

航空機による微小重力下での静電位置制御の実験

Experiment of an Electrostatic Positioning System under Microgravity Environment

築島千尋⁽¹⁾、柳田正道⁽¹⁾、奥園 強⁽¹⁾、景山正則⁽¹⁾、阿部俊雄⁽¹⁾
C.Tsukishima, M.Yanagida, T.Okuzono, M.Kageyama, T.Abe

渋川喜和夫⁽²⁾、村上敬司⁽²⁾、依田真一⁽²⁾
K.Shibukawa, K.Murakami, S.Yoda

(1) 三菱電機株式会社
Mitsubishi Electric Corporation

(2) 宇宙開発事業団
National Space Development Agency of Japan

ABSTRACT

An electrostatic positioning system for material processing has been developed and tested under the microgravity environment in the MU300 aircraft. Total of 36 parabolic flights have been performed to obtain the positioning characteristics of the system depending on samples, feed back gains, and control rules. The control system is equipped with a fuzzy reasoning processor and three types of the membership functions and the control rules are tested in the experiment.

The experimental results show the position error of the sample is about 2mm and is restricted by the feedback gain in the vertical direction. However, in the horizontal direction, the position error becomes as large as 10mm depending on the g-levels of the aircraft. The acceleration levels of the sample strongly depend on the fuzzy reasoning parameters and they are less than the g-levels of the aircraft when the adequate control reasoning was selected for the feed back control.

A tracking simulation is performed using measured g-levels of the aircraft. The results of the positioning give good agreement with the experimental results.

1 緒言

宇宙空間における環境には、微小重力、超高真空、高エネルギー放射線など地上では得難い環境因子がある。中でも微小重力は最も関心の高い因子として、種々の実験が提案されている⁽¹⁾。微小重力下では、小さい力で物体の空間的な位置制御が可能であり、無接触浮遊による流体実験、材料開発が可能になる。これまでに提案されている浮遊方式として、静電浮遊⁽²⁾、電磁浮遊⁽³⁾、音波浮遊⁽⁴⁾などがあげられるが、このうち、静電浮遊によ

る位置制御は、比較的小さな電源によって駆動出来る、試料の加熱と分離して扱うことが出来るなどの点から有力な候補と考えられる。

平成 10 年に打ち上げを予定している宇宙ステーション取り付け型日本実験モジュール (JEM) での共用実験装置の 1 つとして、現在、静電浮遊炉の開発を進めており⁽⁵⁾、図 1 にその概念図を示した。開発中の静電浮遊炉は、リング状の電極と計測カメラからなる位置制御部と、プラズマランプと楕円鏡とからなる均一加熱部とから成り立っている。本報告ではこの静電位置制御部について MU 300 を用いた微小重力下での実験を行なったのでその結果について述べる。

位置制御部の最も大きな課題は、機器の振動や搭乗員の活動によって発生する宇宙ステーション上の残留加速度によって試料が容器に接触する事を防止する事にある。また同時に、位置制御によって試料に加えられる制御加速度を極力低減させることによって、宇宙ステーションで期待される微小重力を実験に最大限に活用しなければならない⁽⁶⁾。

実験では平成 4 年 6 月 11 日から 18 日の間に合計 54 回の放物飛行を実施し、以下の項目を目的として行なった。

1. 航空機の放物飛行で得られる微小重力 ($\sim 10^{-2}G$) の環境下で、静電位置制御技術の動作の確認を行なう。
2. 制御系にファジー制御の可能な演算装置を組み込み、種々の制御方法での制御特性の測定を行なう。
3. その他、微小重力下での実験のノウハウを取得する。

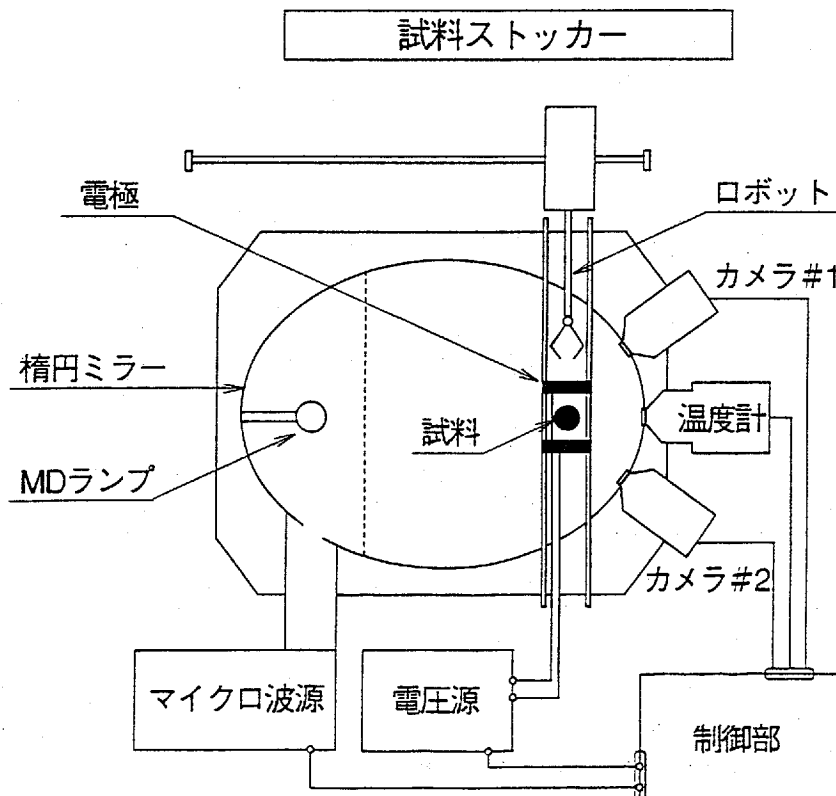


図 1 静電浮遊炉概念図
Fig.1 The Electrostatic
Levitation Furnace

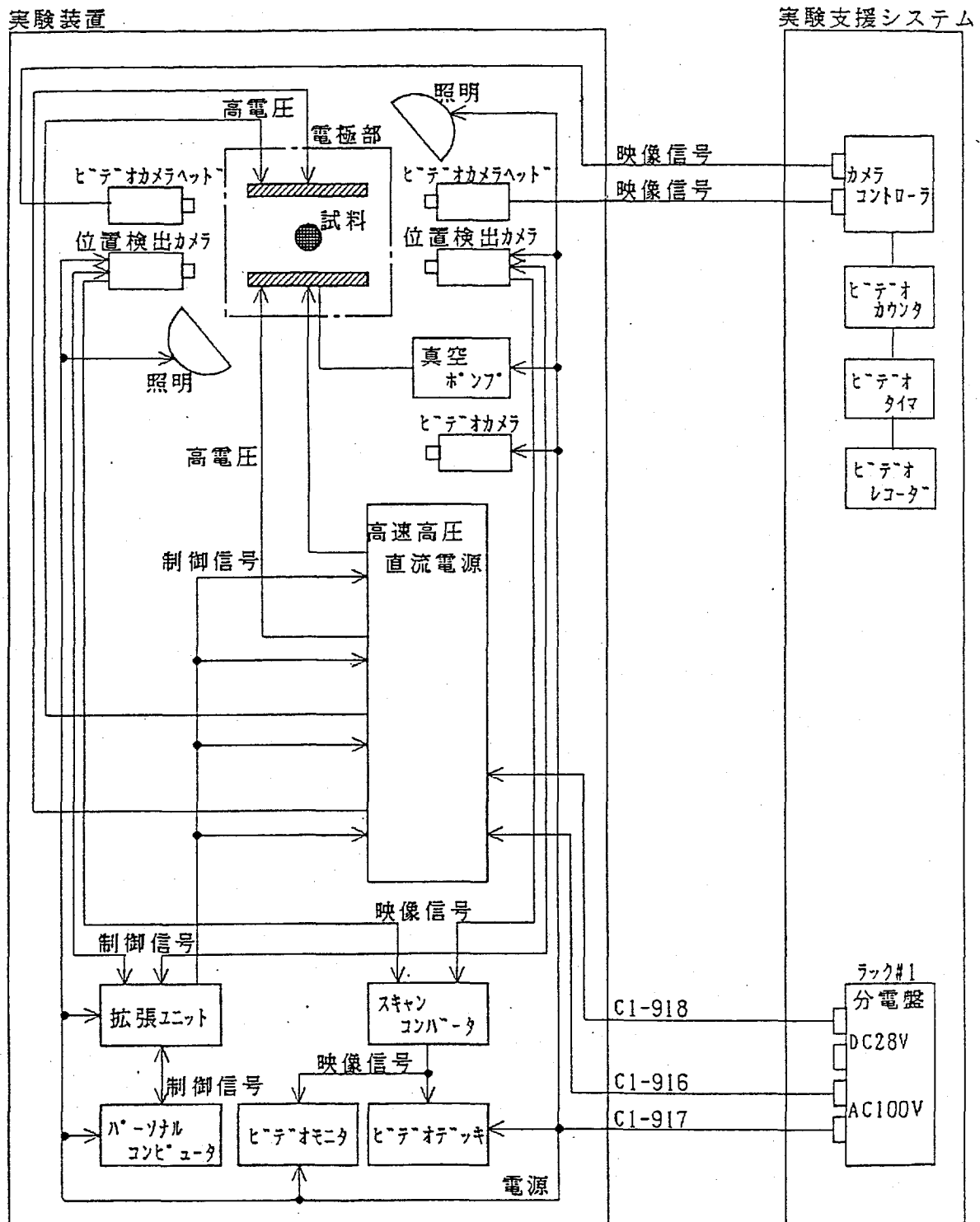


図2 静電浮遊位置制御部構成

Fig.2 Block diagram of the electrostatic positioning system

2 実験装置

図2に静電浮遊位置制御部のブロック線図を示した。装置は電極、高速高圧電源、位置検出カメラ、制御用コンピュータ及びその周辺機器からなる。図3にMU300航空機用の実験装置ラックの全体の外観図を示す。装置は2ラックに別れ、それぞれ電源部と電極、カメラ部にあてられている。装置の電力はMU300の供給するAC100V(1kW)とDC28V(500W)によって得る。電極用ラックの下部には3軸の加速度計を設置して、高圧電源の設定用アナログ電圧(4ch)とともに、機内に常設された実験支援システムのデータロガー(サンプリング:100Hz)で記録する。

2.1 電極部

電極は20mmのギャップ間隔で上下2対の円盤状の電極(外径40mm)と、各々の外側に配置したリング状の電極(外径80mm)とからなり、4個の電極に独立に電圧を印可する。機体の垂直方向(z)の制御は上下の電位差(V_z)によって行い、機体水平方向(x :右翼方向, y :機首方向)の制御はリング電極の電位差(V_r)によって行なわれる。今回の実験では特に、石英ガラスの円盤上に上記の形状をメッシュ状に蒸着して構成した電極を用いた。この電極は加熱部の楕円ミラー中に電極を配置する際に、試料が電極によって加熱光から遮られる面積を極力低減させることを目標に開発している。

2.2 電源部

航空機実験で必要になる10kVの電圧を高速で制御するために新規電源を開発した。本電源によって、最大出力10kV(出力精度 $\leq 1\%$)、応答速度1msを得ている。電源は4chの独立出力を持ち、寸法(600W \times 300H \times 400D)と比較的コンパクトに設計されている。

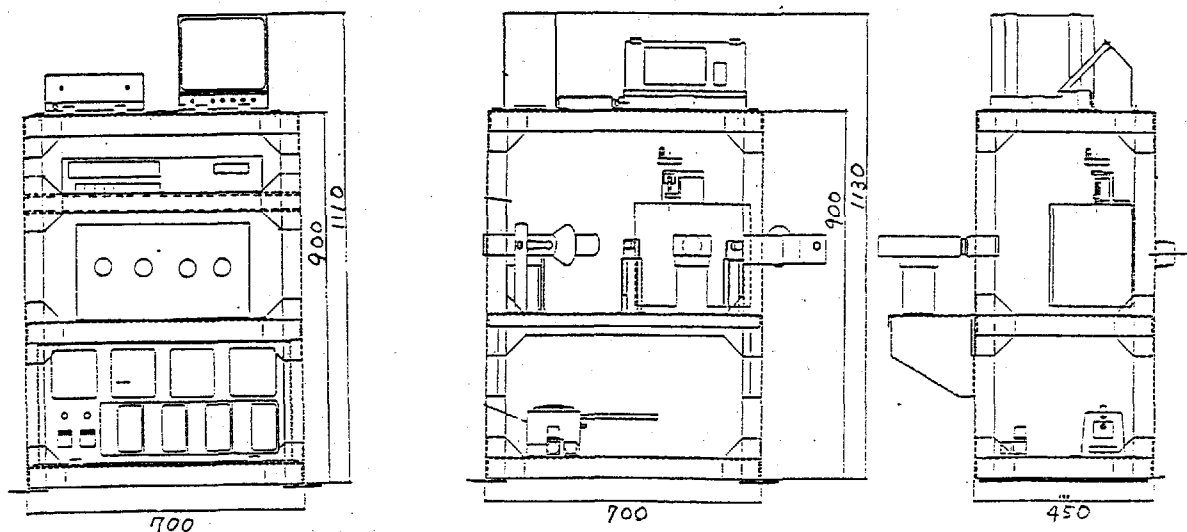


図3 航空機用実験装置の外観図

Fig.3 Side views of the experimental configuration for the MU300 aircraft
Left; rack #1(front view), Center; rack #2(front view), Right; rack #2
(side view)

2.3 位置測定部

浮遊中の試料の位置測定は、120Hzの CCD カメラ（応用計測研究所:G140）によって行い、カメラ内で試料位置の重心計算まで行ない、結果のみを制御演算部に送信する。重心位置の計算結果はカメラの視野範囲±10mm に対して±95点得られ、位置測定精度はおよそ～0.1mmとなる。

2.4 制御演算部

試料の位置測定値結果は RS232C(19200bps) によって制御部のパーソナルコンピュータに取り込む。制御電圧の演算はコンピュータに実装したファジー演算ボード（オムロン:FP3000）によって処理を行なう。演算結果は D/A 変換して出力され、電源部の設定電圧とする。制御ループの処理速度は 1ms 以下であり、上記の CCD カメラの周期 8.3ms とから、制御周期はおよそ 10ms である。

表 1 航空機実験用、静電位置制御装置仕様

Table 1 Parameters of the electrostatic positioning system for the aircraft experiment

電極	ギャップ幅	20mm
	中心電極直径	40mm
	外周電極内径	80mm
電源	最大出力	10kV
	応答速度	1ms
	外部設定入力	0～10V
	出力数	4ch
	出力精度	～1%
位置測定カメラ	サンプリング周期	120Hz
	位置分解能	10mm/95dot
制御部	制御周期	100Hz
	演算方式	Fuzzy

3 実験結果

3.1 実験パラメータ

実験では合計 54 回の放物飛行を実施した。54 回の実施のうち 6 月 15 日及び 6 月 16 日の 2 日間に行なった合計 18 回のフライトでは電源系の故障によって有効な実験結果は得られなかったが、残る 36 回のフライトでは有効なデータを取得することが出来た。

実験で変化させたパラメータは大別すると以下の 3 つにまとめられる。

1. サンプル 4 種類 (Coating glass, Aluminum, Lead, Copper)
2. 制御ゲイン 垂直方向 (z)、水平方向 (r)
3. ファジー制御知識ベース z 方向 3 種類
(ルール 2 種類 (No.1, No.2)、メンバシップ関数 2 種類 (No.1, No.2))

使用した各々の知識ベースの特徴については実験結果で述べる。表 2 に各パラメータ別の実験回数を示す。

3.2 制御ゲインの違いによる結果

実験に使用した試料はすべて導体 (もしくは表面に導体を蒸着したもの) であり、各サンプル間の相違は、直径及び重さのみとなっている。実験での試料への帯電は、電極表

表 2 パラメータ別の飛行回数

Table 2 Parabolic Flights table of the experimental parameters.

パラメータ	内容	回数
Sample	0.04gr5mmφ, Coating glass	17 Flights
	1.3gr10mmφ, Aluminium	12 Flights
	3.0gr8mmφ, Lead	2 Flights
	4.2gr10mmφ, Copper	4 Flights
Rule Base	No.1	19 Flights
	No.2	12 Flights
Membership Functions	No.1	32 flights
	No.2	4 flights
Gain	Z direction	36 flights
	R direction	36 flights
Other Cntl Method	Quad	4 flights
	differential	3 flights
Trouble	H.V. P/S	18 Flights
	other	0 Flights

面にエアポンプによって試料を密着させ、電界を加えることによって得られ、その帯電量は電圧と試料の表面積に比例する。

$$Q = \frac{2\pi^3 \epsilon_0 a^2 V_{charge}}{3 d} \quad (1)$$

従って試料間の相違は比電荷 q/m のみで比較することが出来る。

また実験ではファジー制御の推論結果 (0~1 出力) に対して定数値をかけて、実際の電源の出力設定しており、この定数値 (z 方向; 上下電圧範囲、r 方向; リング電圧範囲) の選択により、制御のゲインをコントロールしている。

試料の受ける力は試料の比電荷と制御電圧であるので、実験における制御力ゲインは以下の式によって定義出来る。

$$Gain = \frac{Q(C)}{m(kg)} \times V_{CNTL} \quad (2)$$

制御ゲインの違いによる、制御中の試料の振幅を図4に示した。図中ではドットの種類によって制御に使用したルールまたはメンバシップ関数の違いを区別しているが (CNTL-1,2,3)、振幅との関係を見る限りでは、これらの違いは顕著には見られない。

垂直方向 (z) の制御では制御ゲインが $25 \sim 30 \times 10^{-3}$ 以上であれば、振幅はおおよそ 2mm 以下を得られている。一方、制御力を 10×10^{-3} 以下にすると振幅が 10mm を越え、試料は電極に衝突するため制御に失敗している。垂直方向の制御では制御力と振幅の関係はほぼ直線で近似可能である。

水平方向 (r) の制御では垂直方向での結果と比較すると制御力に対する振幅の関係にばらつきがみられる。これは、r 方向の電界が 4 極成分であるため、同一のゲインであっても、電極の中心では試料に加わる力が減少し、外乱の加速度の状況によってその影響が大きくでているためである。ゲインを 30×10^{-3} としても振幅は 5~10mm 程度あり、垂直方向と同様の振幅に抑えるためにはゲインを倍増する必要がある。

水平方向の制御力の改善については、今後新たな電極配置を導入し検討を行なっていく。

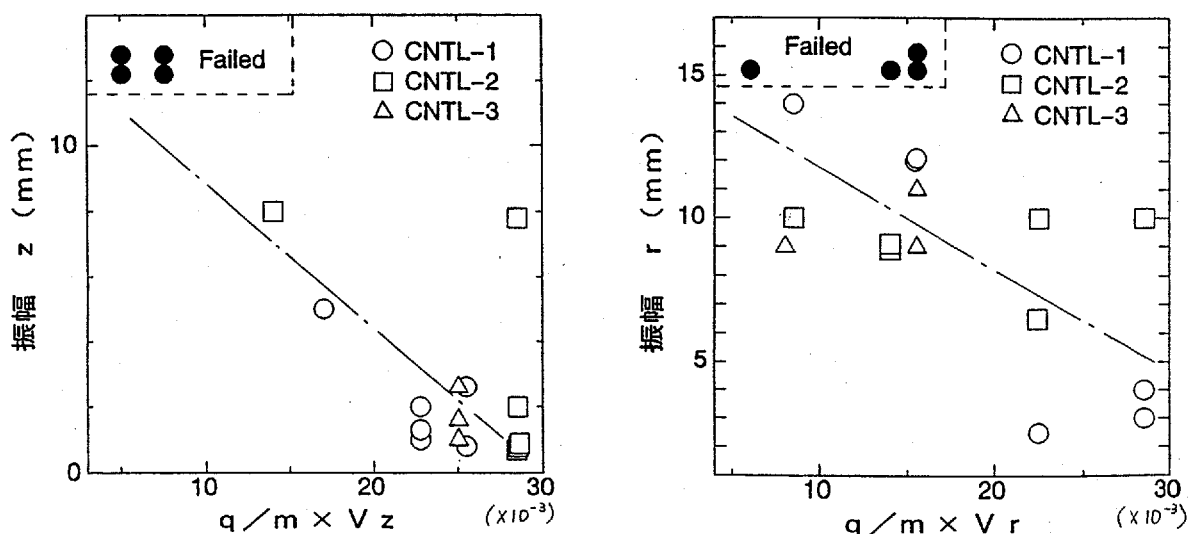


図4 制御ゲインと振幅の関係

Fig.4 Experimental results of the feed back gain vs. position error of the sample

3.3 知識ベースの違いによる制御結果

実験ではファジー制御で用いるルールおよびメンバシップ関数を垂直方向（z方向）の制御に関して変化させ制御特性の変化を観察した。以下に各手法の違いについて概略について触れる。

ルール1 試料の位置の入力値が中心付近にある時のルールを設定せず、出力電圧をそのまま保持する。

ルール2 試料の位置の入力値が中心付近にある時のルールを設定し、試料が中心付近にあれば出力電圧を0に下げる。

メンバシップ関数1 試料の中心位置の上下近傍の入力を定義するメンバシップ関数を中心位置でクロスさせる。

メンバシップ関数2 試料の中心位置の上下近傍の入力を定義するメンバシップ関数を中心から離す（±2mm）。

表3に知識ベースと知識ベースの作成に使用したルールおよびメンバシップ関数の組合せを示した。図5に各知識ベースによる制御結果の相違を示した。以下に各結果の特徴を述べる。

(CNTL-1) 上下（Z）に速い振動（5～10Hz）が励起されている。左右（X, Y）は単振動となる

(CNTL-2) 速い振動はない、航空機の残留加速度に比例して制御位置が変化する。左右は単振動。

(CNTL-3) 2mm～-2mmの範囲で制御されるが航空の残留加速度によって上下を行き来する。上下の2mmの端面では速い振動が励起されている。左右は単振動。

以上の様に、それぞれ特徴的な制御状態が観測された。CNTL-1とCNTL-2の制御特性の違いは、ルール1とルール2の違いによるものであるが、ルール1（CNTL-1）では中心付近の位置偏差に対する感度が高く、過応答の制御になっていることが伺える。一方CNTL-2とCNTL-3の制御特性の違いは、メンバシップ関数の違いによるものであり、メンバシップ関数2（CNTL-3）を用いると上下2mmの中心近傍の区間での位置感度がなくなる。この結果、あたかも±2mmの位置に壁を設け、その箱のなかで試料が動いているかのような制御特性が得られている。

各制御状態での試料に加えられる加速度は、電極の電圧の制御値より以下の式で算出される。

$$a_z = \frac{q}{m}(V_z/d - 2V_r \cdot k \cdot z) \quad (3)$$

$$a_x = \frac{q}{m}(V_r \cdot k \cdot r) \cdot x/r \quad (4)$$

$$a_y = \frac{q}{m}(V_r \cdot k \cdot r) \cdot y/r \quad (5)$$

但し上式でdとkはそれぞれ電界の2極成分と4極成分の発生効率であり、dは上下の電極間の距離20mm、kは表面電荷法による電界計算によって $1.2 \times 10^{-3} V/mm$ を得ている。

図6に試料にかかった加速度を、その時の航空機の加速度とともに時系列で示した。以下に各結果の特徴を述べる。

(CNTL-1)

水平方向：径方向の振動によって遅い加速度変化が励起されている。(±5mG)

垂直方向：試料の加速度は機体の加速度レベルを大きく上回っている。(±30mG)

(CNTL-2)

水平方向：径方向の振動によって遅い加速度変化が励起されている。(±5mG)

垂直方向：試料の加速度は、中心付近では機体の加速度レベルのほぼ半分であり(±5mG)、中心から外れた位置では機体の加速度に近くなる。(−5~30mG)

(CNTL-3)

水平方向：径方向の振動によって遅い加速度変化が励起されている。(±5mG)

垂直方向：試料の加速度は機体の加速度レベルとほぼ同じであるが、試料が±2mmの位置で保持される際に±10mGレベルの加速度が励起されている。(−5~30mG)

表3 知識ベースと使用したルール、メンバシップ関数

Table 3 Rules and membership functions list of the knowledge bases used in the experiment.

知識ベース	ルール	メンバシップ関数
CNTL-1	No.1	No.1
CNTL-2	No.2	No.1
CNTL-1	No.2	No.2

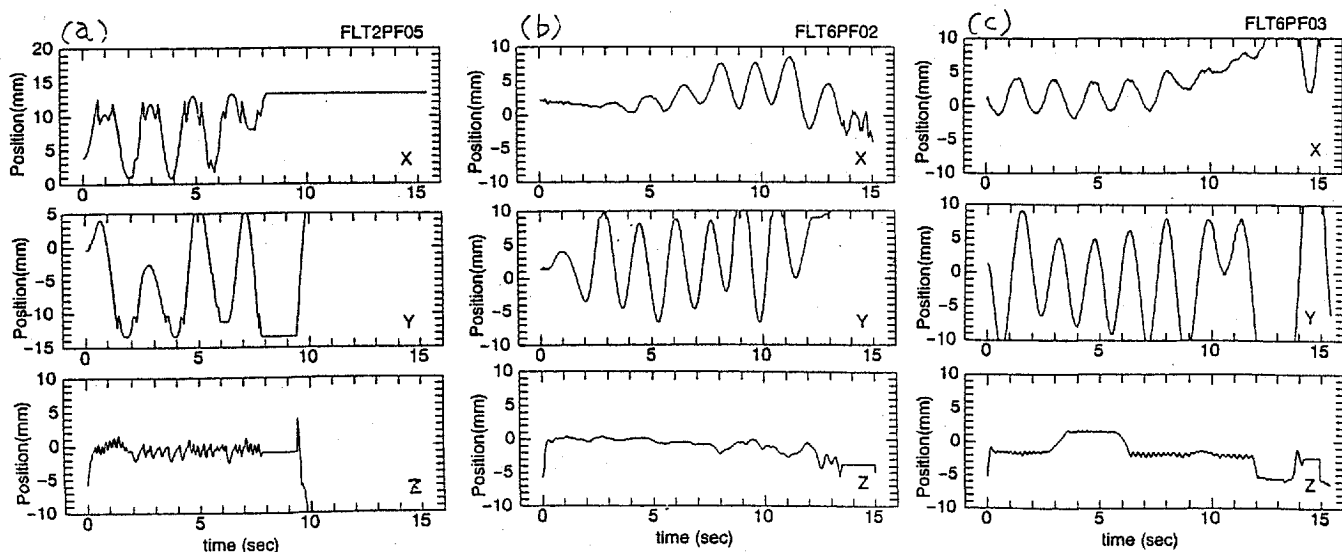


図5 位置制御実験結果; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3

Fig.5 Experimental results of the position control; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2, (c)CNTL-3

図7に上記の加速度の周波数成分の分布を示した。

いずれの制御結果においても水平方向で試料に0.5Hz付近の加速度が5G~15mGのレベルで励起されている。

垂直方向については、いずれの制御によっても0.5Hz近辺と数Hz帯での加速度が励起されている。とくにCNTL-1ではその傾向が激しい。またCNTL-2,CNTL-3の両者では0.5Hz近辺と数Hz帯での加速度の比重がことなり、CNTL-2では低域が強いのに対し、CNTL-3では高域の強度が強い。

試料に加わる加速度を低減するためにはCNTL-2またはCNTL-3が好ましい。

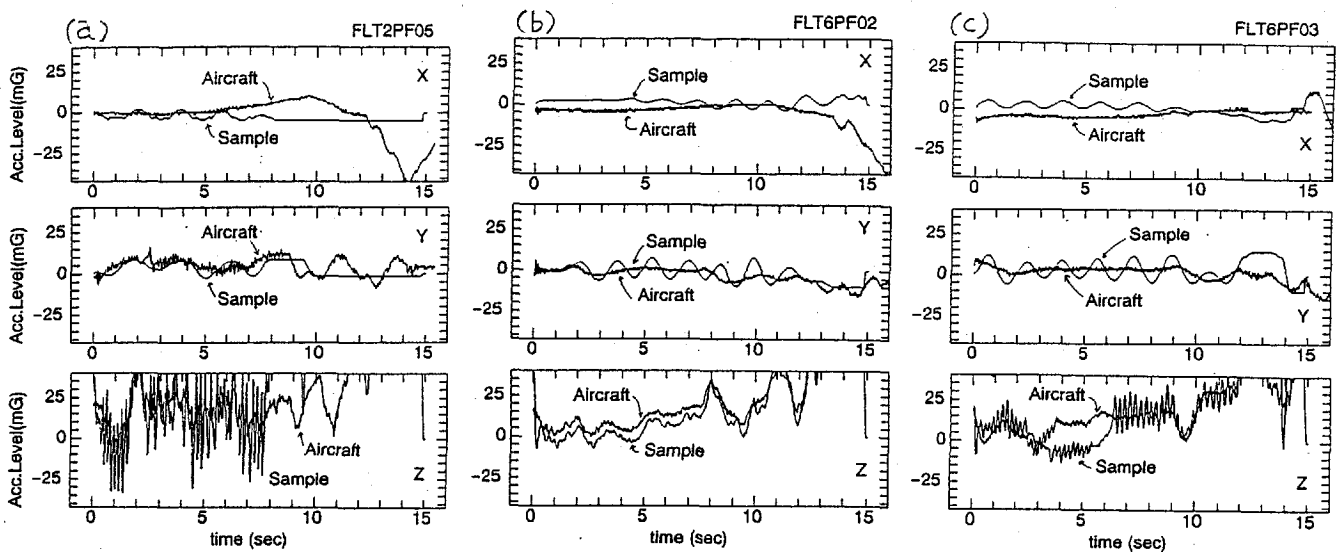


図6 試料の被加速度と航空機の加速度; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3
Fig.6 Acceleration levels of the sample and the aircraft; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,
(c)CNTL-3

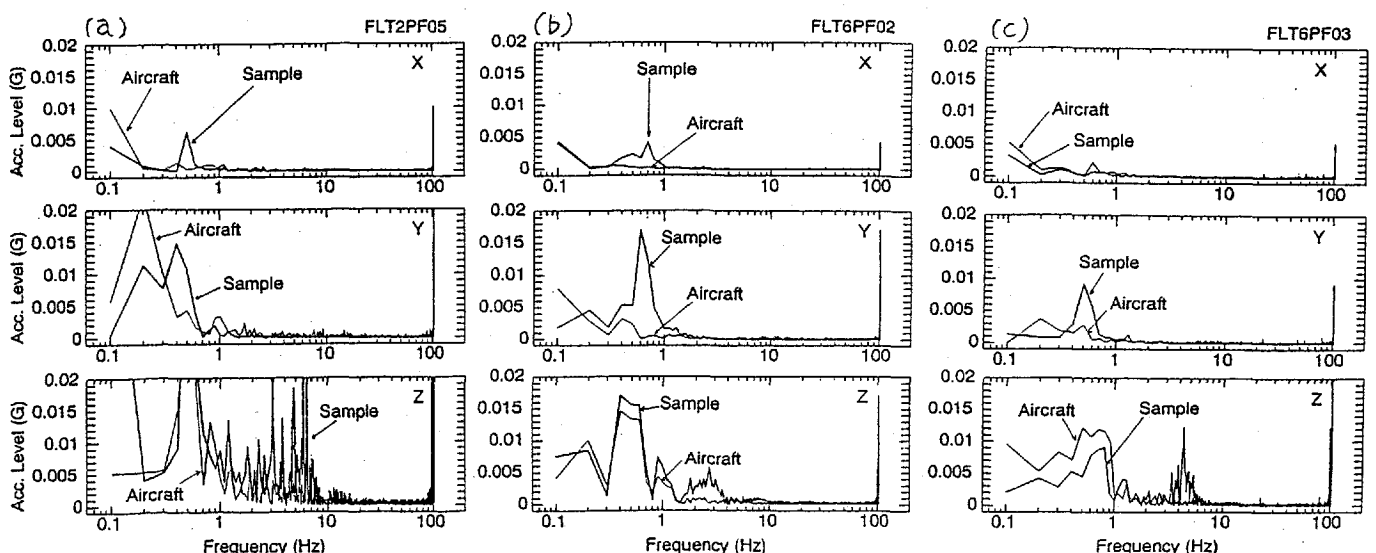


図7 加速度の周波数分布; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3
Fig.7 Frequency spectrum of the accelerations; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3

4 実験結果のシミュレーション

航空機の加速度の計測値を外乱の入力として実験の制御結果のシミュレーションを行った。

離散化された試料の運動方程式は以下で表わされる。

$$z^{(n)} = z^{(n-1)} + v_z^{(n-1)} \Delta t \quad (6)$$

$$v_z^{(n)} = v_z^{(n-1)} \quad (7)$$

$$+ \left(\frac{q}{m} (-a_1^{(m)} + 2a_2^{(m)} z^{(n-1)}) + g_z^{(n-1)} \right) \Delta t \quad (8)$$

$$r^{(n)} = r^{(n-1)} + v_r^{(n-1)} \Delta t \quad (9)$$

$$v_r^{(n)} = v_r^{(n-1)} \quad (10)$$

$$+ \left(\frac{q}{m} (-a_2^{(m)} r^{(n-1)}) + g_r^{(n-1)} \right) \Delta t \quad (11)$$

$$a_1^{(m)} = V_{z,fuzzy} / d + I \sum v_z^{(m)} \tau_d \quad (12)$$

$$a_2^{(m)} = V_{r,fuzzy} \cdot k \quad (13)$$

$$m = INT(n/10) \quad (14)$$

$V_{z,fuzzy}$: Z方向推論結果

$V_{r,fuzzy}$: R方向推論結果

Δt : 計算ステップ時間

n : 計算ステップ数

m : 制御サンプリングステップ数

トラッキング計算で用いる位置の計算ステップは、制御のサンプリング時間を10等分した値を用いた。

図8にCNTL-2の制御でのx, y, z方向のシミュレーション結果を示した。計算結果はZ方向では実験結果と良く一致しているが、x, y方向では計算より振幅よりも実験結果が大きくなっている。この不一致の一因としてx, y方向の加速度が小さく、加速度計の測定のみならずと同程度になっており、正確な外乱を計算に取り込めていないことが挙げられる。

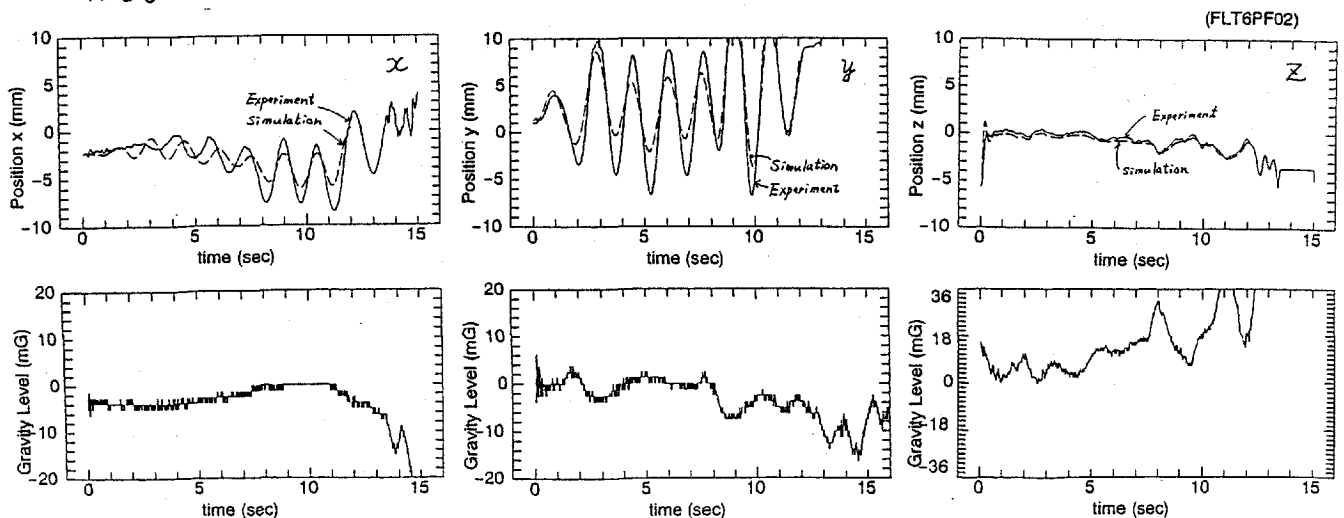


図8 位置制御シミュレーション計算結果 (CNTL-2)

Fig.8 Simulation results of the positioning (CNTL-2)

5 結論

本実験によって以下の結論が得られた。

- ファジー制御による導体の試料の位置制御を確認した。
- 航空機での微小重力環境では、現在のZ方向の制御力は十分であるが、水平方向の制御力はまだ不十分である。垂直方向の振幅は機体の加速度よりも制御のゲインで決定されており、水平方向の振幅は制御のゲインよりも機体の加速度に左右されている。
- 垂直方向の制御の知識ベースを変えることによって試料に加わる加速度が大きく変化する。
- 試料に加わる加速度を低減するためには、今回試みた知識ベースの中ではCNTL-2またはCNTL-3が好ましい。また、この時試料にかかる最大加速度は、約30mGであり、これは航空機の加速度と同じレベルである。
- 航空機の加速度の実測値を用いて、位置制御のシミュレーション計算を行い、実験での位置制御結果をよく一致する結果を得た。

6 謝辞

実験を実施するに当たりお世話頂いた、ダイヤモンドエアーサービス社のスタッフの方々に篤く感謝致します。また宇宙環境利用推進センタの北条氏には日々実験を進める上で種々のアドバイスを頂きました。この場をお借りして感謝の意を表します。

文献

- 1) 日本材料科学会編、「宇宙と材料」第5章、裳華房、1991
- 2) W.K.Rhim, M.Collender, M.T.Hyson, W.T.Simms and D.D.Elleman, "Development of an electrostatic positioner for space material processing," Rev. Sci. Inst. 56, pp.307-317, 1985.
- 3) A.Gagnoud, J.P.Branchet, "Modeling of Coupled Phenomena in Electromagnetic Levitation," IEEE trans. on Mag. Vol. MAG-21, No.6, pp.2424-2427, 1985.
- 4) D.E.Day, C.S.Ray "Containerless Processing of Glass Forming Melts in Space," NASA-TM-4069, vol.2, pp537-556, 1988.
- 5) K.Ikegami, C.Tsukishima and S.Okuda, "Control System of Electric Levitator," In the Proc. of 17th International Symposium on Space Technology and Science, pp.2191-2196, 1990.
- 6) R.Monti, D.Langbein, J.J.Favier, "Influence of Residual Accelerations on Fluid Physics and Material Science Experiments," in "Fluid Science and Materials Science in Space, A European Perspective" chapter 18, pp.637-680, 1987.