学モデルに水平尾翼を追加し、これを用いて外乱に対する応答を評価した。

水平尾翼の発生する空気力のモデルは以下のように表せる：

$$C_{L(tail)}(\alpha, q) = 2\pi(\alpha + ql_t/V_{x0})$$

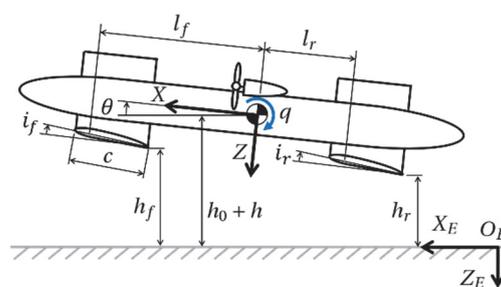
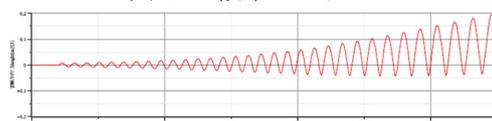
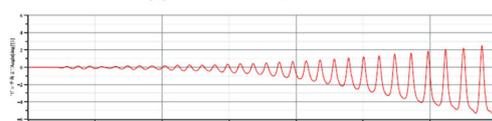


図10 縦系のモデル

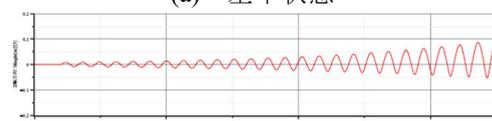


(a) Position along Z axis.

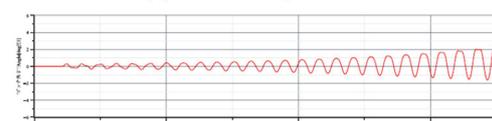


(b) Pitch angle θ .

(a) 基準状態

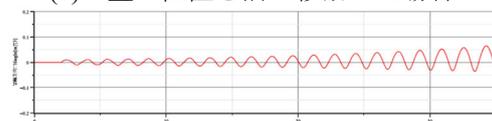


(a) Position along Z axis.

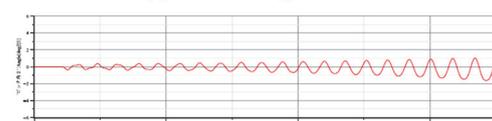


(b) Pitch angle θ .

(b) 重心位置を前に移動した場合



(a) Position along Z axis.



(b) Pitch angle θ .

(c) 重心位置を後ろに移動した場合

図11 Z方向のインパルスに対する挙動

$$C_{m(tail)}(\alpha, q) = -2\pi l_t (\alpha + ql_t/V_{x0})$$

このモデルを、本研究でこれまでに開発した MapleSim 上のエアロトレインの力学モデルに追加しシミュレーションを行った(図12)。先ほどと同様にZ方向のインパルス状の外乱を加え挙動を確認した。

水平尾翼を有しない場合と有する場合の挙動を図13, 14にそれぞれ示す。尾翼を有さない場合は前述のとおり、浮上高さやピッチ角はともに発散してゆく。これに対し水平尾翼を設けた場合は、振動が大きくなることなく徐々に減衰してゆくことがわかる。地面効果翼機の場合も機体後方の水平尾翼により発散を防ぐ事ができることがわかった。

(6) 横・方向系を含めた3次元動力学モデルの構築

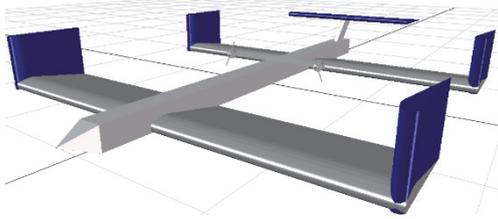
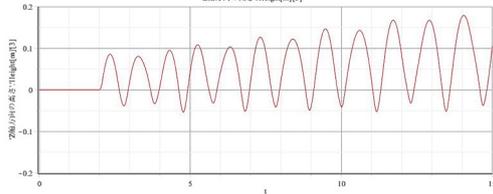
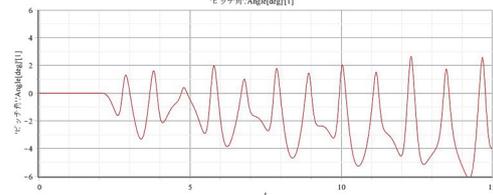


図 12 水平尾翼を付加した縦系のモデル

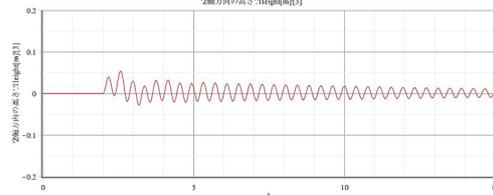


(a) 浮上高さ

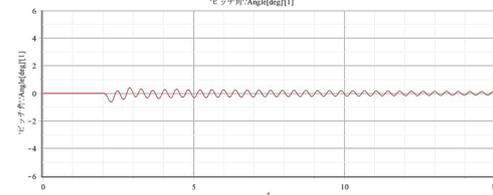


(b) ピッチ角

図 13 水平尾翼を有しないときの挙動



(a) 浮上高さ



(b) ピッチ角

図 14 水平尾翼を有するときの挙動

次の段階として、これまでに地面効果の非線形を考慮した空気力モデルを導入した縦系の動力モデルを横・方向へ拡張した、3次元動力学モデルを構築した。座標系を図 15 に示す。

まず、Z 方向の空気力とピッチングモーメントにおいて、機体のロールによる地面効果の変化の影響を考慮する必要がある。図 16 に示す浮上翼の微小部分に注目すると、この部分の揚力係数は以下ようになる：

$$C_{Lfi}(y_i) = a_1 \exp\left(-a_2 \frac{h_f(h, \theta, \phi, y_i)}{c_f}\right) + a_3 \alpha_f(\alpha, q) + a_4$$

浮上翼の揚力係数×翼面積はこれを積分して求めることができる：

$$S_f C_{Lf} = c_f \int_{-b_{f1}/2}^{b_{f2}/2} C_{Lfi}(y_i) dy_i$$

同様に Y 方向の空気力に関しても機体のロ

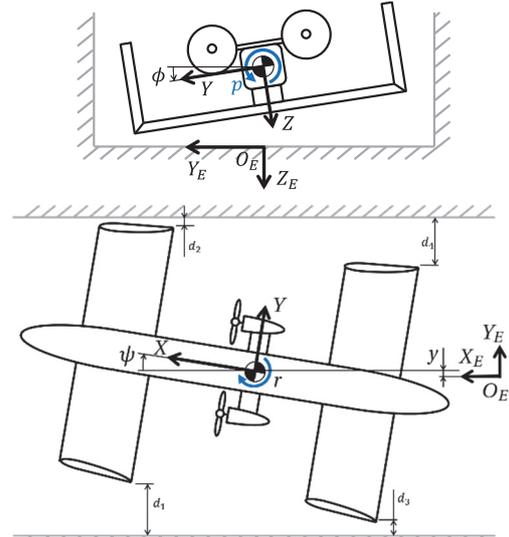


図 15 縦系と横・方向系のモデル

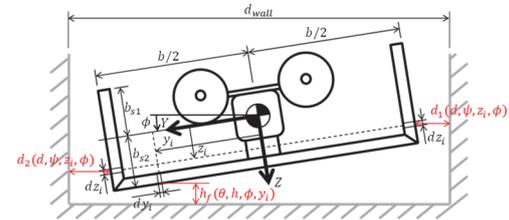


図 16 ロール時の翼の微小部分

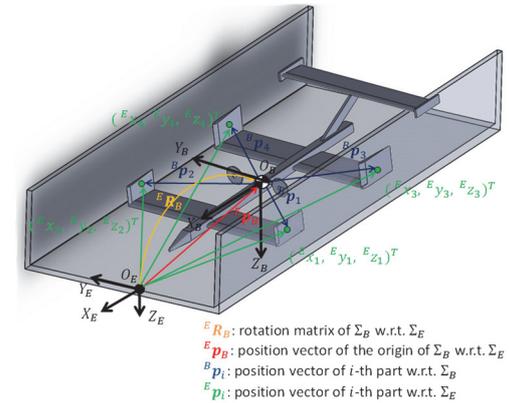


図 17 案内翼の位置

ールによる影響を考慮しなければならない。各案内翼の図 16, 17 に示す微小部分の位置 d_1 は以下のように計算できる：

$$\begin{bmatrix} {}^E p_i \\ 1 \end{bmatrix} = T(d, \phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} {}^B p_i \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$T(d, \phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} {}^E R_B(\phi, \theta, \psi) & {}^E p_B(d) \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$d_1(d, \theta, \phi, \psi, z_i) = \frac{d_{wall}}{2} + {}^E y_1(d, \theta, \phi, \psi, z_i)$$

また見かけの迎角は $\beta_{fl}(\beta, r) = \beta + i_{fL} - (l_f/V_{x0})r$ となるので、揚力係数は以下のようにになる：

$$C_{yfli}(z_i) = a_1 \exp\left(-a_2 \frac{d_1(d, \theta, \phi, \psi, z_i)}{c_{sf}}\right) + a_3 \beta_{fl}(\beta, r) + a_4$$

これより左前案内翼の揚力係数×翼面積は以下のように計算できる：

$$S_{sf} C_{yfl} = c_{sf} \int_{-b_{s1f}}^{b_{s2f}} C_{yfli}(z_i) dz_i$$

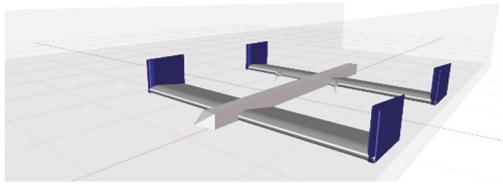
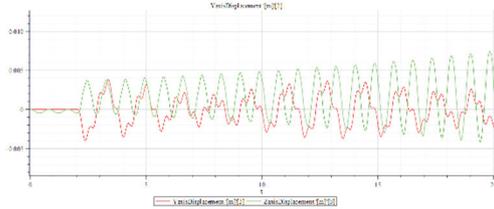
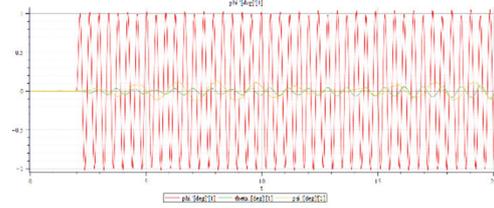


図 18 3次元動力学モデル



(a) 重心位置



(b) 姿勢角

図 19 インパルス状のロールモーメントに対する挙動

ローリングモーメントに関しては、これまでに求めた揚力係数を用いて計算することができる。浮上翼と案内翼の発生するローリングモーメントはそれぞれ以下ようになる：

$$L_{lw} = -\frac{1}{2}\rho V_{x0}^2 \left(c_f \int_{-\frac{b_f}{2}}^{\frac{b_f}{2}} C_{Lfi}(y_i) y_i dy_i + c_r \int_{-\frac{b_r}{2}}^{\frac{b_r}{2}} C_{Lri}(y_i) y_i dy_i \right)$$

$$L_{gw} = \frac{1}{2}\rho V_{x0}^2 \left\{ c_{sf} \int_{-b_{s1f}}^{b_{s2f}} (-C_{yfi}(z_i) + C_{yfri}(z_i)) z_i dz_i + c_{sr} \int_{-b_{s1r}}^{b_{s2r}} (-C_{yri}(z_i) + C_{yrr}(z_i)) z_i dz_i \right\}$$

これらを用い、これまでと同様に MapleSim 上でエアロトレインの力学モデルを作成し、シミュレーションを行った (図 18)。

一例として、ロール軸まわりに 10 Nm のインパルス状の外乱モーメントを作用させた際の重心位置と姿勢角の挙動を図 19 に示す。このモデルは尾翼を備えておらず、ロールの振動は減衰しない。またこのロール振動はヨーイング、ピッチング、浮上高さの振動を引き起こし、ピッチング振動は発散してゆく。これはこれまでの実機による浮上走行実験の結果とも一致する。

以上のように、地面効果の非線形性を考慮に入れた 3 次元動力学モデルを構築できた。

これは安定性に優れるエアロトレインの機体形状の設計論に資するものである。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 (計 0 件)

〔学会発表〕 (計 11 件)

- ① ジェレミージョン, 本田康裕, 菅原雄介, 菊地聡, 小濱泰昭, エアロトレインの機体形状と安定性に関する研究 (第 3 報, 3次元動力学モデルの構築), 1P1-G06, 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会 2017, 1P1-G06, 福島県, 2017 年 5 月.
- ② 加藤政宏, 河内和観, 菊地聡, 今尾茂樹, 小里泰章, 前後対称翼の地面効果特性, 日本機械学会東海支部第 66 期総会・講演会, 407, 静岡県, 2017 年 3 月.
- ③ Jeremy Jong, 松本卓, 本田康裕, 菅原雄介, 菊地聡, 小濱泰昭, エアロトレインの機体形状と安定性に関する研究 (第 2 報, 縦系運動における水平尾翼の効果), 第 17 回計測自動制御学会システムインテグレーション部門講演会, pp. 549-553, 北海道, 2016 年 12 月. (SI2016 優秀講演賞受賞)
- ④ 高橋翔太, 菊地聡, 今尾茂樹, 小里泰章, タンデム配置された翼の地面効果特性, 第 14 回日本流体力学会中部支部講演会, 岐阜県, 2016 年 12 月.
- ⑤ 松本卓, 菅原雄介, 本田康裕, 菊地聡, 小濱泰昭, エアロトレインの機体形状と安定性に関する研究 (第 1 報, 縦系の運動モデルの構築), 第 16 回計測自動制御学会システムインテグレーション部門講演会, pp. 1416-1419, 愛知県, 2015 年 12 月.
- ⑥ 依田泰輔, 菊地聡, 今尾茂樹, 小里泰章, 補助翼による翼の地面効果特性への影響, 第 92 期日本機械学会流体工学部門講演会, GS24, 富山県, 2014 年 10 月.

6. 研究組織

(1) 研究代表者

菅原 雄介 (SUGAHARA, Yusuke)

東京工業大学・工学院・准教授

研究者番号：6 0 3 7 3 0 3 1

(2) 研究分担者

菊地 聡 (KIKUCHI, Satoshi)

岐阜大学・工学部・准教授

研究者番号：4 0 3 1 2 6 6 5

(3) 研究協力者

小濱 泰昭 (KOHAMA, Yasuaki)