

航空機の微小重力環境下における受動制振システム実験装置評価実験

Experiment of Passive Damping System in
Airplane Microgravity Environment

清水 盛生⁽¹⁾ 楠瀬 智宏⁽²⁾ 加藤 充康⁽²⁾ 石倉 精三⁽³⁾
Morio Shimizu Tomohiro Kusunose Mitsuyasu Kato Seizou Ishikura

留目 一英⁽⁴⁾ 吉永 秀明⁽⁵⁾
Kazuhide Todome Hideaki Yoshinaga

- (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)日本電気 (株)
NEC Corporation
- (5)日本電気航空宇宙システム (株)
NEC Aerospace Systems Ltd.

ABSTRACT

NASDA is developing a damping system for the reduction of micro g-jitter in the space experiment programs. A Passive Damping System is one of several applicable methods.

We have made the engineering model for Passive Damping System, using Damping Joints and Isolators which had been developed through ground experiments simulating microgravity environment.

We conducted the 1st airplane experiment in 1990 Sept., and evaluated the function of Passive Damping System under the actual microgravity environment. we have confirmed that the Damping Rack, using Damping Joint, reduced the resonance magnification which has the effect of amplifying micro vibration to 1/2~1/4, and the Isolator isolated vibration from low frequency of 0.1Hz.

Basing the 1st experimental result, we redesign the shape and rigidity of Isolator to fit the microgravity of airplane. In 1991 Dec. to 1992 Jan., we conducted the 2nd airplane experiment. This paper describes the results of the 2nd airplane experiment.

1. 緒言

宇宙ステーション等の軌道上実験施設内において、搭乗員の動きや各種の機械振動等に起因する微小振動が、微小重力環境を利用する宇宙実験の障害になるとして懸念されている。また、一方では、宇宙実験の予備実験として実施している航空機を使った微小重力実験において、約20秒間の微小重力環境を有効に活用するために、航空機の空力的な運動や、機械振動等による振動を低減する必要がある。

宇宙開発事業団では、宇宙実験を行うために必要な実験支援技術の開発を実施しており、その中の一環として、微小重力下における振動低減技術の一つである受動制振技術の開発を進めている。

受動制振システムは、宇宙用制振材を用いた、制振継手やアイソレータで構成される。現在までに、要素実験、微小重力環境を模擬した地上実験を経て、ラックの共振による振動応答倍率を低減させた機器搭載ラック（制振ラック）や低周波からの微小振動の遮断を目的とした振動絶縁機構を開発し、航空機搭載用の受動制振システム実験装置を試作した。

1990年9月には、第一回目の航空機による微小重力実験を実施し、制振ラックの共振倍率低減効果及びアイソレータによる0.1Hzからの振動遮断性能を確認した。

この時の測定データ及び実験結果を基に、アイソレータの形状、剛性についての再検討を行い、受動制振システム実験装置を航空機の微小重力環境により適合するよう改修した。1991年12月、1992年1月には、改修した受動制振システム実験装置を用い航空機の微小重力環境への適合性及びアイソレータの形状、剛性による振動遮断性能について評価するため第二回目の航空機による微小重力実験を実施した。

本稿では、第二回目の評価確認実験の概要及び実験結果について報告する。

2. 実験方法

2.1 実験装置概要

表1に、前回の航空機実験で明らかになった問題点を示す。今回の航空機実験では、これらの問題点を解決するためアイソレータの再設計及びペイロードクランプ機構の追加を行っている。また、実際にペイロードとして微小重力実験系（界面挙動観察実験装置）を搭載し、微小重力の中での観察を行う。

表1 第一回目の航空機実験での問題点
Table.1 Problem at 1st. airplane experiment

No	問題点	解決方法
1	変位リミッタとの衝突	アイソレータの剛性の向上
2	大変形による破損	↓ 制振材料の再検討
3	アイソレータとペイロードの衝突による振動の発生	アイソレータの形状の検討→片持ち梁型
4	ペイロードの位置によるアイソレータの剛性の差異	アイソレータの形状の検討→弦型
5	微小重力開始時のセンターソフト機構によるペイロードの不安定性	ペイロードを支持するための機構の検討
6	微小重力へ戻ったときのペイロードの落下	↓ ペイロードクランプ機構の追加

図1に実験装置の概要を示す。実験装置は、ラック部、振動絶縁機構部、ペイロードクランプ機構及びペイロードで構成される。また、この実験装置のペイロード及び航空機床面には、振動データ計測するために微小振動計測装置を取り付けている。

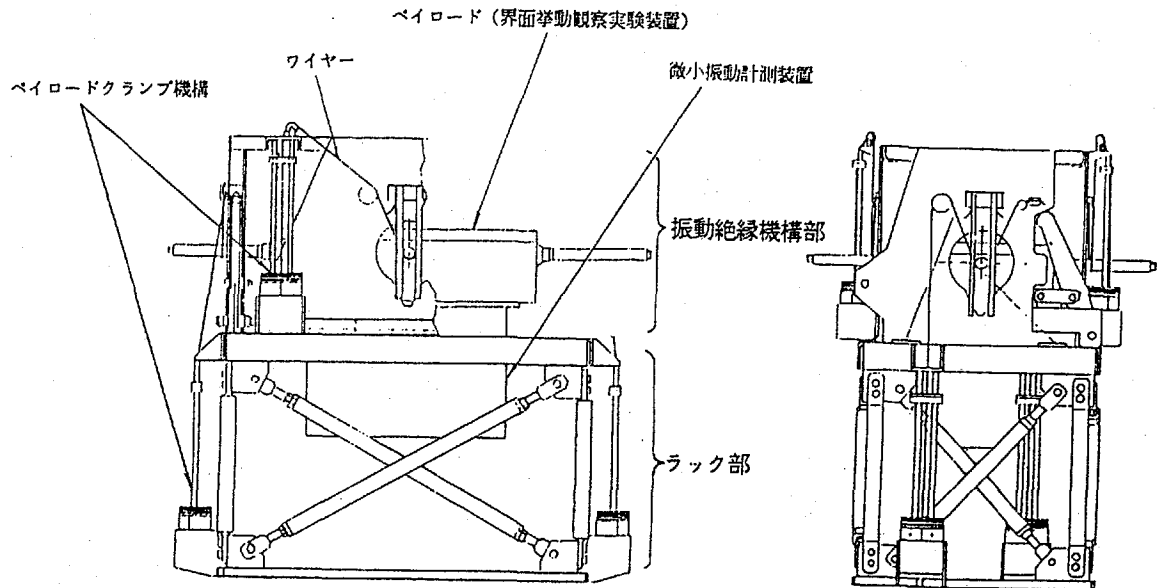


図1 受動制振システム実験装置
Fig.1 The passive damping system experiment

(1) ラック部

ラック部は、8本のストラットで構成されるトラス構造をしている。第一回目の実験では、各ストラットに制振継手を適用した制振ラックを用いていたが、今回の実験では、制振ラックの評価は行わないため、アルミ合金チューブの通常のストラットを用いている。

(2) 振動絶縁機構部

ペイロードが支持構造物に剛に取り付けられているとき、微小振動は直接伝達される。振動絶縁機構部では、ペイロードを柔らかいバネ系（アイソレータ）で支持することにより、振動を遮断することを目的としている。

図2及び表2に今回の実験で用いたアイソレータを示す。

形状としては、従来の音叉型に加え、アイソレータの曲げ剛性を利用する片持ち梁型、及び伸び剛性を利用する弦型を追加している。

剛性は、表3に示す前回の実験で計測した微小重力環境を基に設定した剛性を基準としている。さらに、音叉型については、基準の剛性を $\sqrt{2}$ 倍、及び $1/\sqrt{2}$ 倍したものを追加し、3段階の剛性の違いによる振動遮断性能の評価も行う。

アイソレータの材料である制振材については、新たに設計した形状・剛性に適合するよう、SDP-1からSDP-3、MAP62へ変更した。

なお、構造上の制約によりZ軸方向のアイソレータには、全実験を通して弦型を使用している。

(3) ペイロードクランプ機構

前回の実験では、センタシフト機構を用い、微小重力移行時にバネにより、ペイロードを変位リミッタの中央へシフトアップしていた。しかし、シフトアップの勢いにより、ペイロードが変位リミッタへ衝突し不安定となる。また、通常重力移行時には、ペイロード

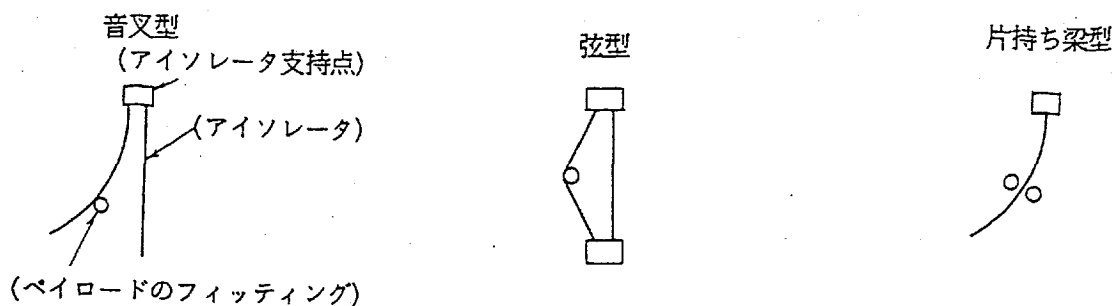


図2 アイソレータの形状
Fig.2 Form of the isolator

表2 アイソレータの設計
Table.2 Design of Isolator

アイソレータ	軸方向	設計条件		設定値			使用した制振材及び特性
		静加速度環境	最大変位量	バネ定数	基本振動数	振動遮断周波数	
音叉型 片持ち梁型	X軸	0.026G	50mm	0.0109 kg/mm	0.36 Hz	0.5Hz以上	SDP-3
	Y軸	0.017G	50mm	0.0071 kg/mm	0.29 Hz	0.4Hz以上	
弦型	X軸	0.026G	50mm	0.0123 kg/mm	0.38 Hz	0.5Hz以上	MAP62
	Y軸	0.017G	50mm	0.0080 kg/mm	0.31 Hz	0.4Hz以上	
	Z軸	0.030G	50mm	0.0140 kg/mm	0.41 Hz	0.6Hz以上	
定常加速度を基に設定 剛性の1/√2倍				X軸	0.30 Hz	0.4Hz以上	制振材はSDP-3を使用
				Y軸	0.25 Hz	0.3Hz以上	
定常加速度を基に設定 剛性の√2倍				X軸	0.43 Hz	0.6Hz以上	
				Y軸	0.35 Hz	0.5Hz以上	

表3 航空機による微小重力環境
Table.3 Microgravity environment by airplane

方向	加速度の平均(a)	標準偏差(σ)	考慮すべき定常加速度(a+3σ)
X軸方向 (機体の前後方向)	0.0114G	0.0047	0.026G
Y軸方向 (機体の横方向)	0.0070G	0.0032	0.017G
Z軸方向 (機体の上下方向)	0.0205G	0.0031	0.030G

の落下による衝撃が発生する。これらを改善するため、センタシフト機構を削除し、ペイロードクランプ機構を追加した。

ペイロードクランプ機構は、通常重力下においてはペイロードを変位リミッタの中央で保持し、微小重力開始時にペイロードを静かにリリースする。また、通常重力へ戻ったときには、落下するペイロードを途中で補足し、落下による衝撃を低減する。寸法的、重量的制約により図3に示すワイヤーを用いた機構とした。

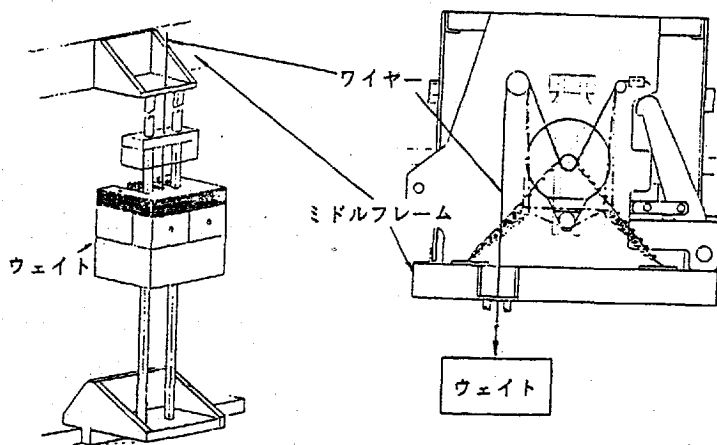


図3 ペイロードクランプ機構
Fig.3 The payloadclamp mechanism

(4) ペイロード

今回の実験ではペイロードとして、微小重力実験系（界面挙動観察実験装置）を実際に搭載し、微小重力環境の中で実験セルの観察を行う。

図4に微小重力実験系の構成を示す。

この実験系の中には、ペイロード内での機械的な振動発生源をすべて排除するため、取得した映像データを外部の記録装置へ伝送し記録する。また、これらのデータは、有線又は無線で伝送可能となっており伝送ケーブルによるペイロードの微小重力環境への影響も確認する。

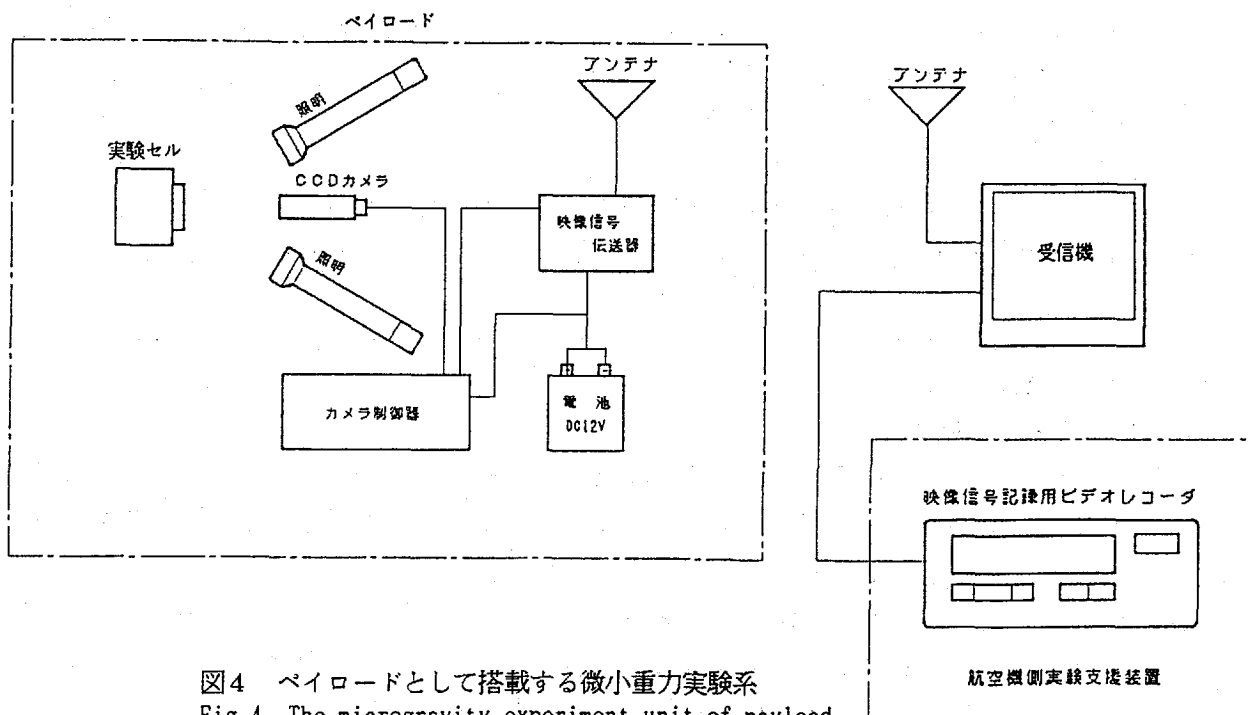


図4 ペイロードとして搭載する微小重力実験系
Fig.4 The microgravity experiment unit of payload

2. 2 実験項目及び実験内容

表4に実験項目及び実験内容を示す。

表4 実験項目及び実験内容
Table.4 Item of airplane experiment

No	実験項目	実験内容
1	音叉型アイソレータ性能確認実験	表 3 の定常加速度を基に設計した音叉型アイソレータを適用した振動絶縁機構による振動絶縁効果を確認・評価する。
2	弦型アイソレータ性能確認実験	表 3 の定常加速度を基に設計した弦型アイソレータを適用した振動絶縁機構による振動絶縁効果を確認・評価する。
3	片持ち梁型アイソレータ性能確認実験	表 3 の定常加速度を基に設計した片持ち梁型アイソレータを適用した振動絶縁機構による振動絶縁効果を評価する。
4	剛性の差異によるアイソレータの性能比較実験	音叉型アイソレータを用い、表 3 の定常加速度より求めた剛性を $1/\sqrt{2}$ 倍、 $\sqrt{2}$ 倍した場合の振動遮断効果を確認し、剛性の差異による性能の評価を行う。
5	アイソレータを用いない場合のペイロードでの微小振動確認実験	上記実験の対照実験として、ペイロードを振動絶縁機構部にハードマウントした場合の微小振動環境を測定する。
6	データ伝送方法の差異による微小振動環境への影響確認実験	ペイロードとして搭載した微小重力実験装置からの映像データを有線伝送した場合に、ペイロード内の微小振動環境に与える影響を確認する。
7	ペイロードクランプ機構機能・確認実験性能	上記1から6までの実験を通してペイロードクランプ機構を使用し、その機能・性能について目視及び微小振動計測データより確認・評価する。

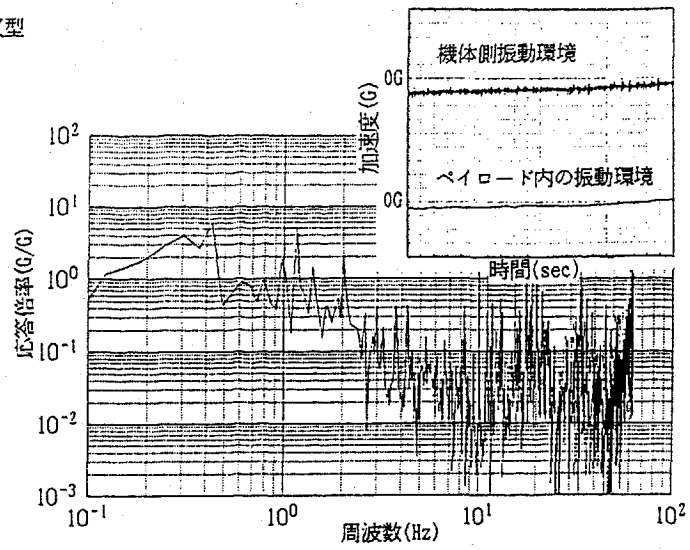
3. 実験結果及び考察

3. 1 振動絶縁機構部

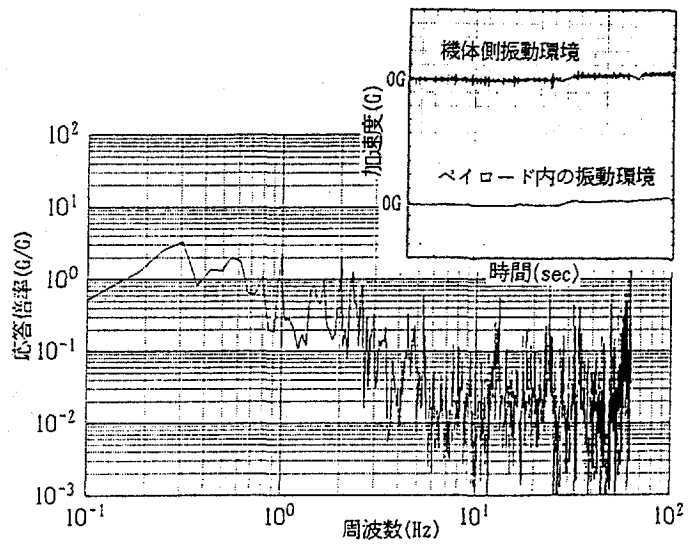
各アイソレータを用いた場合の振動遮断性能確認実験結果を図5及び図6に示す。この実験結果は、アイソレータ単体の評価を行うため、後半に示した振動環境劣化の影響を受けていないデータを用いて解析を行っている。

図5に実験結果では、各形状共に1 Hz以下からの振動遮断を達成しており、ほぼ設計通りの性能を示している。また、図6の各剛性の結果については、基準の剛性に対し $\sqrt{2}$ 倍したものは、予想通り振動遮断性能が僅かに劣化している傾向を示している。 $1/\sqrt{2}$ 倍にしたものについては、予想では、振動遮断性能は向上するはずであるが、実験結果では $\sqrt{2}$ 倍した場合と同じように僅かに劣化している傾向にある。これは、以下にも述べているが、変位リミッタへの接触による影響を含んでいるためと考えられる。

音叉型



弦型



片持ち梁型

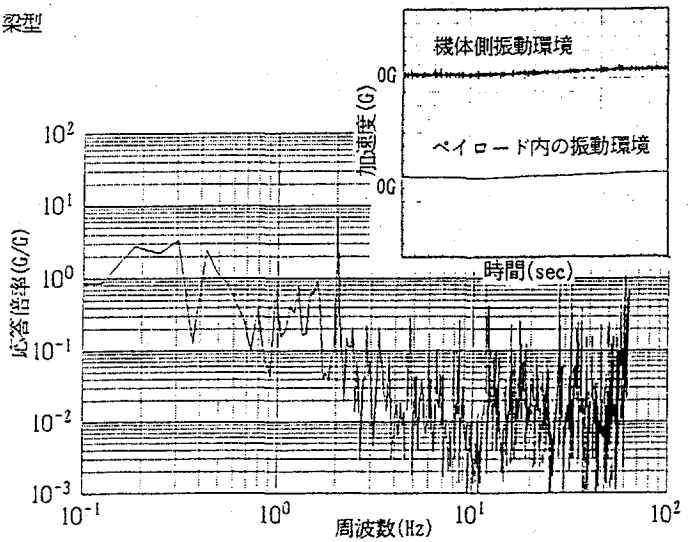
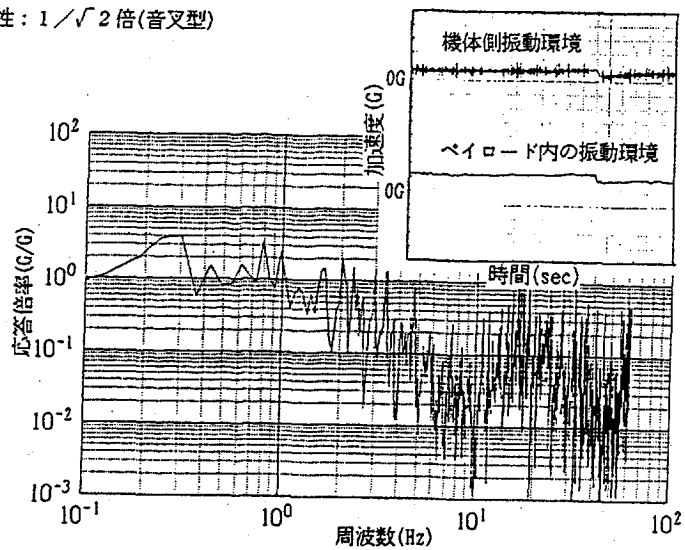


図5 振動遮断性能評価確認実験結果1 (形状)
Fig. 5 Experimental results 1 (Each formed)

剛性: $1/\sqrt{2}$ 倍(音叉型)



剛性: $\sqrt{2}$ 倍(音叉型)

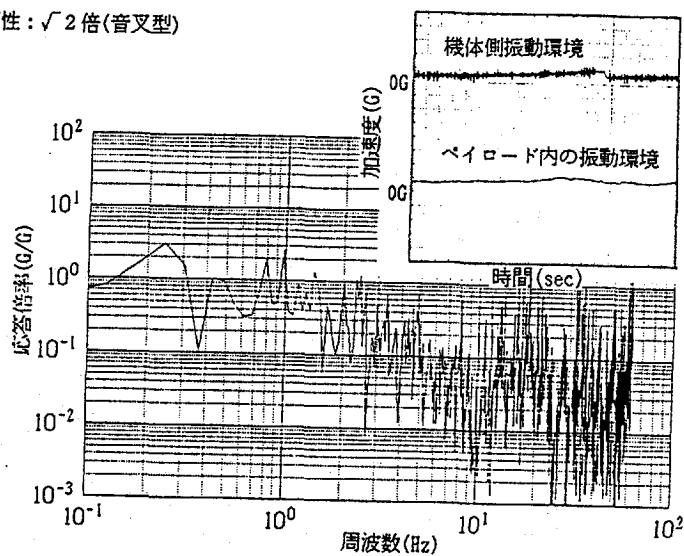


図6 振動遮断性能評価確認実験結果2 (剛性)
Fig.6 Experimental results 2 (Each rigidity)

実験中のアイソレータやペイロードの動きを観察した結果、次のような現象を確認している。

- (1) 弦型と他の形状のアイソレータとの間で、ペイロードの支持状態に差異が認められた。音叉型及び片持ち梁型では、ペイロードの動きに対し、アイソレータの動きが追従しており、ペイロードから離れることはないが、弦型の場合、変形後の回復速度が遅く、アイソレータがペイロードに追従できず、離れてしまうことがたびたびあった。このため、ペイロードが不安定となっている。特にZ軸方向については、微小重力の変動が大きいためX、Y軸方向へのカップリングが発生し、X、Y方向の微小振動環境を劣化させている。

この原因としては、図7に示すようにペイロードの変位に対するアイソレータの歪が、音叉型・片持ち梁型と弦型では異なっているためと考えている。

- (2) 前回の実験結果からアイソレータの剛性を検討し、ペイロードの変位リミッタへの接触が極力無いよう設計したが、今回の実験中の観察結果からは、変位リミ

ッタへ接触しているケースがかなり多くあった。

原因としては、今回の実験では表5に示す通り、X軸方向の定常加速度がアイソレータの設計値を上回っているためと考える。特に剛性を $1/\sqrt{2}$ 倍にしたアイソレータの場合、時間的には、実験中の $1/2 \sim 2/3$ が変位リミッタへ接触しており解析データにもその影響が現れている。

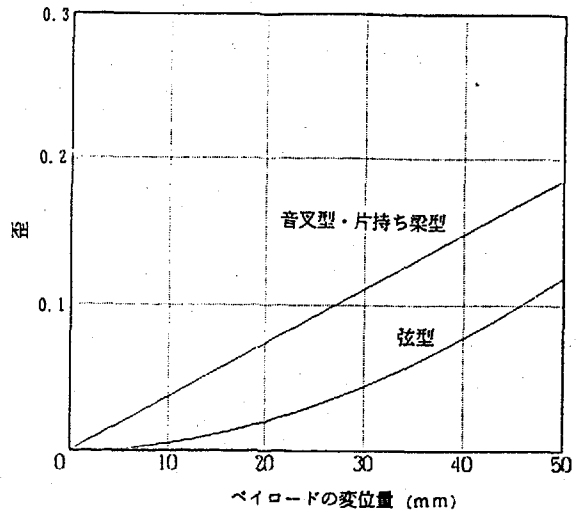


図7 ペイロードの変位に対するアイソレータの歪量
Fig.7 Distortion for displacement of payload

表5 第2回目の実験での定常加速度の最大値
Table.5 Maximam acceleration of microgravity in 2nd. experiment

方向	加速度の平均 (設計時の設定値)	定常加速度の最大値
X軸方向 (機体の前後方向)	0.027G (0.026G)	0.041G
Y軸方向 (機体の横方向)	0.004G (0.017G)	0.028G
Z軸方向 (機体の上下方向)	0.009G (0.030G)	0.039G

これらの影響を受けた計測データを解析した結果を図8に示す。

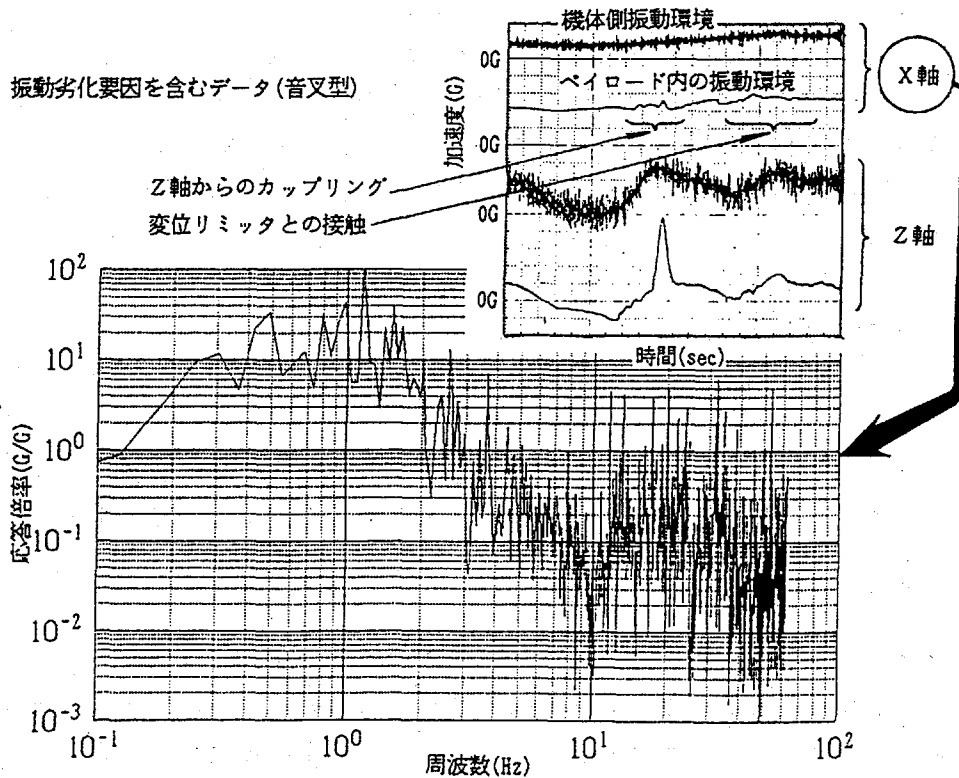


図8 振動遮断性能の劣化
Fig.8 Inferior capacity of vibration isolation

この結果を図5の結果と比較すると、微小振動環境はかなり劣化している。このことから、航空機のように微小重力に大きな変動がある中では、アイソレータは音叉型または、片持ち梁型を用いた方がよく、また、アイソレータの剛性は、微小重力環境の最大加速度の中で、変位リミッタへ接触せずにペイロードを支持できるよう十分に余裕を持たせた方が良いと考えられる。

3. 2 ペイロードクランプ機構

実験中、ペイロードクランプ機構は良好に作動し、ワイヤーは、ペイロードをリリースした後、ペイロードのフィッティングと干渉しないようきれいに開いている。また、通常重力へ戻ったとき、ペイロードが落下し、変位リミッタの下部と衝突する前に補足することを確認した。

図9に、振動計測データを示す。

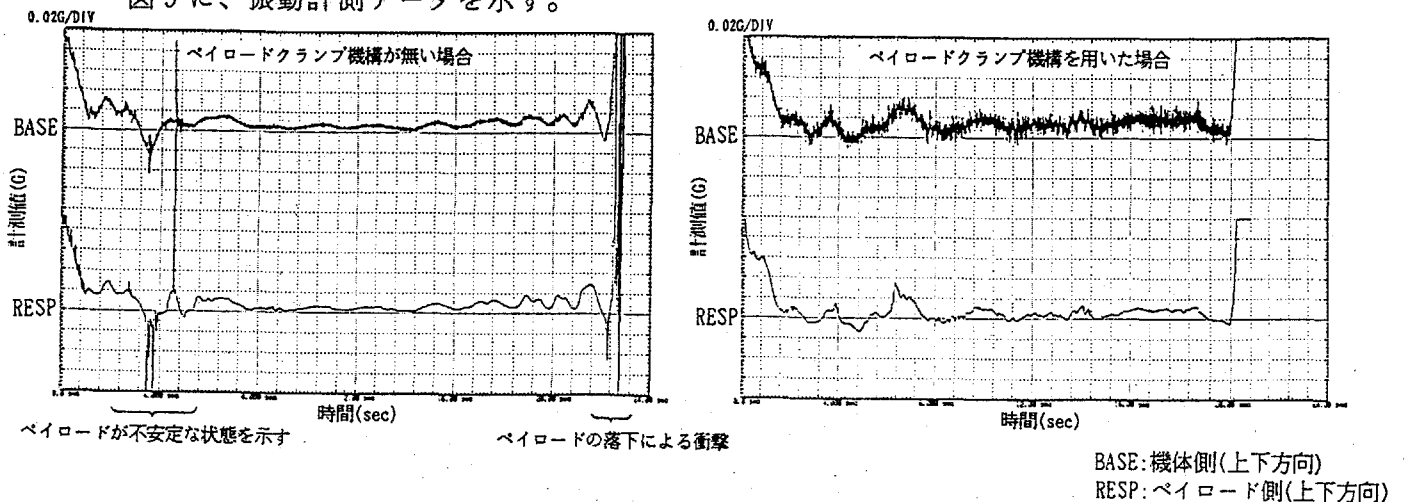


図9 ペイロードクランプ機構による微小重力環境の改善

Fig. 9 Improvement of microgravity environment by Payloadclamp mechanism

前回のペイロードクランプ機構を用いない場合の計測データと比べて見ると、微小重力開始と同時にペイロード内の微小重力環境は、安定した状態にあることが判る。また、通常重力へ戻った時には、落下による激しい衝撃を示す振動データは計測されておらず、十分に衝撃を低減していることを示している。

3. 3 界面挙動観察実験装置

アイソレータによる振動遮断を行った場合と行わなかった場合に、微小重力実験系で取得した実験セルの観察結果を図10に示す。

この結果では、アイソレータを用いた場合に僅かに高周波の表面波が少なくなっているように見える。その他については、アイソレータの有無による差異はほとんど見られない。

データ伝送を有線で行った場合にペイロード内の微小重力環境へ与える影響を、図11に示す。

データ伝送は、直径7mmの同軸ケーブル1本を用い、ケーブルが伸びきったり、変位リミッタ等へ接触しないよう配線している。この結果から判るように、僅かではあるが微小振動環境は劣化しており、ケーブルを通してペイロードへ微小振動が伝達されていることを示している。

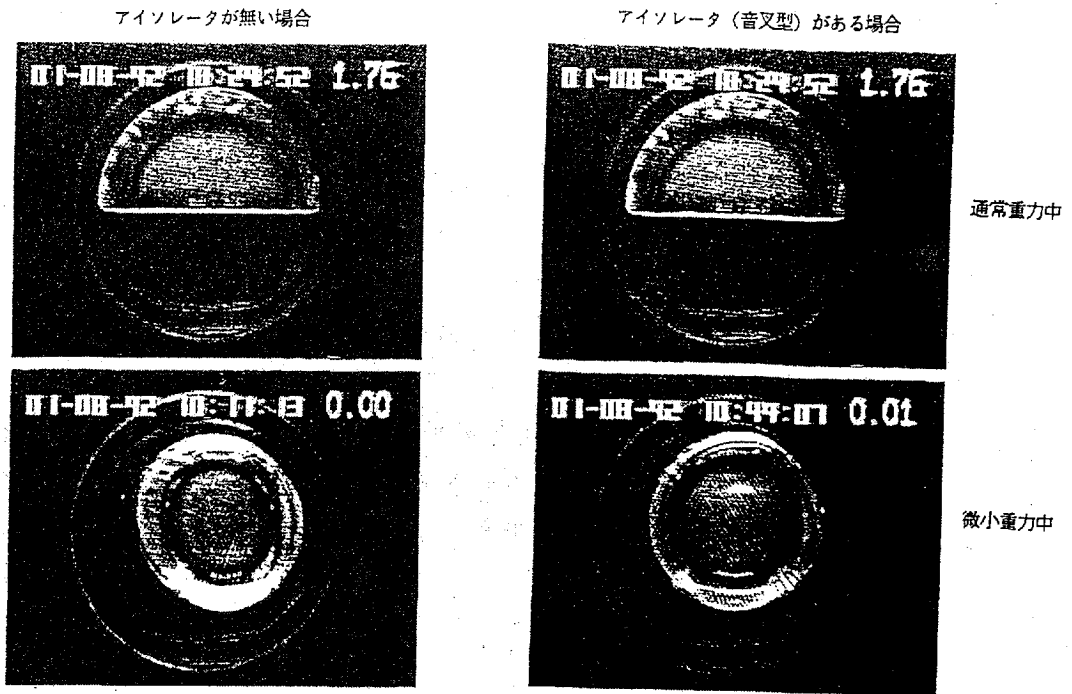
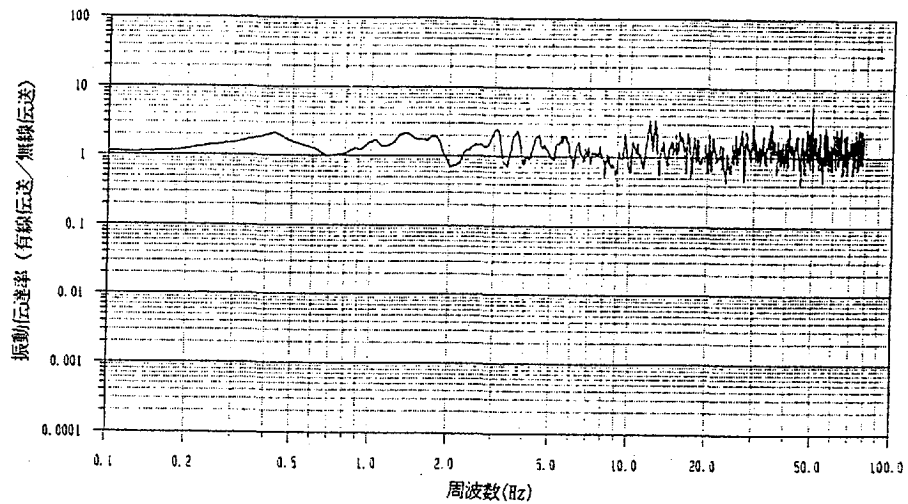


図10 微小重力下での実験セル
Fig.10 The picture of the experimental cell in microgravity environment



0~100Hzでの平均 1.17

図11 伝送ケーブルによる微小重力環境の劣化

Fig.11 Inferior microgravity environment by the data cable

4. 結言

今回の航空機実験結果をまとめると次のようになる。

(1) アイソレータ振動遮断性能は、安定した微小重力環境の中では、形状による差異は特に見られない。また、各形状において、1 Hz以下の低周波領域から振動遮断を達ししており、ほぼ設計通りの振動遮断性能を有することを確認した。

しかし、変動が大きな微小重力環境の中においては、ペイロードの変位とアイソレータの歪が比例している音叉型又は片持ち梁型が適しており、弦型はペイロードが不安定となり微小振動環境が劣化する傾向にある。

(2) アイソレータの剛性を上げることにより振動遮断性能は劣化することを確認した。しかし、剛性を下げた場合、変位リミッタへの接触が頻繁に起こるようになり、結果的には、剛性の差異以上に微小振動環境は劣化していることが判った。今後

アイソレータを設計する際には、最大加速度に対しペイロードを支持できるように剛性を設定することが必要である。

- (3) ペイロードクランプ機構により、約20秒間の微小重力環境をほぼ100%活用できるようになった。また、ペイロードの落下の衝撃を十分低減しており、ペイロードとして搭載する機器の破損を防ぐのに有効である。
- (4) 有線によるペイロードからのデータ伝送では、ペイロードの微小重力環境を僅かではあるが劣化させている。今回の実験では、伝送ケーブル(同軸: $\phi 7\text{mm}$) 1本を使用した。本数を増すことによりこの影響は顕著になるものと考えられる。

これまでの航空機実験から、受動制振システムは実際の微小重力環境の中においても有効に機能することが確認できた。また、蓄積してきた実験データは、ペイロードの挙動や、微小重力環境との適合性を把握し、受動制振システムを発展させていく上で貴重なものとなる。

今後、宇宙用受動制振システムを検討する場合、軽量化、安全性及び信頼性といった面での設計・改善の必要があるが、基本的な性能については、これまでの実験結果により確認されており、有用性は十分に高いものと考えている。

参考文献

- (1) 藤森他、"Development of Passive Damping System for Micro G-Jitter Reduction." , 17th ISTS, May. 1990.
- (2) 木村他、「微小振動低減のための受動制振システムの検討」 , 運動と制御シンポジウム , 1990年7月
- (3) 藤本他、"Damping Material for Spacecraft Structure." , 17th ISTS, May. 1990.