

航空機による微小重力実験  
6自由度能動制振システム  
機能・性能評価試験(その2)

Evaluation of 6 DoF Active Vibration Isolation System  
under Microgravity Condition (No. 2)

清水 盛生 <sup>(1)</sup>	楠瀬 智宏 <sup>(2)</sup>	加藤 充康 <sup>(2)</sup>	石倉 精三 <sup>(3)</sup>
Morio Shimizu	Tomohiro Kusunose	Mitsuyasu Kato	Seizo Ishikura
谷田 宏次 <sup>(4)</sup>	桑原 啓一 <sup>(4)</sup>	星 聖子 <sup>(4)</sup>	大久保 孝一 <sup>(5)</sup>
Koji Tanida	Keiichi Kuwahara	Seiko Hoshi	Koichi Okubo

(1)航空宇宙技術研究所

National Aerospace Laboratory

(2)宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

(3)(財)宇宙環境利用推進センター

Japan Space Utilization Promotion Center

(4)石川島播磨重工業株式会社

Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.

(5)石川島防音工業株式会社

Ishikawajima Noise Control Co., Ltd.

ABSTRACT

Active vibration isolation system for microgravity environment is now under study. 2 pairs of a voice-coil type electromagnetic suspension and a position sensor control 2 degrees of freedom(DoF) for an axis, namely translation and rotation. 3 sets of this 2 DoF control system provide 6 DoF control. A system evaluation under microgravity on this active vibration isolation system has been planned and performed in September, 1991 using MU-300 type aircraft. Acceleration disturbances above 0.1Hz has been reduced effectively by using the system. Numerical simulation shows a good agreement with these experimental results.

Besides, the vibration isolation ability of the system has been visualized by observing bubble behavior with/without vibration isolation.

1. 緒言

微小重力環境改善のための能動制振技術は、宇宙開発事業団が開発する共通実験技術の一環として検討が進められている。地球低軌道実験室等の微小重力環境においては、機械振動や人の動作などに起因する加速度外乱が存在する。近年の米国スペースシャトルやソ連のミール宇宙ステーションにおける微小重力実験の結果は、このような加速度外乱がある種の実験にかなりの影響を及ぼしていることを明らかにしている。<sup>(1)</sup> そこでこれらの

振動外乱を低減し、より優れた微小重力実験環境を提供するための振動制御技術に対する要求が高まっている。本能動制振システムはこのような実験要求の下に、微小重力環境における加速度外乱を広い周波数領域にわたって低減することを目的として開発を進めている。本技術についてはこれまでに、地上における基本性能評価実験および航空機による6自由度機能・性能試験（その1）が実施されており、微小重力環境におけるシステムの基本的な挙動が確認されている。これらの結果を踏まえ、今回平成3年9月に再度航空機による微小重力実験が実施された。本報では、この航空機による6自由度機能・性能試験（その2）について実験結果およびその1次解析結果を報告する。

## 2. 実験方法

### 2. 1 本能動制振システムの概要

本能動制振システムの制振機構および制御系については、これまでに検討が行われ詳細な報告が為されている。(2)(3)(4) ここでは、その制振概念について簡単に述べる。

本能動制振システムは微小振動外乱を遮断するため、実験装置を搭載したペイロードボックスを非接触保持し、かつ低周波の加速度外乱に起因する変位に対してはペイロードが外部構体（ラック）に接触しないよう位置制御を行うものである。防振要素（アクチュエータ）としては、小型で発生力の線形性に優れたボイスコイル型電磁サスペンションを採用し、コイル電流を変化させることにより任意の発生力を得ている。コイル電流の制御は、低周波領域でのバネ定数調節のための比例要素、ダンピングを与えるための微分要素、および定常加速度によるオフセットを取り除くための積分要素で構成されるPID制御系によって行われている。このような電磁サスペンションを各軸に2個ずつ配置し、並進および回転の自由度を制御する。さらに各軸には、変位センサーおよび加速度センサーが配され制御系にフィードバック信号を与えている。この1軸2自由度制御システムを3組重ね合わせることで、X、Y、Z、3軸6自由度の制振制御を行う。図1に6自由度本能動制振システムの構成を示す。

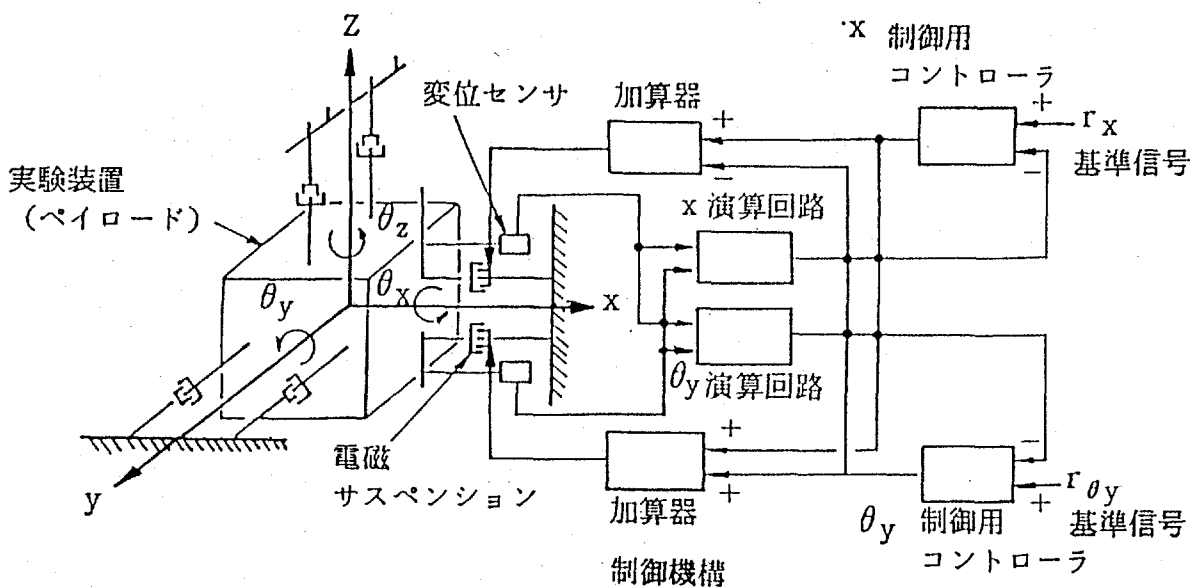


図1 6自由度本能動制振システムの構成

Fig.1 Blockdiagram of 6 DoF Active Vibration Isolation System

この能動制振システムの振動遮断性能は、図2に示すようなボード線図によって表される。この図から分かるように、ペイロードへ伝達する振動は、入力外乱が比例ゲインによって設定される遮断周波数 $f_0$ 以上の高周波振動であれば、減衰比 $k$ に従って遮断される。また、遮断周波数以下の低周波加速度については、外乱に起因する変位に対してペイロードがラックに接触しないようにするため、ペイロードはラックと等しい加速度で運動するように制御される。従って本能動制振システムは、遮断周波数をできるだけ低周波領域に設定することにより、広範な周波数領域にわたって振動を遮断することが可能となる。

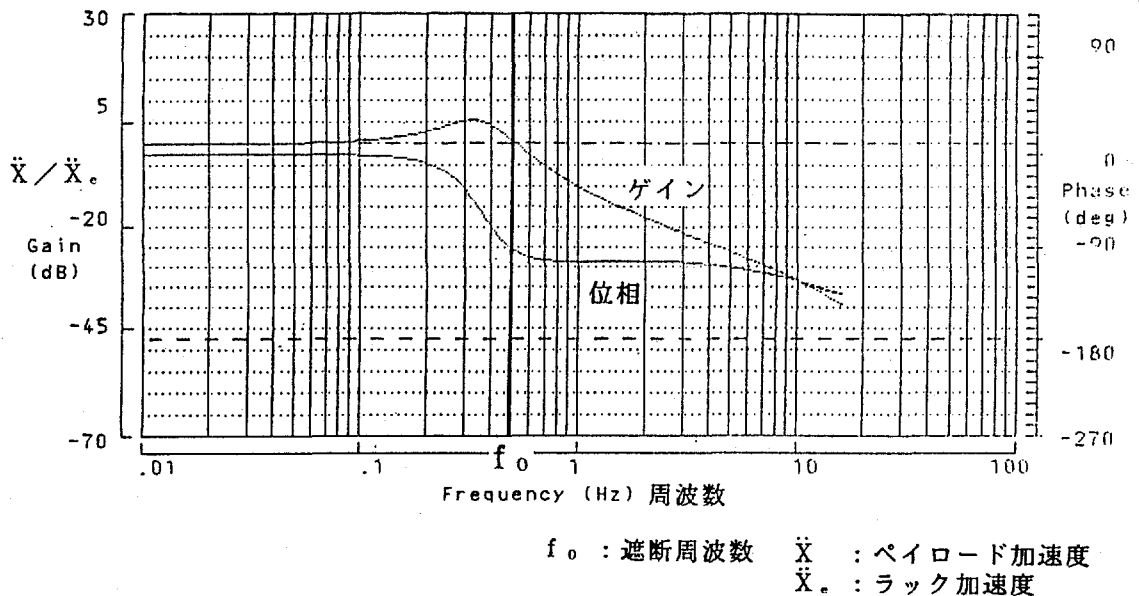


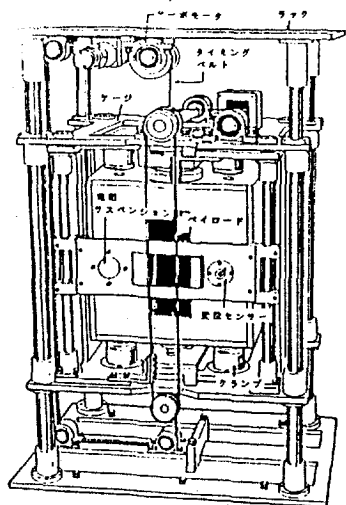
図2 能動制振システムの振動遮断性能例  
 Fig.2 Vibration isolation ability of the system

## 2. 2 実験装置および実験手順

前項に示したような能動制振システムについて、平成元年度に航空機の微小重力環境において振動遮断性能評価を行うための航空機実験用能動制振装置を作製した。航空機の振動環境は、機体上下方向（Z軸）に0.3~0.5Hz,  $10^{-2}g$ レベルの低周波外乱が存在する。このため航空機実験用装置にはZ軸にのみ、電磁サスペンションによる基本の能動制振システムにサーボモータによる位置制御機構を加えた2段式制御を採用している。このような実験装置を用いて平成2年9月に航空機実験（その1）が実施され、6自由度能動制振システムの基本的な動作が確認された。<sup>(6)</sup> 今回、航空機実験（その2）においてもこの航空機実験用能動制振装置を利用したが、前回の実験結果を基により広範囲にわたって振動遮断性能を評価するため、次のような改修を施している。

- ・ Z軸方向ストロークの増加（ $\pm 100\text{mm} \rightarrow \pm 200\text{mm}$ ）
- ・ Z軸用電磁サスペンションの発生力増加（約2倍）

図3に航空機実験用能動制振装置の仕様および外観を示す。



X, Y, Z軸：並進および回転制御

機体上下方向の低周波外乱 ( $3 \sim 5 \times 10^{-2} g$ ) に  
対応するための2段階制御 (Z軸)

ペイロード：20kg, 300mm立方  
界面挙動観察実験セル

サスペンション発生力：X, Y軸 最大 200gf  
Z軸 最大 500gf

サスペンションのストローク：±5mm

ケージのストローク：±200mm (Z軸のみ)

許容加速度：X, Y軸 0.02g  
Z軸 0.05g

図3 航空機実験用能動制振装置概要

Fig.3 Profile of Active Vibration Isolation System for aircraft experiment

また、上に示した実験装置の操作は、  
制御部に搭載したラップトップパソコン  
および実験者の手元スイッチにて行われ  
る。定常重力中にパソコン上で制御係数  
の設定を行い、微小重力になると同時に  
手元スイッチによってペイロードのクラ  
ンプを解放する。そして約20秒後の微  
小重力終了時に再びペイロードをクラ  
ンプするまでの間、制振制御が行われる。  
図4に航空機に搭載した能動制振装置の  
写真を示す。

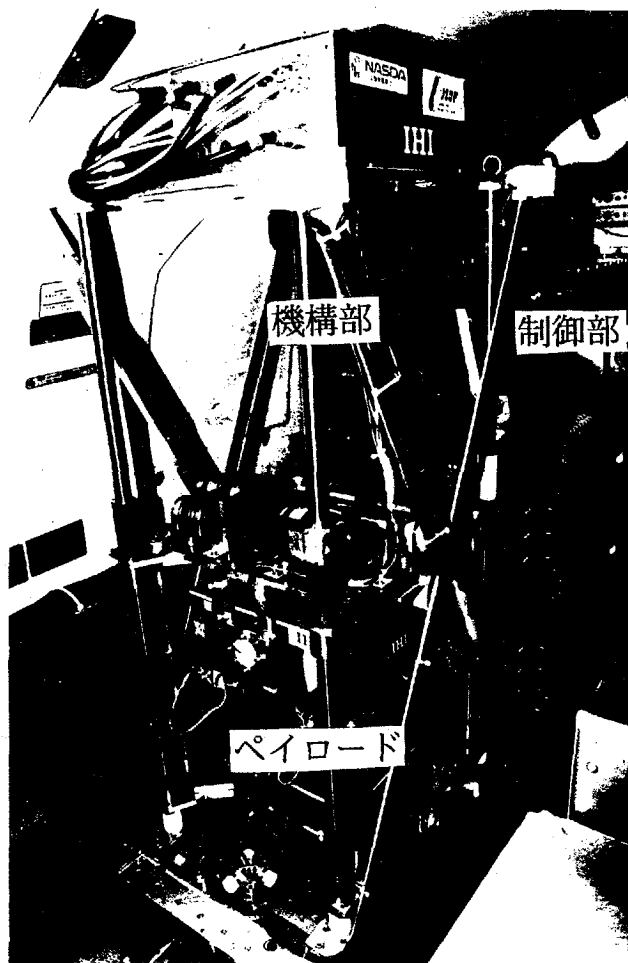


図4 能動制振システム搭載写真

Fig.4 Active Vibration Isolation  
System in Aircraft

## 2. 3 実験項目

前項に示した実験装置を用いて、航空機実験 (その2) においては (その1) に引き続  
き能動制振システムの振動遮断性能評価実験を行った他、ペイロードとして実際の実験装  
置を意識した簡単な微小重力実験装置を搭載した場合の制振性能評価も実施した。

航空機実験 (その2) における実験項目を次に示す。

(1) 6自由度能動制振システム振動遮断性能評価

能動制振システムの制御係数P（比例ゲインに相当）およびD（ダンピングに相当）をパラメータとして、航空機の振動環境に対してシステムを最適化する。遮断周波数をできるだけ低周波領域に設定し、かつ高周波領域で優れた振動遮断効果を得ることを目的とする。

(2) 内部振動源を含むペイロードに対する制御性能評価

ペイロードとして、実際に実験装置を搭載した場合に予想されるモータ等の内部振動源に対する能動制振システムの挙動の調査を目的とする。

内部振動源としては、モータによって駆動される回転錘りを搭載した。

(3) 界面挙動観察実験による制振性能評価

微小重力実験の一例として界面挙動（気泡の挙動）を観察することにより、能動制振を行った場合の効果をビジュアルに示すことを目的とする。

実験装置は円筒セルを横置きにしたものを用い、セル中に空隙が生じるように液体を封入し、気泡を形成できるようにした。セル中の気泡挙動をバックからの拡散光により可視化し、CCDカメラで撮影した。図5に界面挙動観察実験装置の概要を示す。また、気泡の動きを明瞭にするために試験液体を赤く着色した。

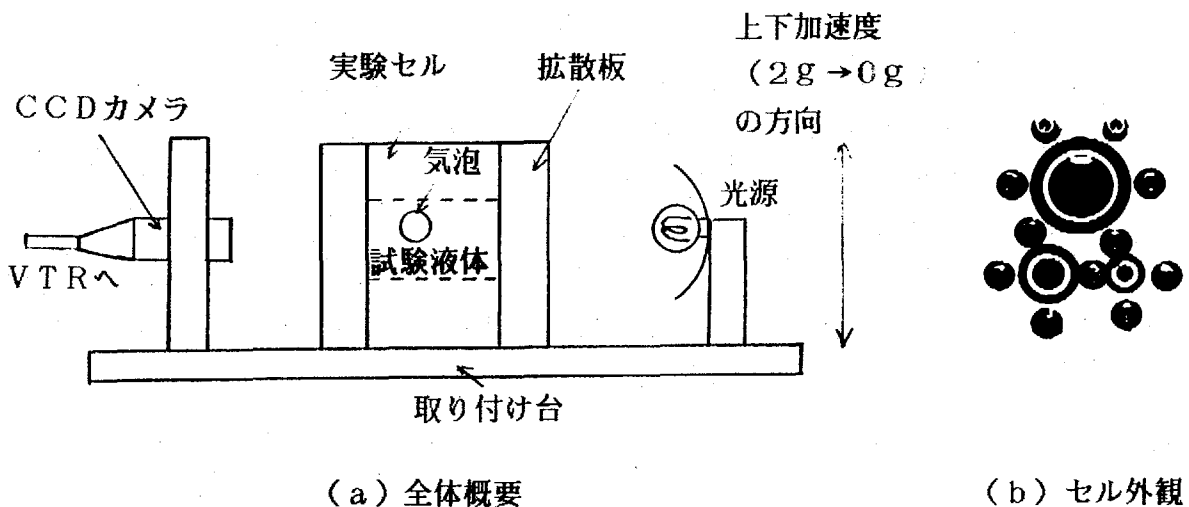


図5 界面挙動観察実験装置

Fig.5 Experimental apparatus for observation of bubble behavior

3. 結果および考察

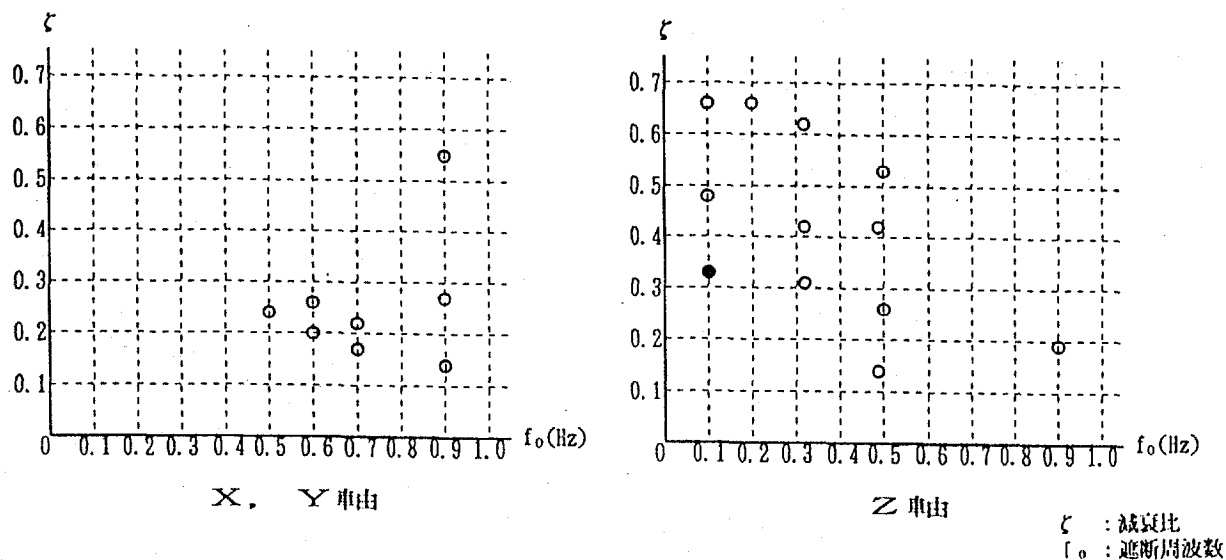
2章で示したような実験方法により、平成3年9月10日～20日にわたりMU-300型航空機（ダイヤモンドエアサービス株式会社運航）を用いた微小重力実験が実施された。各実験項目毎の実験結果を次項以下に示す。

3.1 6自由度能動制振システム振動遮断性能評価

3.2項(1)に示したようなPおよびDをパラメータとしたいくつかの制御係数の組合せについて、取得したラックおよびペイロード加速度またラック/ペイロード間相対変位等のデータから能動制振システムの振動遮断性能を評価した。表1に航空機実験（その2）

において実験を行ったパラメータの組合せを示す。表1において横軸の遮断周波数が小さいほど広い周波数領域にわたって振動が遮断されていることを示し、これに最適なダンピングを与えることによりシステムは優れた振動遮断性能を示す。表中の●は今回の実験における最適なパラメータの組合せを示す。

表1 航空機実験（その2）における制御係数の組合せ  
Table 1 Parameter sets on the second aircraft experiment



また、図6に●の係数の組合せで制御した場合の加速度データを示す。これによると、X軸方向については、ペイロード内で高周波の振動外乱が1/100程度に低減されていることが分かる。（Y軸についてはX軸と同等と評価される。）また、Z軸方向では1箇所にてペイロードとラックが接触したことによる衝撃波形がみられるが、全体としては0.3Hz程度の低周波外乱がペイロード内では大きく低減されている。これらのデータの周波数解析結果を図7に示す。

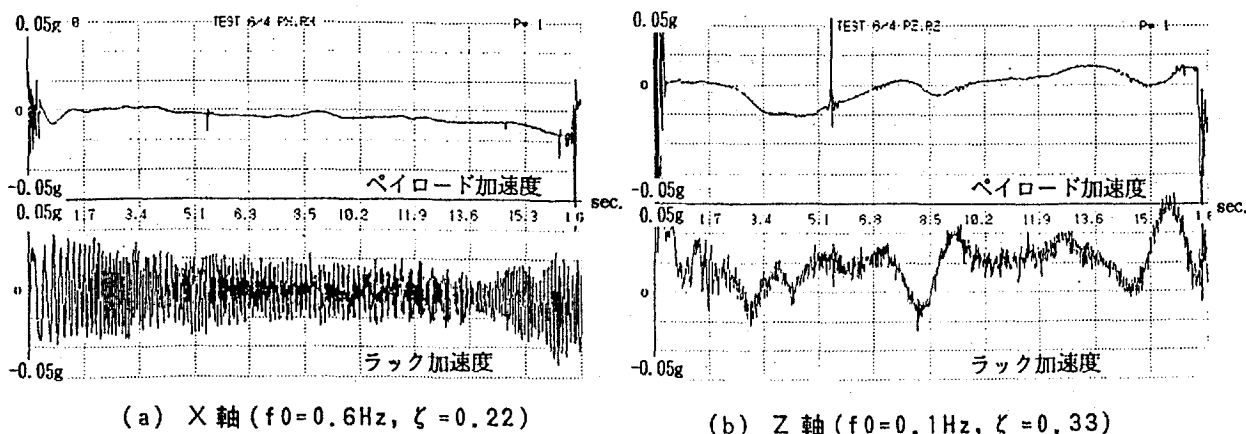


図6 航空機実験結果 6日目第4フライト  
Fig.6 Experimental results - 1991.9.20 4th parabolic flight

周波数解析結果から、X軸方向に関しては1Hz以上の周波数領域において顕著な振動遮断効果が見られるのに対して、Z軸方向では0.1Hz~2Hz程度の低周波領域で制振効果が現れている。これはZ軸方向に採用した2段式制御が有効に動作したためといえる。またZ軸については高周波領域での振動遮断があまり顕著ではないがこれはダンピング最適でなかったためであり、係数Dを小さく設定することにより改善されると考えられる。これらの結果から、本能動制振システムは航空機の振動環境を約16秒間にわたり有効に改善したといえる。

また、理論解析との比較を行うため、航空機の振動データ（ラック加速度）を入力として、計算機シミュレーションを行った。図8にペイロード加速度の実験値と理論値の比較を示す。この図から分かるように理論計算値と実験値は非常によく一致しており、本理論計算法の妥当性が検証されたといえる。従って、このシミュレーションツールにより宇宙ステーション等の微小重力環境における制振効果の予測が行えるものとする。

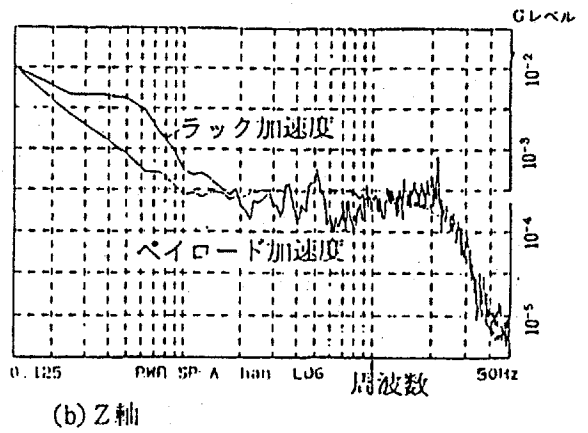
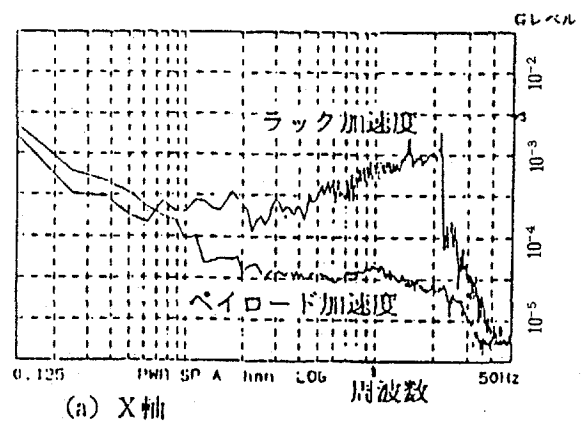
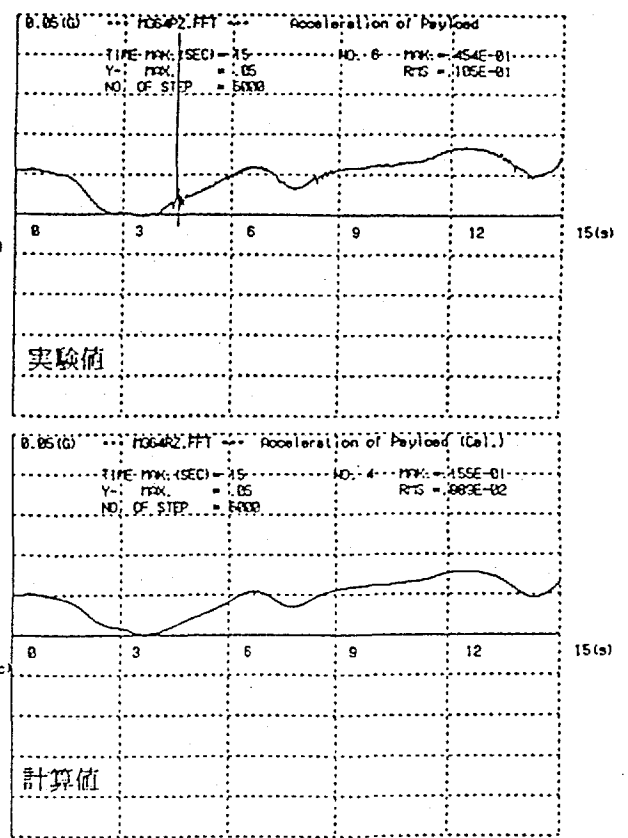
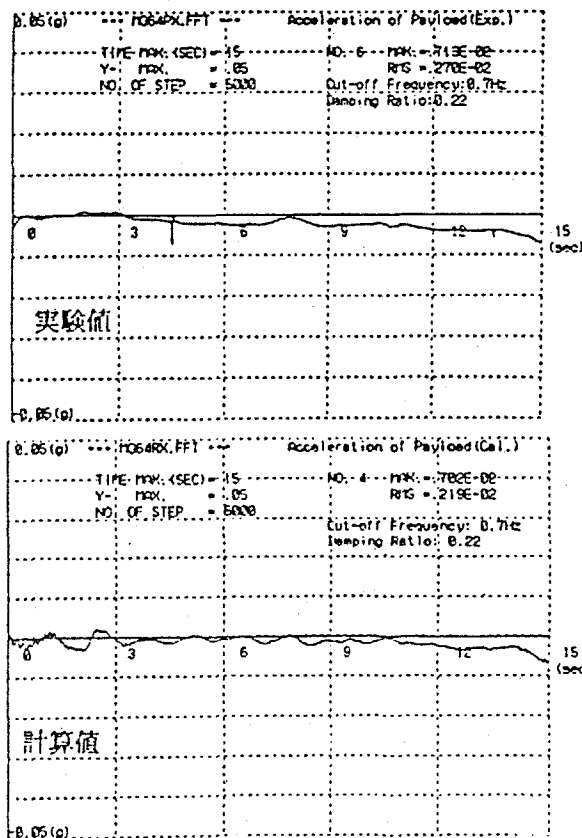


図7 実験結果周波数解析  
Fig.7 FFT Analysis on Experimental Results

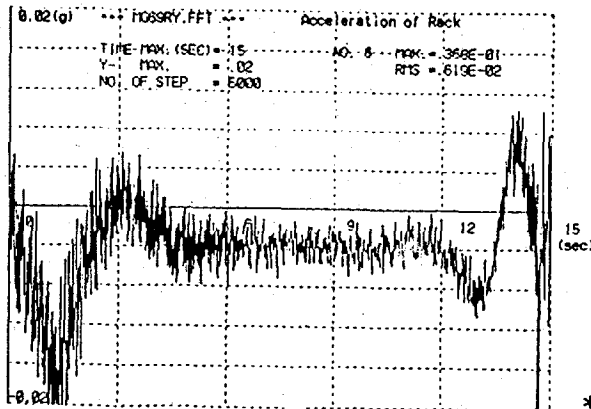


(a) X軸 ( $f_0=0.6\text{Hz}$ ,  $\zeta=0.22$ ) (b) Z軸 ( $f_0=0.1\text{Hz}$ ,  $\zeta=0.33$ )

図8 航空機実験結果と理論解析値の比較  
Fig.8 Comparison between Experiment and Numerical Simulation

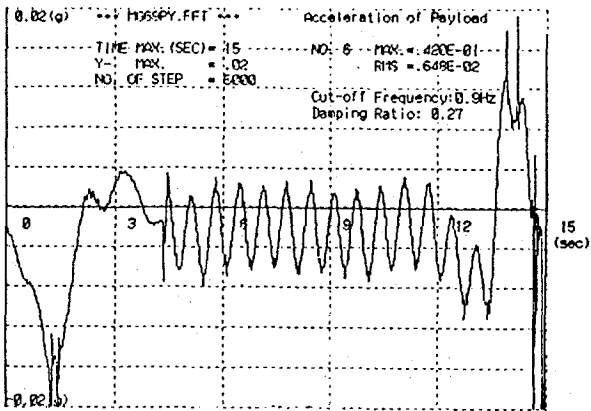
### 3. 2 内部振動源を含むペイロードに対する制御性能評価

2. 3項(2)に示した加振装置を用いて、ペイロード内で490gの錘りを約1.5Hzで回転させた。この時の実験データおよび解析結果を図9に示す。この図から、能動制振システムはペイロード内部振動の外部への伝達を低減していることが分かる。能動制振を行う際の内部振動源は、ダーティペイロードとして非常に問題になっている。今回の実験では、ラック/ペイロード間の相対変位フィードバック制御によりこのダーティペイロード制御を行ったが、ペイロード加速度をフィードバックしたダーティペイロード制御も有効と考えられ、今後の課題として詳しく検討する必要がある。

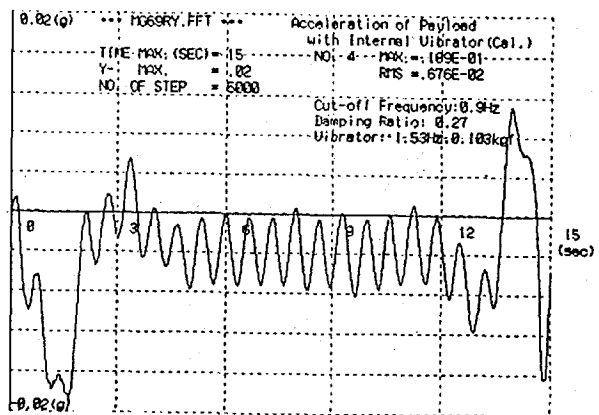


(a) ラック加速度

\*実験では、制御ON約5秒後に振動源を起動させている。



(b) ペイロード加速度 (実験値)



(c) ペイロード加速度 (計算値)

図9 内部振動源を含むペイロードへの制振効果

Fig.9 Vibration isolation ability for dirty payload

### 3. 3 界面挙動観察実験

2. 3項(3)に示した界面挙動観察実験について、セルの径、試験液体(シリコン油)、気泡径を変えて実験を行った。

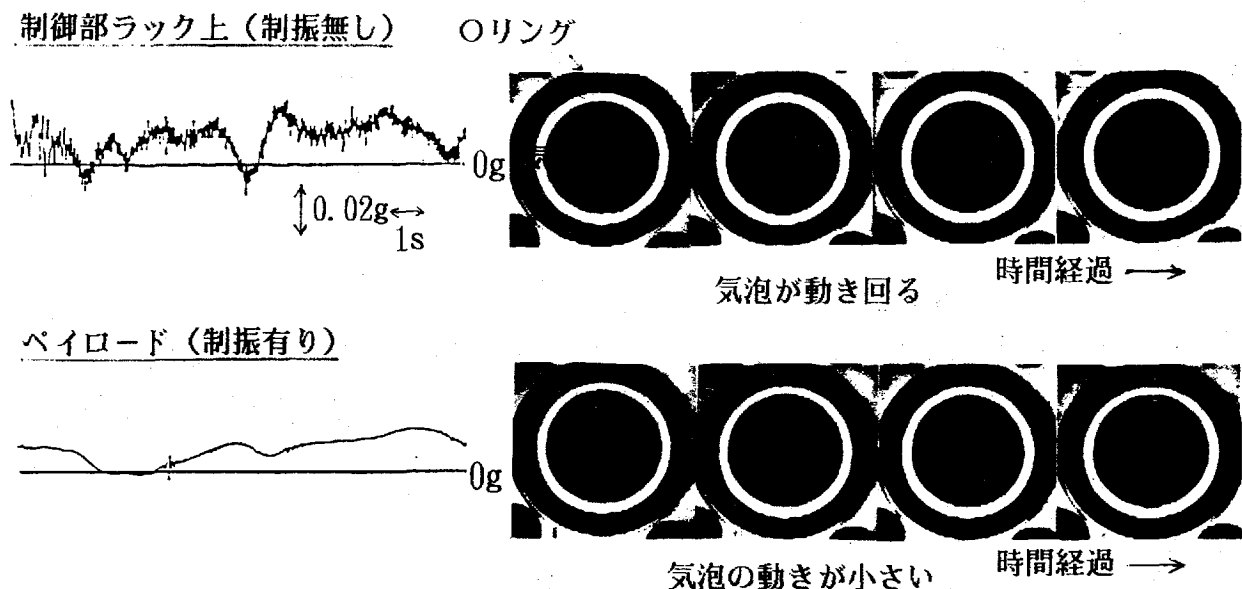
微小重力状態での気泡の挙動をペイロード内(制振有り)と制御部ラック上(制振なし、機体と同じ加速度環境下)の2箇所を観察し、両者を比較した結果、以下の条件において制振効果(加速度外乱の低減)により気泡の動きが小さくなることが確認された。

制振方法-----相対変位フィードバック ( $f_0 = 0.1 \text{ Hz}$ ,  $D = 1.0$ )

実験条件----- $\phi 20$ のセル、シリコン油  $0.65 \text{ cSt}$ 、気泡の径  $\phi 5$  程度

図10に、加速度の変化および気泡挙動の可視化写真を示す。





(a) 上下方向加速度

(b) 気泡挙動の可視化写真

図10 制振効果により気泡の動きが小さくなった例

Fig.10 Flow visualization photographs of bubble behavior under vibration isolation

両者をビデオで比較してみると制振効果が明らかであり、制振効果をビジュアルに示すことができた。

#### 4. 結言

前章までの検討から、航空機実験（その2）の結果は次のようにまとめられる。

- (1) 6自由度能動制振システムは、航空機の振動環境を約16秒間にわたり有効に低減した。
- (2) 能動制振システムは、X、Y軸方向0.6Hz以上、Z軸方向0.1Hz以上の外乱加速度を1/10～1/100以下に低減した。
- (3) 実験結果を計算機シミュレーションと比較することにより、これまで行ってきた理論計算法の妥当性が検証された。
- (4) 能動制振システムはパイロード内部振動の外部への伝達を低減した。
- (5) 界面挙動観察実験により、実験に対する能動制振システムの制振効果が確認され、より正確な微小重力実験を行うために本システムが有効であることが示された。

総じて、今回の航空機実験により6自由度能動制振システムの振動遮断性能が確認されたといえる。

今後の課題として、パイロードの内部振動源への対応や実験装置へのリソース供給など制振対象とする実験装置へのサポートも含めたシステムを検討していく必要があると考える。

## 謝辞

航空機実験を行うに当たって、多大な御協力をいただいたダイヤモンドエアサービス株式会社の皆様のご厚誼に対し、深く感謝いたします。

## 参考文献

- (1) J.I.D.Alexander, Microgravity Sci.Technol., (1990) pp52-68
- (2) Y.Fujimori, H.Kimura, K.Tanida & S.Hoshi, 17th ISTS (1990) pp2213-2218
- (3) 清水盛生、木村秀夫、楠瀬智宏、谷田宏次、星聖子、日本マイクログラビティ応用学会誌 8 [1] (1991) pp.17-28
- (4) 藤森義憲、木村秀夫、楠瀬智宏、谷田宏次、大久保孝一、武藤満、星聖子、日本機械学会論文集 (C編) 57巻534号 (1991) pp.527-532
- (5) 清水盛生、木村秀夫、楠瀬智宏、大山勝、石倉精三、谷田宏次、星聖子、大久保孝一、パラボリックフライト Vol.1 No.1 (1991) pp.9-18