

航空機による微小重力実験 受動制振機構機能確認試験

宇宙開発事業団
(財)宇宙環境利用推進センター
日本電気株式会社

清水盛生 木村秀夫 楠瀬智宏
大山 勝 石倉精三
留目一英 渡辺和樹

1. 緒言

宇宙ステーションなどの軌道上実験施設内において、搭乗員の動きや機械振動等に起因する各種の微小振動が、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。一方、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は、微小重力環境中に航空機の空力的な運動や機械振動等による微小振動を低減し、航空機によって作り出せる約20秒間の微小重力環境を有効に活用することが望まれている。

各種の微小振動を低減する技術の一つとして開発中の受動制振システムは、粘弾性材料を用いた制振継手やアイソレータで構成される実験支援装置として検討を進めている。現在までに、要素試作、微小重力環境を模擬した地上実験等を経て、制振継手を適用した実験機器搭載用ラックや低周波領域からの微小振動の低減を目的としたアイソレータ機構を開発し、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、試作した実験装置の航空機による微小重力実験を実施し、実際の微小重力環境における制振継手及びアイソレータの機能を評価した。

本報では、受動制振システム実験装置の設計検討及び航空機による微小重力実験によって得られたデータから、受動制振システムの振動低減効果、航空機の微小重力環境との適合性について評価した結果を述べる。

2. 実験装置の概要^(1,2)

図1に実験装置外観を示す。本実験装置は、制振ラック部とアイソレータ（振動絶縁機構部）の2種類の受動制振機構で構成されペイロードとして2台の微小振動計測装置を搭載する。

2.1 制振ラック部

図2は、スペースシャトルで実験中にデータレコーダを操作したときに測定された機器搭載ラックの振動応答である。

このように、機器搭載ラックは、共振

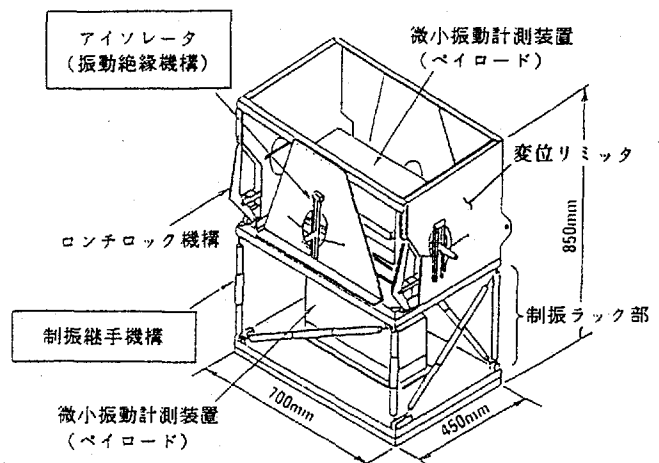


図1 受動制振システム実験装置外観

によって微小振動を励起し、実験装置に対し、増幅した微小振動環境を与える。

さらに、ペイロード支持構造等がラックと共振した場合を仮定すると微小振動加速度は50倍以上に増幅することが予想される。

本実験装置の制振ラック部は、機器搭載ラックを想定し、ラックを構成する各ストラット部材に図3に示す制振継手を適用したものである。ラックが共振する際に生じる各ストラットの歪を、継手部の粘弾性材料⁽³⁾(NEC製SDP-1制振材料)の内部摩擦によって吸収し減衰効果を得るものである。

今回の実験では、制振ラックとして、1段のラックを試作し、斜部材4本及び、縦部材4本に制振継手を適用したストラットを使用したときと制振継手を適用しないストラットを使用したときのラックの振動応答加速度を比較して制振ラック部の振動低減効果を評価した。

2.2 アイソレータ

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。アイソレータはペイロードを柔らかいバネ系で支持することにより、振動を遮断することを目的とする。

本実験装置のアイソレータは、受動制振技術では困難とされてきた0.1Hzの低周波領域からの振動遮断を目標として設計した。

低周波でのアイソレータの振幅は大きく例えば0.1Hzで $10^{-3}G$ (航空機の微小重力環境例)の場合、両振幅で約50mmの変形量であり、アイソレータはこれに耐える必要がある。寸法的制約がある中でこのようなバネ系を実現するために、アイソレータは材料の曲げ剛性を利用した図4に示す音叉型の形状のものを開発した。また、アイソレータの材料は共振点での応答

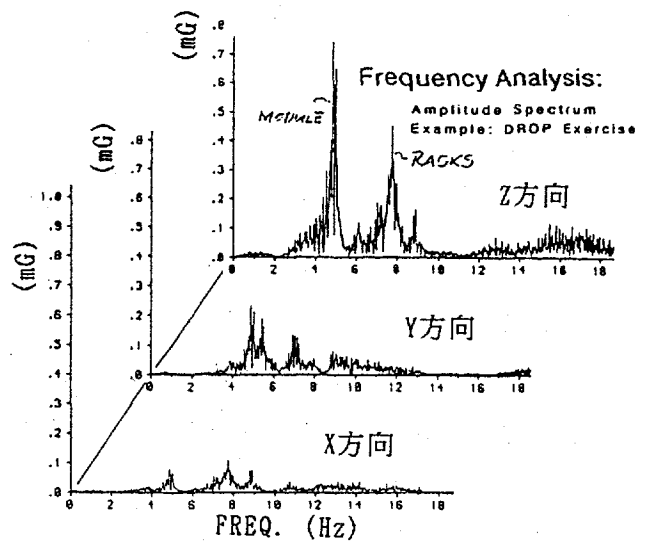


図2 スペースシャトルの機器搭載ラックの振動応答 (提供NASA)

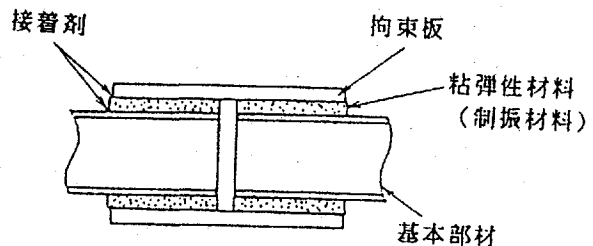


図3 制振継手

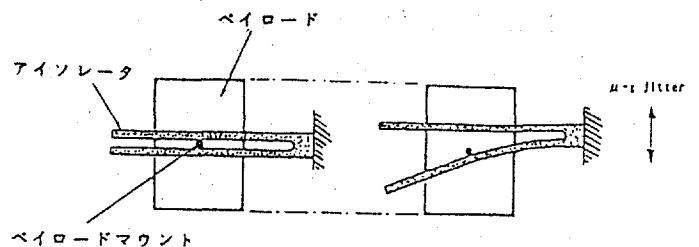


図4 アイソレータ

倍率を極力抑えるために制振継手に用いたものと同じ粘弾性材料を適用した。

本実験装置のアイソレータは3方向(X, Y, Z)に適用した。航空機の微小重力環境における静的加速度成分を考慮し、各方向に適用するアイソレータは、搭載スペースによって制限される直径100mmの範囲でペイロードを支持出来ることを条件としている。設計においては、表1に示すように従来得られている航空機の微小重力環境における静的加速度成分の平均から、アイソレータのバネ定数を設定した。

アイソレータが振動を遮断できる周波数は、アイソレータ支持系の基本振動数の $\sqrt{2}$ 倍以上である。従って表1から各方向のアイソレータの性能として、振動遮断が可能な周波数領域は次のように決定される。

- X (機体の前後) 方向 0.1Hz 以上
- Y (機体の横) 方向 0.3Hz 以上
- Z (機体の上下) 方向 1 Hz 以上

2.3 ペイロード部

本実験装置の振動低減効果を評価するために、ペイロードとして、微小振動計測装置を2台搭載する。1台は実験装置のベース(振動入力側)に、他の1台は実験装置上部(振動応答側)に搭載される。表2に計測装置の諸元を示す。受動制振技術の開発上、ケーブル等の剛性による悪影響の排除は重要な課題である。そこで微小振動計測装置のケーブル等がアイソレータの柔軟な支持系に影響しないよう、コマンドや2台の振動データ取得の時間的同期はすべて機械的非接触方式の光信号によって行った。

表1 アイソレータの剛性設定

方向	定常加速度	定常加速度による変位	バネ定数 kgf/mm	基本振動数 f ₀ Hz
X	平均 0.001G	約 50mm	5.92E-4	0.07
	最大 0.01G	約 500mm		
Y	平均 0.005G	約 30mm	4.83E-3	0.2
	最大 0.03G	約 180mm		
Z	平均 0.02G	約 10mm	5.92E-2	0.7
	最大 0.04G	約 20mm		

アイソレータのバネ定数は、定常加速度の平均から設定した。

表2 微小振動計測装置の主要諸元

アナログ入力部	
入力点数	3 CH
周波数特性	DC~200Hz (DC~50, DC~100, DC~200の3段切り替え)
フィルタリング	50Hz, 100Hz, 200Hzの3段切り替え (減衰特性-80dB/OCT)
感度切替 (V/g)	±0.15G, 1.5Gの2段切り替え
A/D変換部	
変換方式	逐次比較方式
分解能	16bit
サンプリング周波数	125Hz, 250Hz, 500Hz, の3段切り替え

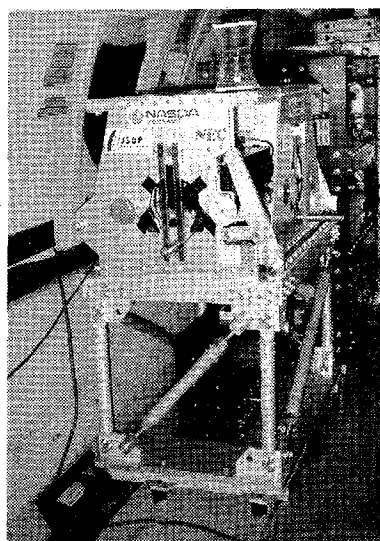


写真1 実験装置の航空機搭載状態

3. 実験条件

本実験装置は写真1に示す様に航空機側で準備される標準ラック（実験装置台）上にボルトで固定した。

3.1 実験項目及び内容

表3に本実験装置を使った航空機実験の項目及び内容を示す。実験項目は、全部で4項目設定し、1項目1フライト、合計4フライトにて実施した。

表3 実験項目及び評価内容

実験名	実験項目	評価内容
制振ラック部 振動低減効果評価試験	制振継手機構無し 制振ラック実験	受動制振機構を適用しないときのラックの振動応答を評価する。
	制振継手機構有り 制振ラック実験	実験装置ラック部の斜部材及び縦部材に制振継手機構を適用したときの、ラックの振動応答の低減効果を評価する。
アイソレータ 振動低減効果評価試験	振動絶縁機構 単体効果実験	微小振動計測装置（ペイロード）をアイソレータで支持し、アイソレータの振動絶縁効果を評価する。
	振動絶縁機構及び 制振継手機構有り 制振ラック実験	制振継手機構及びアイソレータを適用し、受動制振システムとして、実験装置全体の振動低減効果を評価する。

3.2 評価方法

2台の微小振動計測装置で計測される入力振動データと振動応答から受動制振機構を適用したときと適用しないときとで比較し微小振動の低減効果を評価した。

制振ラック部では、ラックを構成する制振継手付きのストラットと制振継手を適用しないストラットを組替えてその振動応答の差を、アイソレータでは、ロンチロック機構をロックオン状態とロックオフ状態の切り替えによってペイロードを通常の固定状態にしたときとアイソレータ支持状態に切り替えたときの振動応答を評価する。

4. 実験結果

表4 制振ラック部実験結果

4.1 制振ラック部評価実験

図5に制振ラック部の振動低減効果評価実験結果を示す。図中のI図は制振継手を適用しないなストラット、II図は制振継手を適用したストラットでそれぞれ構成されるラックの振動応答を示したものである。またこの結果から、共振周波数における振動応答を整理して表4に示す。

方向	共振周波数(Hz)		振動応答(G)		加速度 低減率
	I	II	I	II	
X	30.8	29.8	1.5	0.5	1/3
Y	16.2	17.1	1.4	0.8	1/2
Z	58.7	54.6	3.5	0.8	1/4

本実験の結果、制振継手を適用した制振ラックは、制振継手を適用しない場合に比べ、航空機の微小振動を増幅する共振倍率を1/2～1/4に低減できることを確認した。

本実験装置の制振ラックは1段のラックであるが、今後、実際の機器搭載用ラックでは制振継手の適用可能な部材を増やすことによってさらに高い減衰効果を有する制振ラックの開発は十分可能であり、予測として1/10以上の共振倍率の低減が可能である。

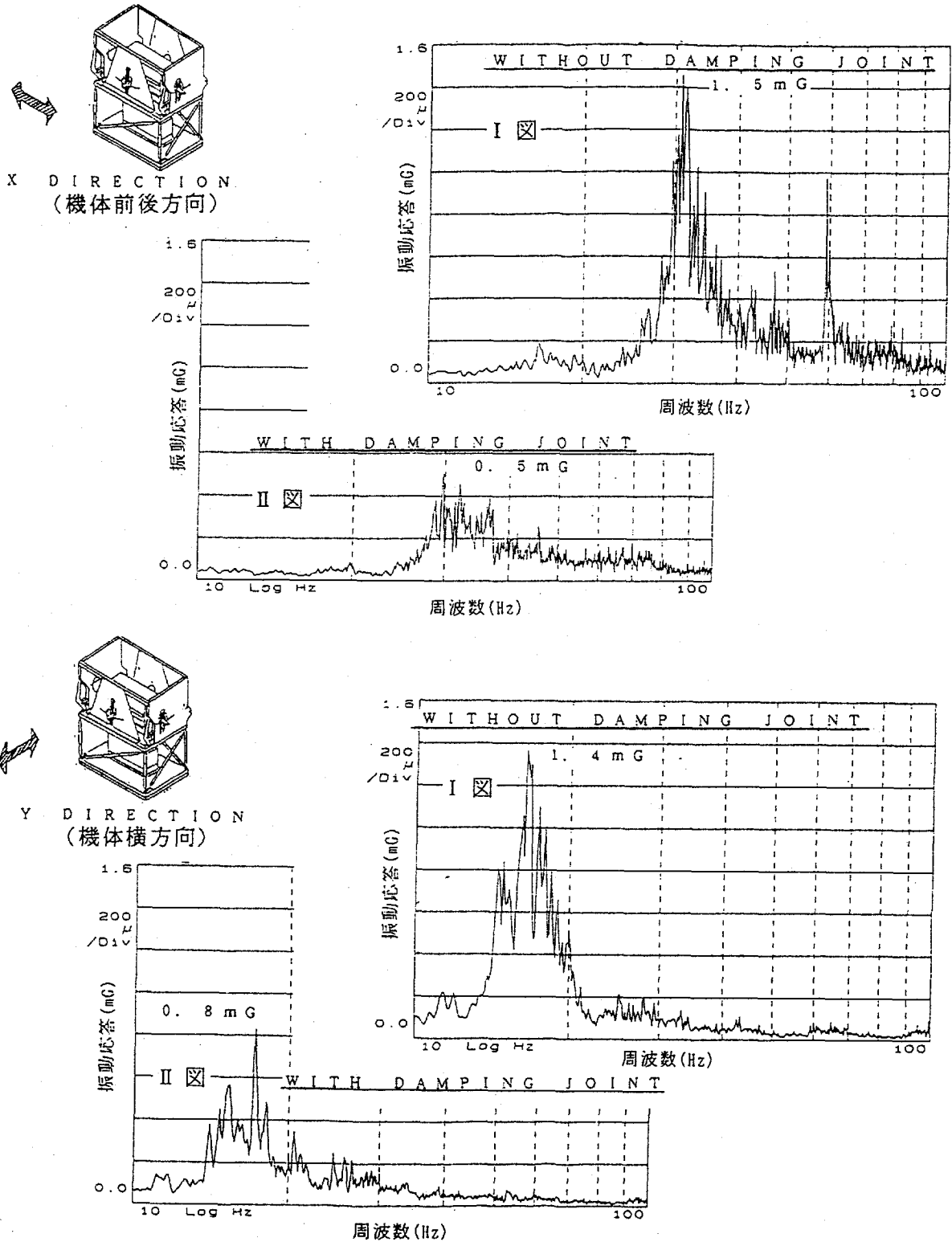


図5 (a) 制振ラック部振動低減効果評価実験結果

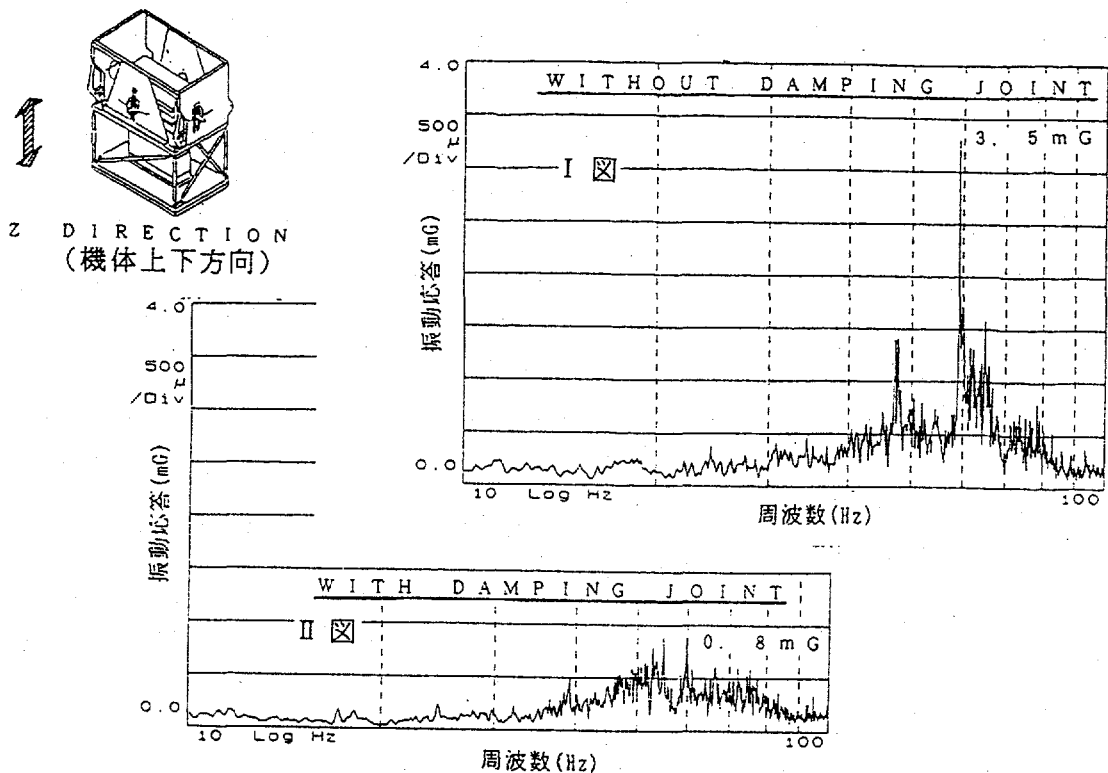


図5 (b) 制振ラック部振動低減効果評価実験結果

4.2 アイソレータ評価実験

図6にアイソレータの振動低減効果評価実験結果を示す。

図中のI図は実験装置ベースに取り付けられた微小振動計測装置で計測された微小重力環境と、アイソレータで支持された微小振動計測装置で計測された振動応答を比較したものである。II図はI図のデータから周波数領域での振動伝達率を解析した結果である。本結果から、アイソレータによって航空機の微小振動環境は、10~100 Hzの範囲では、 $1/10 \sim 1/1000$ に低減されることを確認した。今回設定したアイソレータ支持系の基本振動数は、設計上、X（機体の前後）方向の0.07 Hzが最小で、この方向の振動遮断が可能な周波数は0.1 Hz以上である。今回の実験で、得られた微小重力環境で静的加速度成分は、X方向で約 ± 0.015 G程度存在しており、アイソレータで支持されたペイロードは直径100 mmの変位リミッタに衝突した。このため図7に示すように衝突の際の衝撃が発生した。アイソレータの振動遮断の性能から言えば、入力加速度レベルに対しアイソレータで支持された場合はほぼフラットである。図から、アイソレータは、0.1 Hz以上の振動成分は遮断していると判断できる。

航空機の微小重力環境の静的加速度に対し変位リミッタで制約される範囲内にペイロードを保持し、リミッタとの衝突を無くすためにはアイソレータの剛性を高める必要がある。例えば0.02 G（今回の実験で得られたX方向静的加速度の最大値）の静的加速度に対し変位リミッタの中心から50 mmの範囲に留めるアイソレータを使用した場合、振動遮断が可能な周波数は、約0.5 Hzからと予想される。ただし、これは現状

の設計からアイソレータの剛性アップ以外、基本的に変更しない場合で、ペイロードの保持範囲やアイソレータ機構の検討を進めることによって改善可能なものとする。

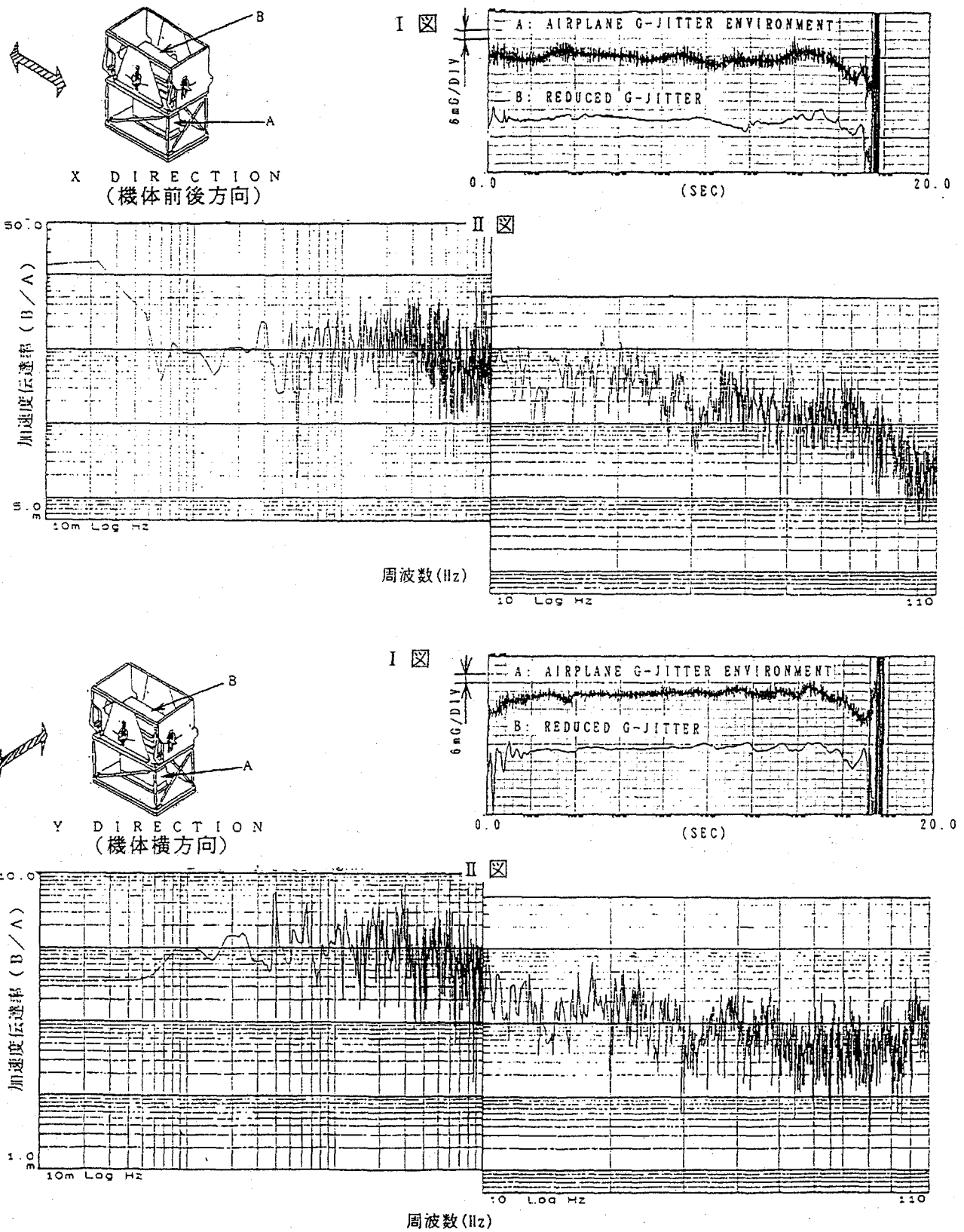


図6 (a) アイソレータの振動低減効果評価実験結果

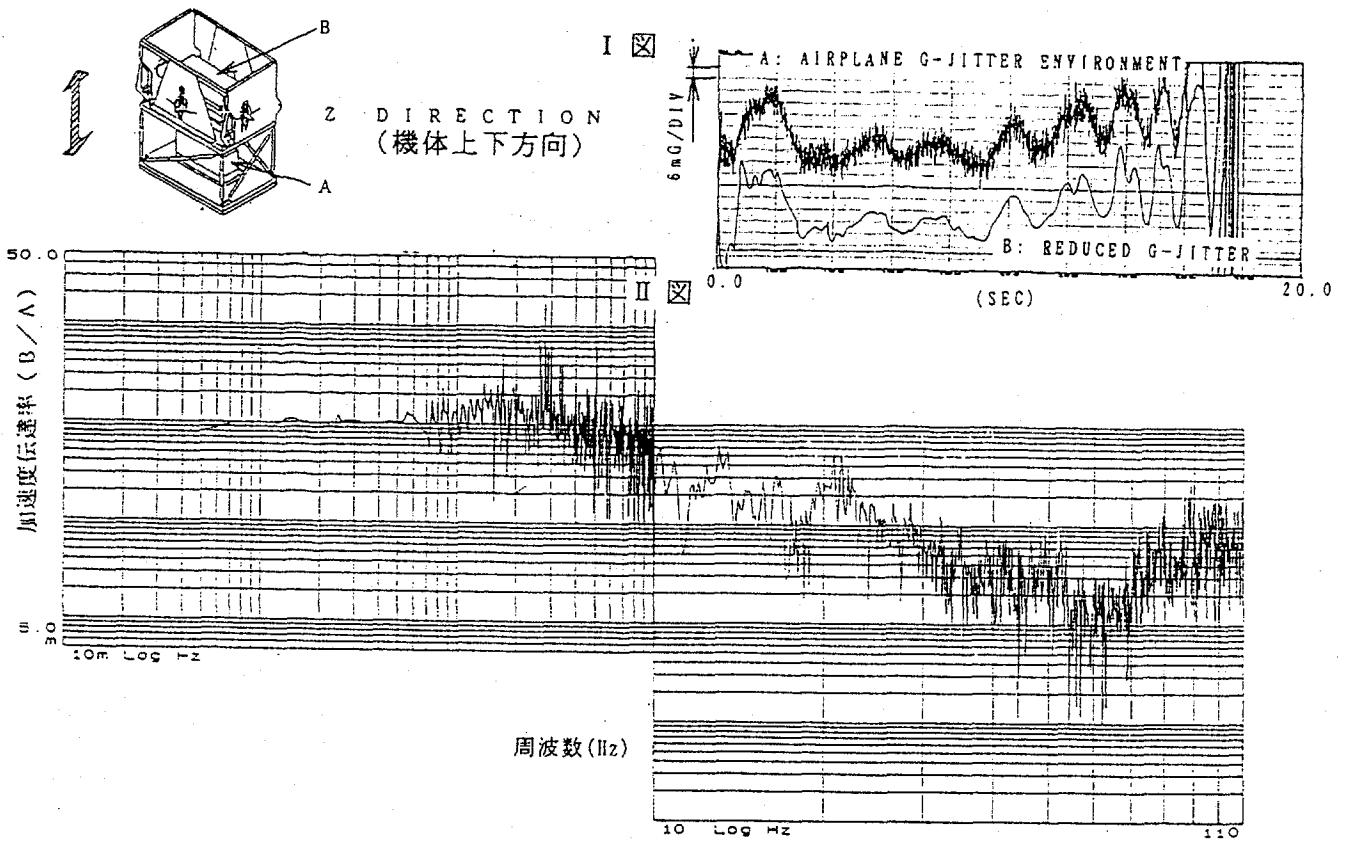


図6 (b) アイソレータの振動低減効果評価実験結果

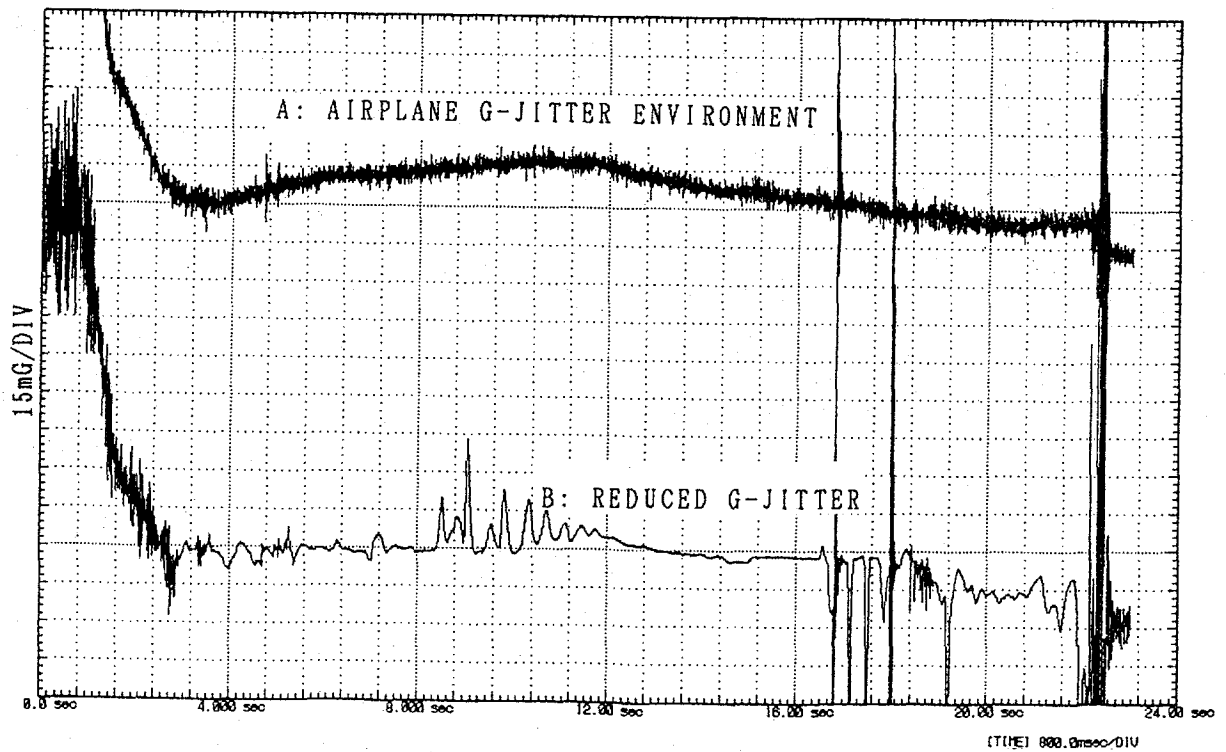


図7 アイソレータの低周波数領域の振動低減効果

5. 結言

受動制振システム実験装置を用いた航空機による実際の微小重力環境下での実験によって、開発した制振ラック及びアイソレータの有効性を確認した。

制振ラックは、航空機実験や将来のJEM宇宙実験で使用される機器搭載用ラックとして十分に適用可能である。実験中に存在する機器搭載ラックやペイロード支持構造の共振（通常5 Hz以上）による微小振動の増幅を1/10以上に低減できることが本実験結果および評価解析で確認された。

一方、アイソレータは最低0.1 Hzからの微小振動を遮断することを目標に設計した。微小重力環境の静的加速度のレベルによっては、変位リミッタとの衝突が生じたものの、0.1 Hz以上の振動の低減は、十分に可能であることを確認した。

受動制振技術の適用においては、実験装置構造や支持構造、あるいは振動特性や振動レベルによって振動低減効果が変化するが、今回の実験によって、実際の微小重力環境下でのペイロードの挙動や航空機の微小重力環境との適合性を把握する貴重なデータが取得できた。

本成果をもとに受動制振システムの改善を行い、さらに性能の向上を行う予定である。

<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」, 運動と制御ソフトウェア 1990年7月
- (3) 藤本他、"Damping Materials for Spacecraft Structure.", 17th ISTS May. 1990.