

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

宇宙開発事業団	清水盛生	木村秀夫	楠瀬智宏
(財)宇宙環境利用推進センター	大山 勝	石倉精三	
石川島播磨重工業(株)	谷田宏次	星 聖子	
石川島防音工業(株)	大久保孝一		

1. 緒言

近年の宇宙環境利用分野の発展に伴い、落下塔、航空機、ロケット、地球低軌道実験室などさまざまな微小重力実験手段が整備されつつある。これらの微小重力実験手段はそれぞれの微小重力環境に適した役割を果たしていくと考えられるが、微小重力状態の質、維持期間や作業員によるオペレーションサービス等を考慮すると、地球低軌道上での実験室が最終的な成果を求めるための微小重力実験場となって行くであろうことが予測される。しかしながらこれまで行われてきたスペースシャトル等の低軌道上での微小重力実験結果を解析すると、その微小重力環境には様々な加速度外乱が存在し、実験に影響を及ぼしていることがわかっている。また現在計画が進められている国際宇宙ステーション・フリーダムにおいても、姿勢制御、搭乗員の動作などによる外乱振動の存在が予測されている。これらの外乱加速度が実験に与える影響については、これまでの実験データを基に様々な解析が進められているが⁽¹⁾、微小重力実験を行う際の加速度外乱の遮断は実験者にとって非常に重要な課題となっている。このような状況の中で、広範な周波数領域に渡って振動を遮断する能動制振技術が注目されており、欧州宇宙機関(E S A)、米国航空宇宙局(N A S A)等各国宇宙機関において宇宙実験に対する能動的な振動遮断方法が検討されている^(2,3)。また、著者らは振動外乱を遮断し、実験装置に対して良好な微小重力環境を実現するための能動制振システムを考案し、開発を進めている^(4,5)。

ここで報告する能動制振システムは、宇宙ステーション共通実験技術の一環として現在開発中のものであるが、これまでに基本システムおよび制御系の設計、計算機による制振効果予測を行い、地上実験において3自由度までの機能・性能を確認してきた。さらに、平成2年9月には、航空機による微小重力環境を利用して、地上では実現不可能な6自由度機能・性能評価試験を実施した。本稿では、能動制振システムの制振機構を概説するとともに、航空機実験結果について報告する。

2. 能動制振システムの制振概念

宇宙実験用のペイロード（実験装置）を外部からの振動外乱より遮断するためには、ペイロードを無重力空間に浮遊させ、かつペイロードがラックに接触しないように位置制御する必要がある。このような制御を実現するため、本能動制振システムでは防振要素として、ボイスコイル型電磁サスペンションを採用した。図1に電磁サスペンションの概要を示す。図1に示したように電磁サスペンションの発生力は、サスペンションの変位には依存しない。従ってコイル電流を変化させることにより、サスペンションの発生力は容易にかつ自由に制御することが可能となる。コイル電流の制御は、低周波領域でのばね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る。このような電磁サスペンションを1軸につき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自由度の制振制御が可能となる。図2に6自由度能動制振システムの概要を示す。

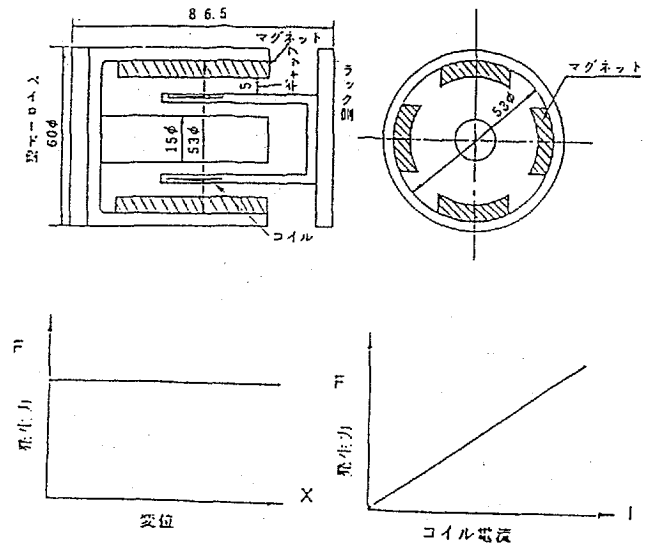


図1 電磁サスペンション概要

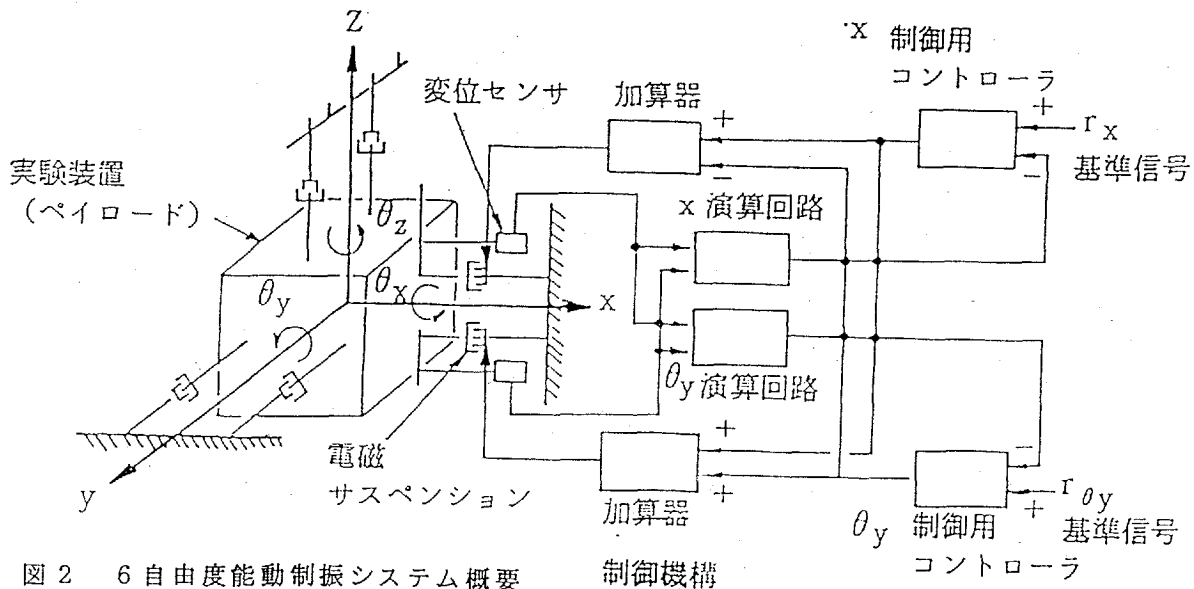


図2 6自由度能動制振システム概要

また、このような能動制振システムに関して、計算機シミュレーションを行ったところ、図3に示すような振動遮断性能が得られた。これからわかるように、パイロードへ伝達する振動外乱は、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 ζ 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、外乱に起因する大変位に対してパイロードがラックに接触しないようにするため、パイロードはラックと等しい加速度で運動する。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渡って振動を遮断することが可能になる。

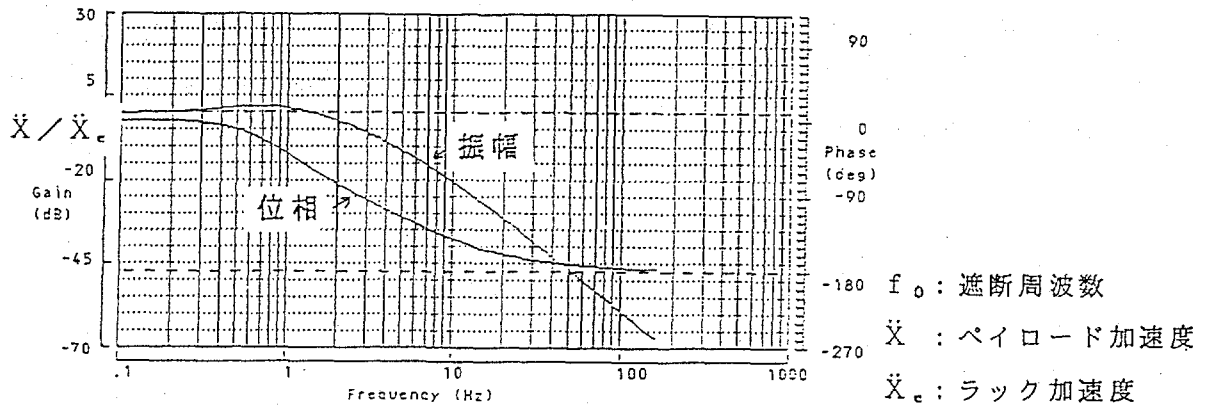


図3 能動制振システム制御性能予測

3. 実験装置

電磁サスペンションを用いた能動制振システムは、基本的に宇宙飛翔体を想定した $10^{-4} \sim 10^{-3}g$ 程度の振動外乱がある環境に対して微小重力環境を改善するために開発中のものであるが、航空機による微小重力実験における振動外乱の大きさは、 $10^{-2}g$ と一桁以上大きい。また、装置設計のため航空機の振動環境をあらかじめ計測したところ機体上下方向（Z軸方向）の低周波領域での振動加速度が機体前後、左右方向に比べて特に大きいことが確認された。そこで航空機による微小重力実験を行うに当たって、前項で述べた基本の能動制振システムに航空機実験用装置特有の機構を付加した。図4に航空機実験用能動制振装置の制振部概要を示す。本装置では、外乱の特に大きいZ

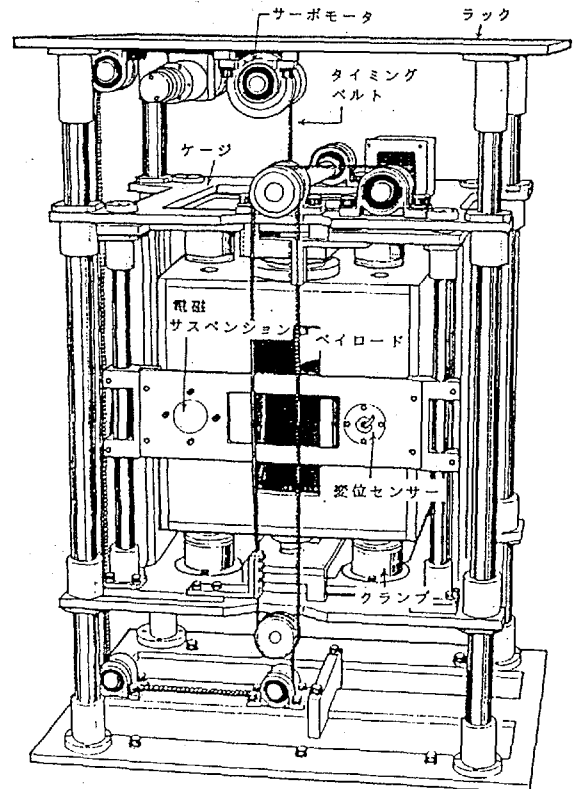


図4 航空機用能動制振システム機構部概要

軸に関して二段式制御を採用した。低周波領域での過大な外乱に対して問題となるのは、ペイロードの変位が電磁サスペンションのストローク（±5mm）を超過し、サスペンションのラック側に接触する場合であるが、ここではZ軸方向にサーボモータによる位置制御機構を付け加え、実効ストロークが±105mmとなるようにした。すなわち、ペイロードとラック間のストロークを増すため、その間に電磁サスペンションおよび変位センサーの支持機構であるケージを設け、ペイロードが常にケージに対して中立位置にあるように制御する。電磁サスペンションによる制御は、ラック/ペイロード間の相対変位を関知し、基本の能動制振システムと同様に行う。これにより、Z方向は0.05gまでの振動外乱に対応可能となる。また、X、Y軸方向に関しては電磁サスペンションによる制振のみを行っており、許容加速度は0.02gである。実験装置の基本仕様を以下に示す。

ペイロード :	重量	20kg
(アルミブロック)	寸法	30cm立方
電磁サスペンション :	許容変位	±5mm
	発生力	X, Y軸 200gf/個
		Z軸 500gf/個
ケージ :	許容変位	±100mm
目標振動遮断性能	$f_0=0.5\text{Hz}$	$\zeta=-40\text{dB/decade}$

航空機実験用能動制振システムは、このような制振を行う機構部と、制御機器を搭載した制御部から構成される。データの収録は航空機のシステムを利用した。図5に航空機への搭載写真を示す。

また、今回の装置製作に当たり、制御系についても改善を施した。これまで、共振周波数における減衰を与えるためのダンピングは、相対変位を微分した相対速度信号を用いていた。しかし相対変位をフィードバックした場合、共振点における減衰力を大きくするためにダンピングを増すと、高周波領域での振動低減効果が劣化するという理論計算が得られている。そこで今回は並進系の制御についてダンピングを与えるため、ペイロード加速度を積分した絶対速度を用いる方式を採用した。この加速度フィードバック

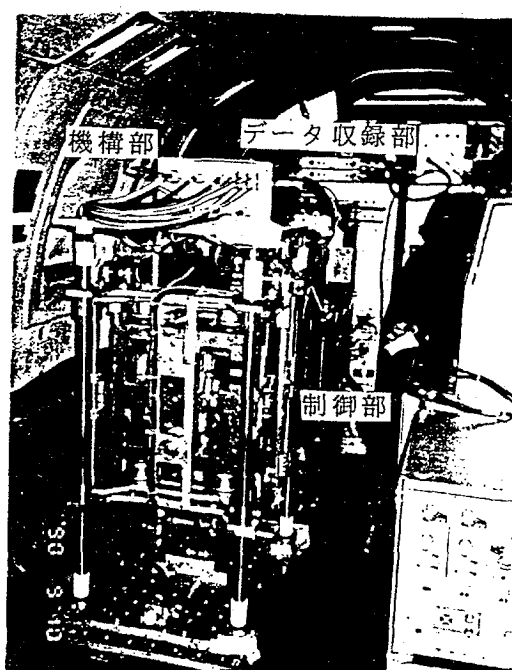


図5 航空機実験用能動制振システム

方式の場合、理論的にダンピングを増すほど高周波領域での振動遮断性能も増すことが予測されている。航空機実験に際しては、制御係数を変えることにより、相対変位／加速度フィードバック双方の実験が行えるようにした。（ただし回転系に関しては、相対変位フィードバック制御のみとした。）図6に計算機シミュレーションによる加速度フィードバック／相対変位フィードバック制御の制御性能比較を示す。

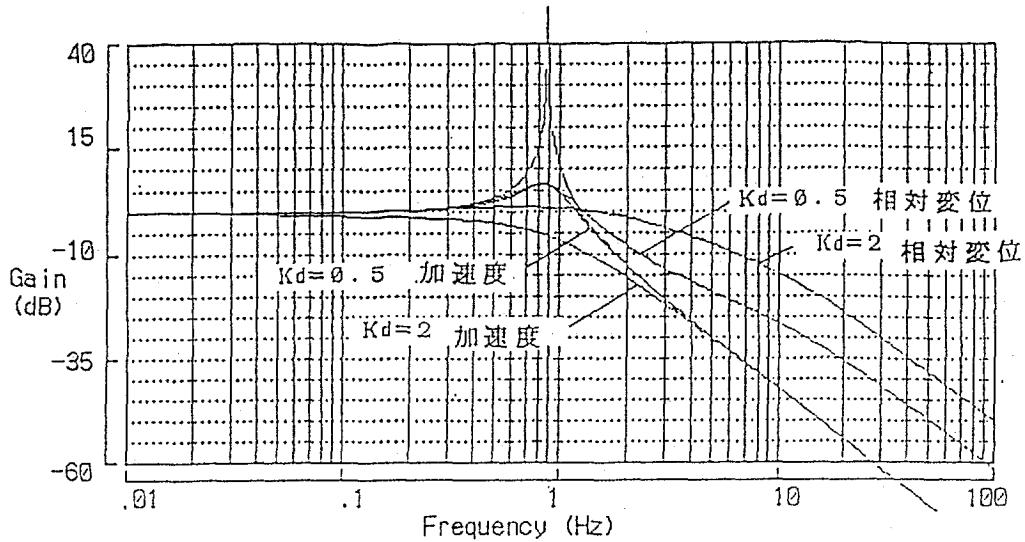


図6 加速度／相対変位フィードバック制御性能予測

4. 実験項目

実験は、MU-300型航空機を用いて行った。航空機による微小重力実験は、高度6,000mから9,000mの上空で弾道飛行するものであり、微小重力維持時間は約20秒である。1フライトにおける弾道飛行は、6～10回である。各実験の実験項目を次に示す。

(1) 浮遊機能評価

能動制振システムの基本機能である、遮断周波数以上の高周波外乱に対する振動遮断、遮断周波数以下の低周波外乱に対する位置制御の動作を、各軸並進、回転の計6自由度について評価する。また定常重力中のペイロード支持機構であるクランプについては、リリースおよび再クランプ時にクランプの動作による振動がペイロードに与える影響について評価する。

(2) 振動遮断性能評価

実験パラメータとして、比例ゲインPおよびダンピング係数Dを変化させ、各ケースにおける振動低減効果を評価する。比例ゲインPは、電磁サスペンションのばね定数に相当し、これを調整することにより、系の遮断周波数を変化させる。本システムの目標遮断周波数は0.5Hz以下であり、実験では航空機の振動環境においてどの程度遮断周波数を低く設定できるかを評価する。また、ダンピング係

数Dは系の粘性係数に相当する。Dを大きくするほど共振周波数における振動低減効果が大きくなるが、前項で述べた高周波領域での振動遮断性能との兼ね合いもあり、本実験では航空機の振動環境に対する最適ダンピングを設定するため、Dを変化させてその振動低減効果を評価する。

(3) 加速度フィードバック／相対変位フィードバック制御性能比較

図6に示したように、加速度フィードバック制御の場合は、ダンピングを大きくするほど高周波領域での振動遮断性能は向上するが、相対変位フィードバックの場合、共振周波数における振動を低減するためにダンピングを大きくすると、高周波領域での振動低減特性が劣化するという計算機シミュレーションが得られている。本実験では、加速度フィードバック／相対変位フィードバック双方について実験を行い、各々の振動低減効果について評価する。

5. 実験結果および考察

実験は、4フライト、27パラボリックフライトに渡って行った。この間、フライト毎に取得データの一次評価を行い、システム制御係数の最適化を図った。図7に今回実験を行ったパラメータマトリックスを示す。

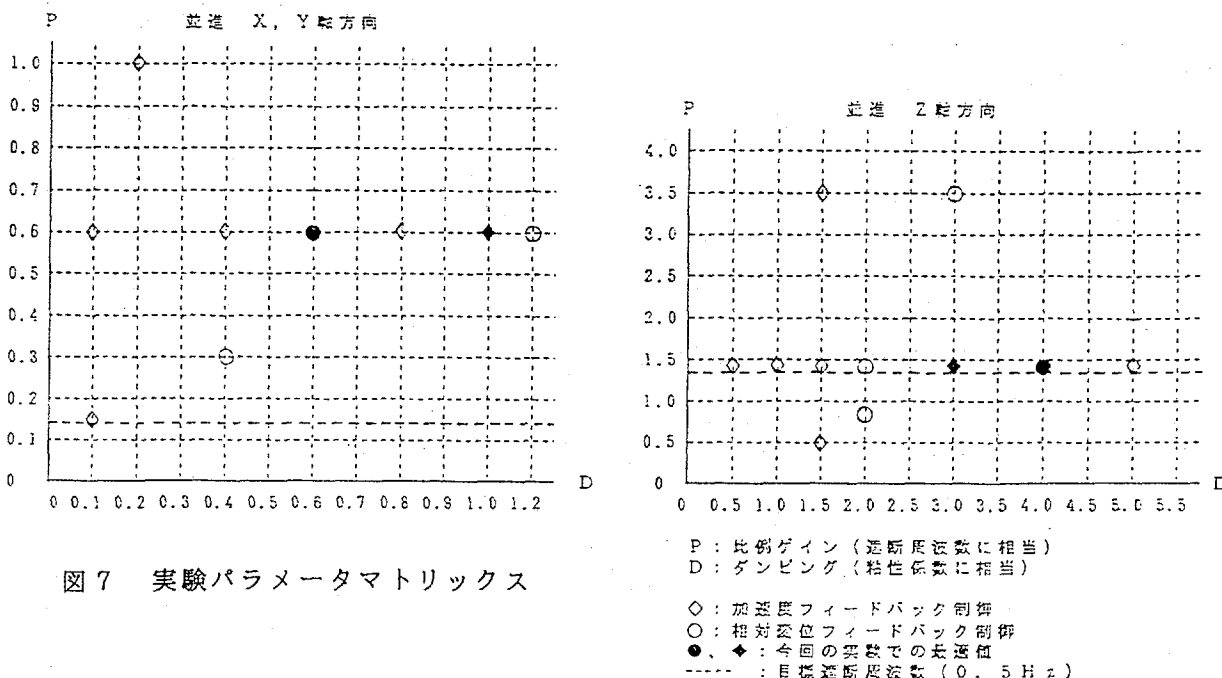


図7 実験パラメータマトリックス

このマトリックスは、縦軸に比例ゲイン、横軸にダンピングをとり、実験時の制御係数を示したものである。縦軸の比例ゲインは遮断周波数に相当し、この値が小さいほど広い周波数領域に渡って振動遮断可能となる。図中に目標遮断周波数0.5Hzに当たる比例ゲインPを示したが、電磁サスペンションによる基本の制御のみを行っているX, Y軸に関しては、航空機の振動環境が予想以上に大きかったこともあり、 $f_0=0.5\text{Hz}$

とした場合、ペイロードの変位が許容変位 $\pm 5\text{ mm}$ を超過し、ケーシング側に接触してしまっただ。そこで比例ゲイン P を大きくし遮断周波数を変えたところ、今回の実験では $P = 0.6$ 、遮断周波数にして 1.05 Hz とすれば航空機の振動環境に対応可能であることがわかった。また、二段式制御を採用した Z 軸については目標遮断周波数をほぼ達成し、 $f_0 = 0.51\text{ Hz}$ において許容変位内で制御されていたが、遮断周波数をこれ以下に下げた場合は、許容変位を超過してしまっただ。さらに、各軸ともダンピング係数 D を様々に変化させ実験を行った。加速度フィードバックの場合、理論的にはダンピングを大きくするほど制振性能が向上するはずであるが、今回の実験では、ある値以上のダンピングを入れた場合、それ以上の性能の向上は見られなかつただ。これは電磁サスペンションの発生力が飽和し、必要な減衰力に対して発生力が不足していたためと考えられる。今回の実験における制御係数の最適値を図7中に示す。また、図8 A, Bに航空機実験時の取得データを示す。本データは、ペイロードおよびラックの加速度データを示したものであり、これらを評価することにより、能動制振システムの振動遮断性能を定性的に評価することができる。まず図8 A、加速度フィードバックの場合のデータを見ると、微小重力改善時間は約1.4秒間であり、この間加速度の振幅は約 $1/10 \sim 1/40$ に低減されている。この時、遮断周波数は、 X, Y 軸： 1.05 Hz 、

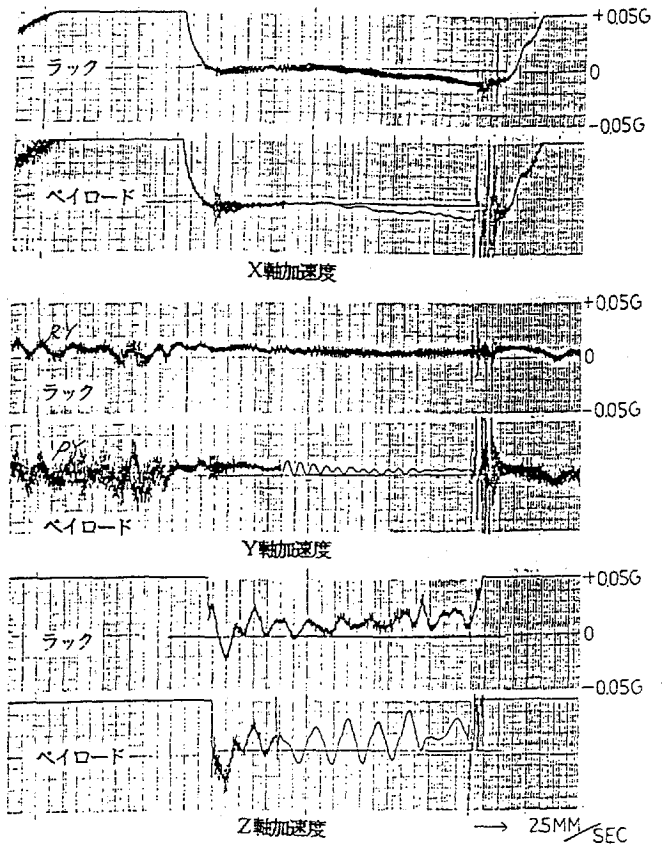


図8 A 航空機実験加速度データ
加速度フィードバック制御

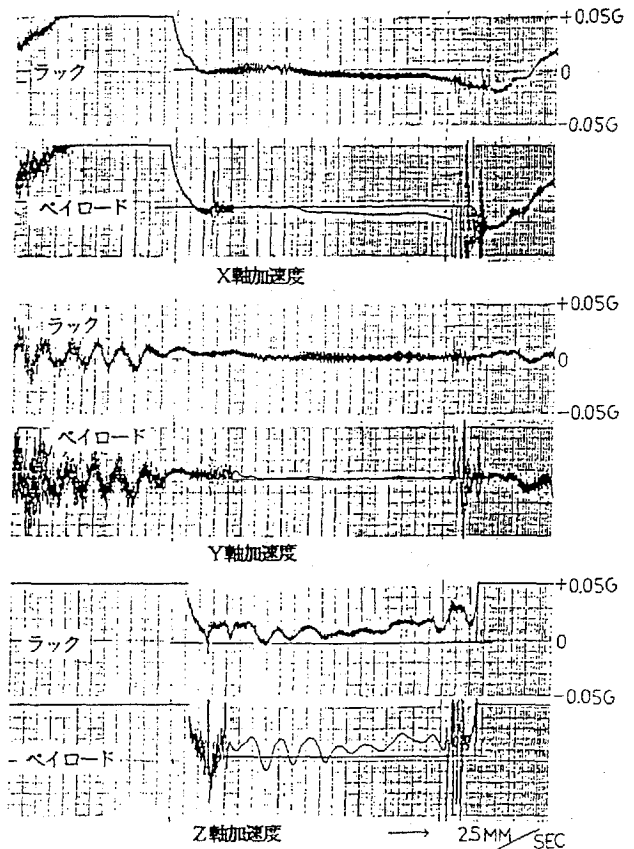


図8 B 航空機実験加速度データ
相対変位フィードバック制御

Z軸：0.51Hzに設定してあり、Y、Z軸方向に顕著に見られる遮断周波数以下の低周波外乱に関しては振動を低減していないが、高周波外乱に関しては、非常に有効に振動を低減していることがわかる。またY、Z方向の低周波加速度に関しては、入力加速度に対して若干増幅される傾向にあるが、これは入力外乱の周波数が固有振動数に近い値であり、これに対する減衰力が不足していたためと考えられる。さらにこのフライトにおいては、航空機が微小重力状態となった直後の2~3の低周波外乱の山を避けるため、微小重力突入3秒後にクランプを解除している。この場合、これが有効に作用し、パイロットは許容変位を超過しラックに接触することなく制御されているが、反面、微小重力改善時間を短縮する結果になっている。微小重力に遷移した直後の外乱についてはフライト毎に異なり、必ずしもこのような操作が有用とはいえないため、今後航空機実験を有効に行うためには、許容加速度範囲を拡大するなどの検討が必要である。また、図8Bは相対変位フィードバック制御を行った場合であるが、微小重力維持時間は約17秒であり、加速度振幅は $1/5 \sim 1/10$ に低減されている。しかし、この加速度振幅低減の割合は、加速度フィードバック制御の場合と比較すると小さくなっており、高周波外乱の振動遮断性能が劣化していることを示している。

また、これらのデータの周波数解析結果を図9に示す。これは、取得データにFFT解析を施したものであり、これにより能動制振システムの性能を定量的に評価することができる。図9は加速度フィードバック制御のX軸方向に関するパイロットおよびラックの加速度スペクトラムと伝達関数を示したものであるが、これを見ると、遮断周波数から高周波側へ1 decade隔たった点においては、パイロット加速度は入力外乱の約 $1/100$ に低減されている。X軸は基本の能動制振システムのみによる制御を行っており、このことから、電磁サスペンションを防振要素として本方式による加速度フィードバック制御を行うことで、 -40dB/decade 程度の振動遮断性能が期待できると考えられる。さらに図10は、Z軸方向に関する加速度フィードバックと、

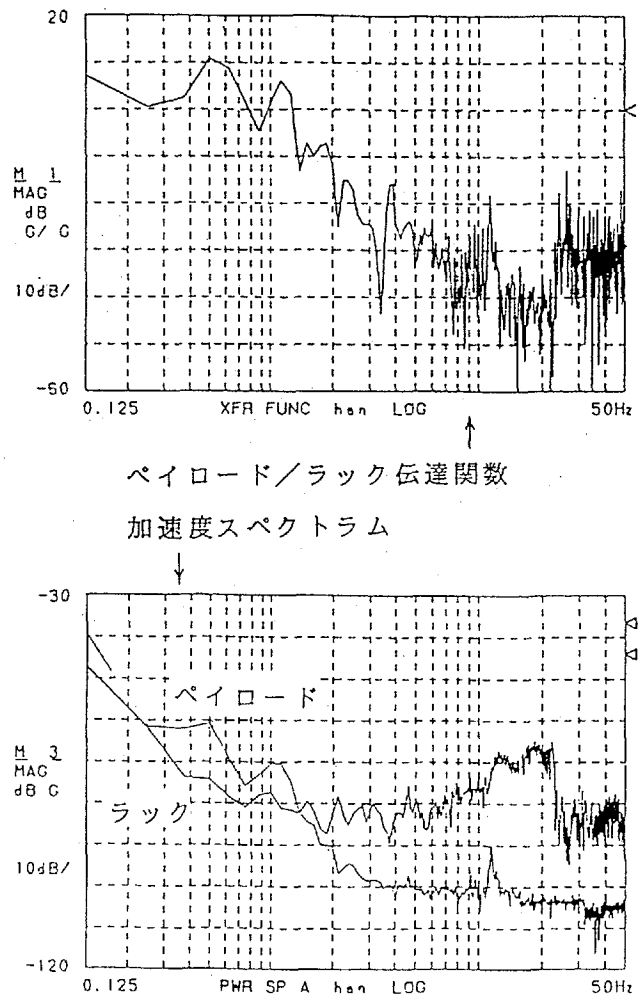


図9 実験結果周波数解析
X軸、加速度フィードバック

相対変位フィードバック各々の伝達関数を比較したものであるが、高周波領域における振動遮断性能は加速度フィードバックの場合の方が優れていることが明らかにわかる。これは、図6に示した計算機シミュレーションを裏付ける結果となっている。

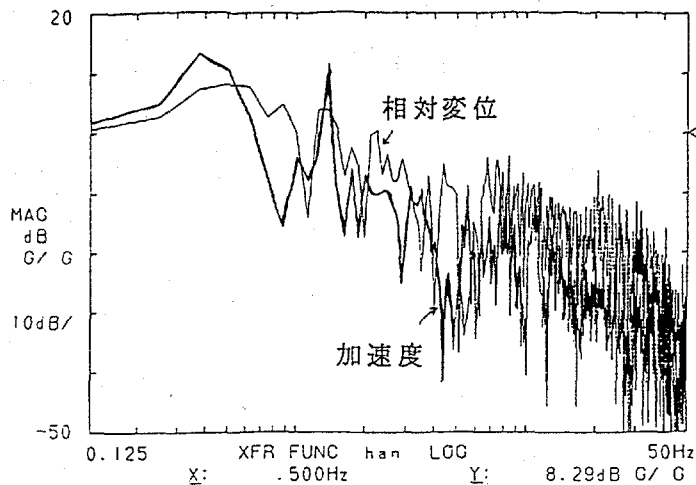


図10 加速度／相対変位
フィードバック制御性能比較

6. 結言

今回の航空機実験の成果をまとめると以下のようになる。

- (1) 6自由度能動制振システムは、各軸間で相互干渉を起こすことなく独立に制御できた。
- (2) 本能動制振システムを用いることにより、航空機の振動外乱を15～18秒間に渡り、 $1/10 \sim 1/100$ 以下に改善できた。
- (3) 加速度フィードバック／相対変位フィードバック制御の振動遮断性能比較実験においては、理論計算通り加速度フィードバック制御の方が優れた振動遮断効果を示した。
- (4) 電磁サスペンションによる基本の能動制振システムを用いたX、Y方向に関しては航空機の加速度外乱が予想以上に大きかったため、遮断周波数設定は1.05Hzが限界であったが、減衰比は加速度フィードバックの場合、目標の-40dB/decadeを達成した。
- (5) 航空機実験用としてZ軸に採用した二段式制御機構は、航空機の振動環境に対して遮断周波数を0.51Hzに設定することを可能にした。
- (6) 定常重力中にペイロードを支持するためのクランプ機構も、実験に支障を来すような振動を発生することはなく円滑に動作した。

今回の航空機実験では、本能動制振システムに関して初めて6自由度全てを制御する実験を行った訳であるが、上に示したように基本的な浮遊機能や振動遮断性能については予測通りに動作することが確認できた。特にX、Y軸方向に関して得られたデータは、

今後この能動制振システムを宇宙ステーション等、航空機実験より良好な微小加速度環境においてさらに優れた加速度環境を得るための実験装置に対する防振システムへと発展させて行くための基礎となるものであり、非常に有益なデータが得られたものと考えている。また、航空機実験装置として考えた場合、今回の装置仕様では航空機の振動環境に対応しきれないケースも見られた。今後、航空機実験の機会を有効に利用するためには、サスペンションおよびサーボモータの発生力を増大すること、各軸の許容変位を大きくすることなどシステムの許容加速度範囲を拡大するための対策をとっていく必要がある。さらに将来、実験装置の防振装置へと発展させて行くためには、実際にパイロードとして実験装置を搭載した機能・性能評価実験を行っていく必要がある。

参考文献

- (1) J.I.D. Alexander, LOW-GRAVITY EXPERIMENT SENSITIVITY TO RESIDUAL ACCELERATION: A REVIEW, Microgravity Sci. Technol., 1990
- (2) D.I. Jones et al., A MICROGRAVITY ISOLATION MOUNT, NASA-CP-2470, 1987
- (3) Carl H. Gerhold, ACTIVE VIBRATION CONTROL IN MICROGRAVITY ENVIRONMENT, No.N87-I6700, 1986
- (4) 藤森他 微小重力環境改善のための能動制振技術の開発
「振動と運動の制御」シンポジウム 1990
- (5) Y. Fujimori et al., Study of Active Vibration Control System for Improvement of Microravity Environment, 17th ISTS, 1990