九州大学学術情報リポジトリ
Kyushu University Institutional Repository

# 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：

九州大学大学院
システム情報科学紀要
第8巻　第2号　平成15年9月

Research Reports on Information Science and
Electrical Engineering of Kyushu University
Vol. 8, No. 2, September 2003

# 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 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[1)2)3)]．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

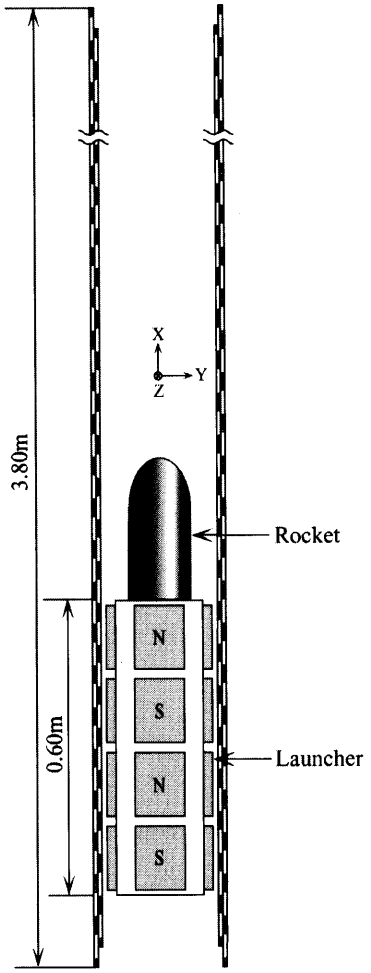



**Fig.1** Vertical-type PM LSM rocket launcher system.

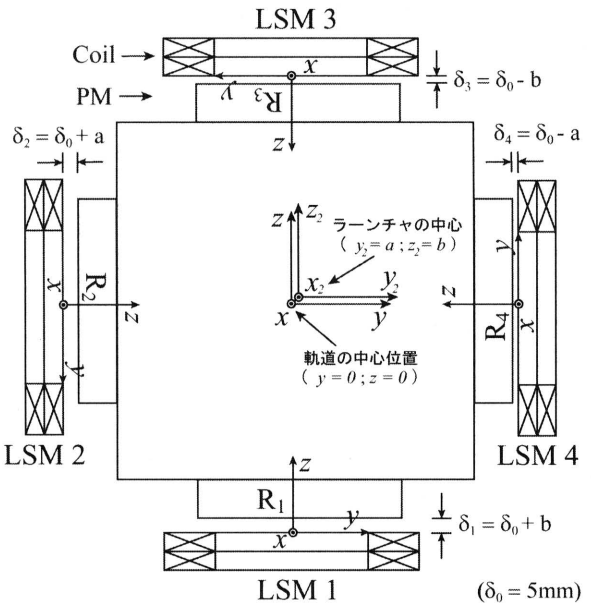



**Fig. 2**　Model for analysis of PM LSM rocket launcher in horizontal section.

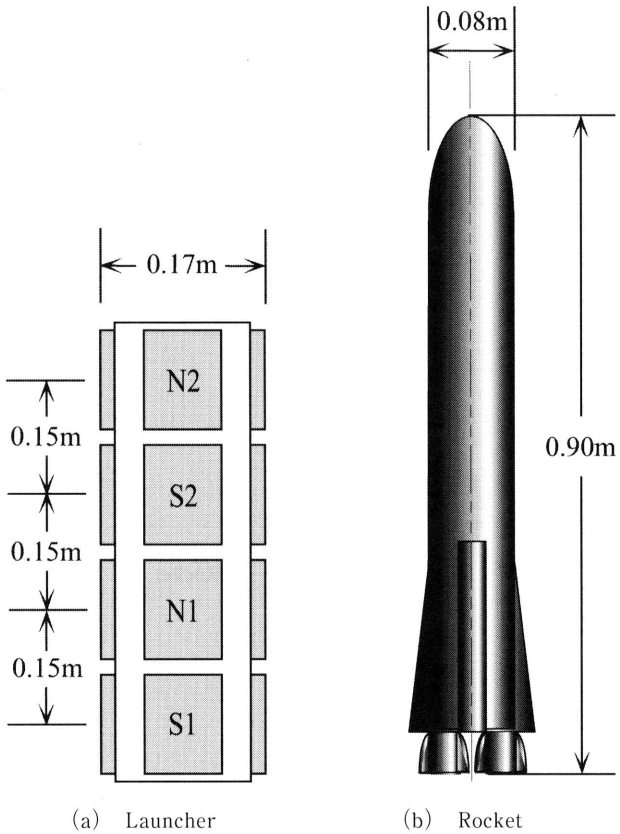



**Fig.3**　Model of launcher and rocket.

**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0.21 m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$\tau$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．電機子コイルとラー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70 kgで，そのうちラーンチャは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$\delta$，$\Delta y$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．

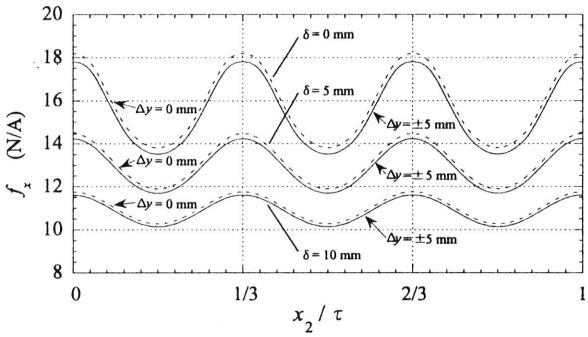



**Fig.4**　Analysis results of thrust force at $I_1$=1A，$x_0=\tau/2$.

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．

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

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

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

ただし，

$K_{Fx}(\delta,\Delta y)$, $K_{Fy}(\delta,\Delta y)$, $K_{Fz}(\delta,\Delta y)$：$I_1=1$ 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

$$K_{Fx}(\delta,\Delta y)=\Delta y^2\{(1.1171\times10^9)\delta^3-(5.5379\times10^7)\delta^2+(1.2013\times10^6)\delta-13380\}+\{(-2.9604\times10^5)\delta^3+16413\delta^2-621.33\delta-15.89\}$$

$$K_{Fy}(\delta,\Delta y)=\Delta y\{(1.1148\times10^8)\delta^3-(5.3583\times10^6)\delta^2+(1.1419\times10^5)\delta-1266\}$$

$$K_{Fz}(\delta,\Delta y)=\Delta y^2\{(5.6775\times10^9)\delta^3+(6.0776\times10^7)\delta^2-(4.7535\times10^6)\delta+56358\}+\{(1.2793\times10^6)\delta^3-60159\delta^2+1614.6\delta-29.457\}$$

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

$$k_x(\delta,\Delta y)=\Delta y^2\{(1.8254\times10^9)\delta^3-(4.6084\times10^7)\delta^2+(4.5872\times10^6)\delta-2166.1\}+\{(-3.2099\times10^5)\delta^3+13702\delta^2-261.97\delta-2.3105\}$$

$$k_y(\delta,\Delta y)=\Delta y\{(-4.0826\times10^6)\delta^3+(1.6672\times10^5)\delta^2-2943.1\delta+23.098\}$$

$$k_z(\delta,\Delta y)=\Delta y^2\{(3.2479\times10^8)\delta^3-(1.1555\times10^7)\delta^2+(1.9407\times10^6)\delta-1518.1\}+\{8902.4\delta^3-4249.2\delta^2-159\delta+1.86\}$$

$\tau$ ：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．

(分離前)

X方向：

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

Y方向：

$$(M_L+M_R)\ddot{y}_2=f_{y1}+f_{z2}-f_{y3}-f_{z4} \tag{5}$$

Z方向：

$$(M_L+M_R)\ddot{z}_2=f_{z1}-f_{y2}-f_{z3}+f_{y4} \tag{6}$$

(分離後)

X方向：

$$M_L\ddot{x}_{2L}=f_{x1}+f_{x2}+f_{x3}+f_{x4}-M_Lg-F_{dL} \tag{7}$$

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

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

Y方向：

$$M_L\ddot{y}_{2L}=f_{y1}+f_{z2}-f_{y3}-f_{z4} \tag{10}$$

$$M_R\ddot{y}_{2R}=0 \tag{11}$$

Z方向：

$$M_L\ddot{z}_{2L}=f_{z1}-f_{y2}-f_{z3}+f_{y4} \tag{12}$$

$$M_R\ddot{z}_{2R}=0 \tag{13}$$

ただし，

$M_L$：ラーンチャの質量

$M_R$：ロケットの質量

$g$：重力加速度

$x_{2L}$：X方向のラーンチャの位置

$y_{2L}$：Y方向のラーンチャの変位

$z_{2L}$：Z方向のラーンチャの変位

$f_{xi}$：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)

$F_{dRout}$：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 $-0.5\tau$ 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$f_{z2}$，$f_{z4}$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：

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

Y方向：

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

Z方向：

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

（分離後）

X方向：

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

Y方向：

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

Z方向：

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

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．

$$i^*_{ui} = \sqrt{2}\,I^*_{1i}\cos\left(\omega t + \frac{\pi}{\tau}x^*_{0i}\right) \tag{20}$$

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

$$i^*_{wi} = \sqrt{2}\,I^*_{1i}\cos\left(\omega t + \frac{\pi}{\tau}x^*_{0i} - \frac{4}{3}\pi\right) \tag{22}$$

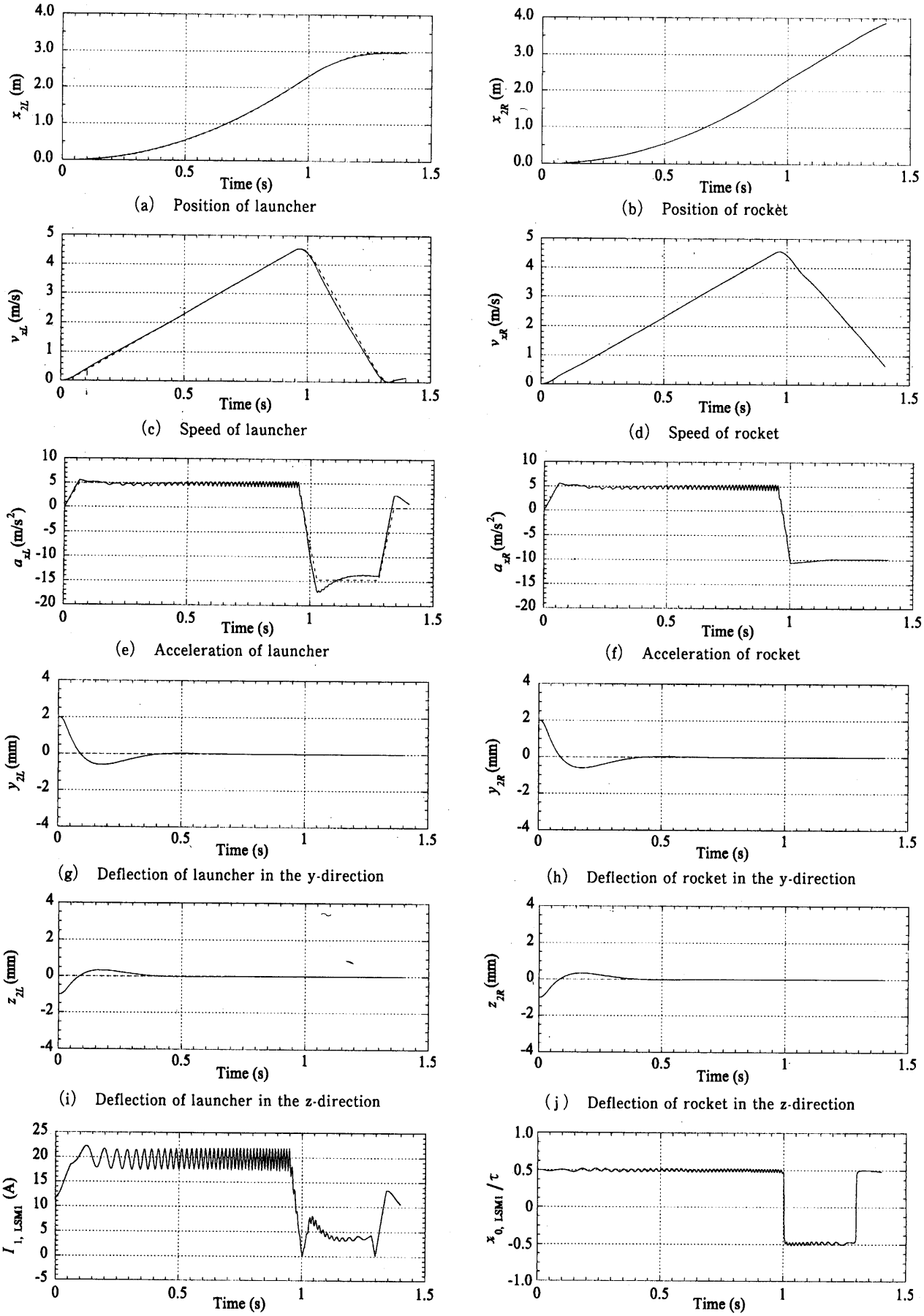
ただし，

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

$\omega$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3.8 m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$x_{2L}$，$x_{2R}$），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$0.5\tau$，減速時で$-0.5\tau$で制御する時，加速度$a_{xL} = 4.9\,\mathrm{m/s^2}$（G/2），減速度$a_{xL} = -14.7\,\mathrm{m/s^2}$（$-1.5$ 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．




(a) Position of launcher

(b) Position of rocket

(c) Speed of launcher

(d) Speed of rocket

(e) Acceleration of launcher

(f) Acceleration of rocket

(g) Deflection of launcher in the y-direction

(h) Deflection of rocket in the y-direction

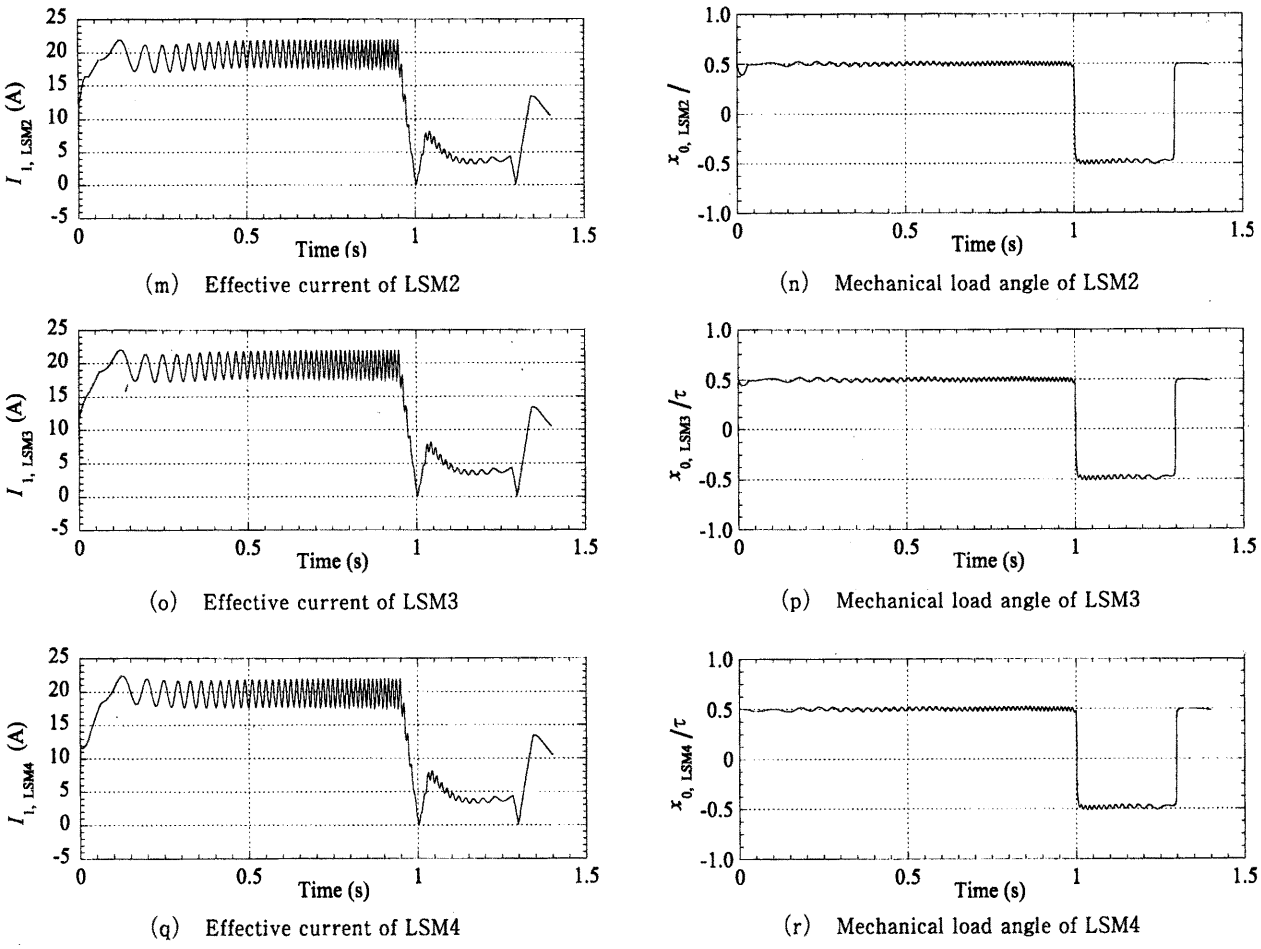
(i) Deflection of launcher in the z-direction

(j) Deflection of rocket in the z-direction

(k) Effective current of LSM1

(l) Mechanical load angle of LSM1

**Fig.5** Simulation results.




(m) Effective current of LSM2　　(n) Mechanical load angle of LSM2

(o) Effective current of LSM3　　(p) Mechanical load angle of LSM3

(q) Effective current of LSM4　　(r) Mechanical load angle of LSM4

**Fig.5** Simulation results.

## 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

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 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.

4) 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．