縦形PM LSMロケットラーンチャの運動解析

吉田, 欣二郎 九州大学大学院システム情報科学研究院電気電子システム工学部門

曹, 毅

九州大学大学院システム情報科学府電気電子システム工学専攻 : 博士後期課程

https://doi.org/10.15017/1515915

出版情報:九州大学大学院システム情報科学紀要.8(2), pp.177-182, 2003-09-26.九州大学大学院シ ステム情報科学研究院 バージョン: 権利関係:

縦形 PM LSM ロケットラーンチャの運動解析

吉田欣二郎* · 曹 毅**

Motion Analysis of Vertical-type PM LSM Rocket Launcher

Kinjiro YOSHIDA and Yi CAO

(Received June 13, 2003)

Abstract: In our previous papers, we proposed a vertical-type permanent magnet (PM) linear synchronous motor (LSM) rocket launcher system of which four acceleration guideways with armaturewindings are arranged symmetrically along a shaft of about 3.8 m. We analyzed the characteristics of three dimensional forces in the designed vertical-type PM LSM rocket launcher by the computer, and simulated motion control of a launcher based on the analytical results, and researched stability to the passing direction displacement.

This paper presents a detailed motion analysis of launcher and the rocket in the designed PM LSM rocket launcher system and an effectiveness of the three dimensional motion control was clarified numerically.

Keywords: PM LSM, Rocket launcher, Motion control, Three dimensional forces

1. まえがき

21世紀は宇宙開発の時代である.これら宇宙開発に は地球より宇宙へ大量の資材と人員を輸送する必要があ るが,現在,それらの唯一の輸送手段はロケットである. しかし,世界の主なロケットは総重量の80~90%が燃 料で,輸送できる物資の割合は非常に少なく,打ち上げ コストが非常に高い.従って,コストを大幅に削減する ためさまざまな研究がなされている.

そのひとつがリニアモータを用いた打ち上げシステム である¹¹²³³. ロケットをラーンチャに載せ、リニアモー タにより加速して空間に打ち出してやるシステムで、使 用燃料の減少と輸送可能な物資の割合が増加する. さら に繰り返し使用が可能となり、打ち上げコストも低く押 さえることが可能である.

先に筆者らは,永久磁石(PM)を用いた永久磁石リニ ア同期モータ(PM LSM)を駆動方式として採用し,反 発力制御方式の縦形 PM LSM ロケットラーンチャ実験 機を設計し,計算機による三次元力の特性解析を行い, その解析結果を基に推進浮上案内シミュレーションを行 い,経方向変位に対する安定性について研究した^{4/5)}.

本論文は,設計された縦形 PM LSM ロケットラーン チャ実験機でロケットモデルを搭載,発射の時の詳細な 運動解析を行ってその運動制御の有効性を明らかにした ものである.

平成 15 年 6 月 13 日受付

* 電気電子システム工学部門

** 電気電子システム工学専攻博士後期課程

2. 縦形 PM LSM ロケットラーンチャ



Fig.1 Vertical-type PM LSM rocket launcher system.



Fig. 2 Model for analysis of PM LSM rocket launcher in horizontal section.





Fig.1は縦形 PM LSM ロケットラーンチャ実験機の 全体図を, Fig.2 は水平初期変位の縦形 PM LSM ロ ケットラーンチャ実験機の横方向断面図を, Fig.3 はロ ケットとラーンチャの側面図を示す. 軌道は, 全長 3.80 m,全幅0.21mである.ラーンチャを四方から包み込 むような形で4本の電機子コイル軌道が配置され,各 LSMの極数が4となるように,すなわち計16個のPM がラーンチャに搭載される.各電機子コイル軌道は対応 する4個のPM(等間隔のポールピッチτで交番極性に 配置され,それぞれS1,N1,S2,N2とする)と共に, それぞれ独立した縦形PM LSMを構成する.電機子コ イルとラーンチャ間の基本ギャップ長は0.005mであ る.各LSMは独立に制御され,ラーンチャが軌道に非 接触となるよう制御される.

ロケットラーンチャの総重量は70kgで,そのうち ラーンチャは50kg,ロケットは20kgである.ロケッ ト打ち上げ完了後は、リニアモータシステムにより、次 のロケットを搭載したロケットラーンチャを、下降させ て打ち上げ位置へ戻すことができ、繰り返し打ち上げが 可能となる.

3. 三次元運動解析

3.1 推進力・浮上力・案内力の近似式

Fig.4は計算機を用いて解析した LSM あたりの推進 力の特性(電機子実効電流 1 A,機械的負荷角 $\tau/2$)を 示す.これらは起磁力空間分布の高調波の影響から,位 置によって正弦波状に変化し,その振幅は ∂ , Δy に依 存していることがわかる.案内力及び浮上力も同様な特 性があることを確認した.



Fig.4 Analysis results of thrust force at $I_1=1A$, $x_0=\tau/2$.

解析した LSM あたりの推進力 *f*_x,案内力 *f*_y と浮上力 *f*_z は高調波の影響を考慮しながら以下の式で近似できる.

$$f_{x} = K_{Fx}(\delta, \Delta y)I_{1}\sin\left(\frac{\pi}{\tau}x_{0}\right) + k_{x}(\delta, \Delta y)I_{1}\sin\left(\frac{\pi}{\tau}x_{0} + \frac{6\pi}{\tau}x_{2}\right)$$
(1)

$$f_{y} = K_{Fy}(\delta, \Delta y) I_{1} \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_{0}\right) + k_{y}(\delta, \Delta y) I_{1} \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_{0} + \frac{6\pi}{\tau} x_{2}\right)$$
(2)

$$f_{z} = K_{Fz}(\delta, \Delta y) I_{1} \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_{0}\right) + k_{z}(\delta, \Delta y) I_{1} \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_{0} + \frac{6\pi}{\tau} x_{2}\right)$$
(3)

ただし.

 $K_{Fx}(\delta, \Delta y), K_{Fy}(\delta, \Delta y), K_{Fz}(\delta, \Delta y) : I_1 = 1 A \mathcal{O} 時 \mathcal{O}$ f_x average, f_y average, f_z average の振幅を表すると Δy の関数

- $K_{Fx}(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{(1, 1171 \times 10^9) \delta^3 (5, 5379 \times 10^7) \delta^2 \}$ $+(1.2013\times10^{6})\delta - 13380|+|(-2.9604\times10^{5})\delta^{3}$ $+16413 \delta^{2} - 621.33 \delta - 15.89$
- $K_{Fy}(\delta, \Delta y) = \Delta y \{ (1.1148 \times 10^8) \ \delta^3 (5.3583 \times 10^6) \ \delta^2 \}$ $+(1.1419\times10^{5})\delta - 1266$
- $K_{Fz}(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{ (5.6775 \times 10^9) \ \delta^3 + (6.0776 \times 10^7) \ \delta^2 \}$ $-(4.7535 \times 10^{6})\delta + 56358 + \{(1.2793 \times 10^{6})\delta^{3}$ $-60159 \delta^{2} + 1614.6 \delta - 29.457$

 $k_x(\delta, \Delta y), k_y(\delta, \Delta y), k_z(\delta, \Delta y) : I_1 = 1 A の時, 高$ 調波による影響の振幅を表すδと∆yの関数

- $k_{x}(\delta, \Delta y) = \Delta y^{2} \{ (1.8254 \times 10^{9}) \ \delta^{3} (4.6084 \times 10^{7}) \ \delta^{2} \}$ + $(4.5872 \times 10^6) \delta$ -2166.1] + $\{(-3.2099 \times 10^5) \delta^3$ $+13702 \delta^{2} - 261.97 \delta - 2.3105$
- $k_{y}(\delta, \Delta y) = \Delta y \{(-4.0826 \times 10^{6}) \delta^{3} + (1.6672 \times 10^{5}) \delta^{2} \}$ $-2943.1\delta + 23.098$
- $k_z(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{(3.2479 \times 10^8) \ \delta^3 (1.1555 \times 10^7) \ \delta^2$ $+(1.9407\times10^{6}) \delta - 1518.1 + 8902.4 \delta^{3}$ $-4249.2 \delta^{2} - 159 \delta + 1.86$
 - τ :ポールピッチ
 - x₀:機械的負荷角
 - δ:PMと電機子コイル間のギャップ
 - x₂:LSM 二次側の軌道上における推進方向の位置

△y:LSM 二次側の軌道上における案内方向の位置 式(1), (2), (3)を用いることで各LSMの機械的負荷 角x₀と実効電流 I,の指令値が導出できる.

3.2 空気抵抗

この縦形 PM LSM ロケットラーンチャは、加速時に はラーンチャが上昇する際の空気ブレーキ力をリニア モータで補償し、設定加速度に追従させ、ロケットを ラーンチャから分離した後、制動時にはラーンチャを減 速させるものである. そして, ロケットラーンチャの空 気抵抗はこの装置にとって重要な要素の一つである。ロ ケットラーンチャが加速軌道を上昇している時は、両方 が開いているトンネルで空気抵抗の式⁶⁾に条件を加えて 近似することにする.また、ラーンチャから分離され加 速軌道から出た後のロケットの空気抵抗は、基本的な空 気抵抗の式を用いる.

3.3 ロケットラーンチャの運動方程式

ラーンチャ(L)とロケット(R)の運動方程式は、次の ように表している.

$$(M_L + M_R) \dot{x}_2 = f_{x1} + f_{x2} + f_{x3} + f_{x4} - (M_L + M_R) g$$

- $F_{dL} - F_{dR}$ (4)

Y方向:

$$(M_L + M_R) \dot{y}_2 = f_{y_1} + f_{z_2} - f_{y_3} - f_{z_4}$$
(5)

Z方向:
$$(M_L + M_R)$$
 $\dot{z}_2 = f_{z_1} - f_{y_2} - f_{z_3} + f_{y_4}$ (6)

(分離後)

X方向:

$$M_L \ddot{x}_{2L} = f_{x1} + f_{x2} + f_{x3} + f_{x4} - M_L g - F_{dL}$$
(7)
$$M_{ti} = -M_{tir} = E \qquad (\text{thr}) \pm \pm \frac{1}{2} (T_{tir}) \qquad (8)$$

$$M_{R}\mathbf{x}_{2R} = -M_{R}\mathbf{g} - \mathbf{F}_{dR} \qquad (加速軌道內) \tag{8}$$
$$M_{n}\mathbf{x}_{n} = -M_{n}\mathbf{g} - \mathbf{F}_{dR} \qquad (加速軌道內) \tag{9}$$

$$M_{L} \dot{y}_{2L} = f_{y1} + f_{z2} - f_{y3} - f_{z4}$$
(10)
$$M_{R} \dot{y}_{2R} = 0$$
(11)

$$y_{2R} = 0$$
 (11)

V七向・

$$M_{L}\ddot{z}_{2L} = f_{z1} - f_{y2} - f_{z3} + f_{y4}$$
(12)
$$M_{R}\ddot{z}_{2R} = 0$$
(13)

ただし.

- ML: ラーンチャの質量
- *M_R*:ロケットの質量
- g:重力加速度
- x21:X方向のラーンチャの位置
- y21:Y方向のラーンチャの変位
- zu:Z方向のラーンチャの変位
- f_i:各電機子コイルのX方向推進力(i = 1, 2, 3, 4)
- f_{yi} :各電機子コイルのY方向案内力(i = 1, 2, 3, 4)
- f_a:各電機子コイルのZ方向浮上力(i = 1, 2, 3, 4)
- Fall: ラーンチャの空気ブレーキ力
- F_{dR}:ロケットの空気ブレーキ力(加速軌道内)
- FdRout: ロケットの空気ブレーキカ(加速軌道外)

4. 三次元運動制御

4.1 機械的負荷角と電機子電流実効値

このシミュレーションは反発力制御方式で行うことにす る.加速時には、機械的負荷角 x₀ を 0.5 r に最大の推進力 が得られる、減速時には、ラーンチャを急減速・停止させ るため、機械的負荷角 x_0 を -0.5τ に最大のブレーキ力を 発生するように設定する.以上のことにより,機械的負荷 角 x_0 の目標値 x_0^* を

(加速時)

 $x_0^* = 0.5 \tau$

 $x_0^* = -0.5 \tau$

機械的負荷角 x[•]の 0.5 r から-0.5 r へ切り替え操作は, 電機子電流実効値が 0Aとなるところで行う.また機械 的負荷角の設定及び切り替えは制御電流で位相調整によ り実現する.

電機子電流実効値は与えられた目標速度,加速度のパ ターンにラーンチャが追従するように制御される.

4.2 PID 制御

ラーンチャの運動方程式よりラーンチャのX方向は 各LSMの推進力 f_{xi} , Y方向はLSM2, LSM4の浮上力 f_{22} , f_{44} とLSM1, LSM3の案内力 f_{y1} , f_{y3} , またZ方向 はLSM1, LSM3の浮上力 f_{z1} , f_{z3} とLSM2, LSM4の案 内力 f_{y2} , f_{y4} によって制御されることがわかる. そして, ラーンチャの運動パターンと実際の運動との誤差は PID 制御による補償器によって補償され,次式により ラーンチャのX, Y, Z方向の力 F_{x} , F_{y} , F_{z} の目標値 F_{x0} , F_{y0} , F_{z0} を得る.

(分離前)

· · · · · · · ·

X方向:

 $F_{x0} = (M_L + M_R) \dot{x}_{20} + (M_L + M_R) g + F_{dL} + F_{dR} + K_{Px} e_x$

$$+K_{lx}\left[e_{x}dt+K_{Dx}\frac{de_{x}}{dt}\right]$$
(14)

$$Y \mathcal{F}_{J}[n] :$$

$$F_{y0} = (M_{L} + M_{R}) \mathcal{Y}_{20} + K_{Py} e_{y} + K_{Iy} \int e_{y} dt + K_{Dy} \frac{de_{y}}{dt} \qquad (15)$$

$$F_{z0} = (M_L + M_R) \mathbf{z}_{20} + K_{Pz} e_z + K_{Iz} \int e_z dt + K_{Dz} \frac{de_z}{dt}$$
(16)

(分離後)

X方向:

$$F_{x_0} = M_L x_{2L_0} + M_L g + F_{dL} + K_{Px} e_x + K_{Ix} \int e_x dt + K_{Dx} \frac{de_x}{dt}$$
 (17)

Y方向:

$$F_{x} = M_{y} + K_{x} e + K_{x} \int e dt + K_{x} \frac{de_{y}}{dt}$$
 (18)

$$Z$$
方向:

$$F_{z0} = M_L z_{20} + K_{Pz} e_z + K_{Iz} \int e_z dt + K_{Dz} \frac{de_z}{dt}$$
(19)

ただし, e_x , e_y , e_z はラーンチャのX, Y, Z方向位置目 標値 x_{20} , y_{20} , z_{20} と実際の位置 x_2 , y_2 , z_2 との誤差である. また,式(14)中の K_{Px} , K_{Ix} , K_{Dx} はそれぞれラーンチャ のX方向位置に対する PID 制御の比例,積分,微分ゲ インであり, Y, Z方向に関するその他の係数について も同様である.

4.3 三相交流電流

各 LSM の推進力 f_{xi},案内力 f_{yi},及び浮上力 f_{zi}と, その LSM に与える三相交流電流を決定する要素である 機械的負荷角及び電機子電流実効値との間には式(1), (2),(3)なる関係が存在するから,ラーンチャの運動制 御問題は,適当な三相交流電流指令値の決定とその制御 に関する問題であるといい換えることができる.

三相交流電流指令値は次のように表している.

$$\mathbf{i}_{\mathbf{x}i}^{\star} = \sqrt{2} I_{1i}^{\star} \cos\left(\omega t + \frac{\pi}{\tau} \mathbf{x}_{0i}^{\star}\right)$$
(20)

$$\mathbf{i}_{vi}^{*} = \sqrt{2} I_{1i}^{*} \cos\left(\omega t + \frac{\pi}{\tau} \mathbf{x}_{0i}^{*} - \frac{2}{3} \pi\right)$$
(21)

$$i_{wi}^{\star} = \sqrt{2} I_{1i}^{\star} \cos\left(\omega t + \frac{\pi}{\tau} x_{0i}^{\star} - \frac{4}{3}\pi\right)$$
(22)

ただし,

$$\omega t = \frac{\pi}{\tau} x_2(t),$$

ωは交流電流の角周波数, i(i=1, 2, 3, 4)は各
 LSM に対応する番号である.

5. 運動制御シミュレーション

位置・速度・加速度パターンを設定して、発進時水平 初期変位 $(x_2 = 0 \text{ mm}, y_2 = 2 \text{ mm}, z_2 = -1 \text{ mm})$ に対 する運動制御シミュレーションとその運動制御有効性の 解析を行った、ロケットを搭載したラーンチャは、打ち 上げ開始位置から電機子加速軌道内で加速され、速度が 最高点に達した後、ラーンチャからロケットを分離し、 かつ3.8mの電機子加速軌道内でラーンチャを減速・停 止させる. ロケットは、ラーンチャから分離させ電機子 加速軌道から放出された後、空気中を自由運動する、そ の時、ロケットにかかるブレーキ力は、空気抵抗と重力 だけである. Fig.5(a)~(r)はロケット打ち上げ運動制 御シミュレーションの結果を示す. Fig.5(a)~(f)は ラーンチャとロケットの上昇距離(X方向の位置 x2L, x2R), 上昇速度(v_{xL}, v_{xR})及び上昇加速度(a_{xL}, a_{xR})を示す. Fig.5 $(g) \sim (j)$ はラーンチャとロケットのY方向の偏位 $(y_{2L},$ y_{2R})及びZ方向の偏位(z_{2L}, z_{2R})を示す. ただし, 図中 の実線はシミュレーションの値,破線は目標値である. **Fig.5(k)~(r)** は各 LSM の電流実効値と機械的負荷角 を示す.機械的負荷角が加速時で0.5ィ,減速時で-0.5 τ で制御する時,加速度 $a_{xL} = 4.9 \text{ m/s}^2$ (G/2),減速度 $a_{nl} = -14.7 \text{m/s}^2 (-1.5 \text{G})$ の運動パターンに対する電流 実効値は最大で約22A必要であることが判った.







6. む す び

縦形 PM LSM ロケットラーンチャによるロケット打 ち上げ運動制御シミュレーションを行なった結果,発進 時水平初期変位がある場合でも反発力制御方式によりロ ケットを打ち上げ,ラーンチャの安定走行が実現可能で あり,打ち上げ運動を安定に制御できることが判った. また,20 kg のロケットを打ち上げる場合,シミュレー ション結果から,電流実効値の最大値は約22 A である という結果が得られた.

今後はこれらを基に,さらに詳細な運動解析(ラーン チャの回転運動等)とその運動を考慮した三次元運動制 御シミュレーションを行う予定である.

参考文献

 K. Yoshida, T. Ohashi, K. Shiraishi, H. Takami: "Dynamics Simulations of Superconducting LSM Rocket Launcher System", Proc. J. of Space Tech. and Science, Vol.9 No.2, pp.13-28, Autumn, 1993.

- K. Yoshida, T. Ohashi, K. Shiraishi, H. Takami : "Feasibility Study of Superconducting LSM Rocket Launcher System", Proc. of 2nd Int. Symp. on Mag. Susp. Tech. NASA Conf. Pub. No.3247 Part2, pp. 607-621, May, 1994.
- 3) K. Yoshida, K. Hayashi, H. Takami: "Electromechanical Dynamics Simulations of Super conducting LSM Rocket Launcher System in Attractive-Mode", Proc. of 3rd Int. Symp. on Mag. Susp. Tech. NASA Conf. Pub. No.3336 Part 2, pp.623-638, July, 1996.
- 吉田欣二郎・曹毅・麻生祐治:「PM LSMロケットラーンチャ実験機の設計と三次元運動制御シミュレーション」、 平成14年度電気学会九州支部大会、No.304、2002年9月.
- 5) 吉田欣二郎・曹毅: 「縦形 PM LSM ロケットラーンチャ 実験機の特性解析と推進案内浮上シミュレーション」,平 成 15 年度電気学会全国大会, No. 5-082, 2003 年 3 月.
- 6)山本彬也:「新幹線トンネルの圧力変動,空気抵抗,トンネル換気」,鉄道技術研究報告第871号,1973年10月.