

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

環境試験技術報告

模擬供試体を使ったフォースリミット振動試験法の検証

長浜 謙太

2005年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

模擬供試体を使ったフォースリミット振動試験法の検証

VALIDATION OF FORCE LIMIT VIBRATION TESTING USING DUMMY SATELLITE STRUCTURE

Kenta Nagahama, Qinzhong Shi, Shigemasa Ando, Hiroshi Saegusa

Japan Aerospace Exploration Agency

Tsukuba Space Center, 2-1-1 Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki, 305-8505, Japan

Email:nagahama.kenta@jaxa.jp

ABSTRACT

振動試験時の過大な加振力の入力による過負荷試験を避けるため、各国でフォースリミット制御の研究が行われている。宇宙航空研究開発機構（JAXA：Japan Aerospace Exploration Agency）試験センターでもフォースリミット制御の基礎研究を実施している。

本論文では、いくつかのフォースリミット制御スペック計算方法について検討するとともに、性能評価用の供試体を作製して、JAXA 試験センターの振動試験設備にてフォースリミット制御による振動試験の基礎実験を行った結果を報告する。

1. Introductions

ここ 10 年来、世界各国の宇宙機関において、「フォースリミット」と呼ばれる加振力の制御手法が開発され、運用されている^{[1]~[7]}。振動試験においては、フライト時と振動試験時の供試体取付け部インピーダンスの違い（＝インピーダンスディスマッチ）及び試験条件のスペック化によるスムージングが原因で、主要なモード、特に供試体 1 次固有振動数付近で過負荷となる場合がある。

現在は、柔結合解析（CLA, Coupled Load Analysis）の結果や低レベル加振の結果等を基に設定される、加速度ノッチングによる加振制御を実施して衛星に加わる過負荷を低減させている。対して、フォースリミットを用いる加振制御による振動試験は、振動試験台と供試体の間にフォースセンサを設置して振動試験中の振動試験台と供試体間のインタフェースのフォースを計測して、そのフォース計測値に対してリミット制御を行うことで衛星への過負荷を低減させることが可能である。

本論文では、加速度ノッチングの代替手段としてのフォースリミットに関する基礎的検討として、フォースリミットのリミット値の計算方法についての検討を行うとともに、小型衛星を模擬したダミー供試体を製作して基礎的なフォースリミット振動試験を実施した結果を報告する。

2. フォースリミット値の計算方法の検討

ロケットによる衛星の打ち上げ時に発生する、衛星とロケット間のインタフェース加速度 \ddot{U}_b およびインタフェースフォース f_b は、式(1)、(2)で示される。

$$\ddot{U}_b = \left(\frac{1}{1 + Z_b^L / Z_b^S} \right) \ddot{U}_{0b} \quad \dots\dots(1)$$

$$f_b = - \left(\frac{Z_b^L Z_b^S}{Z_b^S + Z_b^L} \right) \ddot{U}_{0b} \quad \dots\dots(2)$$

ここで、 \ddot{U}_{0b} はロケット無負荷時の加速度、 Z_b はインタフェースにおける加速度インピーダンス（フォース/加速度）、上付添え文字L、Sはそれぞれロケット、衛星を指す。

式(1)、(2)より、フライト時に発生するインタフェースにおける加速度及びフォースは、結合系のインピーダンス比 Z_b^L / Z_b^S によって異なることが分かる。振動試験時のインピーダンス比は、特に有効質量の大きい主要モードにおいてフライト時より大きくなるので、振動試験時にはインタフェースにおいて大きいフォースが発生し、フライト時と比較して過負荷となる。フォースリミット振動試験法とは、衛星とロケット間のインタフェースにおけるフォース f_b を直接計測し、この過負荷試験を防ぐためにリミット制御を行う試験法である。

フォースリミット値を決定するためには、フライト時に発生する、ロケットと衛星間の最大フォースを求める必要がある。

以下、簡易2自由度モデル^[6]、複雑2自由度モデル^[6]、及び半経験式^[9]の3通りの方法による最大フォースの計算方法について、5自由度系モデルを正解値とした場合のそれぞれの計算方法の精度を検討する。

2.1 簡易2自由度モデルによる方法

フライト時におけるロケットと衛星の連成共振周波数を解析し、連成共振周波数におけるフォースと加速度比の最大値を求め、フライト時の最大フォースを求める^[6]。

ロケットおよび衛星の主要モードの剰余有効質量に注目し、簡易2自由度モデルでの連成前後の共振周波数及び連成後の共振周波数から、最大フォースを求める。この簡易モデルをFig.1に示す。同図の m_1 、 m_2 はロケットおよび衛星の剰余有効質量であり、 k は m_1 と m_2 の単独時の共振周波数が等しくなるように与える。連成後の共振周波数 $\omega_{1,2}$ と連成前の振動周波数 ω_0 の比は式(3)となる。

$$(\omega_{1,2} / \omega_0)^2 = 1 + u / 2 \mp (u + (u/2)^2)^{1/2} \quad \dots\dots(3)$$

ここで、 u は $u = m_2 / m_1$ (m_1 と m_2 の質量比)である。

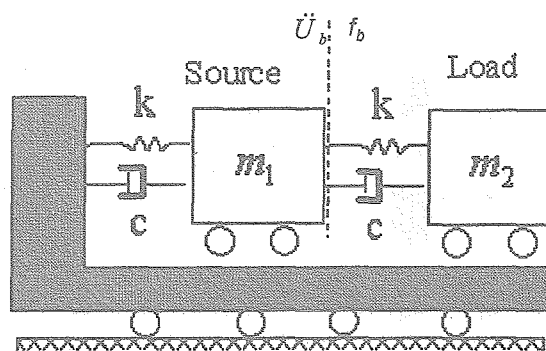


Fig.1 簡易2自由度モデル

これらの ω_1 または ω_2 2つの周波数における最大フォースが、簡易2自由度モデルで求められる最大フォースである。加速度ピーク値と剰余有効質量の積算で正規化したインタフェースフォースは式(4)となる。式(4)の右辺の第1項、第2項は、それぞれ ω_1 、 ω_2 における正規化インタフェースフォースであり、どちらか大きな方を、本項の方法により求めた正規化インタフェースフォースとすることを示している。

$$\frac{S_{ff}}{m_2^2 S_{bb}} = \max \left\{ \frac{1 + (2\xi \frac{\omega_1}{\omega_0})^2}{(1 - (\omega_1/\omega_0)^2)^2 + (2\xi \omega_1/\omega_0)^2}, \frac{1 + (2\xi \frac{\omega_2}{\omega_0})^2}{(1 - (\omega_2/\omega_0)^2)^2 + (2\xi \omega_2/\omega_0)^2} \right\} \dots\dots(4)$$

ここで、 S_{ff} はインタフェースフォースの Autospectrum (または PSD)、 S_{bb} はインタフェース加速度の Autospectrum (または PSD) である。式(4)は連成後の共振周波数における正規化最大フォースを表している。

本項による方法では、ロケット及び衛星の剰余有効質量を用いてフライト時の最大フォースを求める。

2.2 複雑2自由度モデル

最大フォースを精度良く見積もるため、より複雑なモデルを用いてロケット・衛星間のインタフェースフォースを求める。その方法としては、複雑な2自由度モデルであり、そのモデルを Fig.3 に示す^[8]。ロケット及び衛星のインタフェースにおける剰余有効質量及び主要モードのモーダルパラメータによって表すことができる。詳細な計算を以下に示す。

この2自由度のモデルに関し、ゼロでない2つの連成共振周波数を、ロケットおよび衛星のパラメータより求める。複雑2自由度モデルにおける、連成時の2つの共振周波数は式(5)より求められる。

$$(\omega_{1,2} / \omega_{in})^2 = -B/2 \mp 0.5(B^2 - 4C)^{1/2} \dots\dots(5)$$

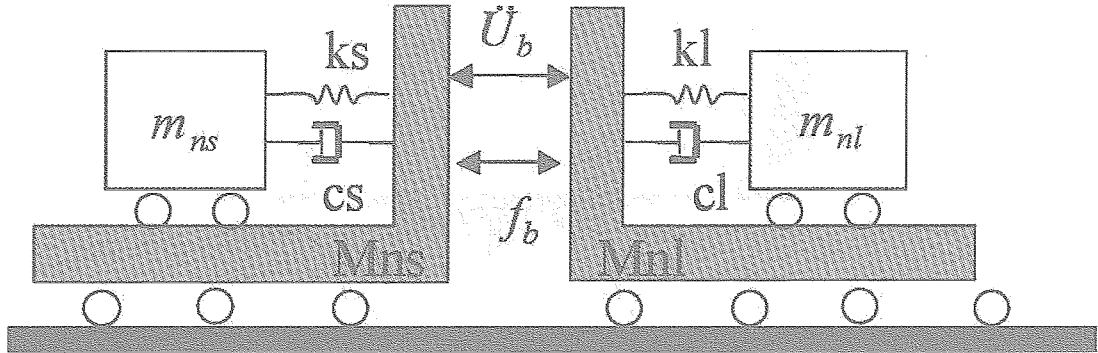


Fig.2 複雑2自由度モデル

ここで、

$$B = -[(1+u+a_s)/\Omega^2 + (1+u+ua_l)]/(1+u)$$

$$C = (1+u+a_s+ua_l)/(\Omega^2(1+u))$$

$$\Omega = \frac{\omega_{ln}}{\omega_{sn}}, u = \frac{M_{nlbb}}{M_{nsbb}}, u_s = \frac{M_{nsqb}}{M_{nsbb}}, u_l = \frac{M_{nlqb}}{M_{nlbb}}$$

$$\omega_{nl}^2 = \frac{k_l}{m_{nl}}, \omega_{ns}^2 = \frac{k_s}{m_{ns}}, a_l = \frac{m_{nl}}{M_{nlbb}}, a_s = \frac{m_{ns}}{M_{nsbb}}$$

$$m_{nl} = M_{nlqb}, m_{ns} = M_{nsqb}$$

ω : 角周波数、 a : 加速度、 M : 質量

添え字 [l] : Load 側、 添え字 [s] : Source 側

添え字 [qb] : 有効質量、 添え字 [bb] : 剰余有効質量

添え字 [n] : モーダルマス

式(5)で求められた連成振動数と衛星単独時の共振周波数の比から、正規化した境界フォースが求められる。すなわち、

$$\frac{S_{ff}}{M_{nl}S_{bb}} = \max \left(\left| 1 + u_l \frac{1 + j2\xi_n r_n}{\{(1-r_n^2) + j2\xi_n r_n\}} \right|^2 \right)_{r_n = \frac{\omega_{1,2}}{\omega_{nl}}} \dots \dots \dots (6)$$

本項の方法により求める正規化境界フォースは、式(6)に示したパラメータの関数である $r_n = \omega_{1,2}/\omega_{nl}$ を用いて計算する。よって、本項の方法により最大フォースを求めるためには、ロケット及び衛星の主要モード剰余有効質量、有効質量、モード周波数の情報が必要である。式(6)は連成後の共振周波数における正規化最大フォースを示す。

2.3 半経験式による方法

半経験式による方法は最も簡易的な手法であり、フライト時の連成共振周波数を求める必要が無い。

この方法では式(7)に示すとおり、有効質量が最も大きいモード周波数より低い周波数($\omega < \omega_0$)では、インタフェースフォースは供試体の質量のみと比例し、この周波数より高い周波数($\omega \geq \omega_0$)では6dB/Octで減少すると考える^[9]。

$$\frac{S_{ff}}{S_{bb}M^2} = \begin{cases} C^2 & \omega < \omega_0 \\ C^2(\omega_0/\omega)^2 & \omega \geq \omega_0 \end{cases} \dots\dots\dots(7)$$

ここで、Cは定数、Mは供試体の最も大きな有効質量、 ω は周波数、 ω_0 は供試体加振時の有効質量が最も大きいモード(通常1次)周波数である。この係数Cの値は試験コンフィギュレーションによって経験的に決まる。たとえば、NASA JPLでは、経験的にC4.41~2.24($C^2=2\sim 5$)としている。本項による方法では、衛星の有効質量情報のみで最大フォースを求めることができる。

3. 計算精度の確認

前述の3つの手法の精度を考察するため、Fig.3に示す5自由度系モデルを用いて最大フォース見積り精度を考察する。M1からM5の質量は図中のとおりとし、M1固定時の共振周波数が数十Hzから100Hz程度になるようにkを設定した($4.0E5$)。

このモデルによる計算の結果をTable4.に示す。上から順に、4次モードまでの各モードにおける共振周波数(境界条件が自由=自由、M1固定の場合)、有効質量(及び総質量の割合(%))、剰余有効質量を示す。

加振する周波数よりも高い周波数においては、振動していないモードの有効質量が残り、加振フォースはこれらのモードの剰余有効質量を駆動する。例えば、115Hz以上の周波数では剰余有効質量はM1=gkのみとなる。Table4.に示す結果のとおり、剰余有効質量は高次モードほど小さくなるので、高次モードほど境界上のフォースは小さくなる。

続いて、M3の中央をインタフェースと考え、ソース側がM1、M2、M3/2、負荷側がM3/3、M4、M5で構成される場合の正規化インタフェースフォースを、2項の3つの手法により求める。ソース及び負荷はそれぞれ3自由度系の自由-自由モデルであり、主要モード(ソース側のモードは90.4Hz、負荷側のモードは58.8Hz(Table2.:連成前振動数))が互いに連成する。

5 自由度系モデルから求められた正規化インタフェースフォースを正解値 (Table.2 : 3.79) とし、簡易、複雑 2 自由度近似モデルから求めた連成周波数と正規化フォース、及び半経験式から求めた正規化フォースを比較する。ここでは、NASA 等の例を参考に、半経験式の係数 C を 1.41 ($C^2=2.0$) として計算を行った。

正規化フォースの比較結果を Table.2 の最右列に示す。複雑 2 自由度近似モデルにより求めた正規化フォースは正解値に近い結果が得られていることがわかる。また、半経験式により求めた正規化フォースは、最も大きな値となっていることがわかる。この例では、 C を 1.41 として計算したが、より正解値に近い係数の取り方については今後検討が必要である。

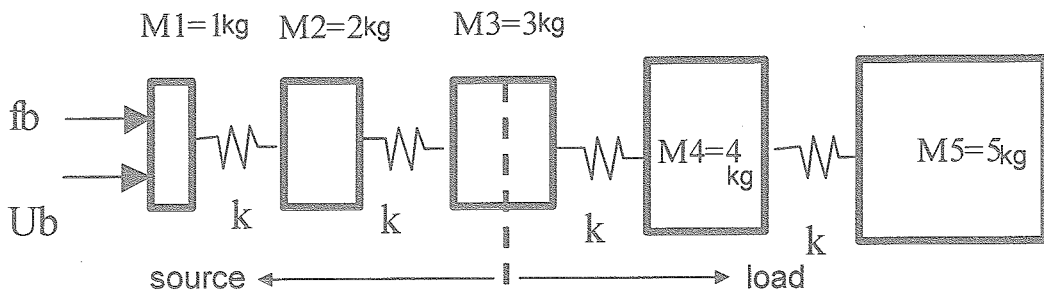


Fig.3 剰余有効質量と有効質量の計算モデル

Table.1 剰余有効質量とモード周波数の関係

	modes				
	0	1	2	3	4
境界：自由-自由の場合の共振周波数 [Hz]	0	39	71	97	135
境界：M1 固定の場合の共振周波数 [Hz]	N/A	17	55	85	115
有効質量 (mn) (括弧内は総質量に占める割合%)	N/A	12.8 (85.5)	0.78 (5.2)	0.22 (1.5)	0.18 (1.2)
剰余有効質量(Mr)	15	2.18	1.4	1.17	1
Ratio u(=mn/Mr)	N/A	5.88	0.56	0.19	0.18

Table.2 連成共振周波数 (Hz)

	Source [Hz]	Load [Hz]	正規化フォース
連成系前振動数(Hz)	0.0、 <u>90.4</u> 、 137.3	0.0、 <u>58.8</u> 、 101.9	N/A
JPL 半経験式	N/A		9.8 (C=1.41)
簡易 2 自由度モデル	0.0、 <u>16.7</u> 、 <u>49.1</u>		2.30
複雑 2 自由度モデル	0.0、 <u>39.2</u> 、 <u>81.2</u>		3.68
連成系の正解値	0.0、 <u>39.1</u> 、 <u>71.2</u> 、 96.8、134.7		3.79

4. フォースリミット値の計算方法の検討 まとめ

フォースリミット値の計算に必要な、フライト時の最大フォースの予測方法について、簡易 2 自由度モデル、複雑 2 自由度モデル、及び半経験式の 3 通りの方法の計算方法をまとめた。また 5 自由度系モデルを正解値とした場合、それぞれの計算方法の精度を検討した。

上記 3 つの方法の中で、複雑 2 自由度モデルによる方法が最大フォース、連成共振周波数とも最も正解値に近い結果を得ることができることがわかったが、結果を得るためにはロケット及び衛星の有効質量等、詳細な情報が必要である。

対して、半経験式の方法を用いれば、供試体の質量情報のみで最大フォースを計算することができるので、CLA 解析等が必要な現在までの制御手法と比較して大幅な労力の低減が期待できる。また質量情報のみで適用可能なので、開発初期段階での試験等、供試体の情報（共振周波数、有効質量、等）が限られている場合等に、特に有効な方法であると考えられる。但し、より実条件に近い係数 C の適切な設定方法については、今後検討が必要である。

5. フォースリミット振動試験

小型衛星を模擬した供試体を製作し、フォースリミット振動試験を実施した。

はじめに、フォースリミット制御無しで振動試験を実施して供試体の特性を計測し、続いてフォースリミット振動試験を実施した。フォースリミット値については、簡便である半経験式を用いて求めることとし、係数Cはフォースリミット制御無しの結果を見て設定した。

5.1 供試体

フォースリミット振動試験の検証のため、小型衛星を模擬した衛星を製作した。供試体の外観を Fig.5 に示す。本供試体は1次構体及び2次構体で構成される。本試験では1次構体と2次構体を連結した状態で試験を実施した。

振動試験は、垂直(Z軸)加振のみ実施し、供試体と振動試験台の間のフォース及び、供試体上の各点の加速度を計測した。試験中の様子を Fig.6 に示す。

5.2 試験コンフィギュレーション

試験時のコンフィギュレーション概要図を、Fig.7 に示す。供試体と振動試験台の間のフォースを計測するため、供試体と振動試験台の間にフォースセンサを挟み込んで固定する。本試験では、3軸のフォースを計測することが出来る3軸フォースセンサを使用した。本試験時に使用したフォースセンサの外観写真を Fig.8 に、フォースセンサの取り付け部拡大写真を Fig.9 に示す。

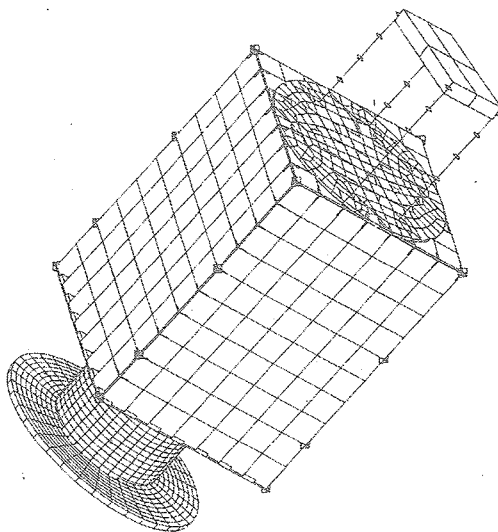


Fig.5 供試体外観

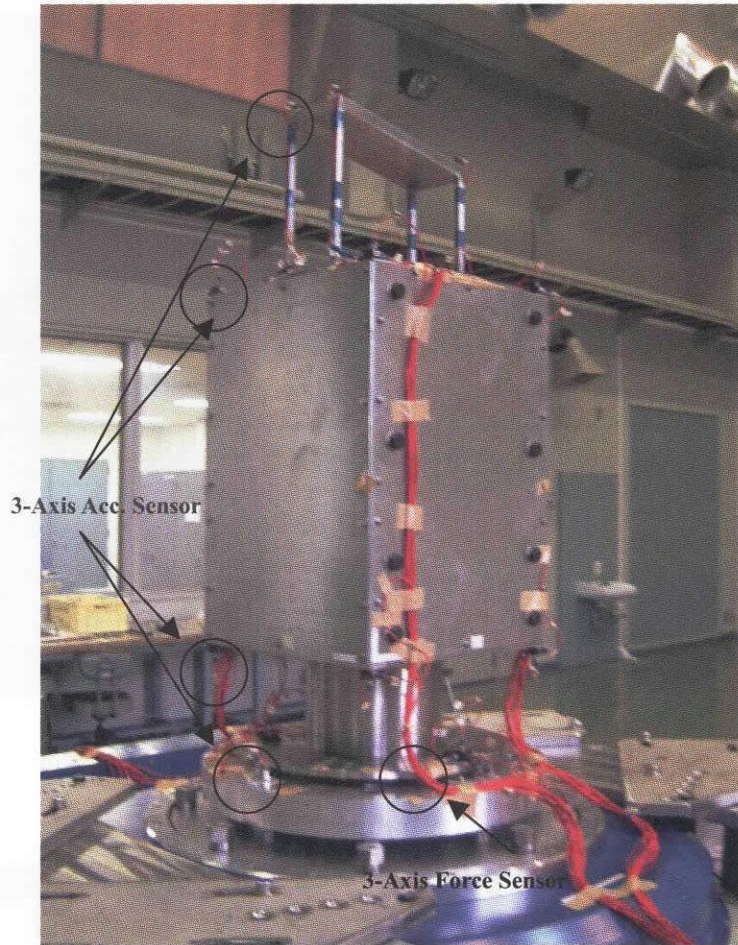


Fig.6 試験中の様子

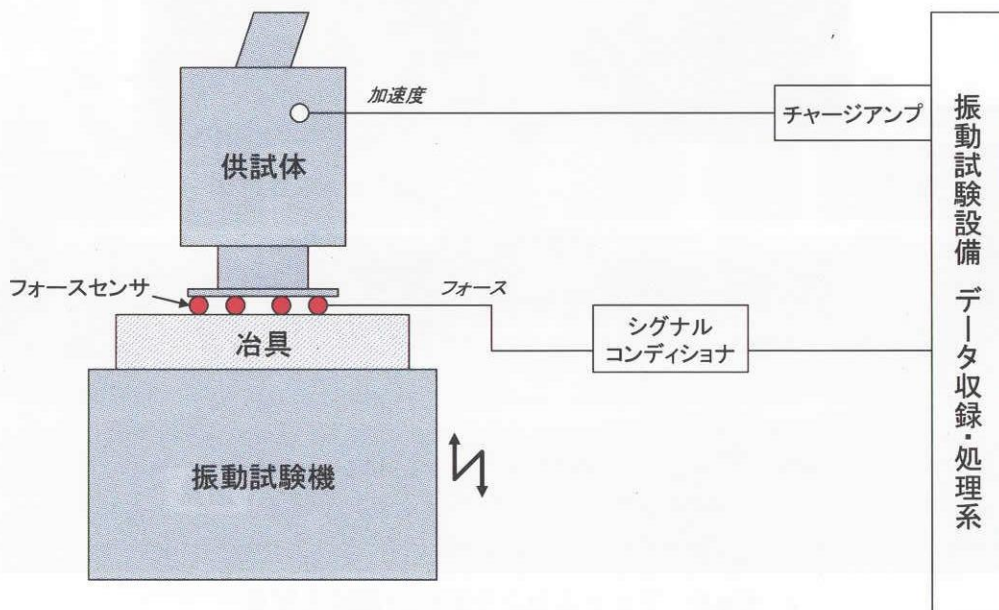


Fig.7 試験コンフィギュレーション概要図

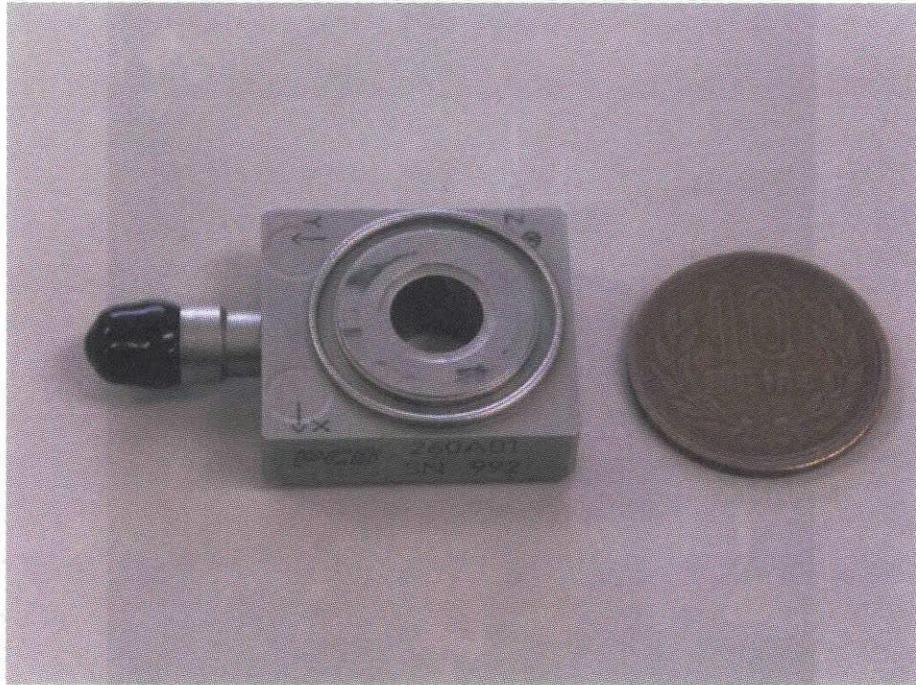


Fig.8 フォースセンサ外観写真

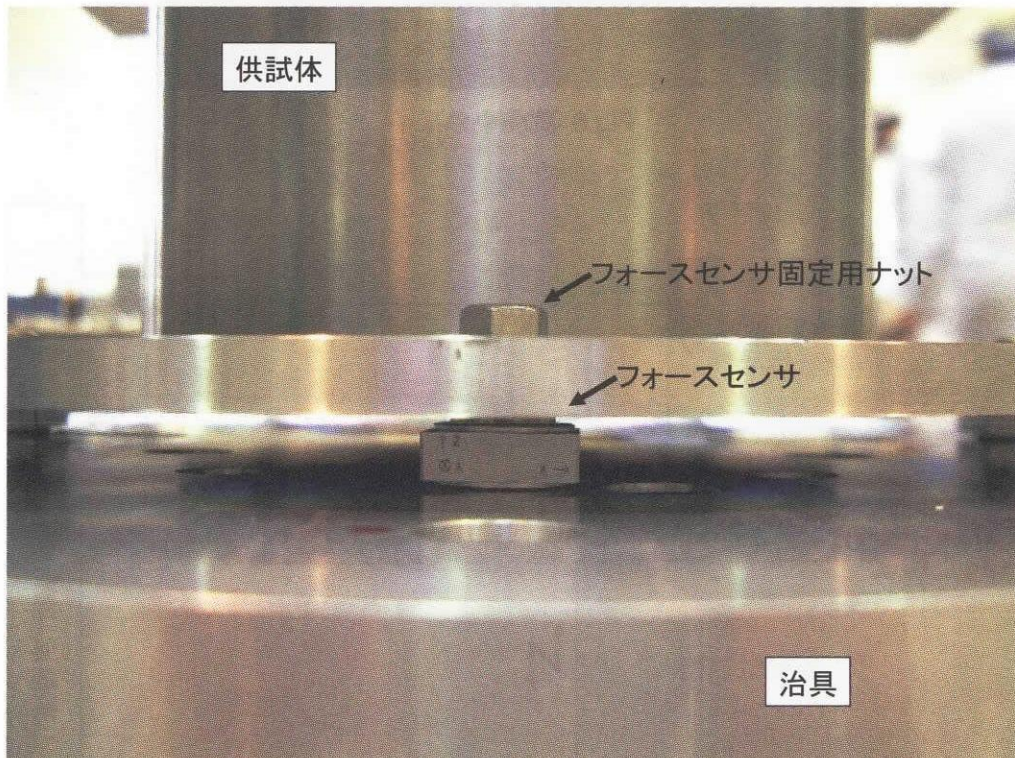


Fig.9 フォースセンサ取付け部拡大写真

6. 振動試験結果と考察

6.1 低レベルランダム振動試験（リミット無し）

まず初めに、リミット無しの低レベルランダム振動試験の垂直加振試験を行った。

Fig.10～13 にそれぞれ、コントロール加速度 PSD、加速度代表点（1次構体角：z軸方向）、ドライブ信号 PSD、インタフェースフォース PSD の結果を示す。

供試体上の加速度計測結果（Fig.11）から、85Hz 付近に鋭いピークがあり、供試体の Z 軸の 1 次モードによる共振が発生していることが分かる。

Fig.14 に、コントロール加速度とドライブ信号の伝達を示す。供試体の 1 次共振周波数である 85Hz で供試体が動吸振器として働き、大きなディップが発生しているが、加振は Fig.10 に示すとおり 5～300Hz まで $3e-4[g^2/Hz]$ でフラットの条件で試験を実施しており、供試体にとって 1 次共振周波数における負荷が高い試験となっていることが分かる。

また、本試験でのインタフェースフォースの結果（Fig.13）から、1 次共振周波数でのインタフェースフォースは一次共振周波数以下の剛体振動領域の値から、1000 倍近く大きなピーク値となっていることが分かる。

6.2 フォースリミット低レベルランダム振動試験

5.1 項の低レベルランダム振動試験と同じ加振条件で、フォースリミット振動試験を実施した。リミットスペックは半経験式^[9]を用いた。加振機をソース側、供試体を負荷側と考えて、半経験式中の係数 C の値を検討した。

ここで、加振機のドライブ信号をソース側からの入力フォースと考える。本試験では、実際のフライトの際にソース側からの入力フォースは Fig.11 のように極端に鋭いピークを持たないと仮定し、ドライブ信号がフラットになるよう、供試体の 1 次共振周波数におけるインタフェースフォースが約 100 分の 1（40dB 減：PSD）となるように係数 C を設定する。

$$\begin{aligned} \text{(フォースリミット値(PSD))} : S_{ff} \\ &= \text{(1次共振周波数 (85Hz) におけるインタフェースフォース)} : 2.0e+4 \times 1/100 \\ &= 2.0e+2 [N^2/Hz] \end{aligned}$$

$$C^2 = \frac{S_{ff}}{M^2 S_{bb}} = \frac{2.0 \times 10^2}{75^2 \times 3.0 \times 10^{-4}} \doteq 119 \quad (C \doteq 11)$$

（ M : 供試体質量、 S_{bb} : 加振加速度（PSD） ）

Fig.15～18 に、上記リミット条件で加振した結果を示す。それぞれ、コントロール加速度 PSD、加速度代表点（1次構体角：z軸方向）、ドライブ信号 PSD、インタフェースフォース PSD を示す。

ドライブ信号の結果（Fig.17）は、計算どおりにスムーズ化された結果となっており、想定どおりのリミットが働いたことが確認できた。また、インタフェースフォースの結果（Fig.18）より、1 次共振周波数のインタフェースフォースが約 40dB 減となっていること

からも、フォースリミットが働いていることが分かる。

以上の結果から、フォースリミット制御によって、1次共振周波数における負荷の入力を予定通り約100分の1(40dB減:rms値)にして制御することができ、フォースリミット制御が有効に働いたことが確認できた。

6.3 フォースリミット正弦波振動試験

前項で実施したフォースリミットスペックで正弦波振動試験を実施し、フォースリミット振動試験の有効性の検証を行った。

試験周波数は5~300Hzまで、加振レベルは0.8gフラットの加振条件で、掃引速度が1[Oct/min]と4[Oct/min]の2通りの試験を行った。

Fig.19,20に、掃引速度が1[Oct/min]の時のコントロール加速度、ドライブ信号の結果をそれぞれ示す。ドライブ信号はスムージングされており、想定どおりのリミット制御が実施されたことが確認できた。

続いて、掃引速度を4[Oct/min]にして試験をした際は、2次共振周波数である280Hz付近で設備の計算機的能力が間に合わず、アボートした。通常は、この周波数帯域まで正弦波振動試験を実施することは殆ど無いが、共振ピークが鋭い場合は設備的能力によってコントロールが間に合わない場合があるので、リミットスペックを検討する際には注意が必要であることが確認できた。掃引速度が4[Oct/min]の試験結果をFig.21,22に示す。

6.4 振動試験結果のまとめ

低レベルランダム振動試験において、フォースリミット制御による振動試験を実施した結果、予定通り負荷の入力を低減して制御できたことを確認でき、フォースリミット制御が有効に働いたことが確認できた。

また、正弦波振動試験においてもフォースリミット振動試験を実施し、リミットが有効に働いていることを確認することができた。また、制御加速度に供試体の共振増幅特性に合わせたノッチングを実現することができたことによって、よりフライト環境に近い環境を実現することができた。但し、共振ピークが鋭い場合は設備的能力によってコントロールが間に合わない場合があるので、リミットスペックを検討する際には注意が必要である。

7. まとめと今後の課題

本論文では、フォースリミットの基礎的な検討として、フォースリミット値の予測方法の検討と、基礎的な実験を行なった。今後は、より実条件に近い半経験式の係数Cの適切な設定方法、これまでの振動試験法との比較、等の検討を進めていく予定である。

8. 参考文献

1. Chad E. Rice, Ralph D. Buehrle, "Validation of Force Limited Vibration Testing at NASA Langley Research Center", May, 2003
2. Kung Y. Chang, "Structural Response Loads in Force-Limited Vibration Testing", ESTECH 2001 Proceedings
3. Mark E. McNelis, Terry D. Scharon, "Benefits of Force Limiting Vibration Testing", NASA-TM-1989-209382, Aug, 1999
4. William B. Haile, "Validation of a Simple Formula for Force Limits in Validation Testing", Journal of the IEST, July-Aug, 1998
5. T.D. Scharon, "Force Limited Vibration Testing Monograph", NASA-RP-1403, May, 1997
6. Terry D. Scharon, "Vibration-Test Force Limits Derived from Frequency-Shift Method", Journal of Spacecraft and Rockets Vol.32, No.2, Mar-Apr, 1995
7. Terry D. Scharon, David J. Boatman, Dennis L. Kern, "Dual Control Vibration Testing", Proc. Of 60th Shock and Vibration Symposium No.IV, 1989
8. Terry D. Scharon, "Vibration Test Force Limits Derived From Frequency Shift Method", AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, Mar-Apr, 1995
9. NASA-HDBK-7004B, "Force Limit Vibration Testing", Jan, 2003

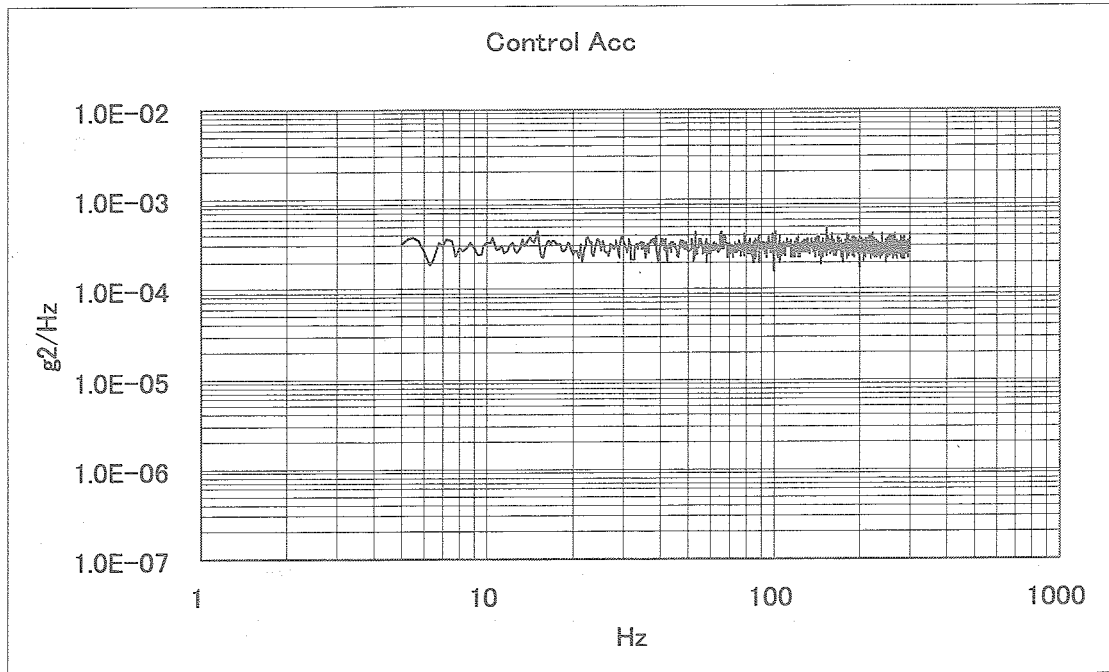


Fig.10 Control Acc. Result(Without Limit Control)

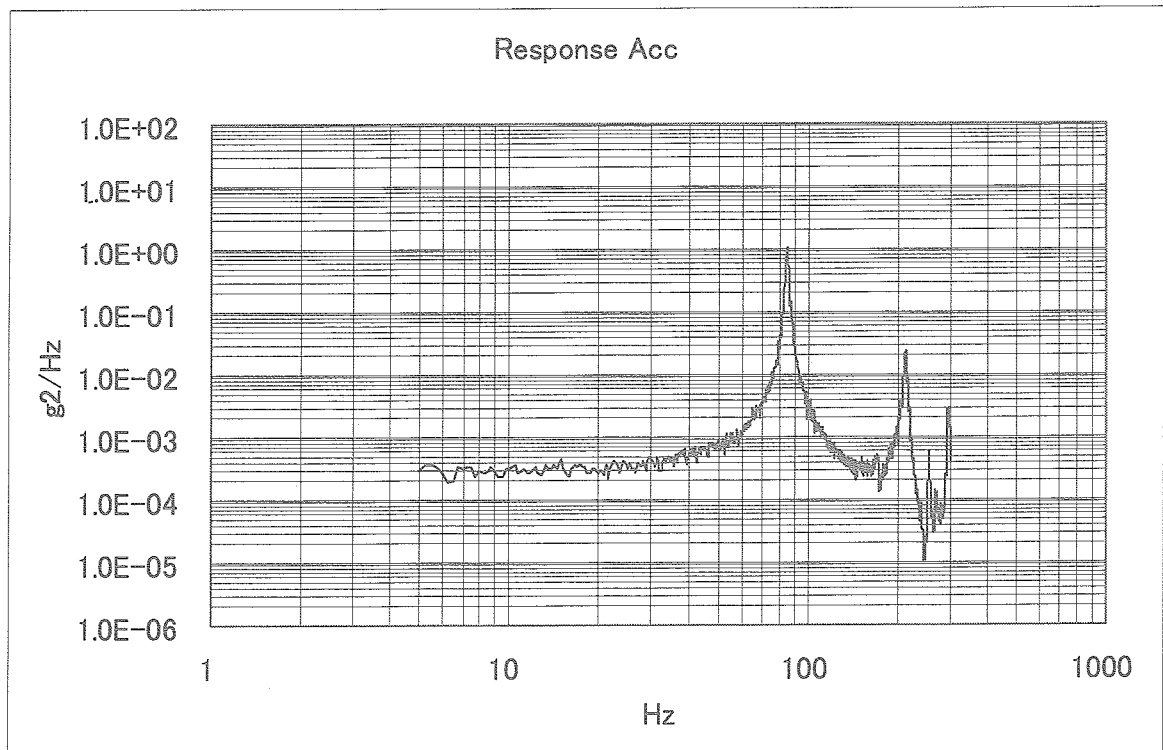


Fig.11 Response Acc. Result(Without Limit Control)

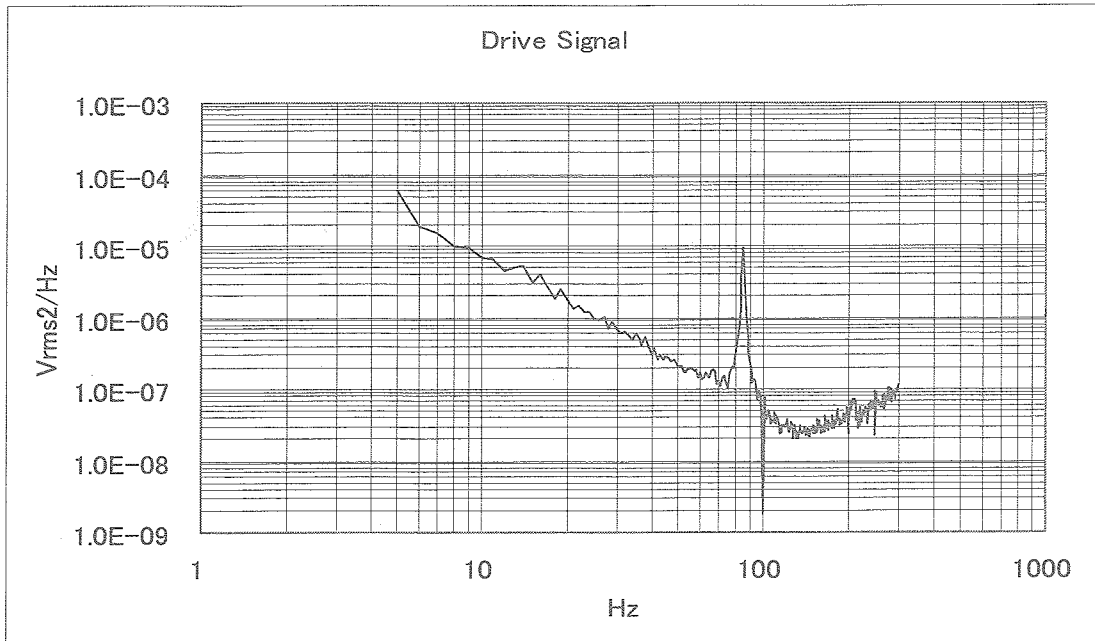


Fig.12 Drive signal of the Shaker
(Without Limit Control)

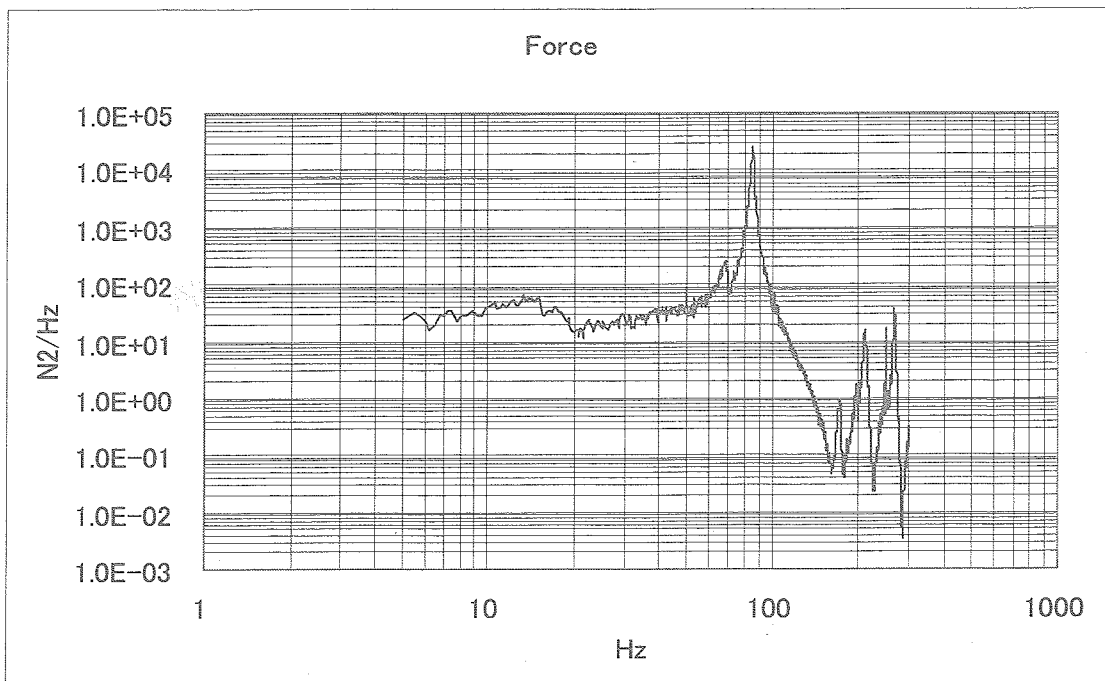


Fig.13 Interface Force Result(Without Limit Control)

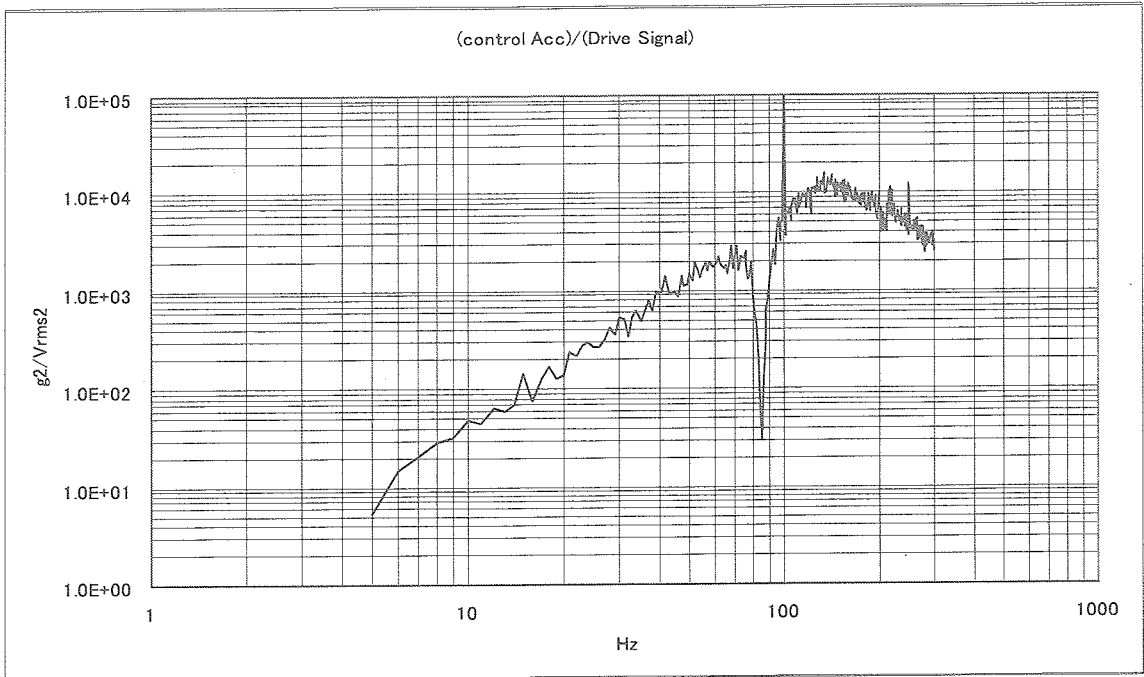


Fig.14 Control Acc vs. Drive Signal
(Without Limit Control)

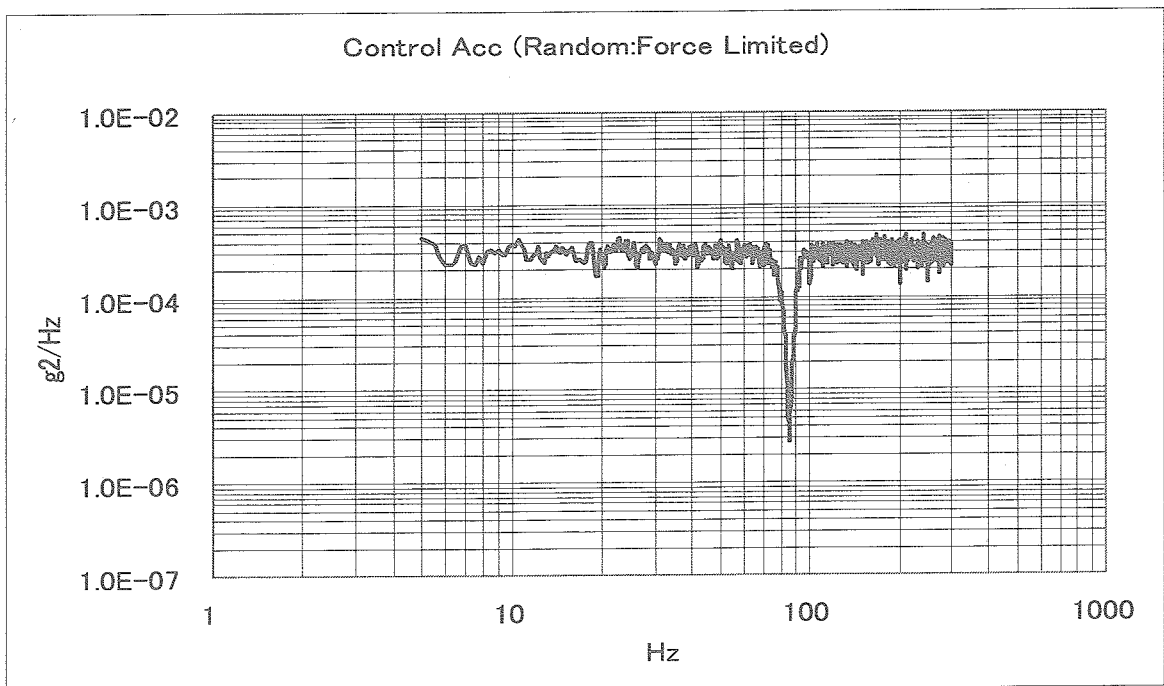


Fig.15 Control Acc. Result(Force Limited Control)

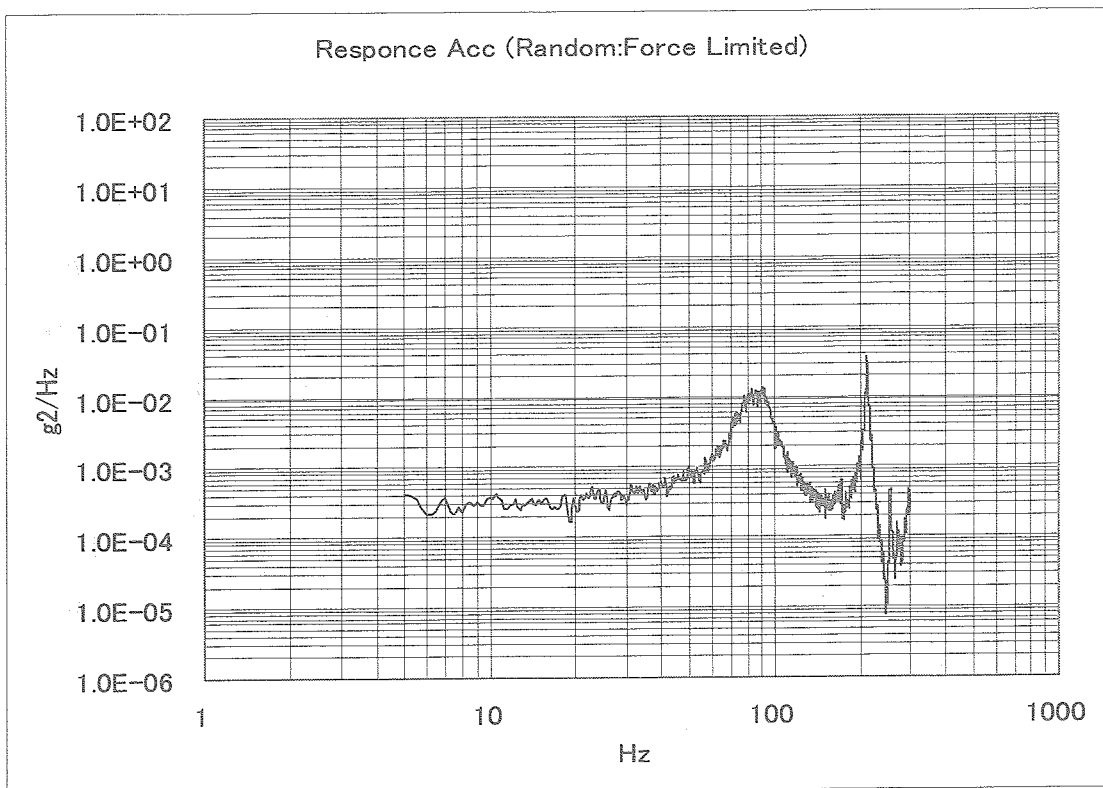


Fig.16 Response Acc. Result(Force Limited Control)

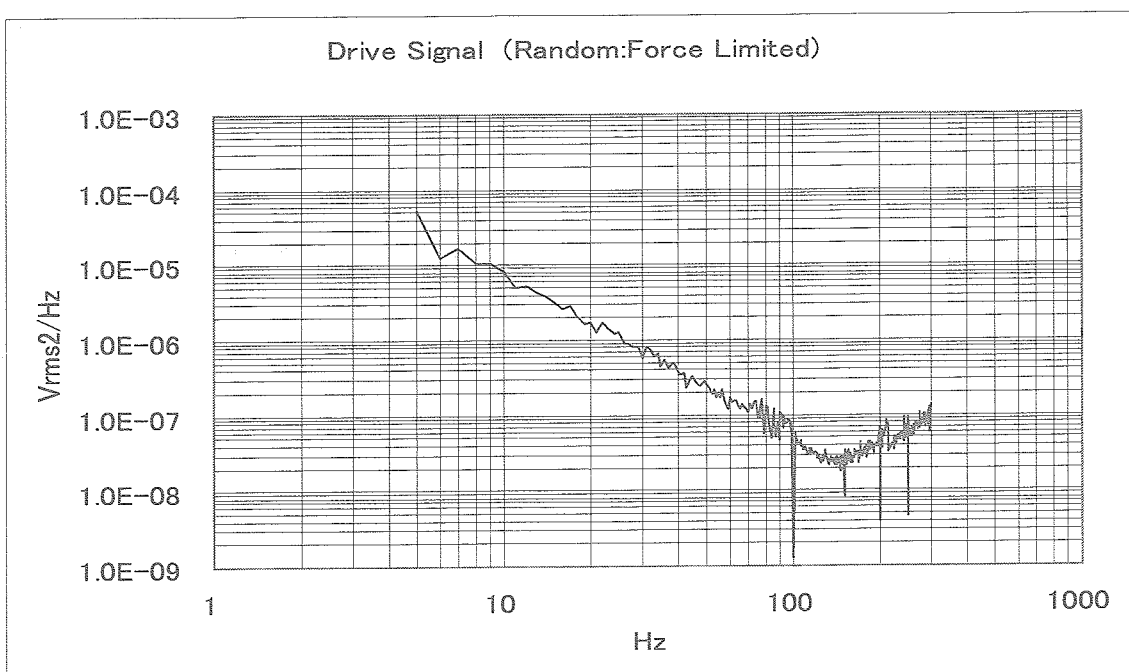


Fig.17 Drive signal of the Shaker
(Force Limited Control)

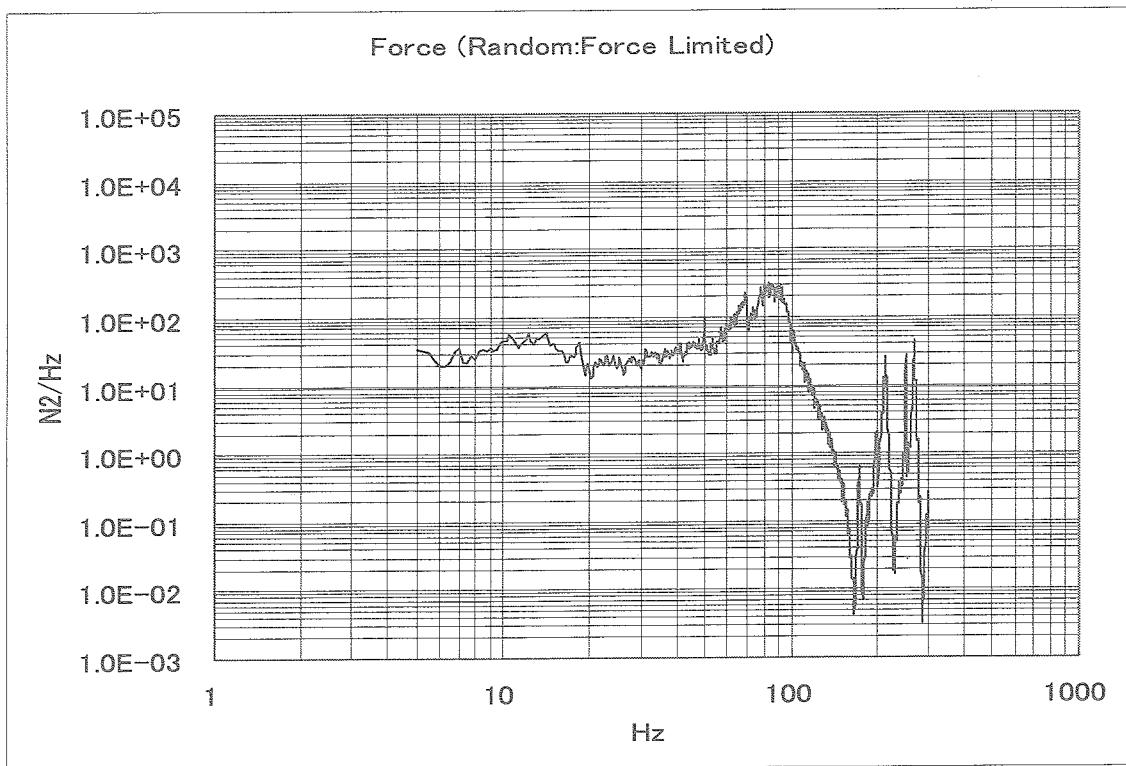


Fig.18 Interface Force Result(Force Limited Control)

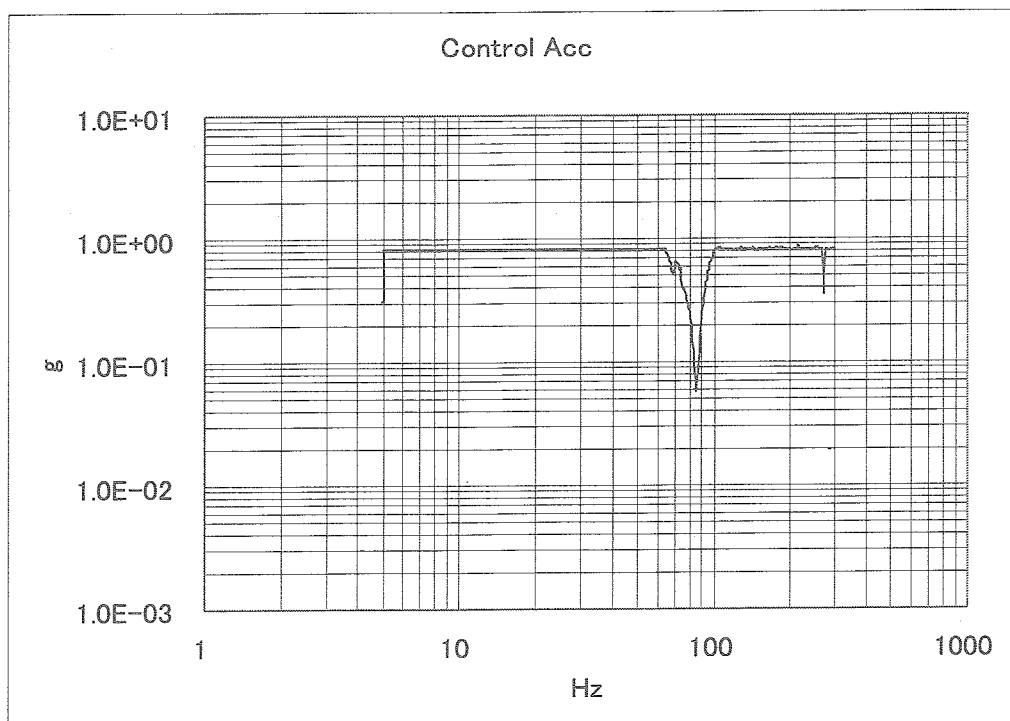


Fig.19 Control Acc. Result(Sine Sweep:1[Oct/min])

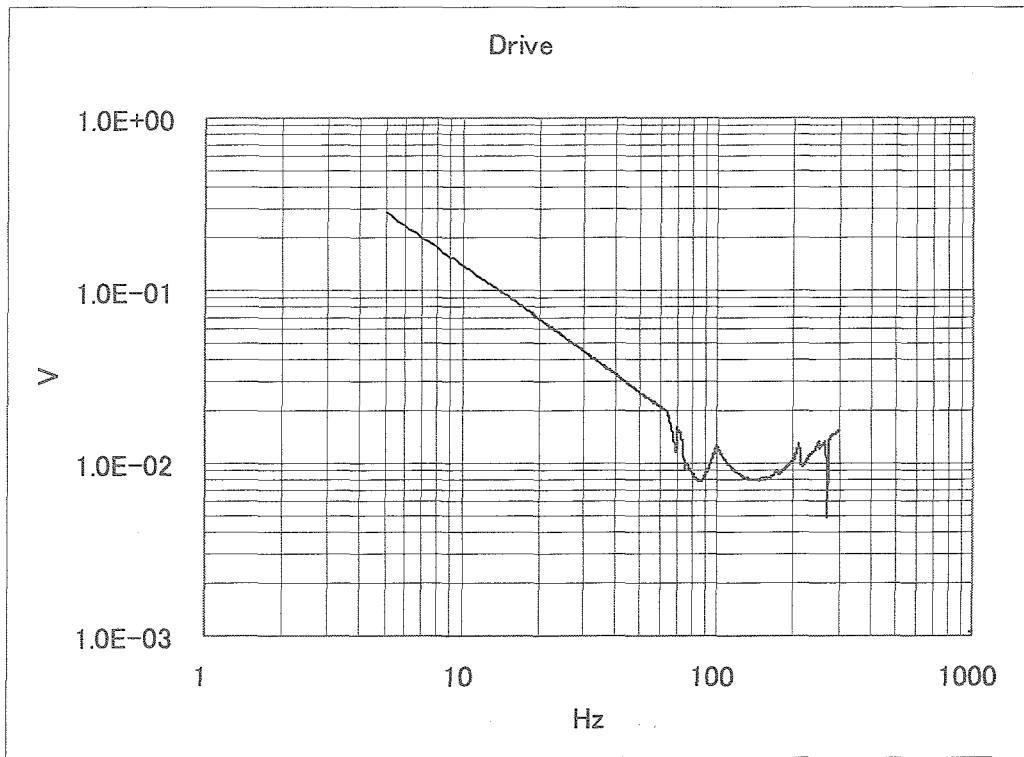


Fig.20 Drive signal of the Shaker
(Sine Sweep: 1[Oct/min])

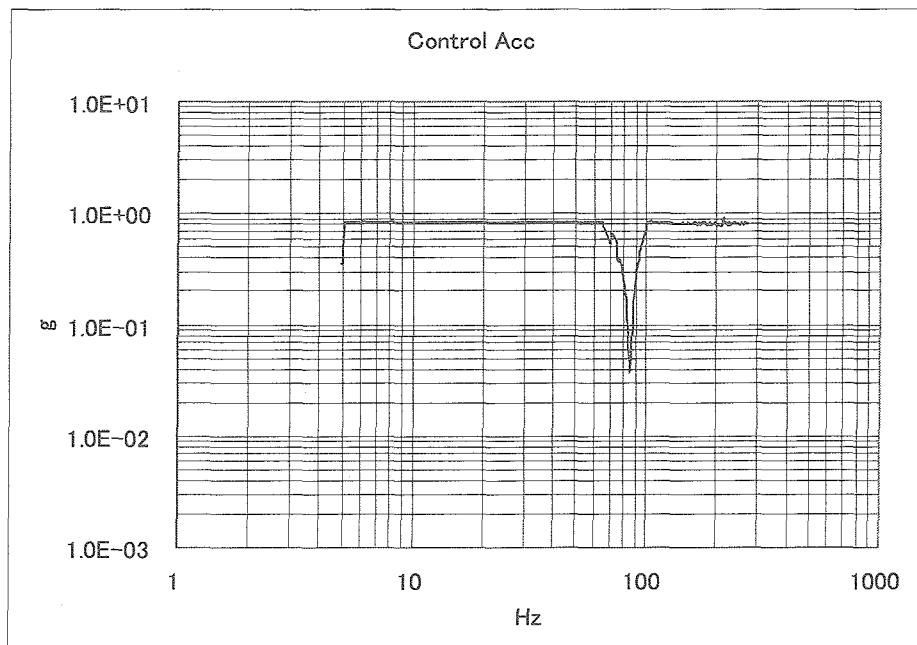


Fig.21 Control Acc. Result(Sine Sweep:4[Oct/min])

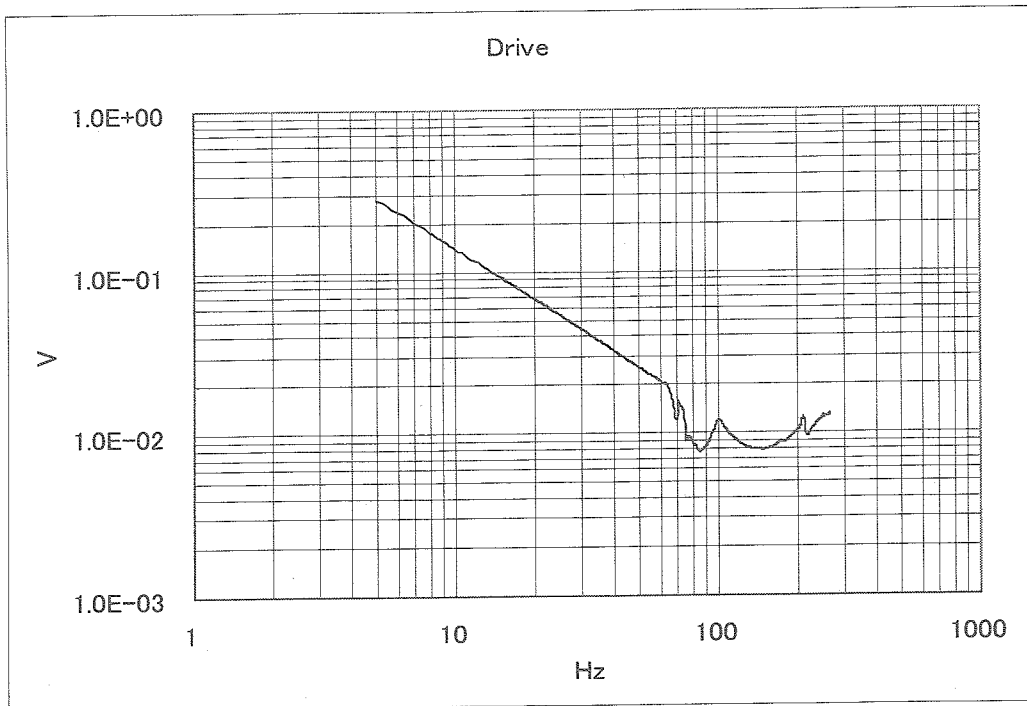


Fig.22 Drive signal of the Shaker
(Sine Sweep: 4[Oct/min])

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-030

発行日 2005年3月28日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 弘久写真工業株式会社
東京都立川市上砂町5-1-1

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を利用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency