

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3)

Evaluation of 6 DoF Active Vibration Isolation System
under Microgravity Condition (No. 3)

依田 真一 ⁽¹⁾ Shinichi Yoda	石井 誠一 ⁽¹⁾ Seiichi Ishii	小西 貴明 ⁽²⁾ Takaharu Konishi	
星 聖子 ⁽³⁾ Seiko Hoshi	鈴木 寿幸 ⁽³⁾ Yasuyuki Suzuki	大久保 孝一 ⁽⁴⁾ Koichi Okubo	桑原 啓一 ⁽³⁾ Keiichi Kuwahara

(1)宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

(2)(財)宇宙環境利用推進センター

Japan Space Utilization Promotion Center

(3)石川島播磨重工業株式会社

Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.

(4)石川島防音工業株式会社

Ishikawajima Noise Control Co., Ltd.

ABSTRACT

An active vibration isolation system has been developing to reduce accelerational disturbances in microgravity environment. The third microgravity experiment using MU300 type aircraft was conducted to evaluate the vibration isolation performance of the system. The digital operation was newly applied to the control system. Two kinds of control methods were also examined, namely relative displacement feedback control and acceleration feedback control.

It became clear from the experimental results that vibrational disturbances in the aircraft-generated microgravity were remarkably reduced by using the active vibration isolation system.

1. 緒言

宇宙開発事業団では共通実験技術の一環として、微小重力環境改善のための能動制振技術の開発を進めてきた。能動制振技術は、地球低軌道実験室等の微小重力環境における機械振動や人の動作などに起因する加速度外乱を低減し、良好な実験環境を実現するための振動制御技術のひとつであり、制御特性を要求に応じ容易に変更でき、また広い周波数領域にわたって制振を行える点を特徴とする。本技術についてはこれまでに地上実験に引き続く航空機による6自由度機能・性能評価試験(その1)および(その2)が実施されており、微小重力環境において顕著な振動低減効果を示すことが確認されている。⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾ これらの結果を踏まえ、航空機実験(その3)においては、制御方法の改良、デジタル演

算制御の採用等により、制御性能の向上および宇宙機への適用を踏まえたデジタル制御技術の取得を目的とした。

2. 実験方法

2. 1 制御系の検討

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電磁気力により非接触保持し、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。制御信号としてはペイロード／ラック間相対変位を利用し、フィードバック制御を行ってきた（以下相対変位フィードバック制御という）。しかしこの制御方式の場合、共振周波数における共振ピークを低減するために減衰比（ダンピング）を大きくすると、高周波領域での振動遮断効果が劣化するという欠点があった。（図1 能動制振システムの振動遮断性能例参照）これに対し、制御信号としてペイロード加速度をフィードバックした場合（以下加速度フィードバック制御という）、図1に示すようにダンピングを大きくしても高周波領域での性能劣化はみられない。従って、加速度フィードバック制御を用いた方がより大きな振動低減効果が得られると予測される。これまでの航空機実験（その1）（その2）においても加速度フィードバック制御を試みたが、本制御の場合、演算過程に加速度積分を伴うため、航空機の機体上下方向のような一方向へ加速度のドリフトのある環境においては制御不安定に陥り易かった。そこで航空機実験（その3）においては、加速度のドリフトが比較的少ない水平方向について加速度フィードバック制御の性能評価を実施することとし、シミュレーションにより最適な制御係数を検討した。

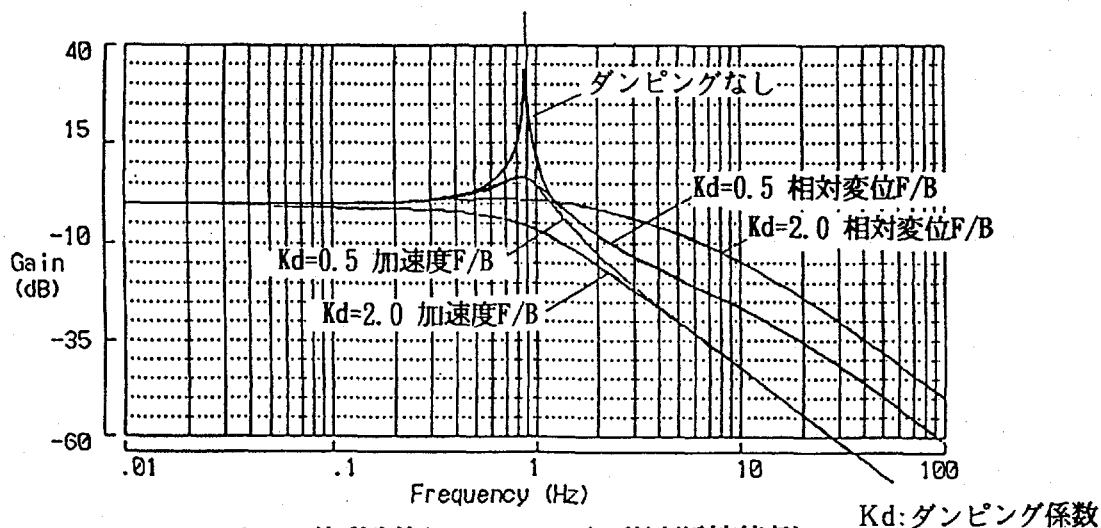


図1 能動制振システムの振動遮断性能例

—相対変位 F/B 制御と加速度 F/B 制御の比較—

Fig.1 Vibration isolation ability of the system

- Comparison between Relative Displacement F/B and Acceleration F/B -

また、これまでの航空機実験の結果においては、ペイロードの変位が許容値をオーバーし、ラックに接触するケースが見られた。航空機実験（その3）においては、このような

現象を避けるため、ペイロードがラックに接近した場合にアクチュエータである電磁サスペンションの発生力を増加する非線形ばね制御を検討した。

従来の電磁サスペンションは、図2 (a)に示すとおりペイロード変位に対して一定のばね定数を取るよう設計されており、従って発生力は変位に対して線形であった。そこで図2 (b)に示すようなペイロード変位が増大するにつれ電磁サスペンションのばね定数を増し、発生力特性を非線形にした非線形ばね制御を設計した。

図3に前回の航空機実験データを基にした従来の制御と非線形ばね制御の比較シミュレーションを示す。これによると従来の制御ではストロークをオーバーしペイロードがラックに接触していた場合においても、非線形ばね制御を用いることにより許容範囲内で制御できることが予測される。

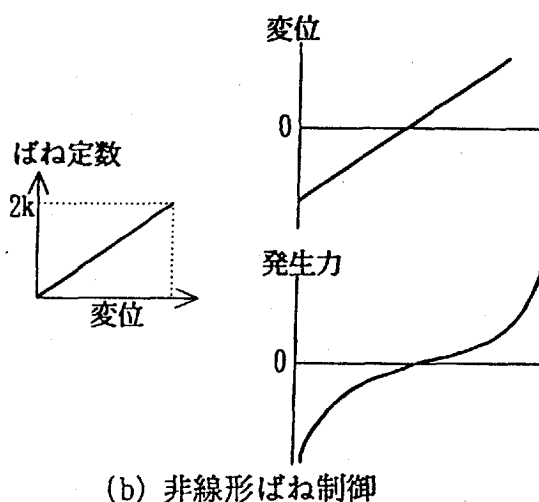
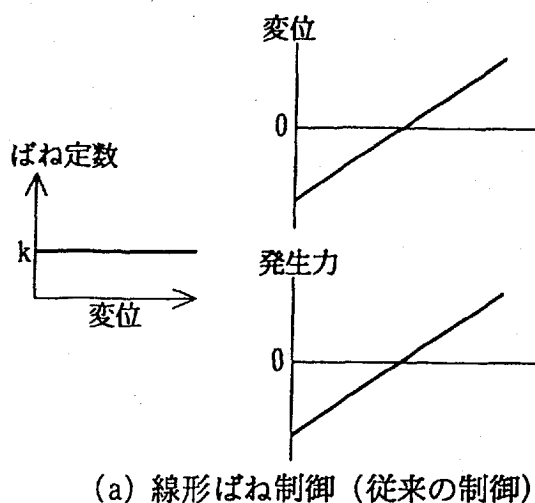
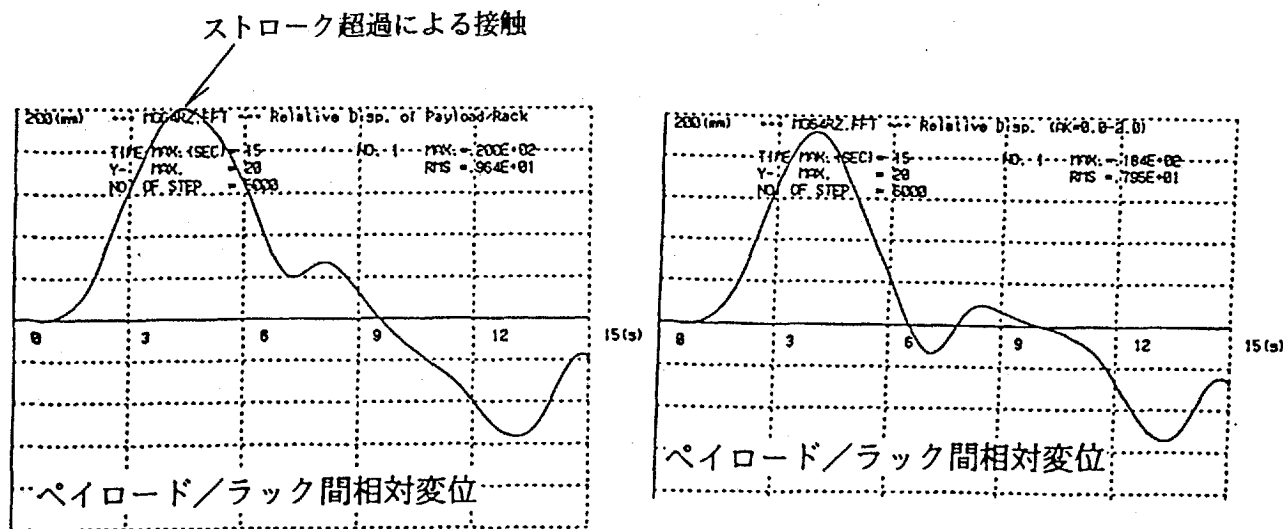


図2 線形ばね/非線形ばね制御の特性
Fig.2 Characteristics of linear/non-linear suspension force



(a) 線形ばね制御

(b) 非線形ばね制御

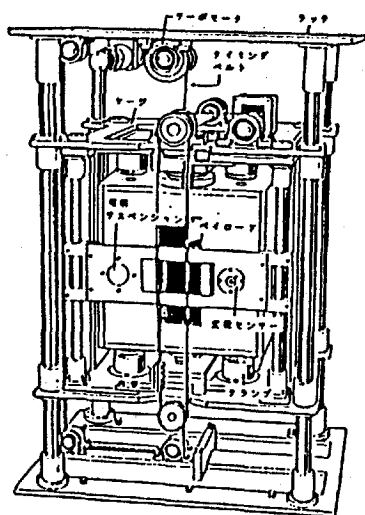
図3 シミュレーションによる線形ばね/非線形ばね制御の比較

Fig.3 Comparison between linear/non-linear suspension force by simulation

2. 2 実験装置および実験項目

航空機実験（その3）では、（その2）において使用した航空機実験用能動制振システムを用いたが、前項に示したような非線形ばね制御を実現し、また実験後の解析を容易にするため制御演算部をデジタル化した。これにより、主要な制御係数の変更が全てパソコン上で行えるようになり、また計測データがデジタルデータとして得られるため、地上でのシミュレーション解析が即日実施でき、実験結果を翌日のフライトに反映することが可能となった。

図4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 ($3 \sim 5 \times 10^{-2} \text{g}$) 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
- バネのストローク：±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4 航空機実験用能動制振装置概要

Fig.4 Profile of Active Vibration Isolation System for Aircraft Experiment

このような実験装置を用いて、能動制振システムの振動遮断性能評価実験を行い、またペイロードとして界面挙動観察実験装置および内部振動源実験装置を搭載した場合の制振性能についても実験を行った。

航空機実験（その3）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

航空機の振動環境に対して、広い周波数領域にわたり制振を行い、かつ高周波領域で優れた振動遮断効果を得るため、制御係数の最適化を行う。

また機体水平方向に対して、相対変位フィードバック制御、加速度フィードバック制御各々を適用し、その制御性能を比較する。

(2) 非線形ばね制御の制御性能評価

航空機実験（その3）において初めて適用する非線形ばね制御について、その制御性能を従来の実験結果と比較評価する。

(3) 界面挙動観察実験による制振性能評価

図5に示す界面挙動観察実験装置により微小重力環境下における気泡挙動を制振あり／なしの場合について比較し、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。

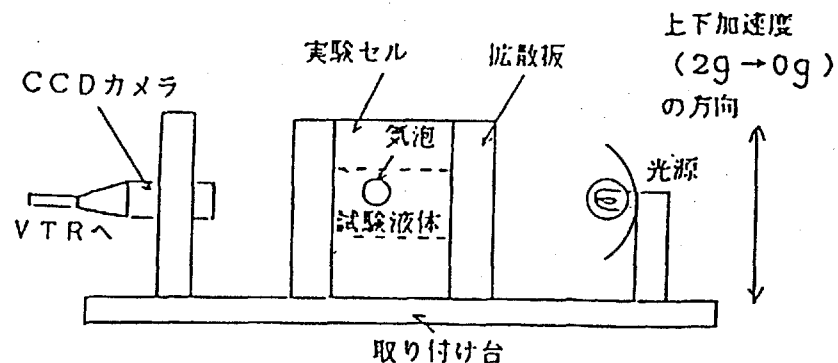


図5 界面挙動観察実験装置

Fig.5 Experimental Apparatus for Observation of Bubble Behavior

(4) 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。

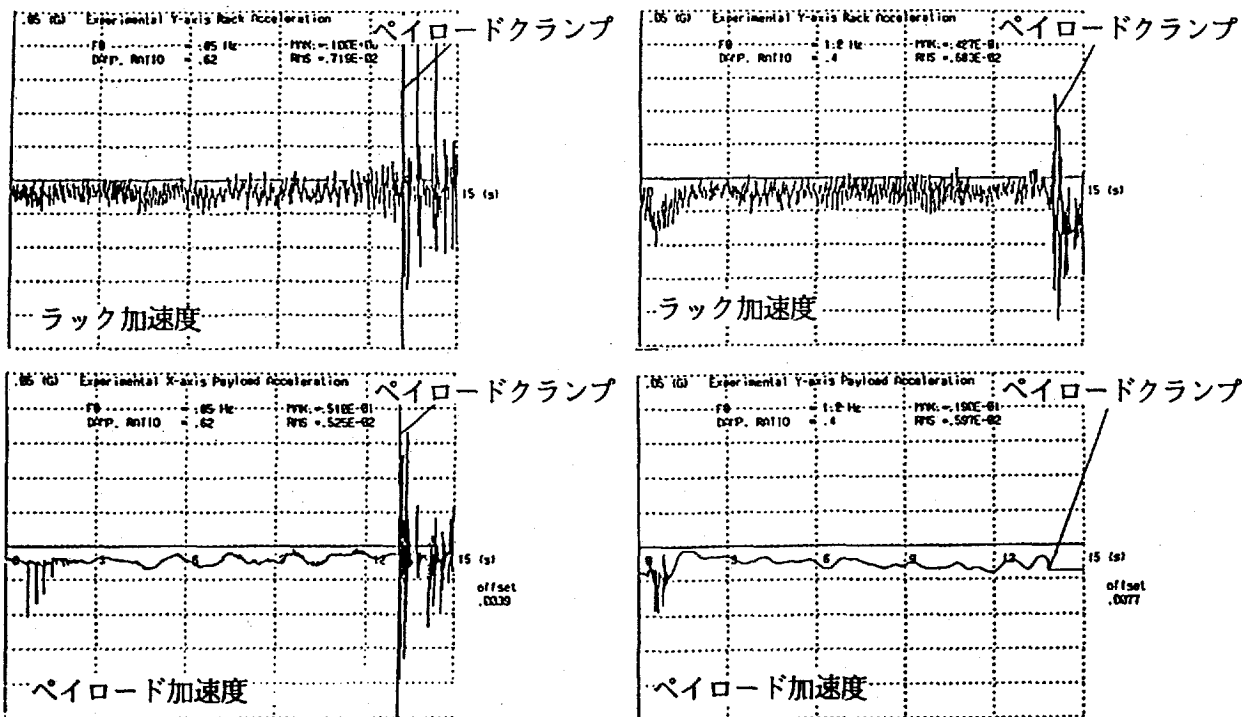
内部振動源としては、モータによって駆動される不平衡型加振器を搭載し、相対変位 F/B 制御、加速度 F/B 制御双方について実験を実施した。

3. 結果および考察

航空機による能動制振システムの機能・性能評価試験(その3)は、平成5年5月19日～27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)を用いて実施された。各実験項目ごとの実験結果を以下に示す。

3. 1 6自由度能動制振システム振動遮断性能評価

図6に相対変位フィードバック制御、加速度フィードバック制御それぞれの実験結果例を示す。これらの結果から両制御方式とも、約15秒間にわたり航空機の振動環境を大きく改善していることがわかる。また各制御方式を比較した場合、加速度フィードバック制御の方が遮断周波数が1.2Hzと振動遮断領域が狭いにも関わらず、相対変位フィードバック制御に比して高周波成分残留の少ない優れた振動遮断特性を示しており、図1に示した理論予測を裏付ける結果となっている。しかしながら、前述のとおり、加速度フィードバック制御は定常的な加速度のオフセットや過大な入力があった場合に不安定な挙動を示しやすい。従って、ペイロードとして搭載する実験の要求に基づき、適合する制御方式を選択していく必要がある。



(a) 相対変位フィードバック制御
(遮断周波数 : 0.85Hz)

(b) 加速度フィードバック制御
(遮断周波数 : 1.2Hz)

図6 航空機実験結果 (機体左右方向)

Fig.6 Aircraft Experiment Results (Aircraft Wing Direction)

また、高周波領域での能動制振システムの性能を評価するため、システム内で収録する30 Hzまでのデータの他に、Digital Tape Recorderによる加速度データ収録も実施した。図7にその一例を示す。この結果を見ると、航空機の微小重力環境には30Hz以上の加速度成分がかなり存在しており、能動制振を行うことによってこれらの高周波外乱を大きく低減できることが分かる。

これらのデータを周波数解析することにより、能動制振システムは航空機の振動環境を10 Hz以上で約1/10に、また100Hz以上では1/100以下に低減していることが明らかになった。

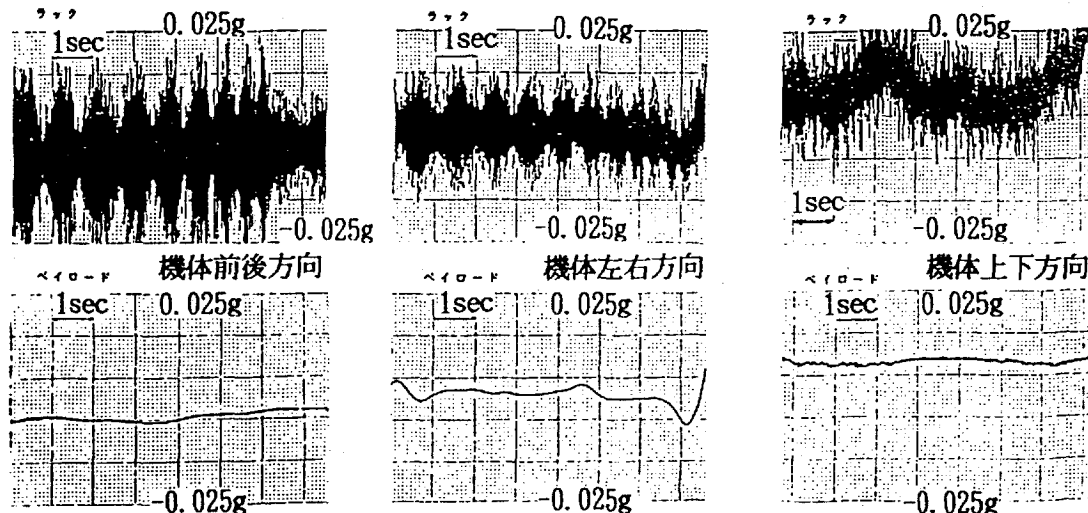


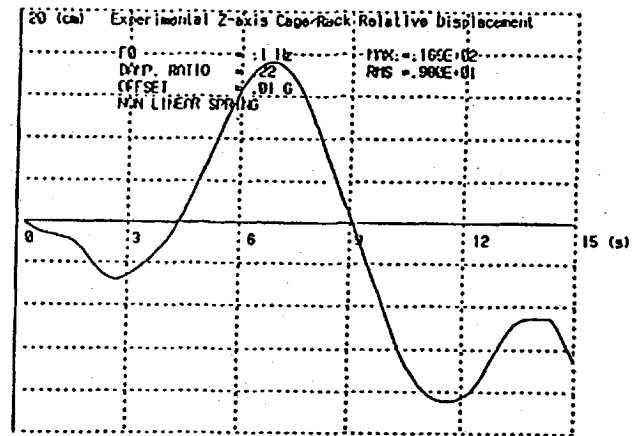
図7 高周波領域における能動制振システムの振動遮断性能

Fig.7 Vibration Isolation Ability in High Frequency Range

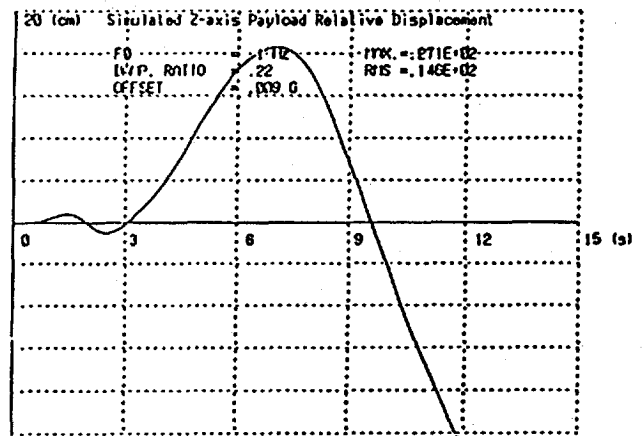
3. 2 非線形ばね制御の制御性能評価

2章に示したように、航空機実験（その3）においては、入力外乱に対するストローク不足によるラック／ペイロード間の接触を防ぐために、ラックとペイロードが接近するにつれ電磁サスペンションのばね力を大きくする非線形ばね制御を採用した。この結果、特別な気流の乱れのない通常の微小重力状態においては、これまでの実験で発生したような機体上下方向におけるラックとペイロードの接触はほとんど見られなかった。図8に非線形ばね制御を行った場合のラック／ペイロード間の相対変位

（実験値）と同じ加速度環境における線形ばねの場合の相対変位計算値の比較を示す。これによると、非線形ばねを用いなかった場合には、実験開始後12秒付近で相対変位が許容値（200mm）をオーバーしペイロードがラックに接触してしまうことになり、非線形ばねを用いることによりこのような現象を防ぐことができたといえる。



(a) 非線形ばね制御（実測値）



(b) 線形ばね制御（計算値） 接触

図8 非線形ばね制御の効果

Fig.8 Valuation on Non-Linear Suspension Force

3. 3 界面挙動観察実験

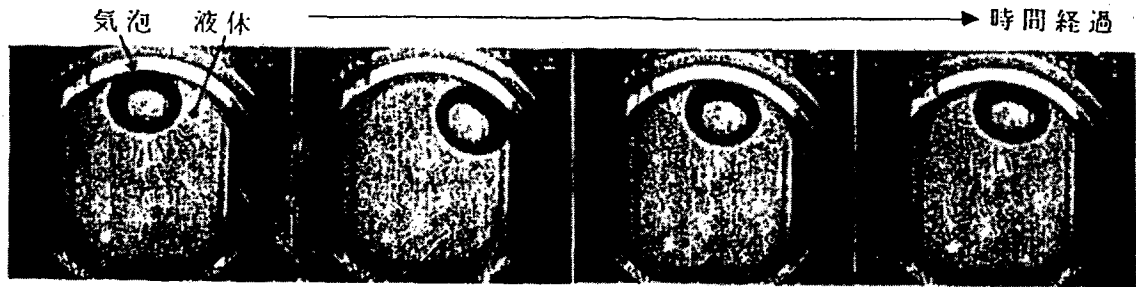
航空機実験（その2）に引き続き、図5に示した界面挙動観察実験装置を用いて、微小重力実験に対する制振効果を評価した。

微小重力状態での気泡の挙動を制振を行わない機体オリジナルの微小重力環境下と能動制振を行った場合とで比較した結果、以下の条件において加速度外乱の低減による気泡固有振動の抑制が確認された。

制振方法———相対変位フィードバック制御により、0.8Hz以上の振動成分が1/10以下に低減

実験条件———φ45mmの円筒セル内に封入されたフレオン（R113、0.45cSt）中のφ13mm程度の気泡

図9に、気泡挙動の可視化写真を示す。



(a) 制振した場合 一気泡が振動しない



(b) 制振しない場合 一気泡が振動により変形する

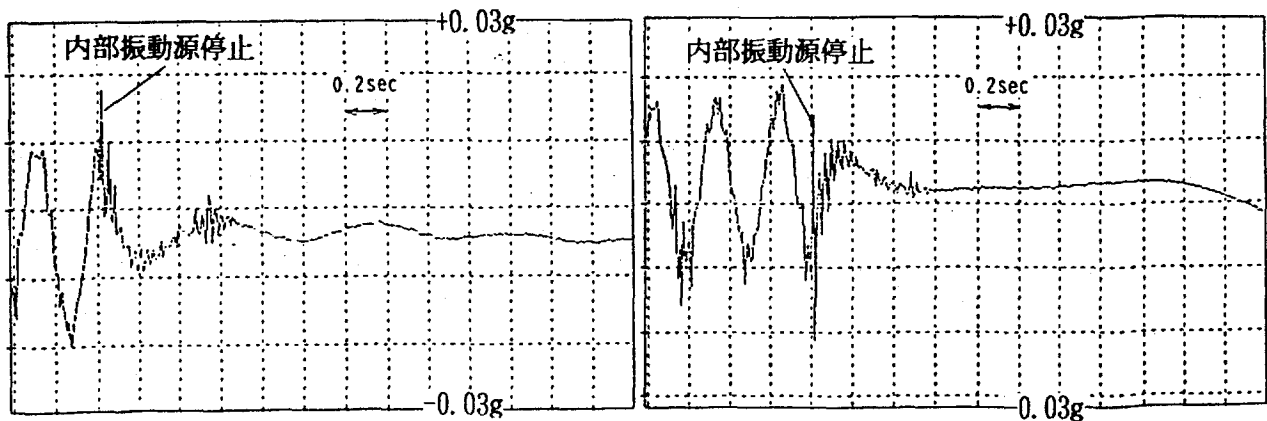
図9 制振効果により気泡の共振が抑えられた例

Fig.9 Vibration Isolation Effect on Bubble Behavior

両者を比較してみると制振効果が明らかであり、能動制振システムにより気泡の固有振動数に相当する3.5Hz程度の振動成分が低減されることをビジュアルに示すことができた。

3. 4 内部振動源を含むペイロードに対する制御性能評価

内部振動源を含むペイロードに関しては、航空機実験（その2）において能動制振システムにより内部振動を外部から隔離できることを示した。⁽⁴⁾ここでは同じ偏心おもり回転型の内部振動源実験装置を用い、内部振動停止後のペイロードの動的挙動を相対変位フィードバック制御と加速度フィードバック制御で比較した。図10に実験結果を示す。



(a) 相対変位フィードバック制御
($f_0:1.2\text{Hz}$ 、 $\zeta:0.22$)

(b) 加速度フィードバック制御
($f_0:1.2\text{Hz}$ 、 $\zeta:0.4$)

図10 回転型内部振動源停止直後のペイロードの動的挙動

Fig.10 Payload Behavior after Stopping Inner Vibration Source

これらの加速度データから、加速度フィードバック制御では内部振動源停止後約0.6秒で残留振動はほとんど見られなくなるが、相対変位フィードバック制御ではその4倍の約2.4秒間にわたってサスペンションの固有振動数に当たる振動が継続して残っていることがわかる。これは、相対変位フィードバック制御と加速度フィードバック制御における減衰比の設定の違いによるものである。従って、電磁サスペンションによる能動制振システムは内部の残留振動を減衰させる効果があり、図1に示したように減衰比を高くし、大きなダンピングを与えた場合にも振動遮断性能が低下しない加速度フィードバック制御の方がその効果が高いことが確認された。

4. 結言

前章までの検討から、航空機実験（その3）の結果は次のようにまとめられる。

- (1) 制御器をデジタル制御対応としたが、実験と数値シミュレーションの結果とは良好な対応を示し、理論どおりの制御が実現されていた。
- (2) 制御手法としては、相対変位フィードバック制御、加速度フィードバック制御双方とも効果があるが、特に加速度フィードバック制御においては高い減衰比を設定した場合にも、高周波領域まで良好な振動遮断特性が得られた。
- (3) 非線形ばね制御を用いることにより、ラック／ペイロード間の相対変位を抑え、ペイロードのラックへの接触を回避することができた。特にストロークが大きく、遮断周波数が低い機体上下方向については非線形ばねの効果が高く、ほぼ同様な遮断効果で、線形ばね制御に比して変位を30%以上低減することができた。
これにより、航空機の微小重力環境下においては、非線形ばね制御は非常に有効であることが示された。
- (4) 界面挙動観察実験により、能動制振システムが微小重力下における気泡の弾性振動を有効に低減できることが示された。
- (5) ペイロード内部振動源がある場合にも、電磁サスペンションによる能動制振システムにより残留振動を速やかに減衰させることができた。

このように航空機実験（その3）においては、微小重力下における6自由度能動制振システムの振動遮断性能を明らかにすることができた。

これらのデータは、今後の宇宙実験用能動制振システム設計の基礎データとして蓄積していくと共に、今後の課題として、ペイロードに実験装置を搭載した場合の、偏心ペイロード制御、リソース供給方法、シミュレーションソフトウェアの整備等を検討していく必要がある。

謝辞

航空機実験を行うにあたって、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) Y.Fujimori, S.Ishikura, K.Tanida, S.Hoshi, M.Kuribayashi, K.Okubo, Proceedings of first international conference on motion and vibration control (1992) pp. 651-656
- (2) M.Shimizu, T.Kusunose, S.Ishikura, K.Tanida, S.Hoshi, 18th ISTS (1992) pp. 2199-2204
- (3) 谷田宏次、星聖子、大久保孝一、栗林宗孝、桑原啓一、石川島播磨技報第33巻第4号(1993) pp.211-215
- (4) 清水盛生、楠瀬智宏、加藤充康、石倉精三、谷田宏次、桑原啓一、星聖子、大久保孝一、パラボリックフライトVol.2 No.2(1992) pp.1-10