

## 縦形PM LSMロケットランチャの運動解析

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 armature-windings 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<sup>1)2)3)</sup>。ロケットをランチャに載せ、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ロケットランチャ実験機を設計し、計算機による三次元力の特性格解析を行い、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<sup>4)5)</sup>。

本論文は、設計された縦形PM LSMロケットラ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。

#### 2. 縦形 PM LSM ロケットランチャ

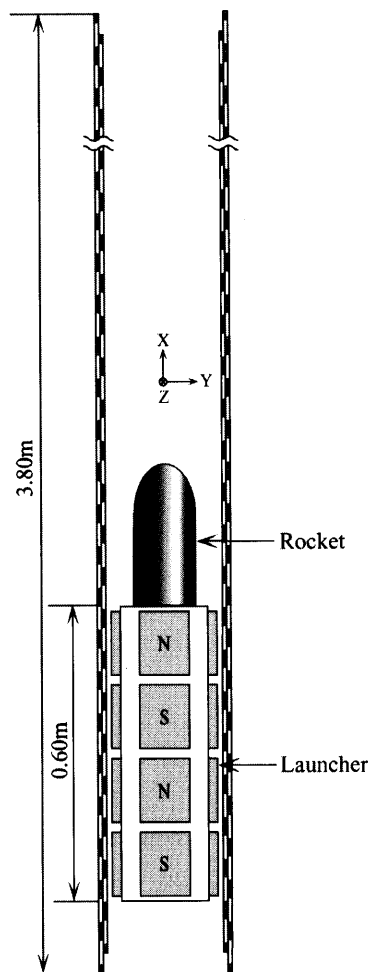


Fig.1 Vertical-type PM LSM rocket launcher system.

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

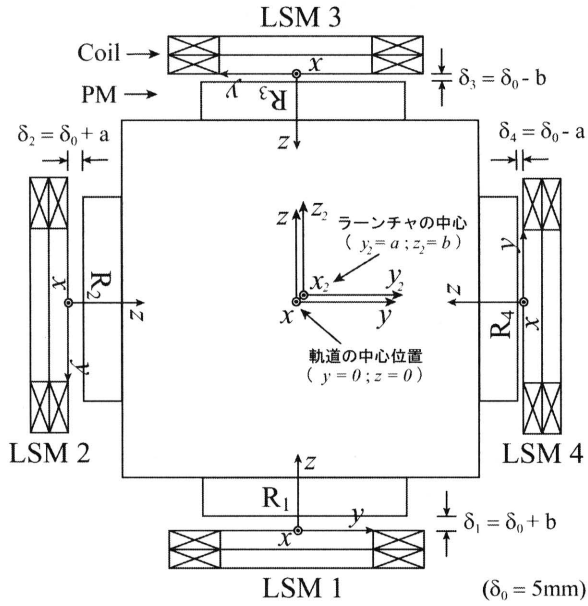


Fig. 2 Model for analysis of PM LSM rocket launcher in horizontal section.

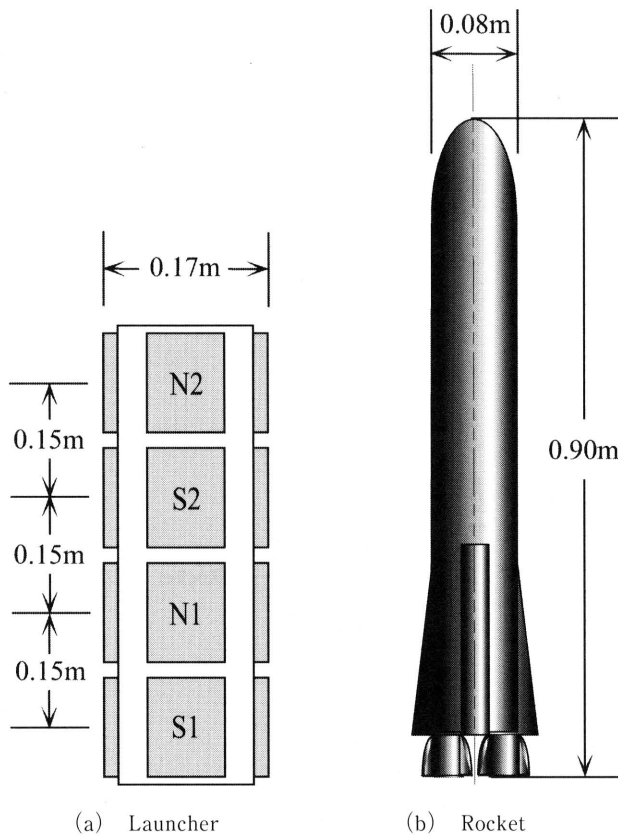


Fig. 3 Model of launcher and rocket.

Fig. 1 は縦形 PM LSM ロケットラ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 ロケットランチャ実験機の横方向断面図を, Fig. 3 はロケットとランチャの側面図を示す. 軌道は, 全長 3.80

m, 全幅 0.21 m である. ラ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  $\tau$  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. 電機子コイルとランチャ間の基本ギャップ長は 0.005 m である. 各 LSM は独立に制御され, ランチャが軌道に非接触となるよう制御される.

ロケットランチャの総重量は 70 kg で, そのうちランチャは 50 kg, ロケットは 20 kg 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  $\delta, \Delta y$  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.

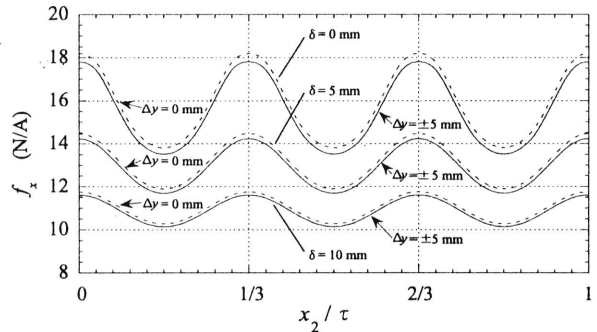


Fig. 4 Analysis results of thrust force at  $I_1=1A, x_0=\tau/2$ .

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.

$$f_x = K_{fx}(\delta, \Delta y) I_1 \sin\left(\frac{\pi}{\tau} x_0\right) + k_x(\delta, \Delta y) I_1 \sin\left(\frac{\pi}{\tau} x_0 + \frac{6\pi}{\tau} x_2\right) \quad (1)$$

$$f_y = K_{fy}(\delta, \Delta y) I_1 \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_0\right) + k_y(\delta, \Delta y) I_1 \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_0 + \frac{6\pi}{\tau} x_2\right) \quad (2)$$

$$f_z = K_{fz}(\delta, \Delta y) I_1 \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_0\right) + k_z(\delta, \Delta y) I_1 \cos\left(\frac{\pi}{\tau} x_0 + \frac{6\pi}{\tau} x_2\right) \quad (3)$$

ただし,

$K_{F_x}(\delta, \Delta y)$ ,  $K_{F_y}(\delta, \Delta y)$ ,  $K_{F_z}(\delta, \Delta y)$ :  $I_1 = 1$  A の時の  $f_x$  average,  $f_y$  average,  $f_z$  average の振幅を表す  $\delta$  と  $\Delta y$  の関数

$$K_{F_x}(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{ (1.1171 \times 10^9) \delta^3 - (5.5379 \times 10^7) \delta^2 + (1.2013 \times 10^6) \delta - 13380 \} + \{ (-2.9604 \times 10^5) \delta^3 + 16413 \delta^2 - 621.33 \delta - 15.89 \}$$

$$K_{F_y}(\delta, \Delta y) = \Delta y \{ (1.1148 \times 10^8) \delta^3 - (5.3583 \times 10^6) \delta^2 + (1.1419 \times 10^5) \delta - 1266 \}$$

$$K_{F_z}(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{ (5.6775 \times 10^9) \delta^3 + (6.0776 \times 10^7) \delta^2 - (4.7535 \times 10^6) \delta + 56358 \} + \{ (1.2793 \times 10^6) \delta^3 - 60159 \delta^2 + 1614.6 \delta - 29.457 \}$$

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

$$k_x(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{ (1.8254 \times 10^9) \delta^3 - (4.6084 \times 10^7) \delta^2 + (4.5872 \times 10^6) \delta - 2166.1 \} + \{ (-3.2099 \times 10^5) \delta^3 + 13702 \delta^2 - 261.97 \delta - 2.3105 \}$$

$$k_y(\delta, \Delta y) = \Delta y \{ (-4.0826 \times 10^6) \delta^3 + (1.6672 \times 10^5) \delta^2 - 2943.1 \delta + 23.098 \}$$

$$k_z(\delta, \Delta y) = \Delta y^2 \{ (3.2479 \times 10^6) \delta^3 - (1.1555 \times 10^7) \delta^2 + (1.9407 \times 10^6) \delta - 1518.1 \} + \{ 8902.4 \delta^3 - 4249.2 \delta^2 - 159 \delta + 1.86 \}$$

$\tau$ : ポールピッチ

$x_0$ : 機械的負荷角

$\delta$ : PM と電機子コイル間のギャップ

$x_2$ : LSM 二次側の軌道上における推進方向の位置

$\Delta y$ : 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  $x_0$  と実効電流  $I_1$  の指令値が導出できる。

### 3.2 空気抵抗

この縦形 PM LSM ロケットランチャは, 加速時にはラ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, ロケットをランチャから分離した後, 制動時にはランチャを減速させるものである。そして, ロケットラ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<sup>9)</sup>に条件を加えて近似することにする。また, ラ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 ロケットランチャの運動方程式

ランチャ(L)とロケット(R)の運動方程式は, 次のように表している。

(分離前)

X方向:

$$(M_L + M_R) \ddot{x}_2 = f_{x1} + f_{x2} + f_{x3} + f_{x4} - (M_L + M_R)g - F_{dL} - F_{dR} \quad (4)$$

Y方向:

$$(M_L + M_R) \ddot{y}_2 = f_{y1} + f_{y2} - f_{y3} - f_{y4} \quad (5)$$

Z方向:

$$(M_L + M_R) \ddot{z}_2 = f_{z1} - f_{z2} - f_{z3} + f_{z4} \quad (6)$$

(分離後)

X方向:

$$M_L \ddot{x}_{2L} = f_{x1} + f_{x2} + f_{x3} + f_{x4} - M_L g - F_{dL} \quad (7)$$

$$M_R \ddot{x}_{2R} = -M_R g - F_{dR} \quad (\text{加速軌道内}) \quad (8)$$

$$M_R \ddot{x}_{2R} = -M_R g - F_{dRout} \quad (\text{加速軌道外}) \quad (9)$$

Y方向:

$$M_L \ddot{y}_{2L} = f_{y1} + f_{y2} - f_{y3} - f_{y4} \quad (10)$$

$$M_R \ddot{y}_{2R} = 0 \quad (11)$$

Z方向:

$$M_L \ddot{z}_{2L} = f_{z1} - f_{z2} - f_{z3} + f_{z4} \quad (12)$$

$$M_R \ddot{z}_{2R} = 0 \quad (13)$$

ただし,

$M_L$ : ランチャの質量

$M_R$ : ロケットの質量

$g$ : 重力加速度

$x_{2L}$ : X 方向のランチャの位置

$y_{2L}$ : Y 方向のランチャの変位

$z_{2L}$ : Z 方向のランチャの変位

$f_{xi}$ : 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 ( $i = 1, 2, 3, 4$ )

$f_{zi}$ : 各電機子コイルの Z 方向浮上力 ( $i = 1, 2, 3, 4$ )

$F_{dL}$ : ラ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)

$F_{dRout}$ : ロケットの空気ブレーキ力(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  $x_0$  を  $0.5\tau$  に最大の推進力が得られる。減速時には, ランチャを急減速・停止させるため, 機械的負荷角  $x_0$  を  $-0.5\tau$  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)

$$x_0^* = 0.5 \tau$$

(減速時)

$$x_0^* = -0.5 \tau$$

機械的負荷角  $x_0^*$  の  $0.5 \tau$  から  $-0.5 \tau$  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ンチャが追従するように制御される。

#### 4.2 PID 制御

ランチャの運動方程式よりランチャの X 方向は各 LSM の推進力  $f_{xi}$ 、Y 方向は LSM2, LSM4 の浮上力  $f_{y2}$ ,  $f_{y4}$  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  $f_{z2}$ ,  $f_{z4}$  によって制御されることがわかる。そして、ラ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:

$$F_{x0} = (M_L + M_R) \ddot{x}_{20} + (M_L + M_R) g + F_{dL} + F_{dR} + K_{Px} e_x + K_{Ix} \int e_x dt + K_{Dx} \frac{de_x}{dt} \quad (14)$$

Y 方向:

$$F_{y0} = (M_L + M_R) \ddot{y}_{20} + K_{Py} e_y + K_{Iy} \int e_y dt + K_{Dy} \frac{de_y}{dt} \quad (15)$$

Z 方向:

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

(分離後)

X 方向:

$$F_{x0} = M_L \ddot{x}_{2L0} + M_L g + F_{dL} + K_{Px} e_x + K_{Ix} \int e_x dt + K_{Dx} \frac{de_x}{dt} \quad (17)$$

Y 方向:

$$F_{y0} = M_L \ddot{y}_{20} + K_{Py} e_y + K_{Iy} \int e_y dt + K_{Dy} \frac{de_y}{dt} \quad (18)$$

Z 方向:

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

ただし、 $e_x$ ,  $e_y$ ,  $e_z$  はランチャの 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え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。

$$i_{wi}^* = \sqrt{2} I_{1i} \cos \left( \omega t + \frac{\pi}{\tau} x_{0i}^* \right) \quad (20)$$

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

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

ただし、

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

$\omega$  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 ( $x_2 = 0$  mm,  $y_2 = 2$  mm,  $z_2 = -1$  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、ランチャからロケットを分離し、かつ 3.8 m の電機子加速軌道内でランチャを減速・停止させる。ロケットは、ランチャから分離させ電機子加速軌道から放出された後、空气中を自由運動する。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) はランチャとロケットの上昇距離(X 方向の位置  $x_{2L}$ ,  $x_{2R}$ )、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)~(j) はラ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  $0.5 \tau$ 、減速時で  $-0.5 \tau$  で制御する時、加速度  $a_{xL} = 4.9$  m/s<sup>2</sup> (G/2)、減速度  $a_{xL} = -14.7$  m/s<sup>2</sup> (-1.5 G) の運動パターンに対する電流実効値は最大で約 22 A 必要であることが判った。

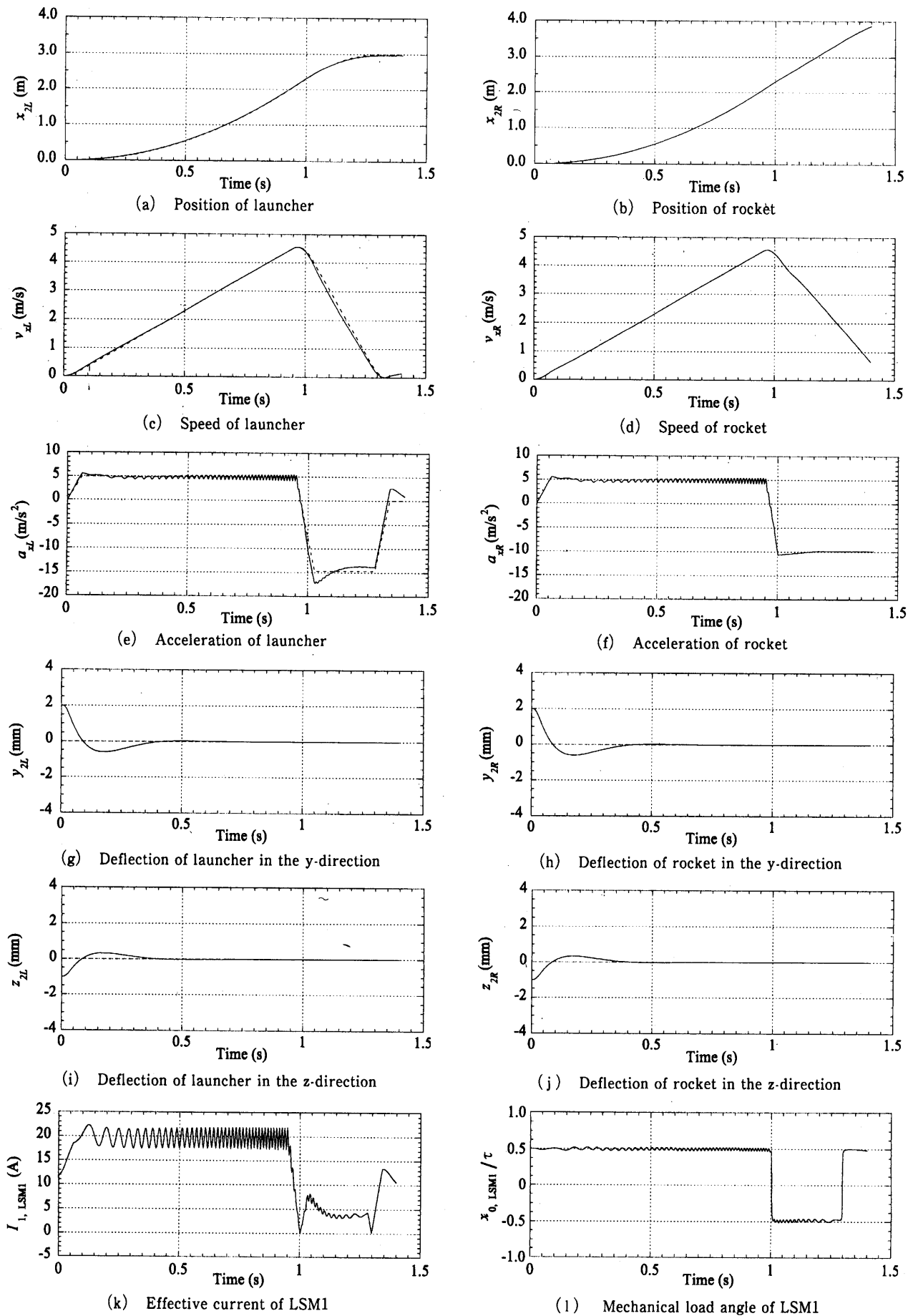


Fig.5 Simulation results.

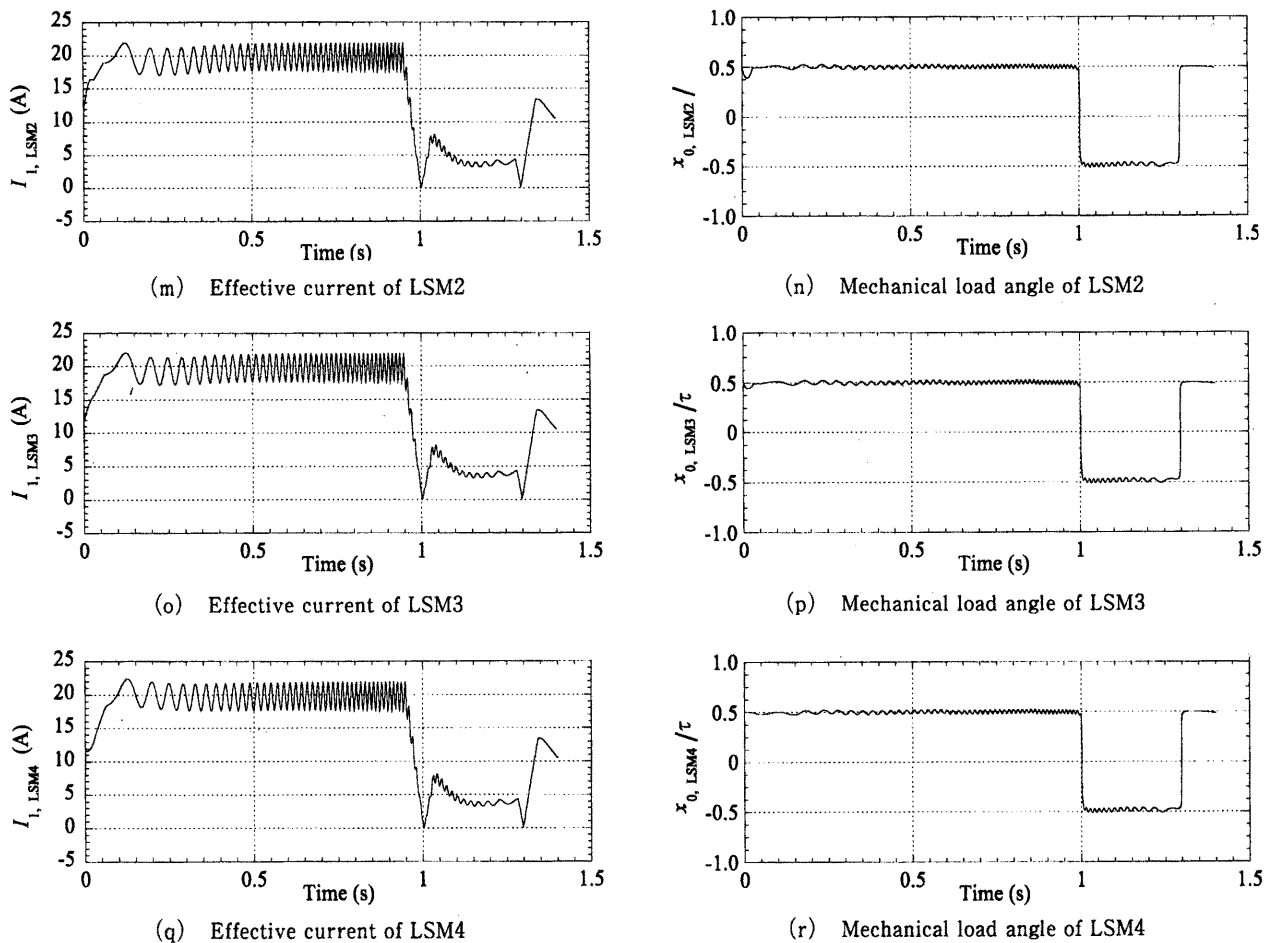


Fig.5 Simulation results.

### 6. むすび

縦形PM LSM ロケットラ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、20kg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22A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

1) 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.

2) 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 Superconducting 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.

4) 吉田欣二郎・曹毅・麻生祐治: 「PM LSMロケットラ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.