

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

環境試験技術報告

航空機搭載用ハイビジョン・カメラの防振対策

土橋 将弘, 施 勤忠, 長濱 謙太
須藤 和一, 三枝 博

2005年2月

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

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

環境試験技術報告
航空機搭載用ハイビジョン・カメラの防振対策

Vibration Reduction for Aircraft Onboard High Vision Camera

土橋 将弘 、 施 勤忠 、 長濱 謙太 、 須藤 和一 、 三枝 博

Masahiro TSUCHIHASHI , Qinzhong SHI , Kenta NAGAHAMA , Kazuichi SUDO , Hiroshi SAEGUSA

宇宙基幹システム本部 試験センター
Environmental and Structural Test Laboratory
Office of Space Flight and Operations

2005年2月
February 2005

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

目次

1. はじめに.....	1
2. 目的.....	3
3. 防振対策の成果.....	3
3. 1 4月フライト時のデータ解析.....	5
3. 2 4月フライト時防振機構の振動特性把握.....	10
3. 2. 1 実施期間.....	10
3. 2. 2 計測コンフィギュレーション.....	10
3. 2. 3 計測内容.....	11
3. 2. 4 試験結果.....	12
3. 2. 4. 1 リジッドでのインパクト試験結果.....	13
3. 2. 4. 2 防振機構(4月)でのインパクト試験結果.....	13
3. 2. 5 数値シミュレーション.....	14
3. 3 防振機構の設計.....	18
3. 4 防振効果の検証.....	19
3. 4. 1 実施期間.....	19
3. 4. 2 計測コンフィギュレーション.....	19
3. 4. 3 計測内容.....	21
3. 4. 4 試験結果.....	21
3. 4. 4. 1 バネ付き12でのインパクト試験結果.....	23
3. 4. 4. 2 バネ付き8でのインパクト試験結果.....	24
3. 4. 4. 3 バネ付き4&バネ無し8でのインパクト試験結果.....	25
3. 4. 4. 4 バネ付き4でのインパクト試験結果.....	26
3. 4. 5 数値シミュレーション.....	28
3. 5 防振効果の実証.....	33
3. 5. 1 実施期間.....	33
3. 5. 2 計測コンフィギュレーション.....	33
3. 5. 3 計測内容.....	37
3. 5. 4 試験結果.....	40
3. 5. 4. 1 平成16年9月8日フライト試験結果.....	40
3. 5. 4. 2 平成16年9月9日フライト試験結果.....	43
3. 5. 5 防振効果の比較.....	46
3. 5. 6 画像の比較.....	46
4. 結論.....	48
参考資料1 防振対策後の本システムの利用状況について(新潟中越地震災害地撮影).....	49

- 添付資料A ハイビジョンカメラ映像からの静止画像
- 添付資料B インパクト試験解析結果(防振設計前)
- 添付資料C 防振機構 図面
- 添付資料D インパクト試験解析結果(防振設計後)

航空機搭載用ハイビジョン・カメラの防振対策

土橋将弘*1, 施勤忠*1, 長濱謙太*1, 須藤和一*1, 三枝博*1

Vibration Reduction for Aircraft Onboard High Vision Camera

Masahiro TSUCHIHASHI*1, Qinzhong SHI*1, Kenta NAGAHAMA*1,
Kazuichi SUDO*1, Hiroshi SAEGUSA*1

概 要

本資料は、宇宙利用推進本部通信・測位利用推進センターより依頼を受け行った、航空機搭載用ハイビジョンカメラの防振対策についてまとめたものである。

キーワード：i-space、防振、インパクト試験、ハイビジョンカメラポッドシステム

1. はじめに

本業務は、JAXA 宇宙利用推進本部通信・測位利用推進センター、独立行政法人通信総合研究所、アジア防災センター、及びダイヤモンドエアサービス株式会社が共同で進めている、衛星航空通信によるリアルタイムデータ伝送実験の一環として行ったものである。

以下に、航空機搭載用ハイビジョンカメラの防振対策を講じることとなった経緯を示す。

<経緯>

- ・ JAXA が進めている i-space の利用推進に係る実験(衛星航空通信によるリアルタイムデータ伝送実験)の一環として、平成 16 年 4 月に航空機にハイビジョンカメラを搭載し、地上撮影を行った。(図 1-1 にハイビジョンカメラポッドシステムを搭載した航空機の写真を示す。)
- ・ 平成 16 年 4 月に行った撮影映像から静止画像の切り出しを行ったところ(モザイク処理)、ぶれが大きく鮮明に見えないという現象が起きた。(添付資料 A : 図 A-1)
- ・ 静止画像のぶれを低減することを目的とした、宇宙利用推進本部通信・測位利用推進センターよりハイビジョンカメラの防振対策に関する検討を依頼された。

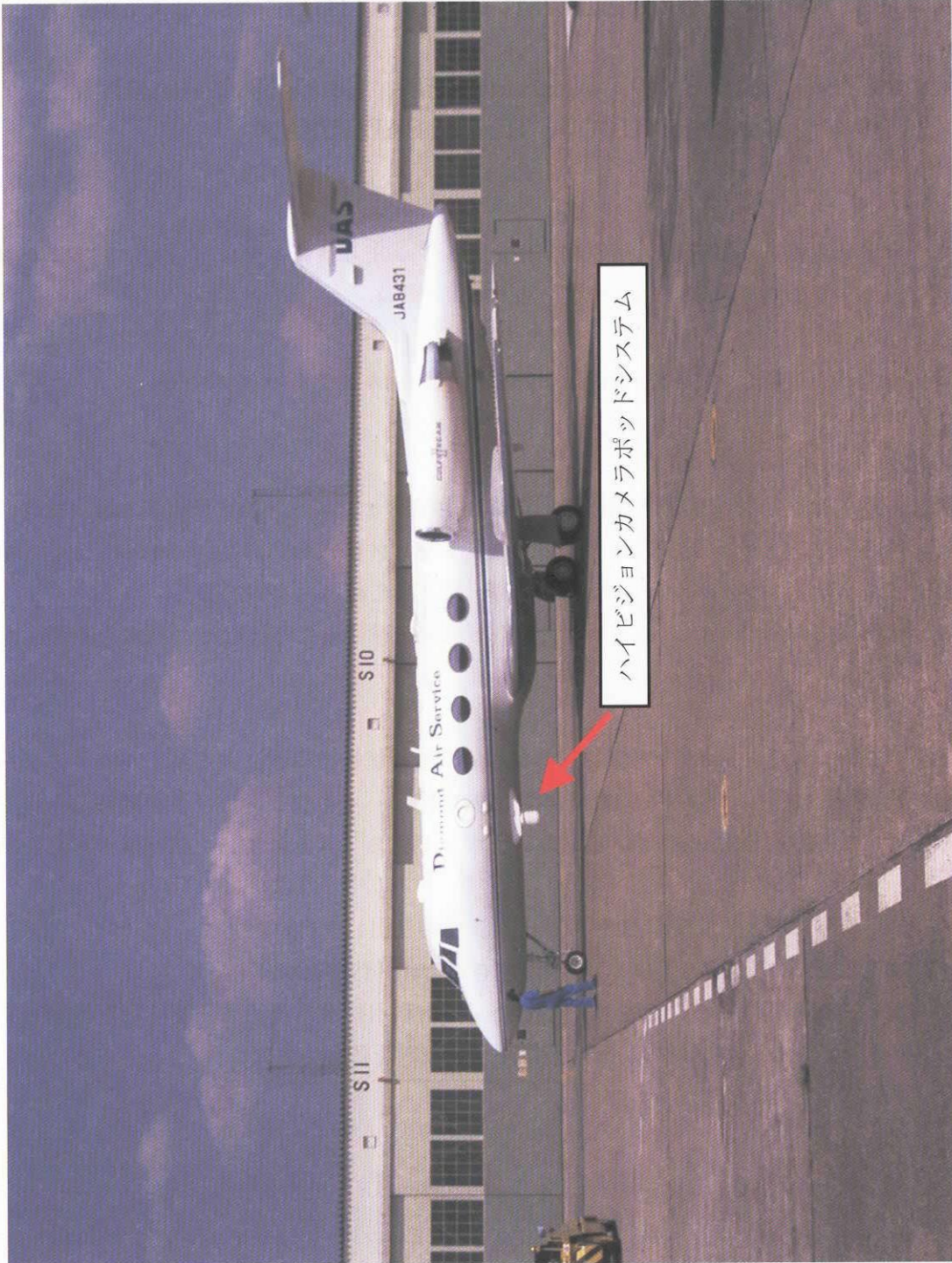


図 1-1 ハイビジョンカメラシステム搭載の航空機(写真)

2. 目的

平成16年9月に予定されているフライト試験までに、ハイビジョンカメラの振動特性を把握し、ハイビジョンカメラの防振機構を設計する事を目的とする。また、設計した防振機構を用いて9月のフライト試験に臨み、静止画像のぶれを軽減する事を目的とする。

3. 防振対策の成果

図3-1に本業務の構成図を示し、以下に示す1)~4)に、本資料の概要を示す。

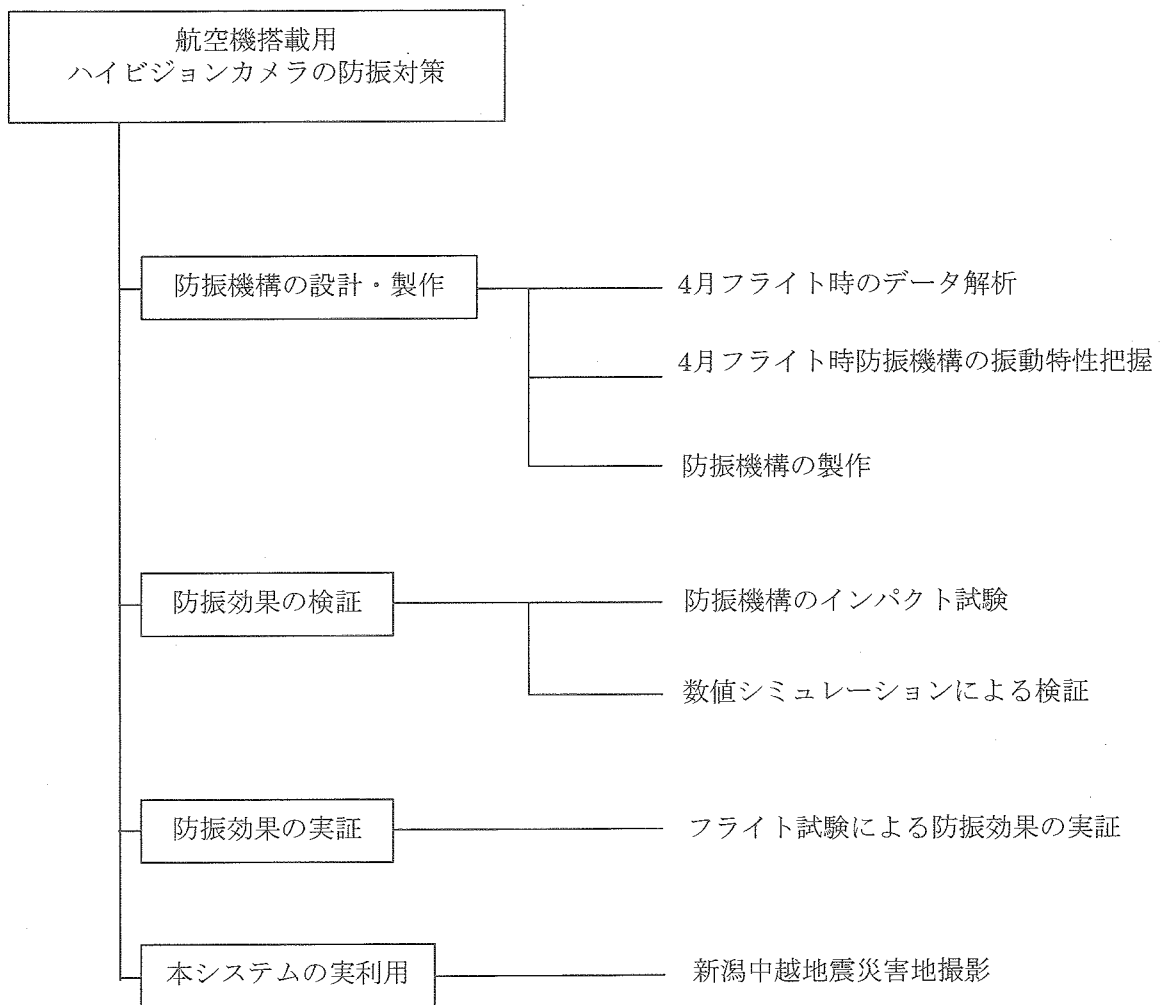


図 3-1 本業務の構成図

1) 防振機構の設計・製作

(a)4月フライト時のデータ解析

静止画像のぶれの原因であるハイビジョンカメラの振動環境を解析した。飛行時のカメラポッドの振動データを解析し、ハイビジョンカメラの受ける振動環境を把握した。詳細は3.1項に示す。

(b)4月フライト時防振機構の振動特性把握

4月フライト時の防振機構の振動特性を把握する為にインパクト試験を行った。また、飛行時のカメラポッドの振動データを用いて、数値シミュレーションを行った。以上の試験及びシミュレーションにより、4月フライト時の防振機構が共振を起こしていることが判明した。詳細は3.2項に示す。

(c)防振機構の製作

ハイビジョンカメラが飛行時に受ける振動環境のピーク周波数をカットするように、市販の防振材を用いて防振機構を設計した。防振材の詳細な特性が不明瞭であった為、コンフィギュレーション変更が容易に行えるように設計した。インパクト試験を行いながらコンフィギュレーションを変更し、共振周波数を調整した。詳細は3.3項に示す。

2) 防振効果の検証

(a)防振機構のインパクト試験及び数値シミュレーションによる検証

新たに設計した防振機構の振動特性を把握する為にインパクト試験を行い、防振機構の共振周波数が、設計通りであるかを確認した。また、得られた結果を用いて数値シミュレーションを行い、4月フライト時の防振機構に比べて、制振性能が改善されていることを示した。詳細は3.4項に示す。

3) 防振効果の実証

(a)フライト試験による防振効果の実証

設計した防振機構を用いてフライト撮影試験を行い、フライト時のハイビジョンカメラ及びカメラポッドの振動データを取得した。取得した振動データを解析し、インパクト試験により推定したモードとほぼ一致していることを確認した。また、静止画像の比較を行い、防振対策を行ったことによるぶれ低減の効果を確認した。詳細は3.5項に示す。

4) 本システムの実利用

(a)新潟中越地震災害地撮影

防振対策を講じた本システムを用いて、平成16年12月3日に新潟中越地震災害地の撮影を行った。撮影画像は、災害地の状況を把握するのに十分鮮明であり、災害地の状況調査を行う上で、良好な撮影画像を取得出来た。詳細は参考資料1に示す。

3. 1 4月フライト時のデータ解析

ハイビジョンカメラが搭載されるカメラポッド根元に加速度センサを取り付け、航空機飛行時の加速度データを取得した。図 3.1-1 に加速度センサ取り付け位置を示す。

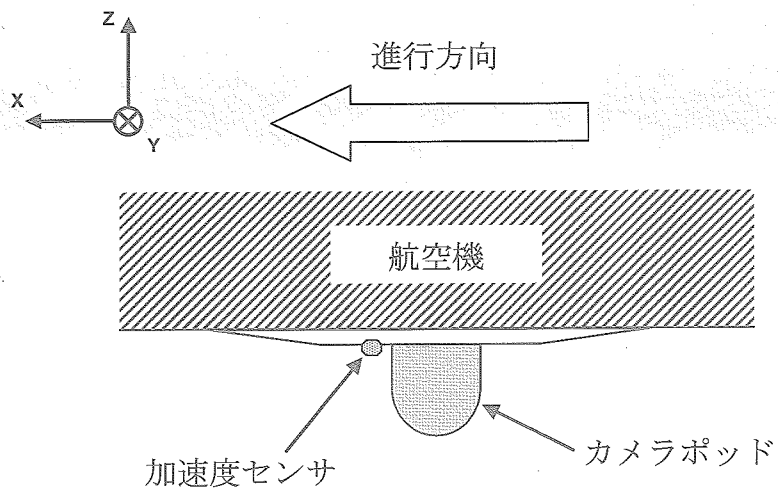


図 3.1-1 加速度センサ取り付け位置

ハイビジョンカメラの振動環境を知る為に、取得した加速度データの解析を行った。図 3.1-2 ~図 3.1-7 に、解析結果（時系列[100 秒]、FFT解析）を示す。

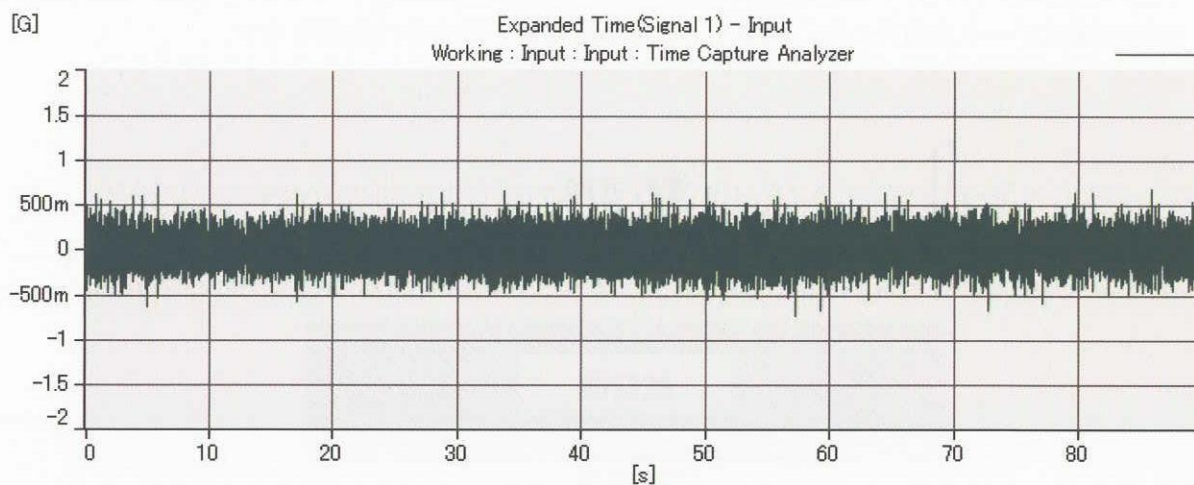


図 3.1-2 加速度時系列 (X 軸方向)

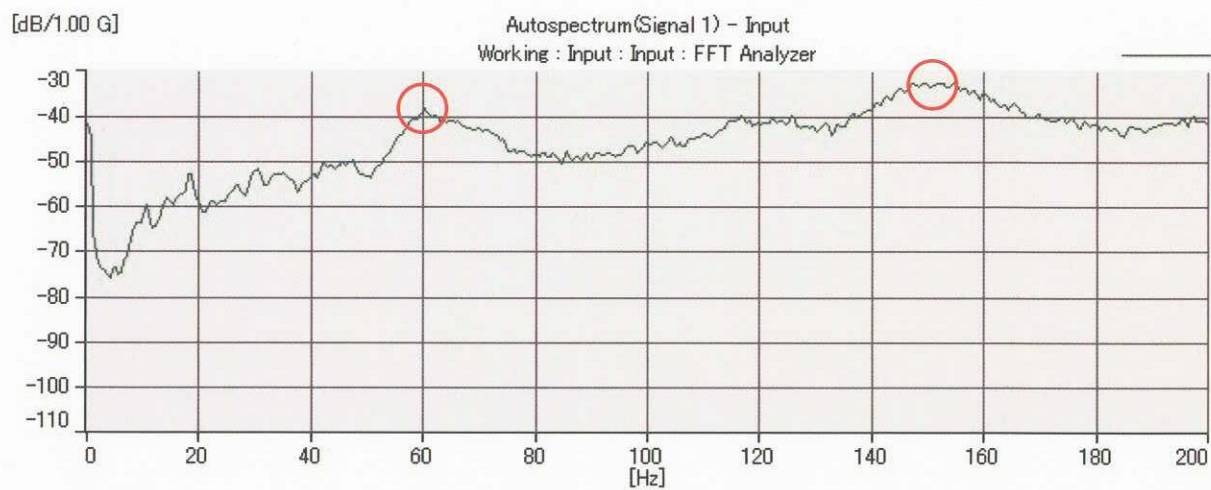


図 3.1-3 FFT 解析 (X 軸方向)

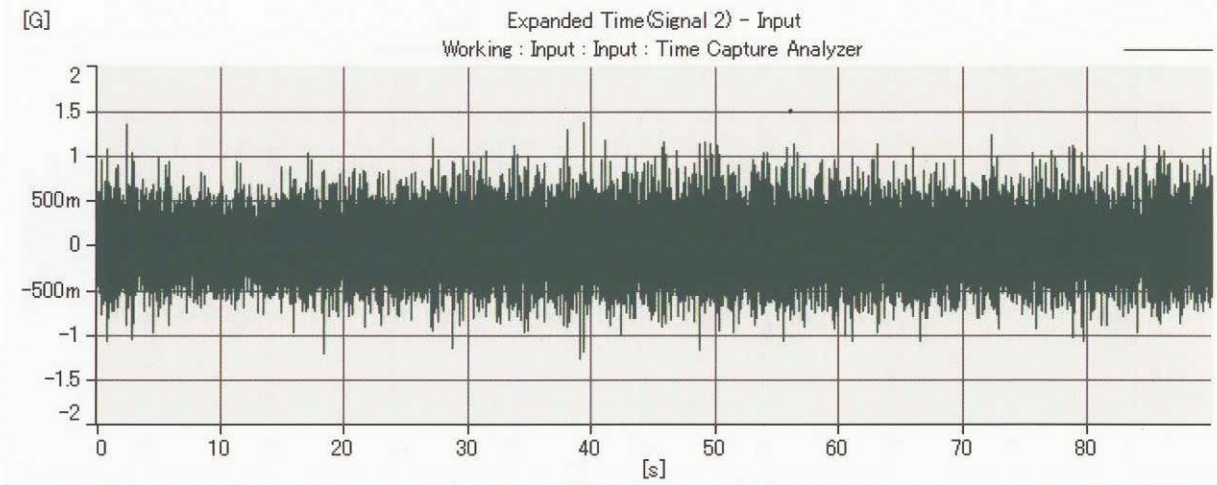


図 3.1-4 加速度時系列 (Y 軸方向)

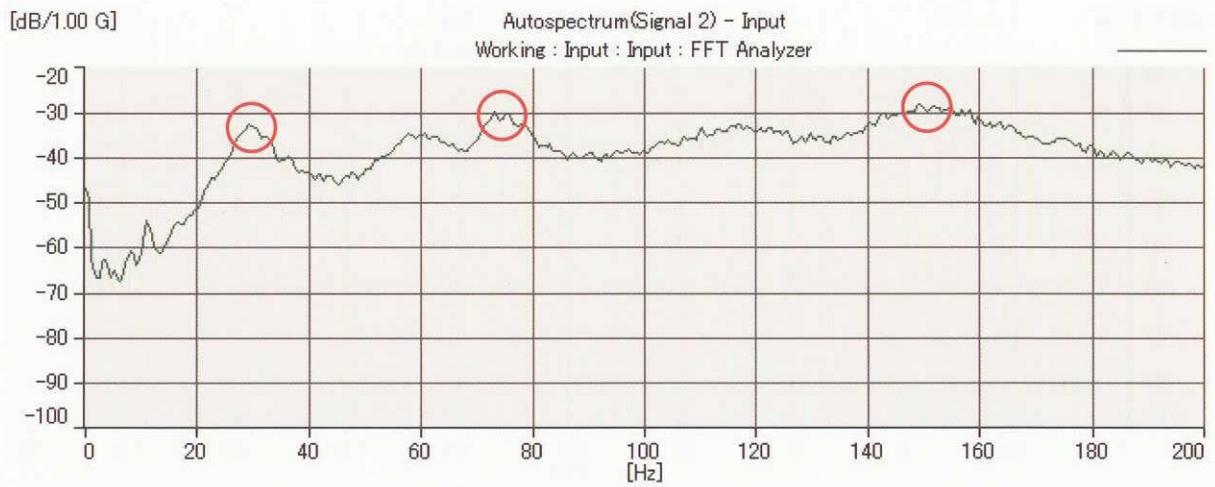


図 3.1-5 FFT 解析 (Y 軸方向)

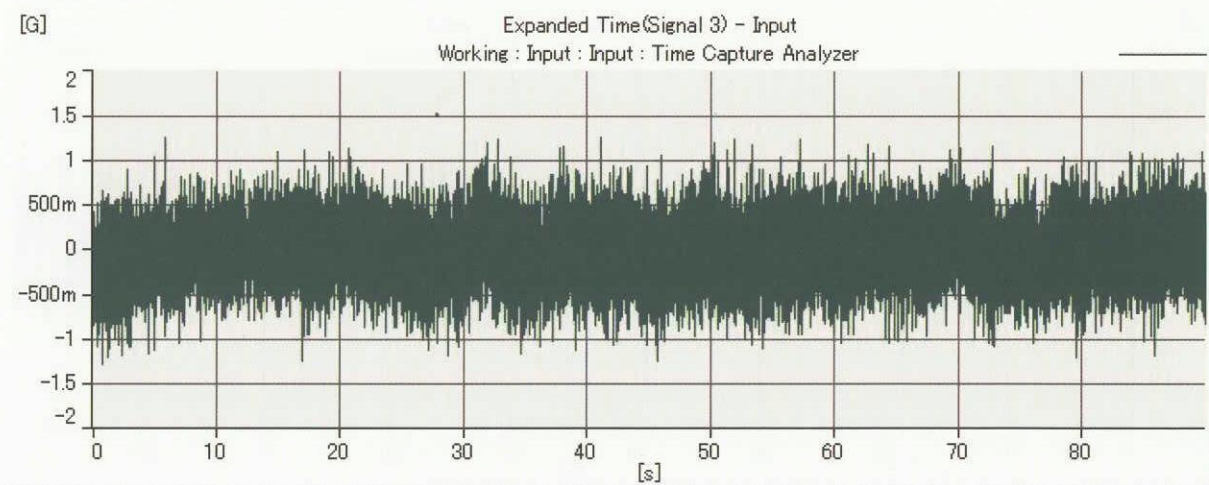


図 3.1-6 加速度時系列 (Z 軸方向)

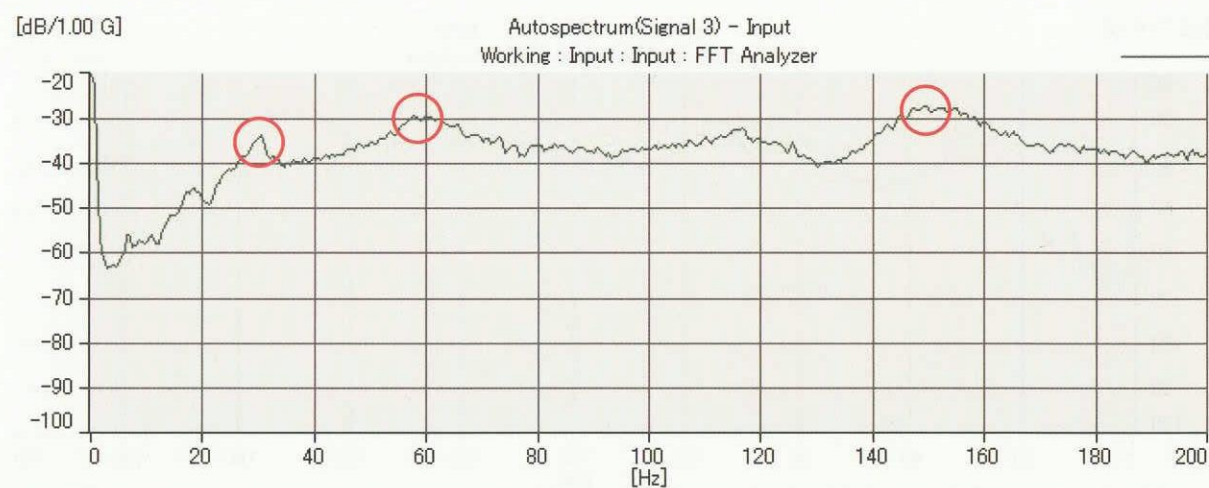


図 3.1-7 FFT 解析 (Z 軸方向)

以上の結果より、ハイビジョンカメラに最も影響を与える外力の周波数成分は、表 3.1-1 に示すように推測した。

表 3.1-1 加速度データのピーク周波数

方向	ピーク周波数
X 軸	60Hz、150Hz
Y 軸	29Hz、73Hz、150Hz
Z 軸	30Hz、58Hz、150Hz

ここで解析したデータは、図 3.1-1 に示した通りカメラポッド根元の加速度データであり、ハイビジョンカメラに直接影響を与えている振動を計測したものではない。しかし、防振機構を設計する上での、ハイビジョンカメラへの振動の入力に関する情報は本データのみである為、参考として本解析結果を用いることとした。

ハイビジョンカメラをカメラポッドに搭載する際の防振機構が、飛行時に受ける振動のピーク周波数成分をカットするように、防振機構の共振周波数を設計しなければならない。すなわち、29Hz が最も低いピーク周波数であり、このピーク周波数をカットする為に、防振機構の共振周波数を 15Hz 以下となるよう設計する事を本防振機構の設計方針とした。

3. 2 4月フライト時防振機構の振動特性把握

静止画像にぶれが生じた原因となる振動の周波数成分を探る為に、カメラポッドのインパクト試験を行った。ハイビジョンカメラ以外は実機と同様のものを用い、ハイビジョンカメラは、重心位置及び重量を合わせた模型を用いて試験を行った。本試験は、4月のコンフィギュレーションがどのような振動特性を持っているのかを把握する為に行った。

3. 2. 1 実施期間

平成 16 年 7 月 12 日(月)～平成 16 年 7 月 21 日(水)

3. 2. 2 計測コンフィギュレーション

図 3.2.2-1 に計測コンフィギュレーションを示す。図 3.2.2-2 に、加速度センサ取り付け後のカメラポッドの写真を示す。マルチアナライザシステム[ブリュエル・ケアー社製：PULSE](以下、PULSE と記す。)を用いて解析を行う。PULSE には、入力端子が 9 チャンネルのみであり、本計測においてはインパクトハンマーの出力と加速度センサ 8 チャンネル分の出力を取り込んだ。

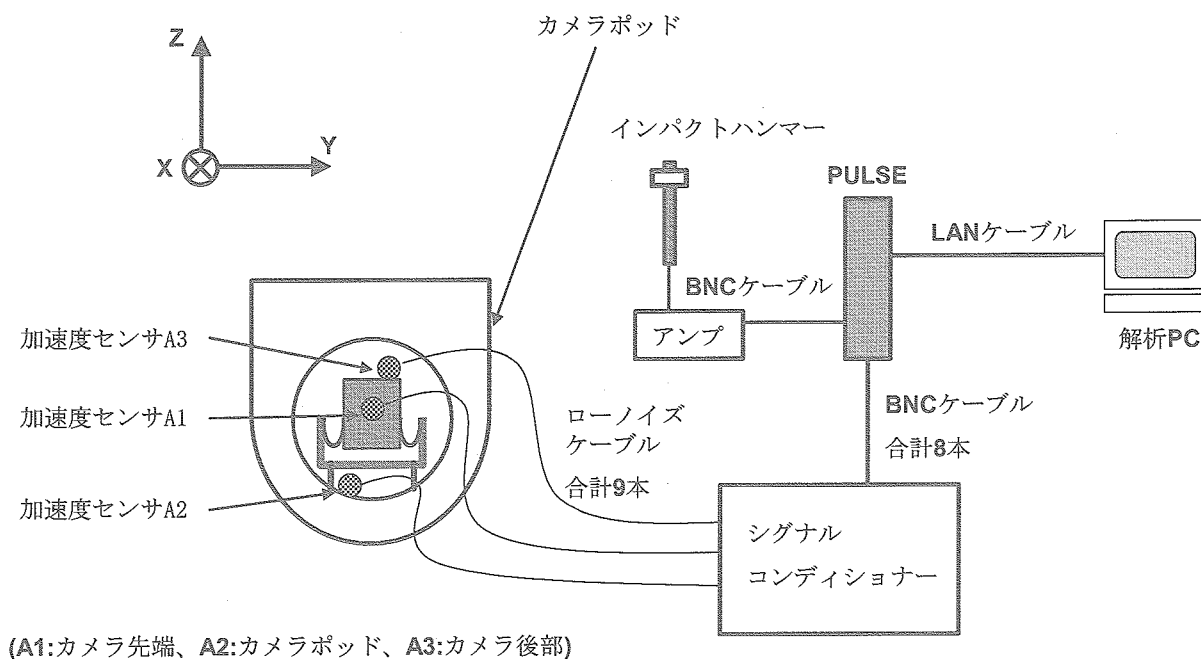


図 3.2.2-1 計測コンフィギュレーション

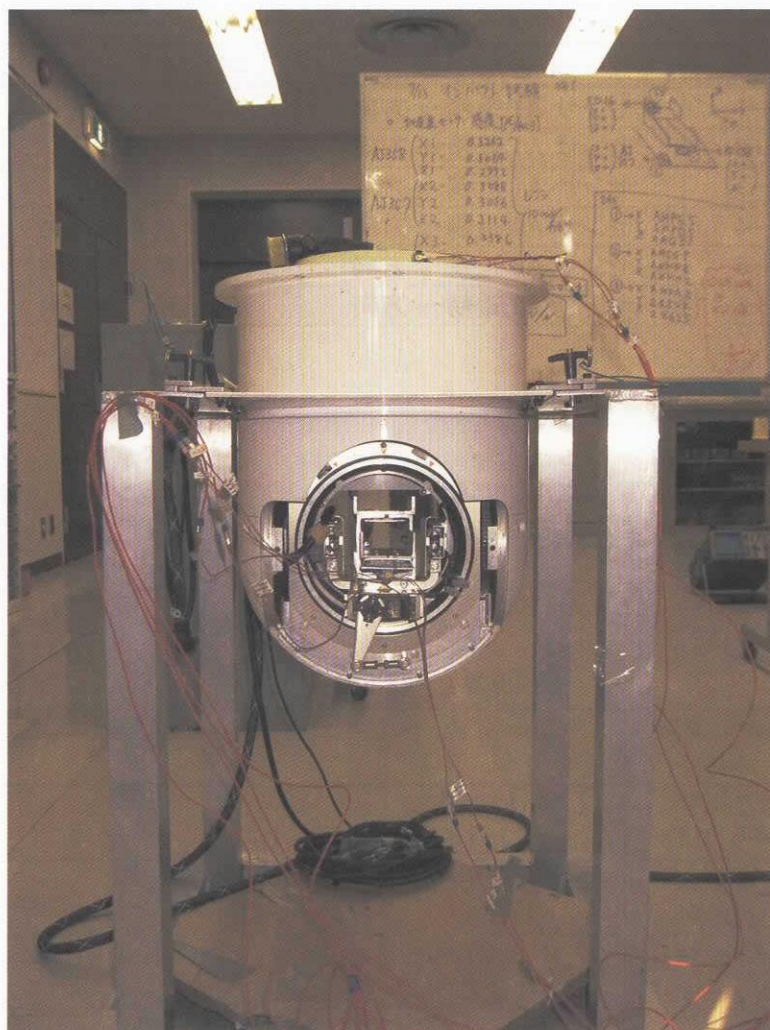


図 3.2.2-2 カメラポッド (写真)

3. 2. 3 計測内容

カメラ模型の先端(センサ A1)、カメラポッド(センサ A2)、及びカメラ模型の後端(センサ A3)の3箇所に、3方向(x,y,z方向)の加速度を測定できるように加速度センサを取り付けた。3.2.2項でも述べたが、PULSEに取り込んだ加速度センサからの出力は8チャンネル分であり、センサA1及びA2のx方向・y方向・z方向と、センサA3のx方向・y方向の8個を取り込んだ。インパクト試験を行ったコンフィギュレーションは、以下に示す2通りである。

- ・ ハイビジョンカメラ模型をカメラポッドに剛に固定(以下、リジッドと記す。)
- ・ 4月のフライトに用いた防振機構(以下、防振機構(4月)と記す。)

表 3.2.3-1 に、行ったインパクト試験の内容を示す。

表 3.2.3-1 計測内容

試験 ID	インパクト点	コンフィギュレーション
Bfr-1	センサ A1 近傍-z 方向	リジッド
Bfr-2	センサ A1 近傍+y 方向	リジッド
Bfr-3	センサ A1 近傍-x 方向	リジッド
Bfr-4	センサ A2 近傍-z 方向	防振機構(4月)
Bfr-5	センサ A2 近傍+y 方向	防振機構(4月)
Bfr-6	センサ A2 近傍-x 方向	防振機構(4月)

3. 2. 4 試験結果

表 3.2.4-1 に、本試験の評価に用いた解析項目をまとめた。グラフは添付資料 B に示す。ここで、センサの出力データの名称については、センサ A1 の x 方向データは A1_x と記してある。(以後、これに従う。)

表 3.2.4-1 解析結果リスト

試験 ID	インパクト点	リジッド	防振機構(4月)
Bfr-1	A1 近傍 - z 方向	A1_z FFT 解析 図 B-1	—
Bfr-2	A1 近傍 y 方向	A1_y FFT 解析 図 B-2	—
Bfr-3	A1 近傍 - x 方向	A1_x FFT 解析 図 B-3	—
Bfr-4	A2 近傍 - z 方向	—	A1_x, A1_y, A1_z/Impact 伝達倍率 図 B-4 A1_x/A2_x 伝達倍率 図 B-5 A1_y/A2_y 伝達倍率 図 B-6 A1_z/A2_z 伝達倍率 図 B-7
Bfr-5	A2 近傍 y 方向	—	A1_x, A1_y, A1_z/Impact 伝達倍率 図 B-8 A1_x/A2_x 伝達倍率 図 B-9 A1_y/A2_y 伝達倍率 図 B-10 A1_z/A2_z 伝達倍率 図 B-11
Bfr-6	A2 近傍 - x 方向	—	A1_x, A1_y, A1_z/Impact 伝達倍率 図 B-12 A1_x/A2_x 伝達倍率 図 B-13 A1_y/A2_y 伝達倍率 図 B-14 A1_z/A2_z 伝達倍率 図 B-15
Bfr-4	A2 近傍 - z 方向	—	A1_x/A3_x 位相差 図 B-16 A1_y/A3_y 位相差 図 B-17
Bfr-5	A2 近傍 y 方向	—	A1_x/A3_x 位相差 図 B-18 A1_y/A3_y 位相差 図 B-19
Bfr-6	A2 近傍 - x 方向	—	A1_x/A3_x 位相差 図 B-20 A1_y/A3_y 位相差 図 B-21

3. 2. 4. 1 リジッドでのインパクト試験結果

添付資料 B の図 B-1～図 B-3 より、評価した。本試験は、ハイビジョンカメラがカメラポッドに剛に結合されている事を仮定して行ったものであり、また、ハイビジョンカメラは本物ではなく模型である事から、あくまで参考データである。

図 B-1～図 B-3 より、リジッドでの共振周波数を推定する。表 3.2.4.1-1 に、結果をまとめた。

表 3.2.4.1-1 リジッドでの共振周波数

	周波数(Hz)
x 方向モード	142.5
y 方向モード	117.5
z 方向モード	72.5

表 3.2.4.1-1 は、ハイビジョンカメラ(模型)の持つ弾性モードを示す。3.1 項で示したフライト時の振動環境解析結果(表 3.1-2)と比較すると、リジッドでの共振周波数は振動環境のピーク周波数よりも高い。よって、フライト時の振動を軽減することなく、そのまま受けることになる。

以上より、ハイビジョンカメラをカメラポッドに剛に固定することは、望ましくない。

3. 2. 4. 2 防振機構(4月)でのインパクト試験結果

添付資料 B の図 B-4、図 B-8、図 B-12 より、インパルスに対してハイビジョンカメラの先端に取り付けた加速度センサ(A1)からの出力に現れたピーク周波数を洗い出した。洗い出したピーク周波数をターゲットとして、カメラポッド側の加速度センサ(A2)に対するカメラ側の加速度センサ(A1)の伝達倍率を調べた。図 B-5～図 B-7、図 B-9～図 B-11、図 B-13～図 B-15 に、伝達をとった結果を示す。また、図 A-16～図 A-21 にカメラ先端の加速度センサ(A1)とカメラ後部の加速度センサ(A3)との位相差を示す。表 3.2.4.2-1 に、以上の結果をまとめた。

表 3.2.4.2-1 防振機構(4月)でのインパクト試験結果

	ピーク周波数(Hz)	入力加速度 A2 との伝達(dB)	A3 との位相差(°)
x 方向	10.0	1.31	-2.7
	11.5	5.58	2.3
	14.0	7.13	-91.8
	19.0	17.2	-22.1
	32.0	9.57	1.5
y 方向	10.0	7.59	188
	11.5	4.54	-181
	14.0	17.7	-185
	19.0	23.8	-17.4
z 方向	11.5	13.6	—
	14.0	10.8	—
	19.0	9.29	—
	32.0	15.1	—

表 3.2.4.2-1 より、各方向にてほぼ同じ周波数にピークが現れている事がわかる。これは、各方向の回転モードや並進のモードが連成している為であると考えられる。本計測結果から、ハイビジョンカメラの振動モードを特定する事は困難であるが、本解析結果から得られる推測としては、表 3.2.4.2-2 に示す通りである。

表 3.2.4.2-2 防振機構(4月)の振動モード

周波数(Hz)	伝達倍率(dB)	振動モード
11.5	13.6	z 方向並進モード
14.0	17.7	y 方向並進モード
19.0	23.8	ヨー方向回転モード
32.0	15.1	z 方向並進モード

まず、それぞれの方向で、大きなピークが現れている周波数をみると、x 方向では 19.0Hz、y 方向では 14.0Hz 及び 19.0Hz、z 方向では 11.5Hz 及び 32.0Hz となる。11.5Hz は、z 方向の伝達が最も大きくまた、A3_x との位相差がほとんどないことから、z 方向並進モードであると考えられる。14.0Hz は、y 方向の伝達が最も大きくまた、y 方向の A3_y との位相差がほとんどないことから(表中では-185° となっているが、加速度センサの正負を逆に取り付けている為、位相差はほぼ 0° である。)、y 方向並進モードであると考えられる。19.0Hz は、y 方向の伝達が最も大きくまた、y 方向の A3 との位相差が 180° 近くあることから(表中では-17.4° となっているが、加速度センサの正負を逆に取り付けている為、位相差はほぼ 180° である。)、ヨー方向回転モード(z 軸回転モード)であると考えられる。32.0Hz は、z 方向の伝達が最も大きくまた、A3_x との位相差がほとんどないことから、z 方向並進モードであると考えられる。

以上より、防振機構(4月)の持つ振動モードは表 3.2.4.2-2 にまとめられた。3.1 項で示したフライト時の振動環境解析結果(表 3.1-2)と比較すると、32.0Hz の z 方向並進モードが共振を起こしている可能性があるとして推測される。表 3.2.4.2-2 に示した各モードに対して、数値シミュレーションを行い、静止画像のぶれの原因と考えられるモードを推定する必要がある。

3. 2. 5 数値シミュレーション

表 3.2.4.2-2 より得られた結果及び、航空機飛行時のカメラポッド根元の加速度データを用いて数値シミュレーションを行った。表 3.2.4.2-2 に示した各モードを表す一自由度モデルに対して、カメラポッド根元の加速度データを入力とした場合の応答をシミュレーションにて求める。

図 3.2.5-1~図 3.2.5-4 に数値シミュレーション結果を示す。図に示してある結果は、数値シミュレーションにより得られた加速度を積分して速度に変換したものを示している。

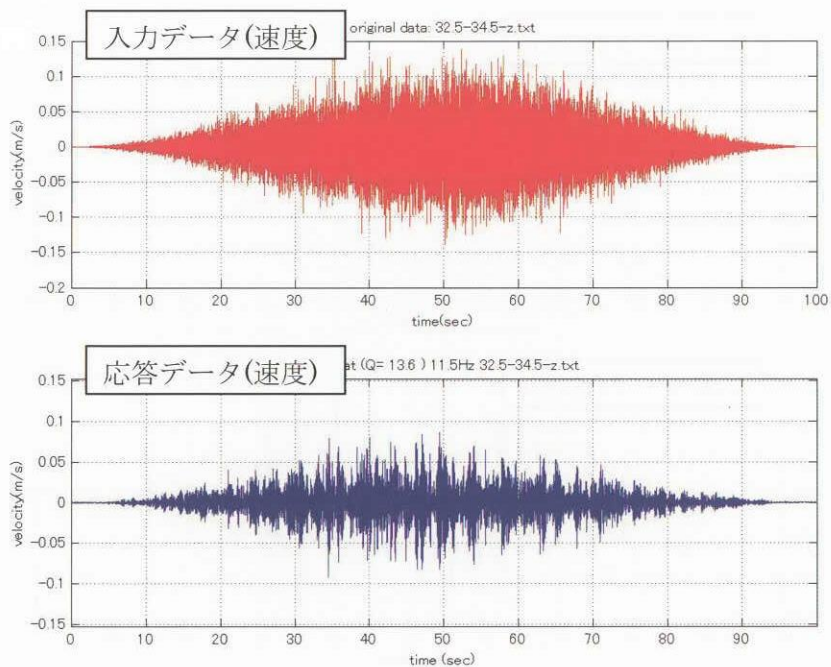


図 3.2.5-1 共振周波数 11.5Hz 共振倍率 13.6dB での結果 (z 方向データ入力)

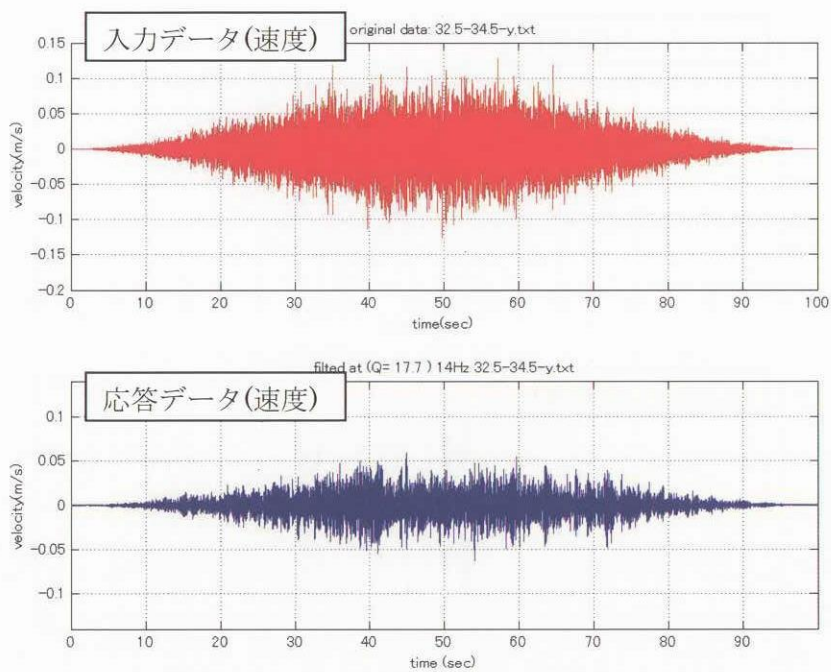


図 3.2.5-2 共振周波数 14.0Hz 共振倍率 17.7dB での結果 (y 方向データ入力)

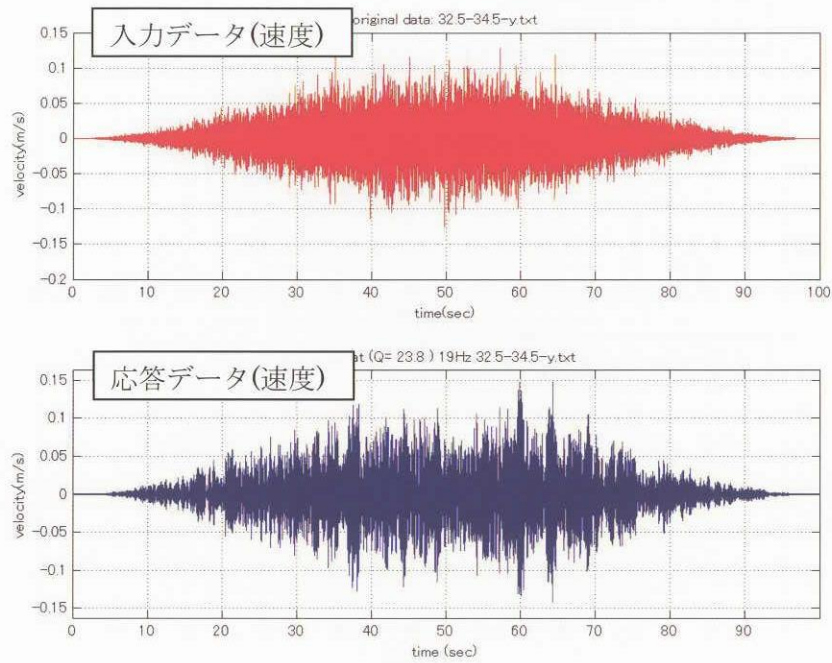


図 3.2.5-3 共振周波数 19.0Hz 共振倍率 23.8dB での結果 (y 方向データ入力)

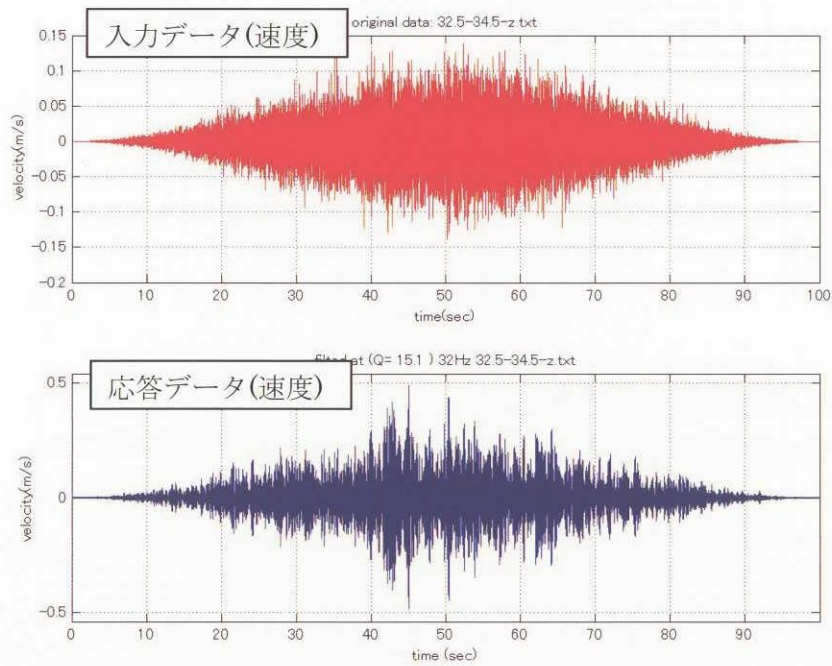


図 3.2.5-4 共振周波数 32.0Hz 共振倍率 15.1dB での結果 (z 方向データ入力)

図 3.2.5-3 及び図 3.2.5-4 の結果より、表 3.2.4.2-2 に示すところのヨー方向回転モード及び z 方向並進モード(32Hz)の応答が、入力に対して増幅される事がわかる。本シミュレーションにより、防振機構(4 月)を用いた飛行では、ハイビジョンカメラの振動は増幅され、静止画像の撮影に対して悪影響を及ぼしている事がわかる。また、図 3.2.5-1 及び図 3.2.5-2 の結果より、周波数が 14Hz 以下及び伝達倍率が 17.7dB 以下の振動モードは、入力よりも振動が低減されている事がわかる。静止画像のぶれを低減させる為には、共振周波数が 14Hz 以下及び伝達倍率が 17.7dB 以下の防振機構を設計する事が望ましいと考えられる。

以上の結果より、ハイビジョンカメラのヨー方向回転モード及び z 方向並進モード(32Hz)が、カメラポッドより伝わる入力により振動が増幅した可能性があり、この事が静止画像のぶれを大きくしていると推測される。防振機構(4 月)の振動レベルを評価する指標として、以下に定義する V_MAX 値を用いる。

$$V_MAX = \max \left[\sqrt{(v_y^2 + v_z^2)} \right] \quad (3.2.5-1)$$

v_y : y 方向速度(カメラ撮影面内速度)

v_z : z 方向速度(カメラ撮影面内速度)

式(3.2.5-1)より、 V_MAX 値とは、カメラ撮影面内速度のピーク値を表すものである。画像のぶれは、撮影時のカメラ撮影面上の速度に起因すると考えられるので、画像のぶれに影響を及ぼす指標として V_MAX 値は適当であると考えられる。数値シミュレーション結果を用いて、 V_MAX を計算すると、表 3.2.5-1 に示す値となった。

表 3.2.5-1 静止画像のぶれに対するカメラの振動指数

コンフィギュレーション	カメラ撮影面内速度のピーク値 (V_MAX 値[m/s ²])
リジッド	4.99×10^{-1}

V_MAX 値を、静止画像のぶれに対するカメラの振動レベルを表す指標として用い、防振対策後の振動レベルとの比較に用いる。

3. 3 防振機構の設計

3.2.5 項にて得られた結果より、防振設計を行う上での方針を以下に示す。

- ・ハイビジョンカメラを4点以上で支持し、安定な機構にする。
- ・ハイビジョンカメラを搭載した防振機構の持つ共振振動数を、出来る限り 14Hz 以下になる様に設計する。

共振周波数を 14Hz 以下に設計する為の防振材として、GELTEC 社のインシュレーターを用いる事とした。表 3.3-1 に、購入したインシュレーターの品番及び性能を示す。

表 3.3-1 GELTEC 社製インシュレーター

品番	適正荷重(kg/4点)	共振点(Hz)	共振倍率(dB)	使用推奨周波数(Hz)
BG-7	3.2~6.4	10~8	16~14	14~
θ -A	2.0~3.2	16~15	12	23~

表 3.3-1 に示した性能は、圧縮方向での性能でありせん断方向等の性能については未知である。その為、詳細な設計を行う事が出来ない為、インパクト試験を行い、その結果を見ながらインシュレーターの個数を調整できるような機構を設計した。(添付資料 C に、防振機構の図面を示す。) 図 3.3-1 に、設計した防振機構の写真を示す。図 3.3-1 の写真では、BG-7 のインシュレーターが 12 個付いているが、取り外し可能であり、8 個または 4 個でのセッティングも可能である。

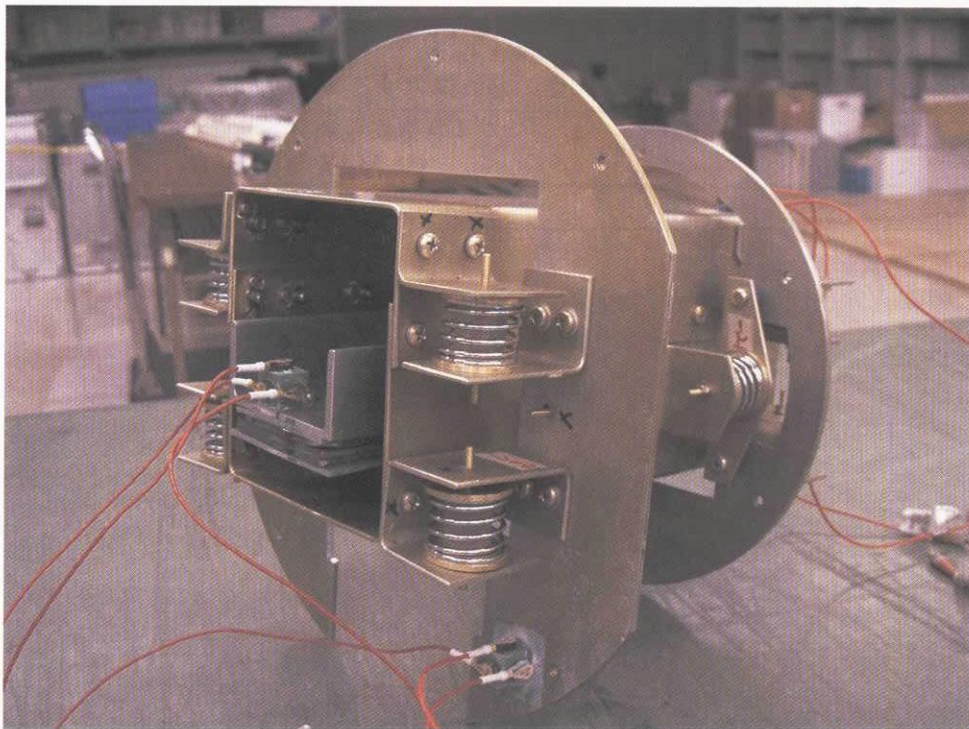


図 3.3-1 設計した防振機構

3. 4 防振効果の検証

3.3 項に示した新たに設計した防振機構が、3.2.5 項にて示した通りの共振周波数に設計されているかどうかを確認する為に、インパクト試験を行った。本試験は、防振機構に用いる防振用ジェルが不明(せん断方向の剛性が不明)である為、試行錯誤的に防振用ジェルの種類や個数を変化させながら行った。最終的に 4 パターンの防振機構のインパクト試験を行い、その特性を調べた。

3. 4. 1 実施期間

平成 16 年 8 月 26 日(木)～平成 16 年 9 月 2 日(木)

3. 4. 2 計測コンフィギュレーション

図 3.4.2-1 に計測コンフィギュレーションを示す。図 3.4.2-2 及び図 3.4.2-3 に、加速度センサ取り付け後のカメラポッドの写真を示す。PULSE には、入力端子が 9 チャンネルのみであり、本計測においては加速度センサ 9 チャンネル分の出力を取り込んだ。

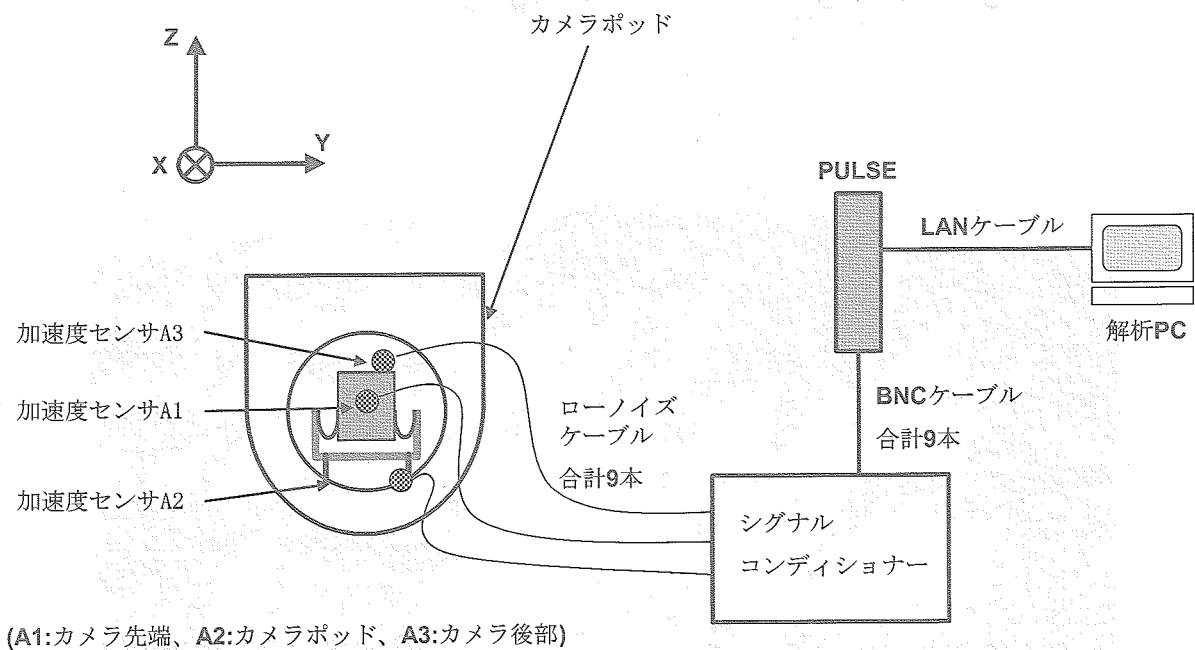


図 3.4.2-1 計測コンフィギュレーション

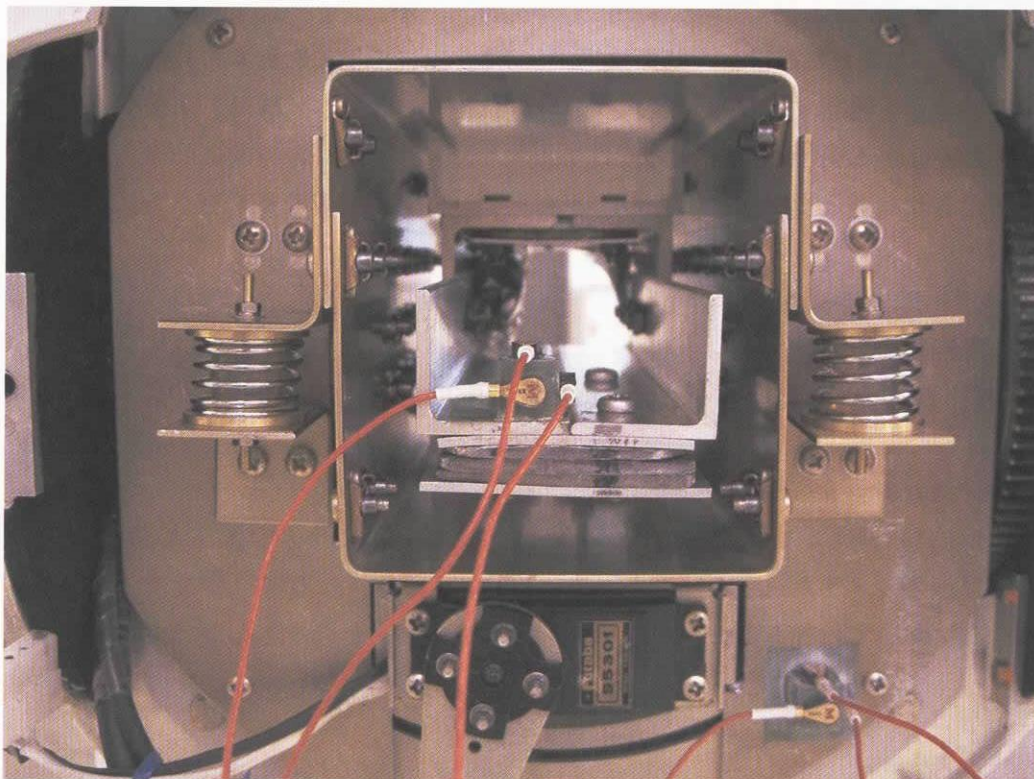


図 3.4.2-2 センサ取り付け後のカメラ(前部)

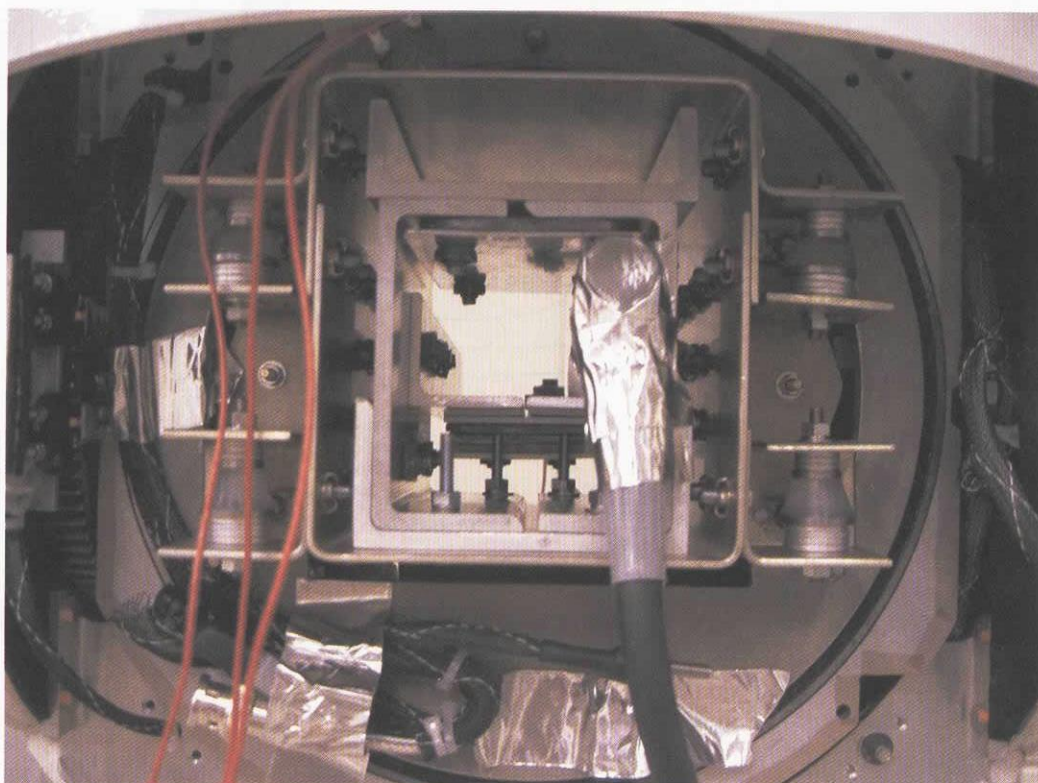


図 3.4.2-3 センサ取り付け後のカメラ(後部)

3. 4. 3 計測内容

カメラ模型の先端(センサ A1)、カメラポッド(センサ A2)、及びカメラ模型の後端(センサ A3)の 3 箇所に加速度センサをそれぞれ 3 軸取り付けた。PULSE への入力は、センサ A1、A2 及び A3 の x 方向・y 方向・z 方向である。

インパクト試験を行ったコンフィギュレーションは、以下に示す 4 通りである。

- ・ バネ付き防振ジェルを 12 個用いたもの (以下、バネ付き 12 と記す。)
- ・ バネ付き防振ジェルを 8 個用いたもの (以下、バネ付き 8 と記す。)
- ・ バネ付き防振ジェルを 4 個及びバネ無し防振ジェルを 8 個用いたもの (以下、バネ付き 4 & バネ無し 8 と記す。)
- ・ バネ付き防振ジェルを 4 個用いたもの (以下、バネ付き 4 と記す。)

表 3.4.3-1 に、行ったインパクト試験の内容を示す。

表 3.4.3-1 計測内容

試験 ID	インパクト点	インターフェイス
Aft-1	カメラポッド下部+z 方向	バネ付き12
Aft-2	カメラポッドサイド-y 方向	バネ付き12
Aft-3	カメラポッド正面-x 方向	バネ付き12
Aft-4	カメラポッド下部+z 方向	バネ付き8
Aft-5	カメラポッドサイド-y 方向	バネ付き8
Aft-6	カメラポッド正面-x 方向	バネ付き8
Aft-7	カメラポッド下部+z 方向	バネ付き4&バネ無し8
Aft-8	カメラポッドサイド-y 方向	バネ付き4&バネ無し8
Aft-9	カメラポッド下部+z 方向	バネ付き4
Aft-10	カメラポッドサイド-y 方向	バネ付き4
Aft-11	カメラポッド正面-x 方向	バネ付き4

3. 4. 4 試験結果

表 3.4.4-1 に、本試験の評価に用いた解析結果をまとめた。グラフは添付資料 D に示す。ここで、出力データの名称については、センサ A1 の x 方向データは A1_x と記した。(以後、これに従う。)

表 3.4.4-1 解析結果リスト

インパクト点	バネ付き 1 2	バネ付き 8	バネ付き 4 & バネ無し 8	バネ付き 4
カメラポッド下部 +z 方向	試験 ID Aft-1	試験 ID Aft-4	試験 ID Aft-7	試験 ID Aft-9
	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-1 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-2 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-3	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-10 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-11 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-12	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-19 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-20 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-21	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-25 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-26 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-27
カメラポッドサイド -y 方向	試験 ID Aft-2	試験 ID Aft-5	試験 ID Aft-8	試験 ID Aft-10
	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-4 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-5 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-6	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-13 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-14 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-15	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-22 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-23 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-24	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-28 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-29 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-30
カメラポッド正面 -x 方向	試験 ID Aft-3	試験 ID Aft-6		試験 ID Aft-11
	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-7 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-8 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-9	A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-16 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-17 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-18		A1_x/A2_x 伝達 A3_x/A2_x 伝達 A1_x/A3_x 位相 図 D-31 A1_y/A2_y 伝達 A3_y/A2_y 伝達 A1_y/A3_y 位相 図 D-32 A1_z/A2_z 伝達 A3_z/A2_z 伝達 A1_z/A3_z 位相 図 D-33

3. 4. 4. 1 バネ付き12でのインパクト試験結果

添付資料Dの図D-1～図D-9より、評価した。カメラポッド側に取り付けた加速度センサ(A2)からの出力に対する、ハイビジョンカメラ側の加速度センサ(A1,A3)の出力との伝達を取り、ピークの現れた周波数及びその倍率を表 3.4.4.1-1 にまとめた。ハイビジョンカメラの先端(A1)と後部(A3)に取り付けたセンサの位相差についてもまとめ、どのような振動モードが現れているかの見解も示した。

表 3.4.4.1-1 バネ付き12のインパクト試験結果

ID	周波数(Hz)	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	見解
		A1_x	A3_x		
1	22	24	-	25.2	22Hz x方向 並進モード
	21.5	-	38.1	15	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
		A1_y	A3_y		
	24	11.6	-	10.1	24Hz y方向 並進モード、30.5Hz ヨー方向回転モード
	30.5	17.5	-	187	
	21	-	22.8	92.6	
	24	-	16.7	10.1	
	30	-	21.8	190	
	33.5	-	25.2	84.3	
	-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-
		A1_z	A3_z		
21.5	26	-	117	20Hz付近にピッチ方向回転モード	
19	-	30.4	176		
25	-	19.2	138		
2	-	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	-
		A1_x	A3_x		
	22	19.8	-	34.8	23Hz付近にx方向並進モード
	24	15.9	-	15.1	
	24	-	14.6	34.8	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
		A1_y	A3_y		
	22	12	-	10	22Hz y方向 並進モード、29Hz付近 ヨー方向回転モード
	30	14.2	-	124	
	22	-	16.1	10	
28.5	-	16.2	148		
-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-	
	A1_z	A3_z			
22	19.8	-	17.9	20Hz付近にモード存在	
18	-	27.1	105		
3	-	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	-
		A1_x	A3_x		
	21.5	21.4	-	17.5	21.5Hz x方向 並進モード
	21.5	-	21.9	17.5	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
		A1_y	A3_y		
	29	28.1	-	175	29Hz ヨー方向回転モード
	29	-	25.9	175	
	-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-
		A1_z	A3_z		
22	24.3	-	125	24Hz付近にピッチ方向回転モード	
24	21.1	-	178		
22	-	24.3	125		
24	-	21.1	178		

表 3.4.4.1-1 より、29～30.5Hz 付近にヨー方向回転モードが存在することがわかる。このモードは、フライト時の振動環境により増幅する恐れがある。また、全体的に共振周波数が予定していた周波数(14Hz)よりも高い。

以上より、バネ付き防振ジェルの個数を 8 個に減らして、再度インパクト試験を行うこととした。

3. 4. 4. 2 バネ付き8でのインパクト試験結果

添付資料 D の図 D-10～図 D-18 より、評価した。3.4.4.1 項と同様に、バネ付き8でのインパクト試験結果を表 3.4.4.2-1 にまとめた。

表 3.4.4.2-1 バネ付き8でのインパクト試験結果

ID	周波数(Hz)	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	見解
		A1_x	A3_x		
4	18	18.4	-	1.8	18Hz x方向 並進モード
	18	-	24.2	1.8	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
	-	A1_y	A3_y		
	17.5	14.2	-	15.8	19Hz付近にy方向並進モード、24Hz付近にヨー方向回転モード
	24	17	-	185	
	21	-	16.6	20.3	
	23.5	-	18	181	
	-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-
	-	A1_z	A3_z		
18.5	20	-	39.4	20Hz付近にモード存在	
20	14.1	-	93.5		
21.5	-	14.6	42.2		
5	-	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	-
	-	A1_x	A3_x		
	17.5	19.7	-	9.3	17.5Hz x方向 並進モード
	17.5	-	24.7	9.3	
	24	-	25.1	102	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
	-	A1_y	A3_y		
	23	28.1	-	175	18Hz y方向並進モード、23Hz付近 ヨー方向回転モード
	18	-	21.5	1.4	
	23.5	-	27.2	187	
-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-	
-	A1_z	A3_z			
16.5	22.4	-	126	見解不能	
16	-	17.8	168		
23.5	-	16	145		
28	-	17.3	154		
32	-	16.2	132		
36	-	18.9	164		
6	-	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	-
	-	A1_x	A3_x		
	16.5	17.6	-	108	17.5Hz x方向 並進モード
	18	19.7	-	11.8	
	17.5	-	21.6	28.4	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
	-	A1_y	A3_y		
	23.5	19.4	-	164	19.5Hz y方向 並進モード、23.5Hz ヨー方向回転モード
	19.5	-	17.6	3.3	
	23.5	-	21.6	167	
-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-	
-	A1_z	A3_z			
16.5	21.9	-	156	16.5Hz ピッチ方向回転モード	
22	-	22.3	111		

表 3.4.4.2-1 より、24Hz 付近にヨー方向回転モードが存在することがわかる。このモードは、バネ付き12で現れた 29～30.5Hz 付近のモードと同様であると考えられ、バネ付き8では、共振周波数が下がり、24Hz となって現れたものである。全体的にも、表 3.4.4.1-1 と比較すると、各モードの共振周波数が低くなっているのがわかる。フライト時の振動環境により増幅する恐れがある。また、全体的に共振周波数が予定していた周波数(14Hz)よりも高い。

以上より、防振機構の共振周波数を設計値に近づける為に、更にバネ付き防振ジェルの数個を減らして、再度インパクト試験を行うこととした。

3. 4. 4. 3 バネ付き4 & バネ無し8でのインパクト試験結果

添付資料 D の図 D-19～図 D-27 より、評価した。3.4.4.1 項と同様に、バネ付き4 & バネ無し8でのインパクト試験結果を表 3.4.4.3-1 にまとめた。

表 3.4.4.3-1 バネ付き4 & バネ無し8でのインパクト試験結果

ID	周波数(Hz)	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	見解
		A1_x	A3_x		
7	14	16	-	10.3	14Hz x方向 並進モード
	14	-	15.7	10.3	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
	-	A1_y	A3_y		
	15.5	21.3	-	35.4	15.5Hz y方向 並進モード、24Hz ヨー方向回転モード
	24	15.3	-	129	
	15.5	-	26.7	35.4	
	-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-
	-	A1_z	A3_z		
	20.5	24.1	-	74.5	19.5Hz z方向並進モード
19.5	-	28.6	15.5		
8	-	入力加速度A2_xとの伝達(dB)		A1_xとA3_xとの位相差(°)	-
	-	A1_x	A3_x		
	16	8.2	-	6.2	15~16Hz x方向 並進モード
	15	-	8.5	12.2	
	-	入力加速度A2_yとの伝達(dB)		A1_yとA3_yとの位相差(°)	-
	-	A1_y	A3_y		
	18	12.5	-	81	15Hz y方向並進モード
	15	-	21	32	
	-	入力加速度A2_zとの伝達(dB)		A1_zとA3_zとの位相差(°)	-
	-	A1_z	A3_z		
22	15.4	-	2.6	22Hz z方向 並進モード	
18.5	-	28.7	149		

表 3.4.4.3-1 を表 3.4.4.1-1 及び表 3.4.4.2-1 と比較すると、全体的に共振周波数が下がっているのがわかる。表 3.4.4.3-1 より、推定される振動モードを表 3.4.4.3-2 に示す。周波数及び伝達倍率については、試験結果の平均を取った。

表 3.4.4.3-2 結果のまとめ

周波数(Hz)	伝達倍率(dB)	振動モード
15.0	12.1	x 方向並進モード
15.0	23.0	y 方向並進モード
24.0	15.3	ヨー方向回転モード
20.0	24.2	z 方向並進モード

表 3.4.4.3-2 にまとめた結果を用いて、数値シミュレーションを行い、静止画像のぶれに対する振動レベルを評価する。(3.4.5 項)

3. 4. 4. 4 バネ付き4でのインパクト試験結果

添付資料Dの図D-1～図D-9より、評価した。3.4.4.1項と同様に、バネ付き4でのインパクト試験結果を表3.4.4.4-1にまとめた。

表 3.4.4.4-1 バネ付き4でのインパクト試験結果

ID	周波数 (Hz)	入力加速度A2_xとの伝達 (dB)		A1_xとA3_xとの位相差 (°)	見解	
		A1_x	A3_x			
9	10.5	16.8	-	14.7	10.5～15.5Hzの間にx方向並進モード	
	13	19.6	-	3.7		
	15.5	18.3	-	20.7		
	10.5	-	16.4	14.7		
	13.5	-	20.2	0.14		
	14.5	-	23	8.4		
	-	入力加速度A2_yとの伝達 (dB)		A1_yとA3_yとの位相差 (°)	-	
		A1_y	A3_y			
	13.5	22.4	-			9.8
	13.5	-	24.7	9.8	13.5Hzにy方向並進モード、16Hzにヨー方向回転モード	
	16	-	24.2	162		
	-	入力加速度A2_zとの伝達 (dB)		A1_zとA3_zとの位相差 (°)	-	
	A1_z	A3_z				
11.5	22.7	-	162			
14.5	26	-	49.8			
12	-	-4.9	181			
14.5	-	-8.2	49.8	14.5Hzにz方向並進モード、11.5～12Hzにピッチ方向回転モード		
10	-	入力加速度A2_xとの伝達 (dB)		A1_xとA3_xとの位相差 (°)	-	
		A1_x	A3_x			
	14.5	14.9	-	14.3	14～14.5Hzにx方向並進モード	
	14	-	18.8	20		
	-	入力加速度A2_yとの伝達 (dB)		A1_yとA3_yとの位相差 (°)	-	
		A1_y	A3_y			
	13	12.6	-			0.9
	19	14.7	-			171
	21.5	13.8	-			171
	12.5	-	16.5	0	12.5～13Hzにy方向並進モード、19～21.5Hzにヨー方向回転モード	
19	-	18.1	171			
-	入力加速度A2_zとの伝達 (dB)		A1_zとA3_zとの位相差 (°)	-		
	A1_z	A3_z				
14.5	28.6	-			131	
14.5	-	-4.1			131	14.5Hzにピッチ方向回転モード
11	-	入力加速度A2_xとの伝達 (dB)		A1_xとA3_xとの位相差 (°)	-	
		A1_x	A3_x			
	14.5	29.6	-	23	14.5～15Hzにx方向並進モード	
	15	-	25.7	17.6		
	-	入力加速度A2_yとの伝達 (dB)		A1_yとA3_yとの位相差 (°)	-	
		A1_y	A3_y			
	13.5	21.7	-			5.6
	13.5	-	23.1	5.6	13.5Hzにy方向並進モード	
	-	入力加速度A2_zとの伝達 (dB)		A1_zとA3_zとの位相差 (°)	-	
		A1_z	A3_z			
	11	17.4	-			112
	14.5	30.9	-			65.8
20	14.8	-	27.9			
11.5	-	-7.5	112			
14.5	-	0.43	65.8			
20	-	-11	27.9			20Hzにz方向並進モード、11～11.5Hzにピッチ方向回転モード

表 3.4.4.4-1 を表 3.4.4.1-1、表 3.4.4.2-1 及び表 3.4.4.3-1 と比較すると、全体的に共振周波数が下がっていることがわかる。表 3.4.4.4-1 より、推定される振動モードを表 3.4.4.4-2 に示す。周波数及び伝達倍率については、試験結果の平均を取った。

表 3.4.4.4-2 結果のまとめ

周波数(Hz)	伝達倍率(dB)	振動モード
13.5	20.2	y 方向並進モード
14.5	21.5	x 方向並進モード
14.5	12.3	z 方向並進モード or ピッチ回転モード
19.0	16.4	ヨー方向回転モード

表 3.4.4.3-2 にまとめた結果を用いて、数値シミュレーションを行い、静止画像のぶれに対する振動レベルを評価する。(3.4.5 項)

3. 4. 5 数値シミュレーション

3.2.5 項と同様に、表 3.4.4.3-2、表 3.4.4.4-2 及び航空機飛行時の加速度データを用いた数値シミュレーションを行った。図 3.4.5-1~図 3.4.5-8 に数値シミュレーション結果を示す。

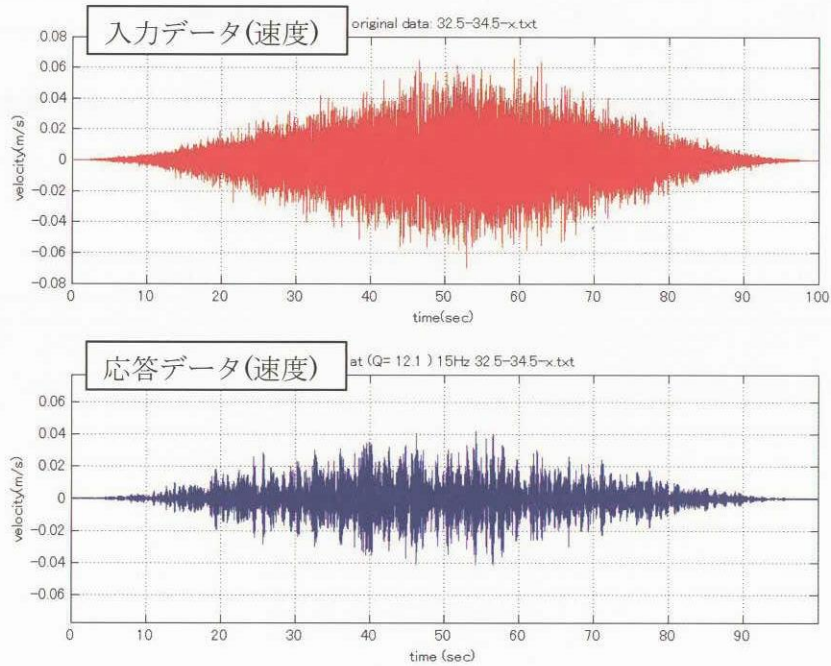


図 3.4.5-1 共振周波数 15Hz 共振倍率 12.1dB バネ付き 4 & バネ無し 8 (x 方向入力)

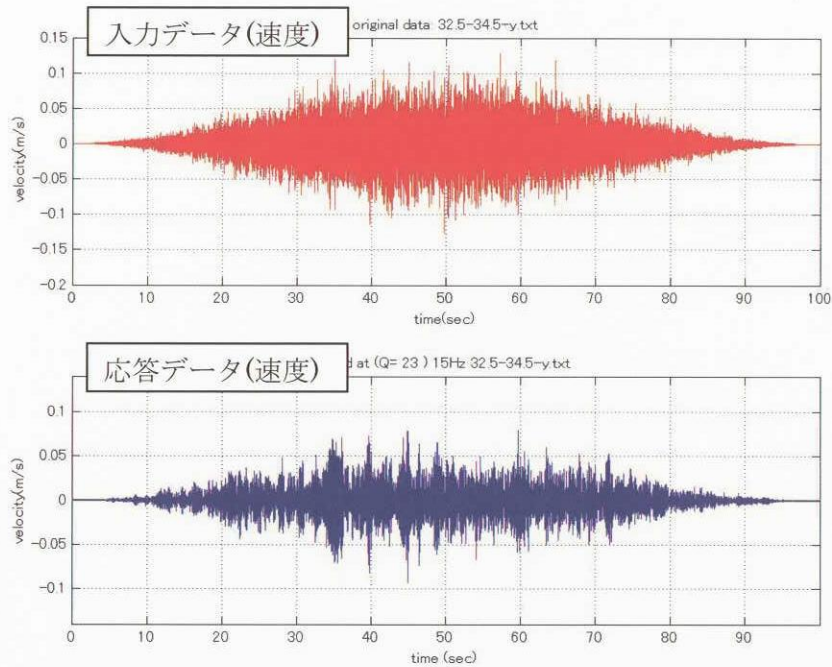


図 3.4.5-2 共振周波数 15Hz 共振倍率 23.0dB バネ付き 4 & バネ無し 8 (y 方向入力)

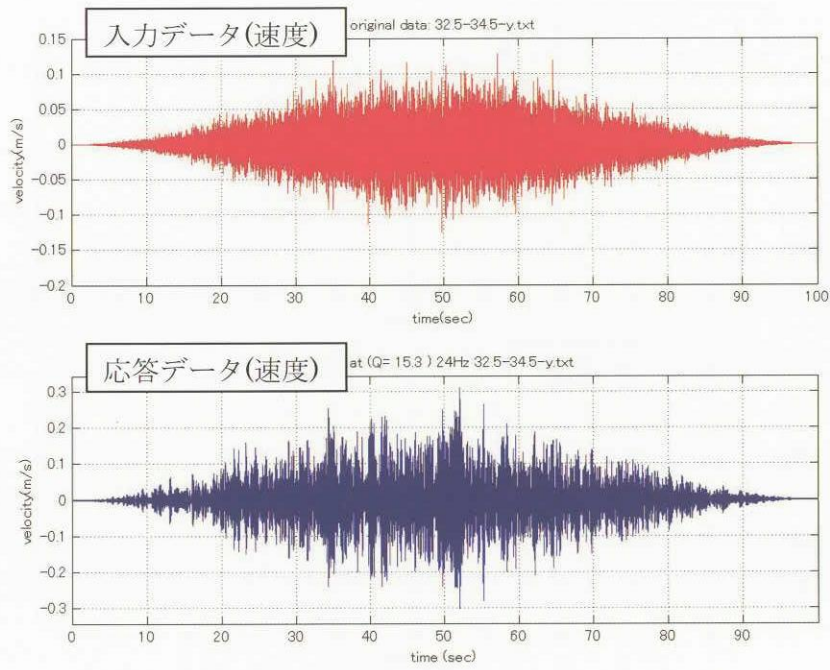


図 3.4.5-3 共振周波数 24Hz 共振倍率 15.3dB バネ付き 4 & バネ無し 8 (y 方向入力)

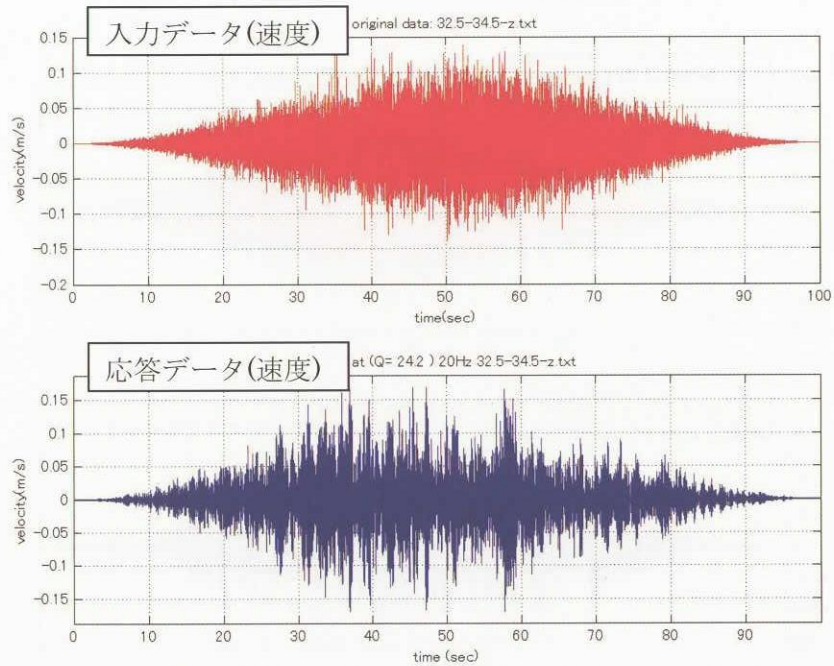


図 3.4.5-4 共振周波数 20Hz 共振倍率 24.2dB バネ付き 4 & バネ無し 8 (z 方向入力)

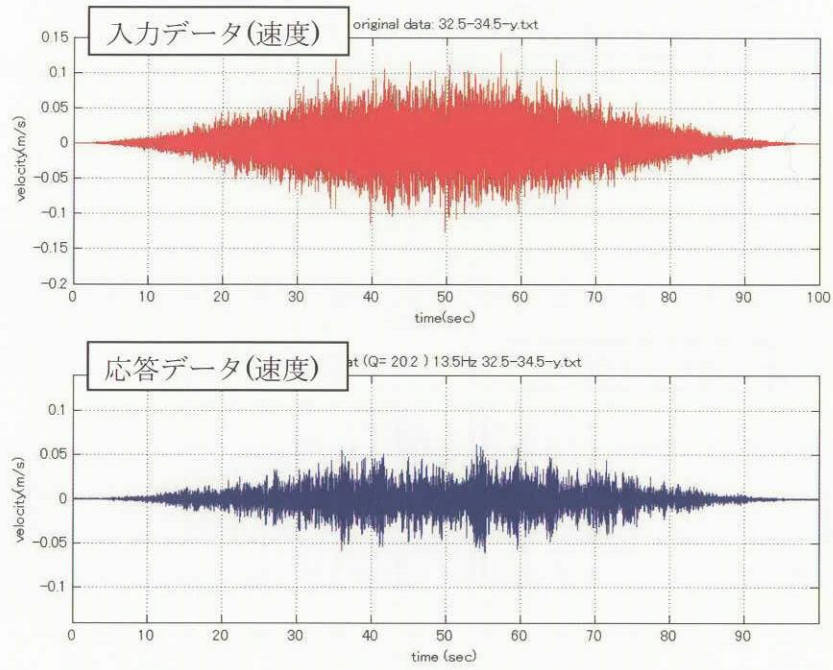


図 3.4.5-5 共振周波数 13.5Hz 共振倍率 20.2dB バネ付き 4 (y 方向入力)

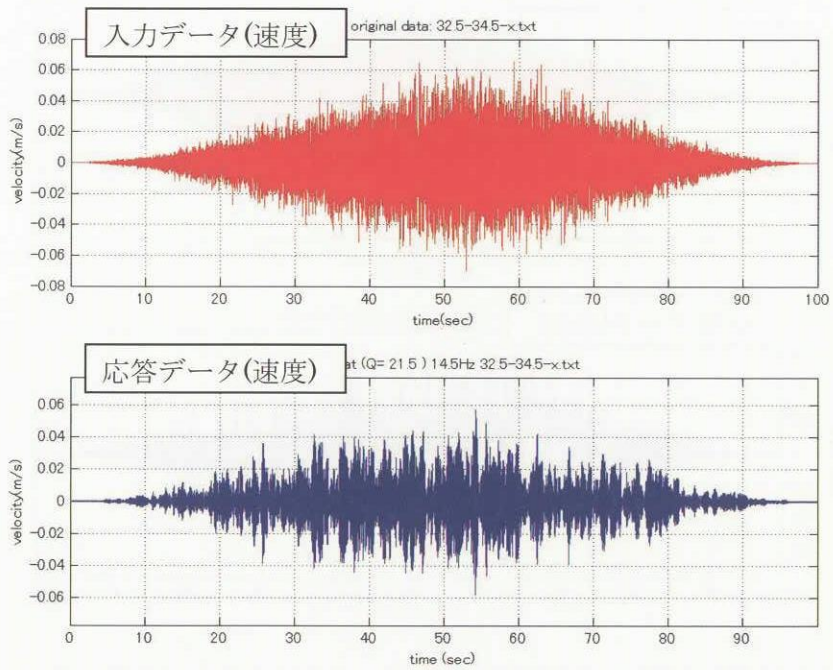


図 3.4.5-6 共振周波数 14.5Hz 共振倍率 21.5dB バネ付き 4 (x 方向入力)

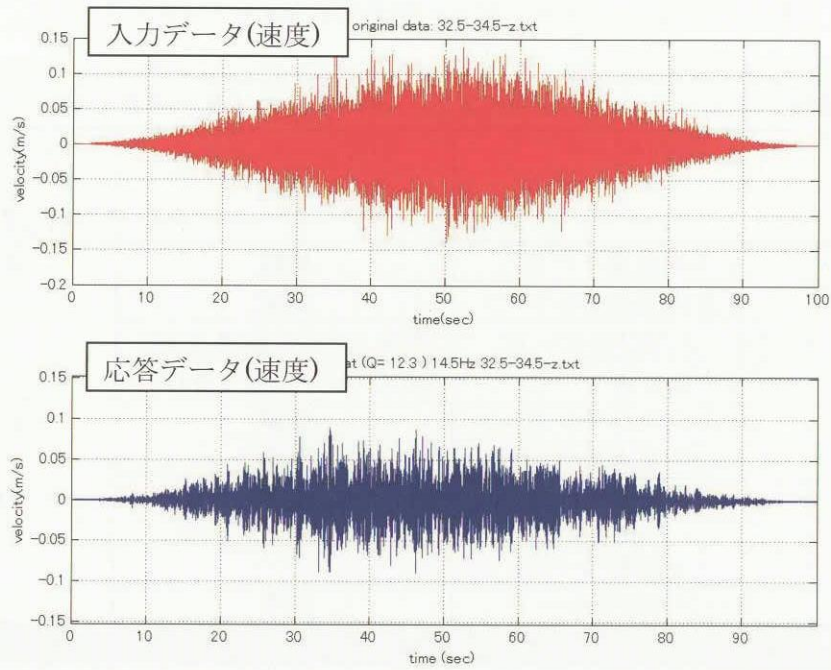


図 3.4.5-7 共振周波数 14.5Hz 共振倍率 12.3dB バネ付き 4 (z 方向入力)

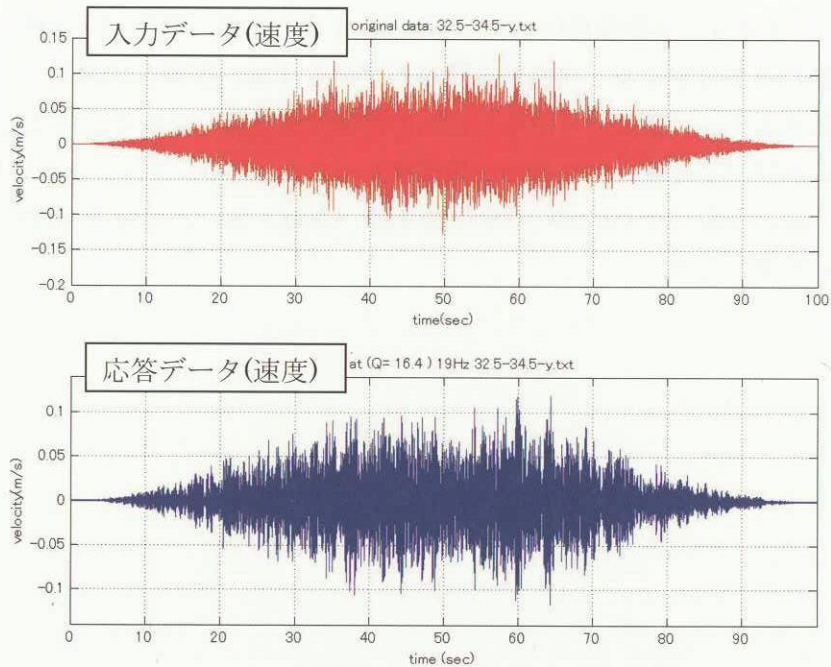


図 3.4.5-8 共振周波数 16.4Hz 共振倍率 16.4dB バネ付き 4 (y 方向入力)

図 3.4.5-1～図 3.4.5-8 より、シミュレーション結果を表 3.4.5-1 にまとめた。

表 3.4.5-1 数値シミュレーション結果のまとめ (バネ付き 4 & バネ無し 8、バネ付き 4)

コンフィギュレーション	振動モード	シミュレーション結果	カメラ撮影面内速度ピーク値 (V_MAX 値[m/s])
バネ付き 4 & バネ無し 8	x 方向並進モード	低減	3.1×10^{-1}
	y 方向並進モード	低減	
	ヨー方向回転モード	増幅 (ピーク値 2.5 倍)	
	z 方向並進モード	増幅 (ピーク値 1.5 倍)	
バネ付き 4	y 方向並進モード	低減	1.57×10^{-1}
	x 方向並進モード	同等	
	z 方向並進モード or ピッチ回転モード	低減	
	ヨー方向回転モード	同等	
参考			
防振機構(4月)	z 方向並進モード(11.5Hz)	低減	4.99×10^{-1}
	y 方向並進モード	低減	
	ヨー方向回転モード	増幅 (ピーク値 1.5 倍)	
	z 方向並進モード(32Hz)	増幅 (ピーク値 4 倍)	

表 3.4.5-1 に示す通り、防振機構(4月)とバネ付き 4 & バネ無し 8 及びバネ付き 4 を比較すると、防振対策後のバネ付き 4 & バネ無し 8 及びバネ付き 4 は、振動を低減している。数値シミュレーション結果より、バネ付き 4 が最も優れた防振性能を有していると言える。

バネ付き 1 2 及びバネ付き 8 は共振周波数が高かった為、シミュレーションは行わなかった。フライト試験では、上記 2 パターン(バネ付き 4 & バネ無し 8、バネ付き 4)のコンフィギュレーションを用いる事とした。

3. 5 防振効果の実証

本フライト試験により撮影された画像と、4月に撮影された画像(図 A-1)とを比較し、防振対策の効果を確認する。また、設計した防振機構の振動データを取得し、我々の行った防振対策が妥当であった事を確認する。本フライト試験では、防振対策による効果と、撮影方法変更による効果の2つの効果が確認される。防振対策による効果のみを見る為に、4月と同様の画像処理方式により撮影した画像と、図 A-1 とを比較する。参考として、防振対策及び撮影方法変更による対策の両方の対策を行った場合の静止画像を示す。

3. 5. 1 実施期間

平成 16 年 9 月 8 日(水)～平成 16 年 9 月 9 日(木)

3. 5. 2 計測コンフィギュレーション

図 3.5.2-1 に計測コンフィギュレーションを示す。図 3.5.2-2 及び図 3.5.2-3 に、カメラポッドの写真(前部、後部)、図 3.5.2-4 及び図 3.5.2-5 に加速度センサ取り付け作業風景を、図 3.5.2-6 に航空機内計測系の全体写真を示す。

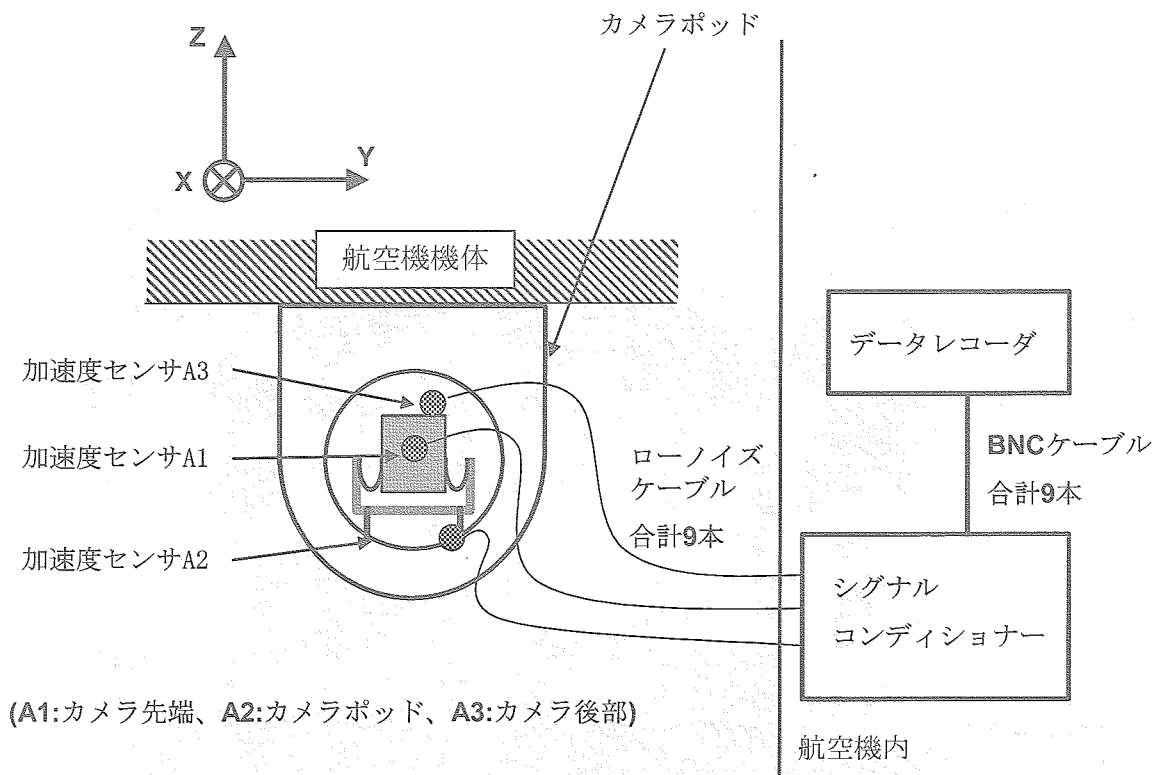


図 3.5.2-1 計測コンフィギュレーション

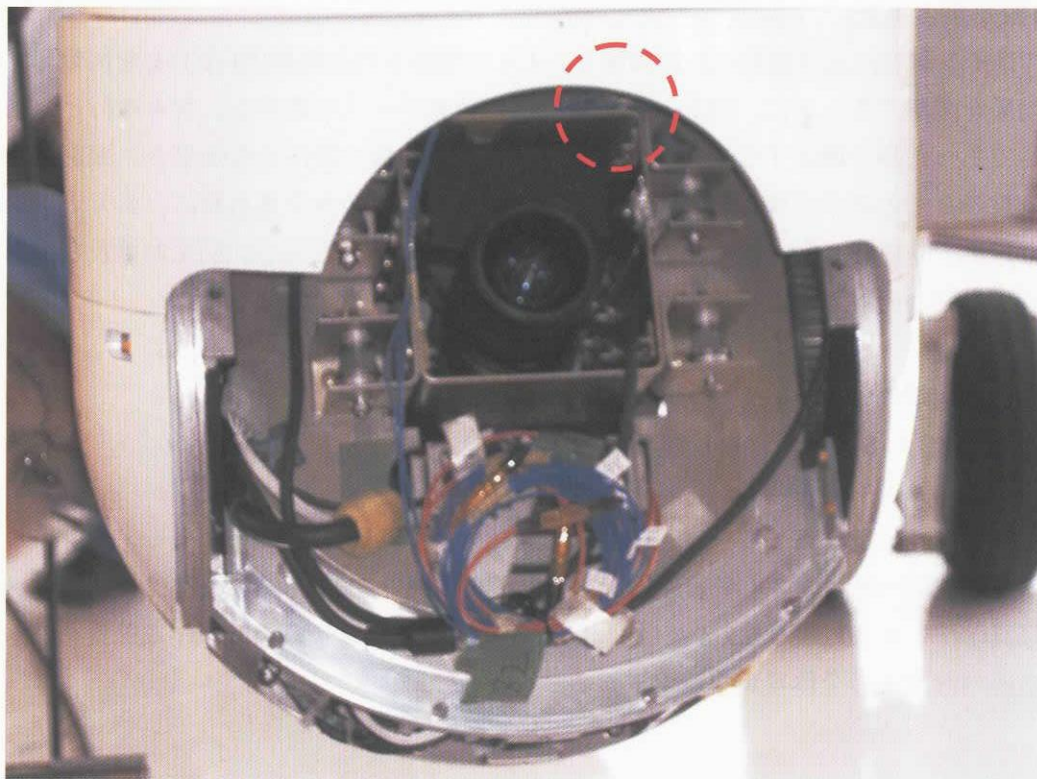


図 3.5.2-2 カメラポッド(前部)

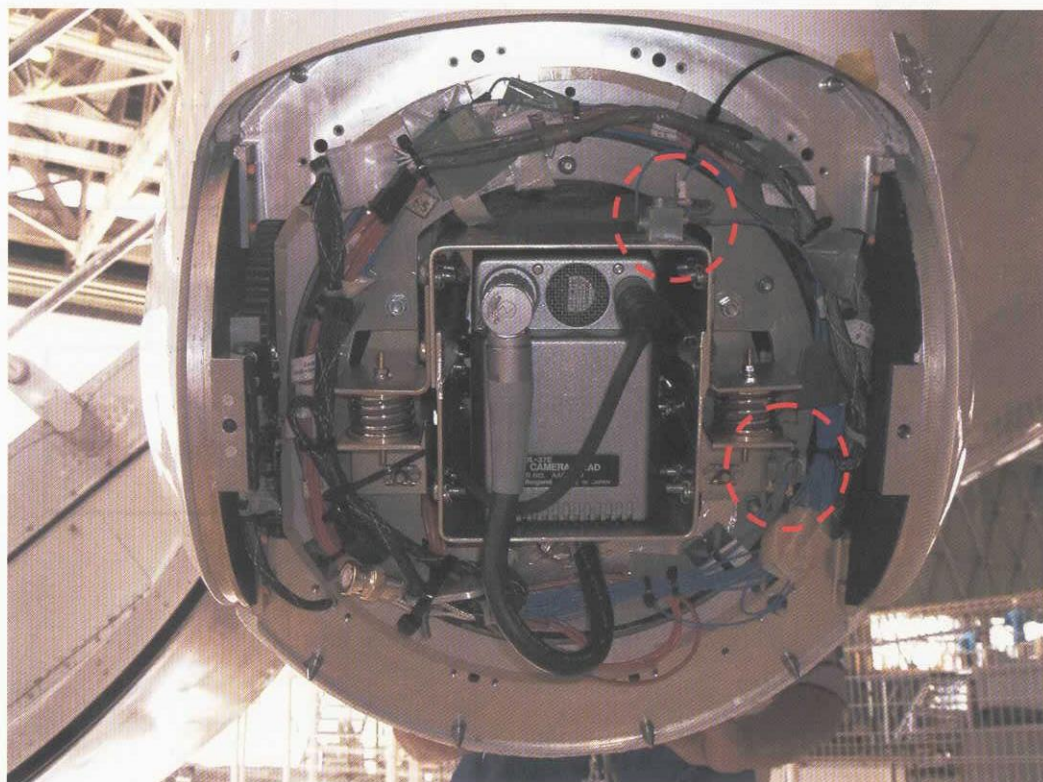


図 3.5.2-3 カメラポッド(後部)



図 3.5.2-4 加速度センサ取り付け作業風景(その 1)



図 3.5.2-5 加速度センサ取り付け作業風景(その 2)

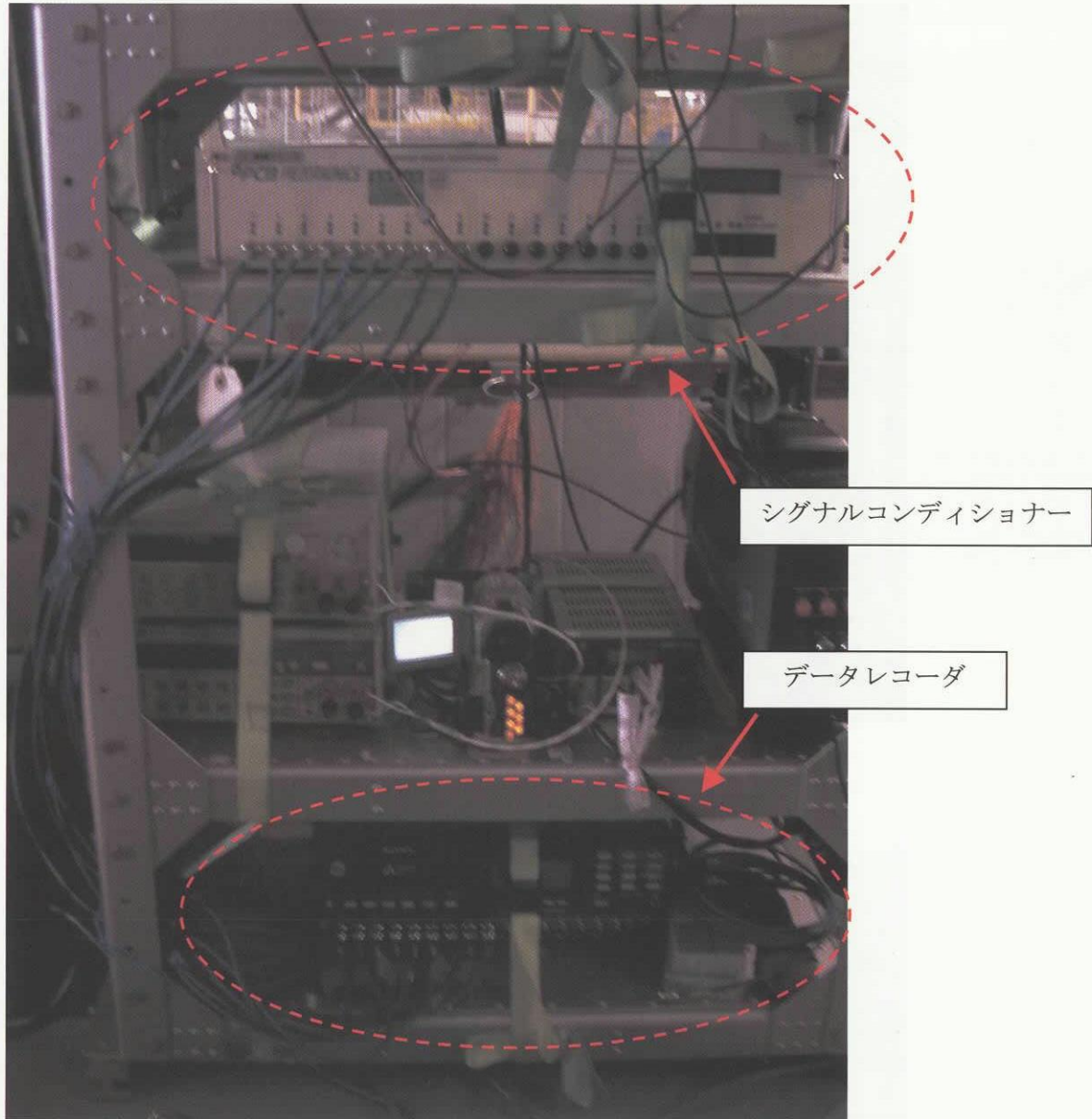


図 3.5.2-6 航空機内計測系の全体写真

3. 5. 3 計測内容

ハイビジョンカメラの先端(防振機構の先端：A2)、ハイビジョンカメラの後端(防振機構の後端：A3)、及びカメラポッド(A1)の3箇所に加速度センサを3軸取り付けた。表 3.5.3-1 に計測内容をまとめた。

表 3.5.3-1 計測内容

日付	コース	飛行時間	防振機構	計測点
平成 16 年 9 月 8 日	図 9.3-1 に示す	2 時間	バネ付き 4	A1,A2,A3 での x,y,z 方向 (合計 9ch)
平成 16 年 9 月 9 日	図 9.3-2 に示す	50 分	バネ付き 4 & バネ無し 8	A1,A2,A3 での x,y,z 方向 (合計 9ch)

撮影方法については、9月8日フライト試験では、プログレッシブ方式のみの撮影であり、9月9日フライト試験では、プログレッシブ方式とインターレス方式の両方を試みた。プログレッシブ方式が今回の撮影方法変更による対策であり、インターレス方式が4月フライト時の撮影方法である。よって、9月9日フライト試験で取得した静止画像(インターレス方式)と4月フライト時の静止画像(図 A-1)とを比較する事とする。

(補足)

- ・撮影方式について (インターレス方式及びプログレッシブ方式)

プログレッシブは上から順次に走査していくシステムです。インターレスでは動きがスムーズに見えますが、1/60の画が1フレームに2枚同居しています。その為解像度が落ちます。また、時間差が有るために水平線がちらつく(ラインフリッカー)が起こります。プログレッシブはフィルム撮りの一コマと同じです。

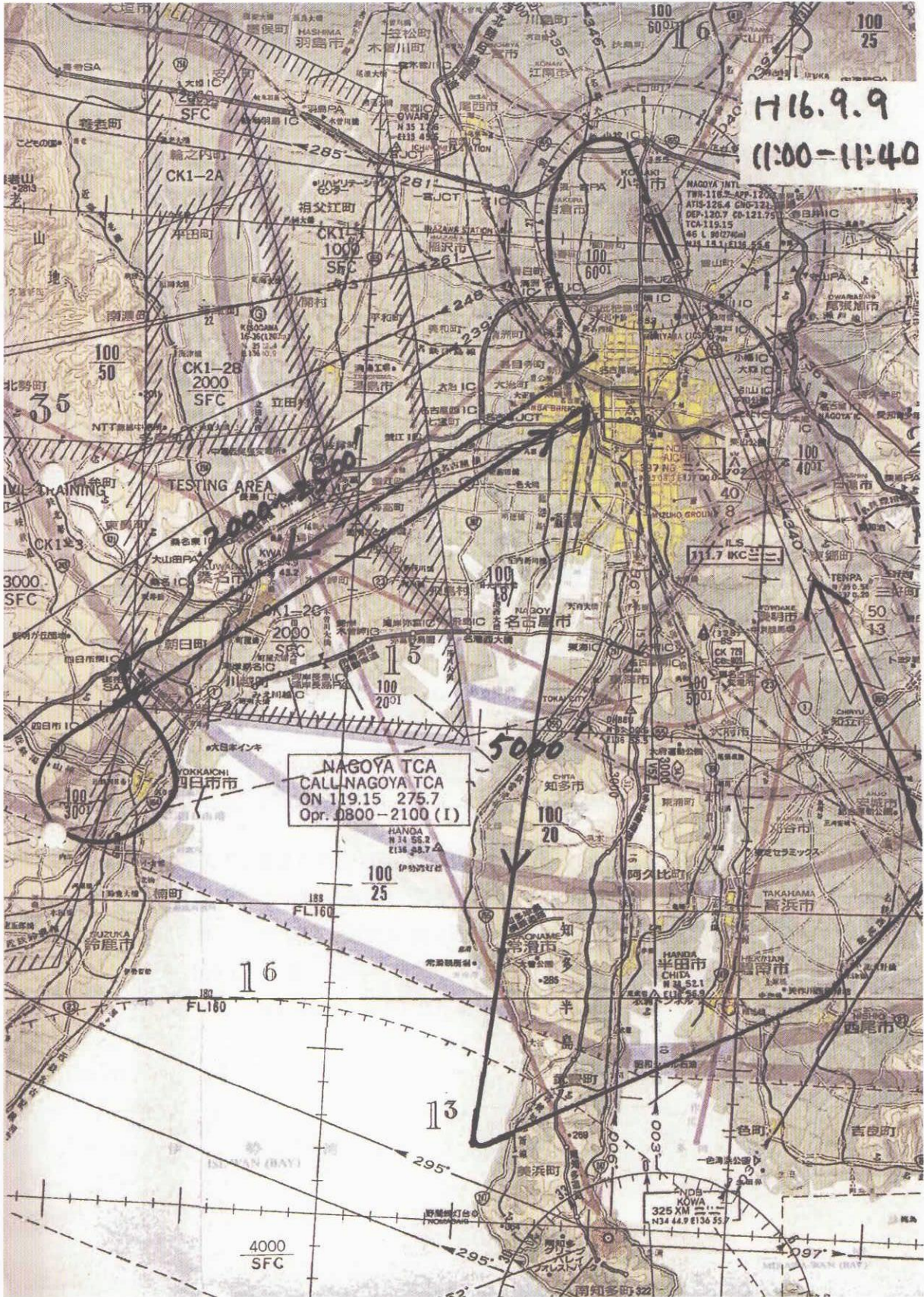


図 3.5.3-2 9月9日飛行経路

3. 5. 4 試験結果

3. 5. 4. 1 平成 16 年 9 月 8 日フライト試験結果

記録したデータの一部を取り出し、解析を行った。

図 3.5.3-1 中の PS1 地点(11 時 53 分頃)及び PS2 地点(11 時 56 分頃)を飛行中のデータの解析を行った。解析結果を図 3.5.4.1-1 及び図 3.5.4.1-2 に示し、表 3.5.4.1-1 及び表 3.5.4.1-2 にまとめた。

表 3.5.4.1-1 PS1 地点解析結果

	X 方向(撮影方向)	Y 方向(横方向)	Z 方向(上方向)
フライト環境 ピーク周波数	28.5Hz	28.5Hz	59.0Hz
カメラの振動周波数	12.5Hz (-49.5[dB/1.0m/s])	12.5Hz (-38.5[dB/1.0m/s])	20.5Hz (-54.7[dB/1.0m/s])
カメラ/環境の 伝達ピーク周波数	13.0Hz (17.7[dB])	12.0Hz (21.6[dB])	19.0Hz (17.1[dB])

表 3.5.4.1-2 PS2 地点解析結果

	X 方向(撮影方向)	Y 方向(横方向)	Z 方向(上方向)
フライト環境 ピーク周波数	28.0Hz	28.0Hz	56.5Hz
カメラの振動周波数	12.5Hz (-48.8[dB/1.0m/s])	12.5Hz (-39.6[dB/1.0m/s])	12.0Hz (-55.0[dB/1.0m/s]) 20.0Hz (-56.1[dB/1.0m/s])
カメラ/環境の 伝達ピーク周波数	13.0Hz (17.6[dB])	12.0Hz (20.5[dB])	19.0Hz (15.5[dB])

図 3.5.4.1-1 及び図 3.5.4.1-2 より、カメラがポッドから受ける振動(フライト環境からの入力)のピーク周波数は、28Hz 及び 56.5~59.0Hz であり、防振機構はこの入力を 10dB 以上カットした。カメラの振動に表れているピークは 12Hz 及び 20Hz あり、この周波数は防振機構の共振周波数であると思われる。また、本防振機構の共振倍率は、最大 21.6dB であった。本フライト試験結果は、インパクト試験結果である表 3.4.4.4-2 とほぼ合致している。

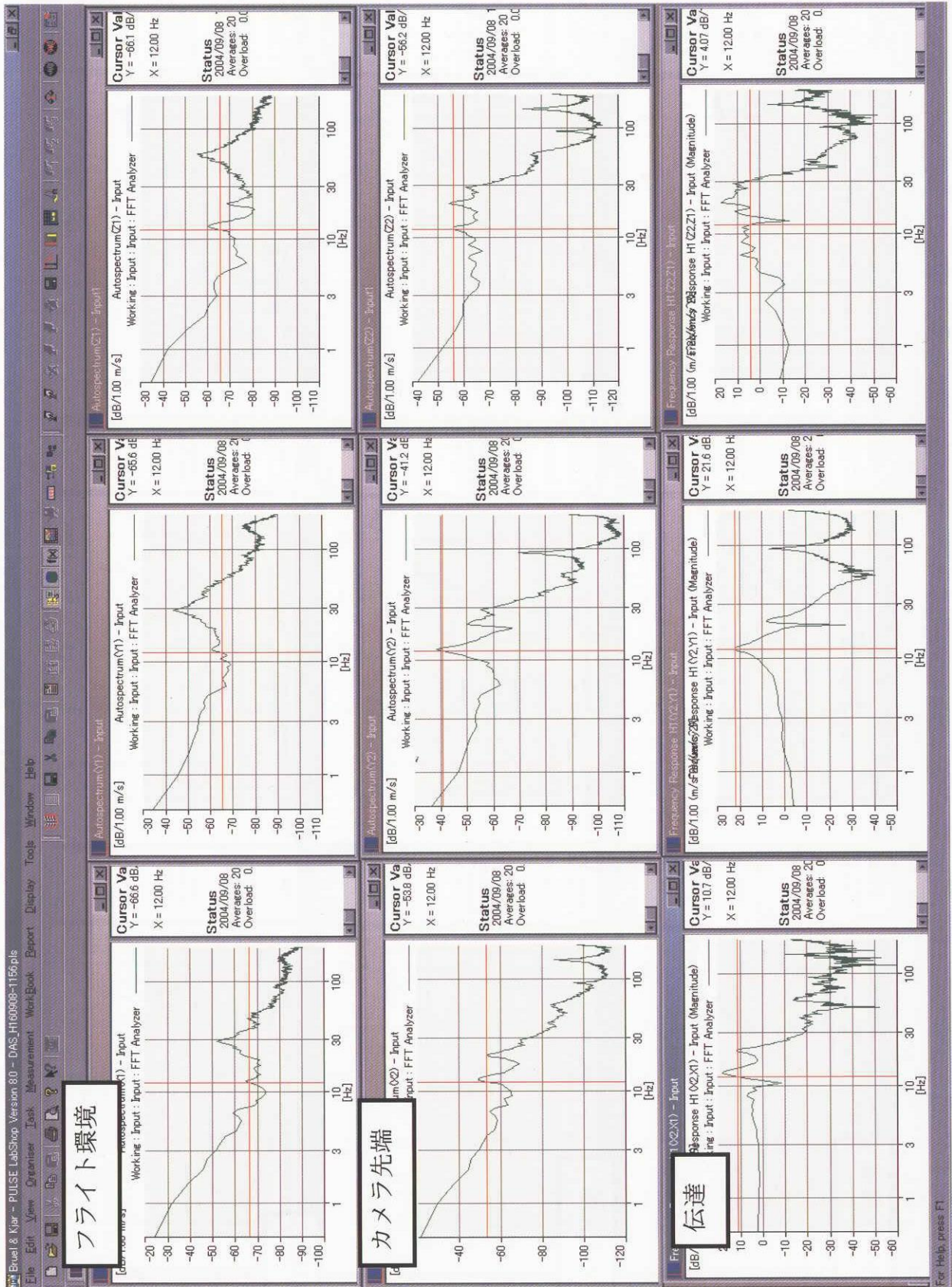


図 3.5.4.1-1 解析結果 (PS1 地点飛行時)

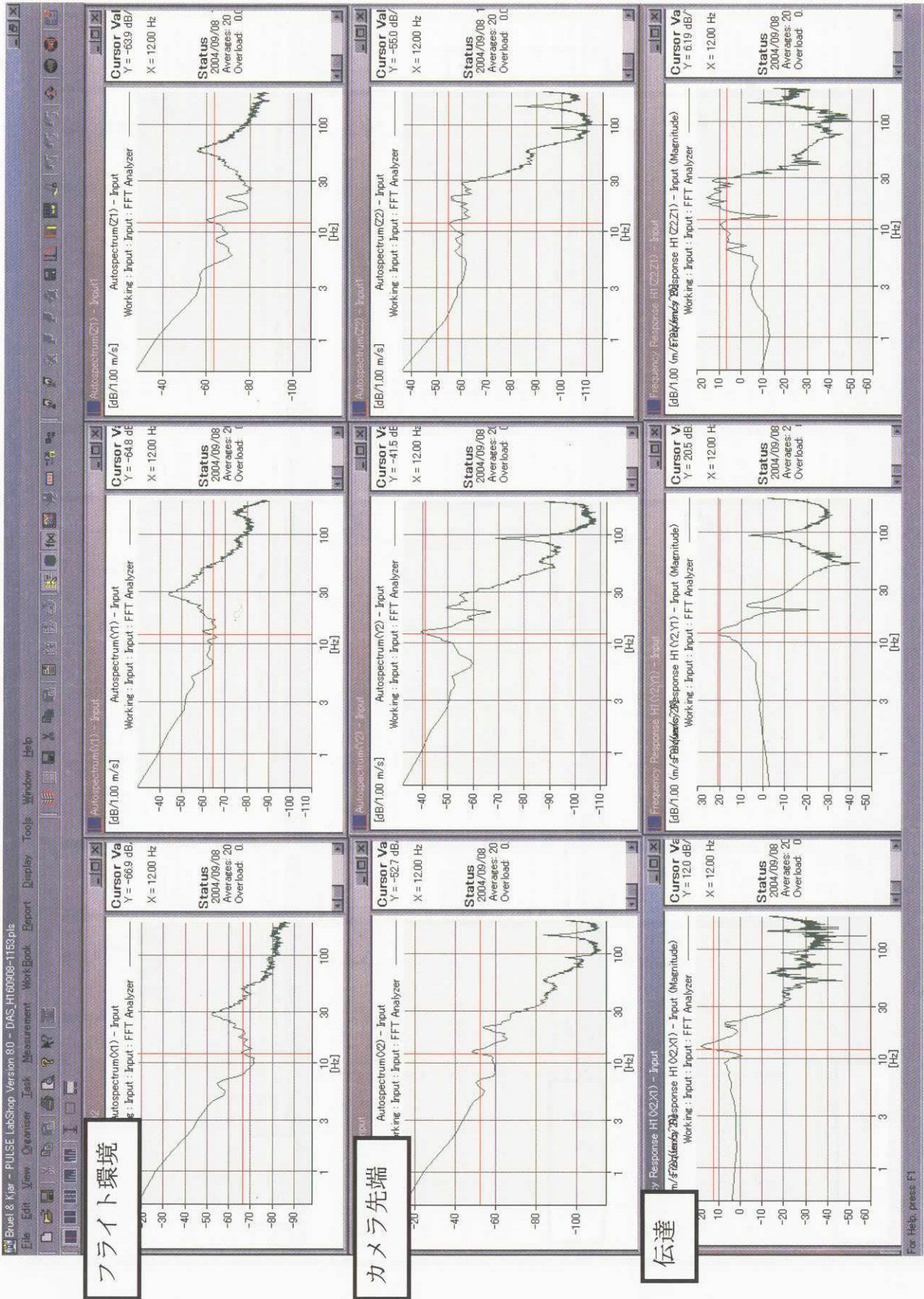


図 3.5.4.1-2 解析結果 (PS1 地点飛行時)

3. 5. 4. 2 平成 16 年 9 月 9 日フライト試験結果

記録したデータの一部を取り出し、解析を行った。

2500feet 飛行時(11 時 24 分)、3500feet 飛行時(11 時 35 分)のデータの解析を行った。解析結果を図 3.5.4.2-1 及び図 3.5.4.2-2 に示し、表 3.5.4.2-1 及び表 3.5.4.2-2 にまとめた。

表 3.5.4.2-1 2500feet 解析結果

	X 方向(撮影方向)	Y 方向(横方向)	Z 方向(上方向)
フライト環境 ピーク周波数	28.5Hz	28.5Hz	58.0Hz
カメラの振動周波数	15.0Hz (-55.5[dB/1.0m/s])	15.0Hz (-42.0[dB/1.0m/s])	28.5Hz (-57.2[dB/1.0m/s]) 22.5Hz (-59.0[dB/1.0m/s])
カメラ/環境の 伝達ピーク周波数	14.5Hz (14.8[dB])	15.0Hz (22.1[dB])	22.5Hz (18.8[dB]) 28.5Hz (16.4[dB])

表 3.5.4.2-2 3500feet 解析結果

	X 方向(撮影方向)	Y 方向(横方向)	Z 方向(上方向)
フライト環境 ピーク周波数	28.5Hz	28.5Hz	57.5Hz
カメラの振動周波数	14.5Hz (-56.7[dB/1.0m/s])	14.5Hz (-42.3[dB/1.0m/s])	28.5Hz (-58.3[dB/1.0m/s]) 22.5Hz (-59.4[dB/1.0m/s])
カメラ/環境の 伝達ピーク周波数	14.5Hz (12.3[dB])	15.0Hz (22.3[dB])	22.5Hz (18.6[dB]) 28.5Hz (15.8[dB])

3.5.4.1 項と同様に、表 3.5.4.2-1 及び表 3.5.4.2-2 より、カメラがポッドから受ける振動(フライト環境からの入力)のピーク周波数は、28Hz 及び 58Hz であった。カメラの振動に表れているピークは 14.5Hz 及び 28.5Hz あり、この周波数は防振機構の共振周波数であると思われる。この結果は、インパクト試験結果である表 3.4.4.3-2 とほぼ合致している。

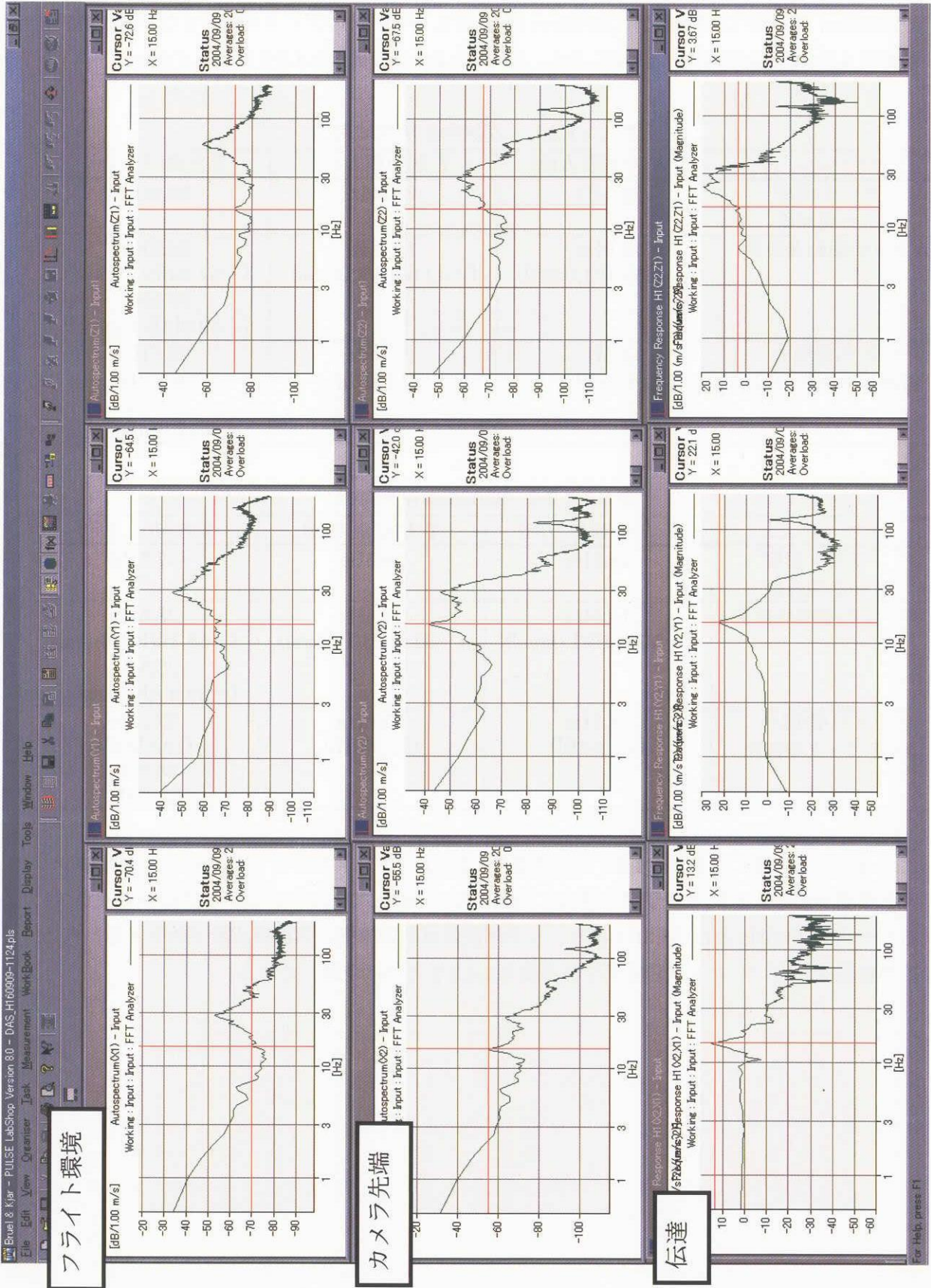


図 3.5.4.2-1 3500feet 解析結果

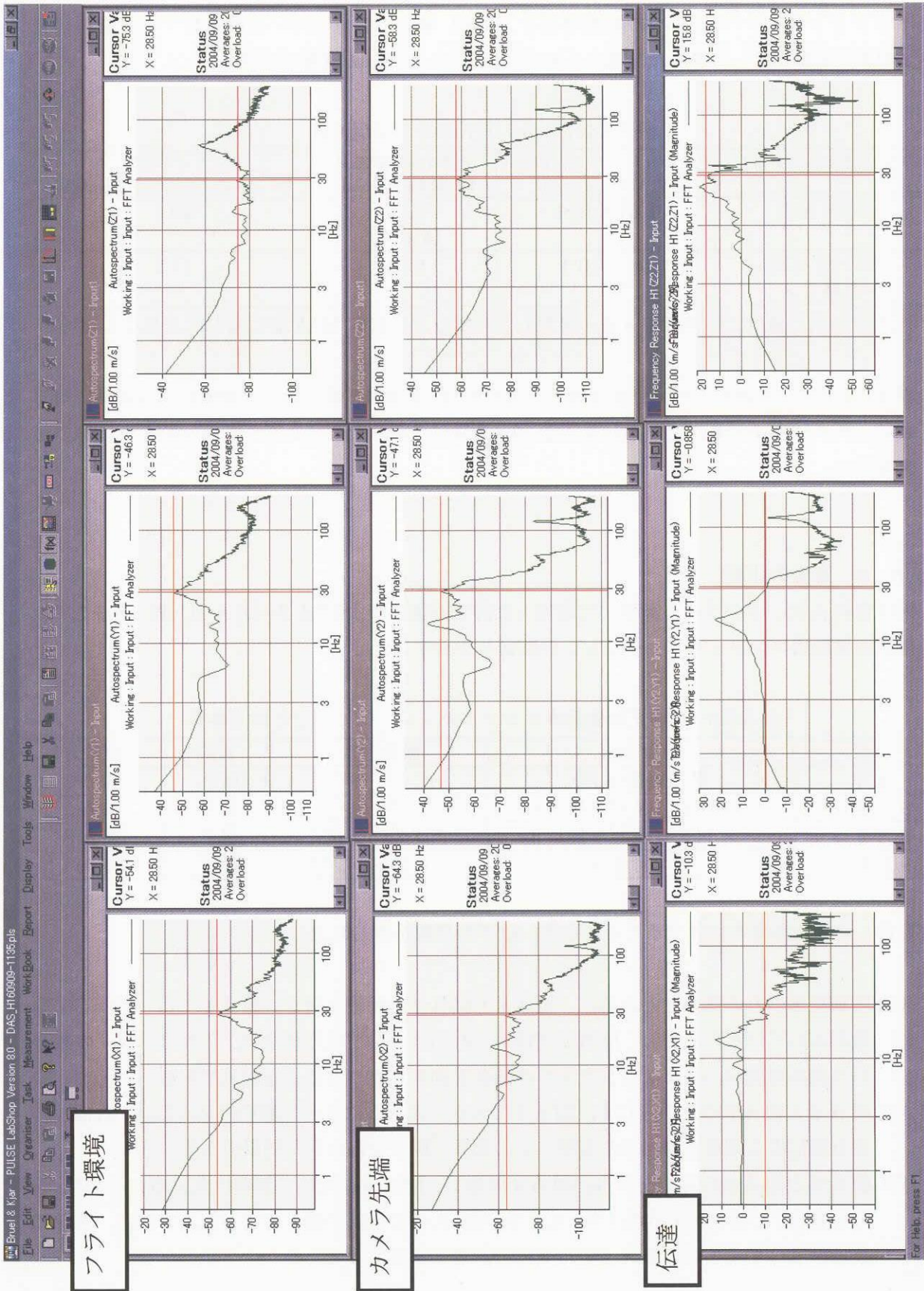


図 3.5.4.2-2 2500feet 解析結果

3. 5. 5 防振効果の比較

バネ付き4(9月8日フライトコンフィギュレーション)とバネ付き4&バネ無し8(9月9日フライトコンフィギュレーション)の防振効果を、3.5.4項にて解析に用いた時系列データを用いて V_{MAX} 値を算出し、比較した。表 3.5.5-1 に、算出した V_{MAX} 値を示す。

表 3.5.5-1 フライト時の V_{MAX} 値

コンフィギュレーション	シミュレーション結果 (V_{MAX} 値[m/s])	フライト試験結果 (V_{MAX} 値[m/s])	フライト環境 (ポッド加速度 MAX 値[m/s ²])
バネ付き4	1.57×10^{-1}	5.24 (4.42 *)	20.4
バネ付き4 & バネ無し8	3.1×10^{-1}	6.21	17.2

(* カッコ内の値は、バネ付き4 & バネ無し8のポッド加速度 MAX 値に対して正規化した値)

表 3.5.5-1 に示す通り、バネ付き4(9月8日)の方が V_{MAX} 値が低く、画像のぶれ低減に対しては、バネ付き4が優れていると言える。3.4.5項にて示したシミュレーション結果と同様の結果を得た。

3. 5. 6 画像の比較

添付資料 A に、本フライト試験にて取得した静止画像を示す(図 A-2~図 A-4)。表 3.5.6-1 に、静止画像取得コンフィギュレーションと図番号を示す。

表 3.5.6-1 静止画像取得コンフィギュレーションとその図番号

日付	防振機構	撮影方式	天候	図番号
4月	防振機構(4月)	インターレス	晴れ	図 A-1
9月9日	バネ付き4 & バネ無し8	インターレス	曇り	図 A-2
9月9日	バネ付き4 & バネ無し8	プログレッシブ	曇り	図 A-3
9月8日	バネ付き4	プログレッシブ	晴れ	図 A-4

取得した静止画像を比較することにより、以下の見解が得られた。

- (1) 防振対策のみの効果をみる為に、図 A-1 と図 A-2 の比較を行う。図 A-1 では、全体的に画像がぶれているのに対し、図 A-2 では、ぶれがほとんど見られない。これは、我々の設計した防振機構がハイビジョンカメラの振動を抑制したことによる効果である。
- (2) 図 A-2 と図 A-3 の比較を行う。図 A-3 の方が、図 A-2 に比べて鮮明に見える。これは、防振対策による効果と撮影方法変更による効果の両方を合わせた効果である。
- (3) 図 A-3 と図 A-4 の比較を行う。図 A-4 の方が、図 A-3 に比べて鮮明に見える。これは、9月8日(図 A-4)の天候が晴れで、9月9日(図 A-3)の天候が曇りであった為である。図 A-2 及び図 A-3 がくすんで見えるのは天候の影響によるものである。

以上より、我々の設計した防振機構がハイビジョンカメラの振動を抑制し、静止画像のぶれを低減したことを確認した。また、防振対策による効果と撮影方法変更による効果の両方を合わせると、より鮮明な静止画像を取得することができた。更に、天候条件も良ければ、図 A-4 に示す程度の静止画像を取得することが可能であることが実証された。

4. 結論

ハイビジョンカメラの振動特性を把握し、適切な防振機構の設計を行った。また、フライト試験を行い、ハイビジョンカメラの防振対策による静止画像のぶれ低減の効果を確認した。

以上

参考資料 1 防振対策後の本システムの利用状況について (新潟中越地震災害地撮影)

(1)概要

2004年10月23日(土)に発生した、新潟中越地震の災害状況を調査する為、本システムを用いて被災地の撮影を行った。

(2)撮影実施日時

平成16年12月3日(金) 10:00~12:00

(3)撮影内容

本撮影では、フライト試験等により画像ぶれ低減効果が確認された、バネ付き4&バネ無し8を防振機構として採用し、撮影方式についてプログレッシブ方式を採用した。

図1に、撮影時の飛行経路を示す。

(4)撮影結果

本撮影にて、取得した画像を図2及び図3に示す。撮影画像は、被災地の状況を把握するのに十分鮮明であり、災害地状況の調査の上で、良好な撮影画像を取得出来たと言える。

本撮影画像については、新潟大学及びアジア防災センターにて利用される予定である。

<撮影画像の提供>

- ・ (株)NTT データコミュニティプロデュース
- ・ (株)ダイヤモンドエアサービス
- ・ (株)NTT データ

<協力>

- ・ NICT
- ・ ADRC



図1 飛行経路



図2 新潟中越地震地災害地撮影記録（その1）



図3 新潟中越地震災害地撮影記録(その2)

添付資料 A

ハイビジョンカメラ映像からの静止画像



図 A-1 4月撮影映像から切り出した静止画像 [天候：晴れ] (インターレース方式)



図 A-2 9月9日撮影映像から切り出した静止画像 [天候：曇り] (インターレース方式)



図 A-3 9月9日撮影映像から切り出した静止画像 [天候：曇り] (プログレッシブ方式)



図 A-4 9月8日撮影映像から切り出した静止画像 [天候：晴れ] (プログレッシブ方式)

添付資料 B

インパクト試験解析結果（防振設計前）

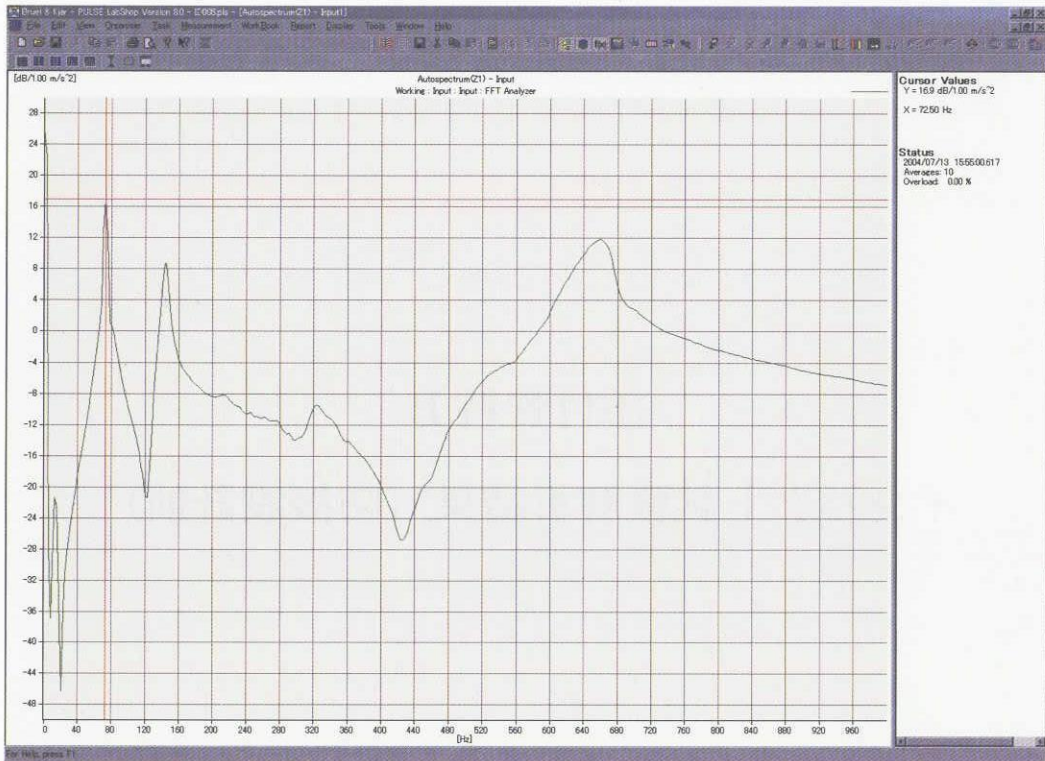


図 B-1 試験 ID Bfr-1 インパクト点センサ A1 近傍(-z 方向) A1_z FFT 解析結果

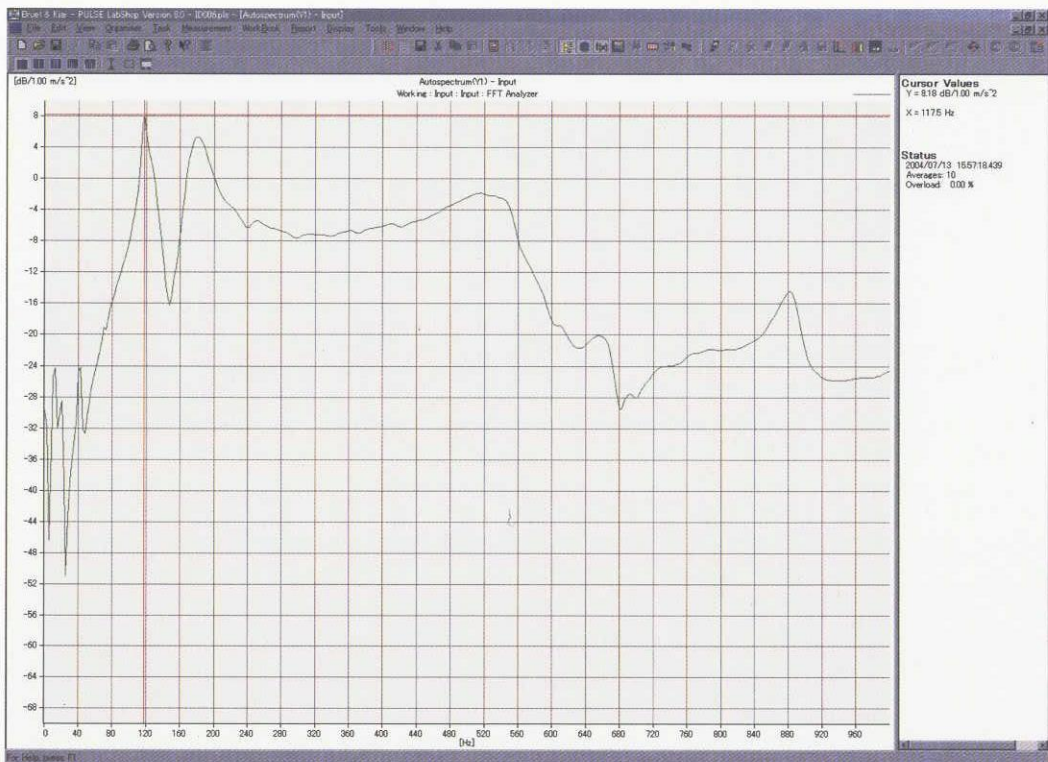


図 B-2 試験 ID Bfr-2 インパクト点センサ A1 近傍(y 方向) A1_y FFT 解析結果

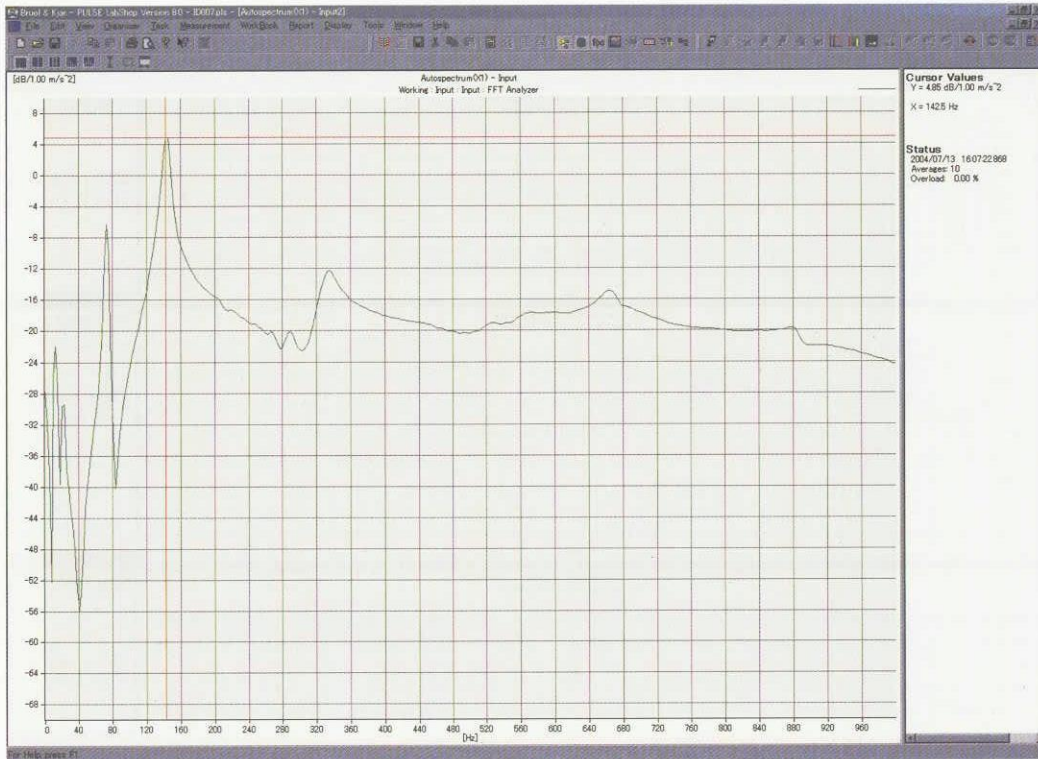


図 B-3 試験 ID Bfr-3 インパクト点センサ A1 近傍(-x 方向) A1_x FFT 解析結果

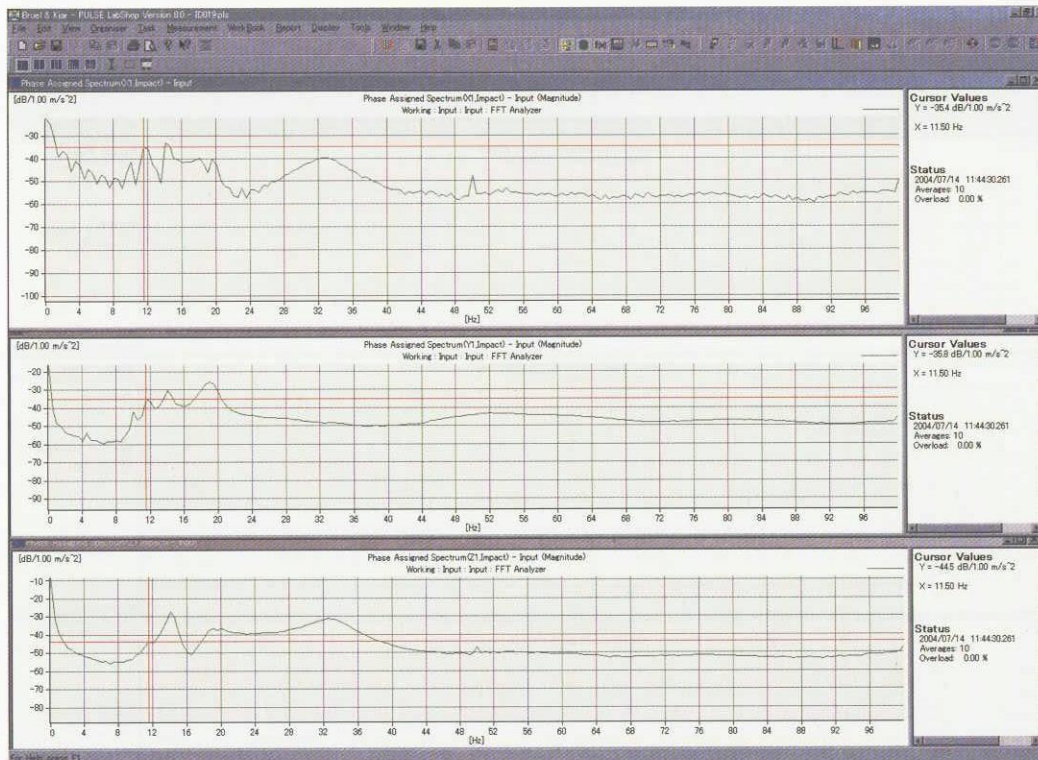


図 B-4 試験 ID Bfr-4 インパクト点センサ A2 近傍(-z 方向)
A1_x, A1_y, A1_z の Impact に対する伝達倍率

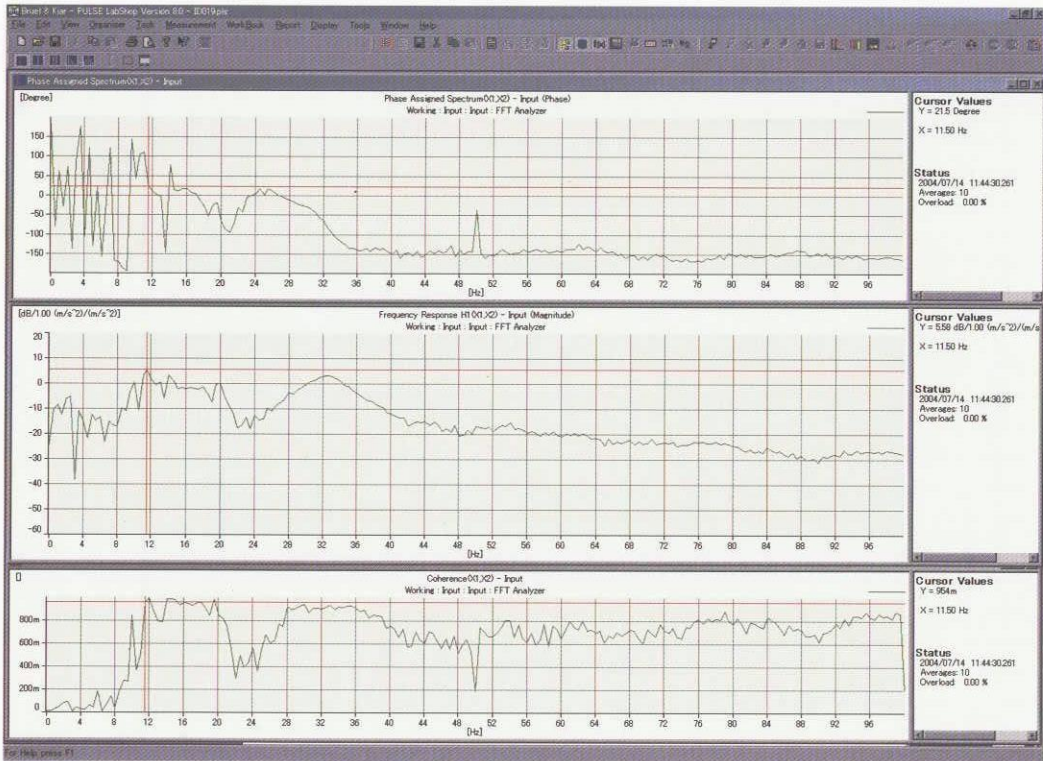


図 B-5 試験 ID Bfr-4 インパクト点センサ A2 近傍(-z 方向)
A1_x の A2_x に対する伝達倍率

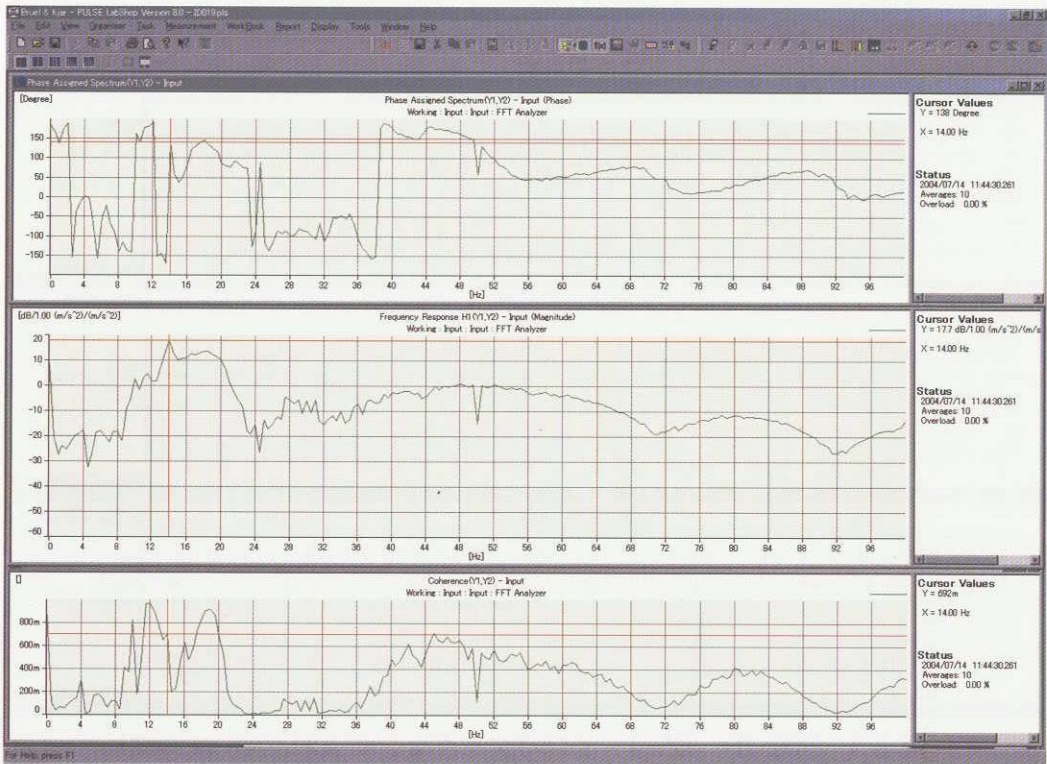


図 B-6 試験 ID Bfr-4 インパクト点センサ A2 近傍(-z 方向)
A1_y の A2_y に対する伝達倍率

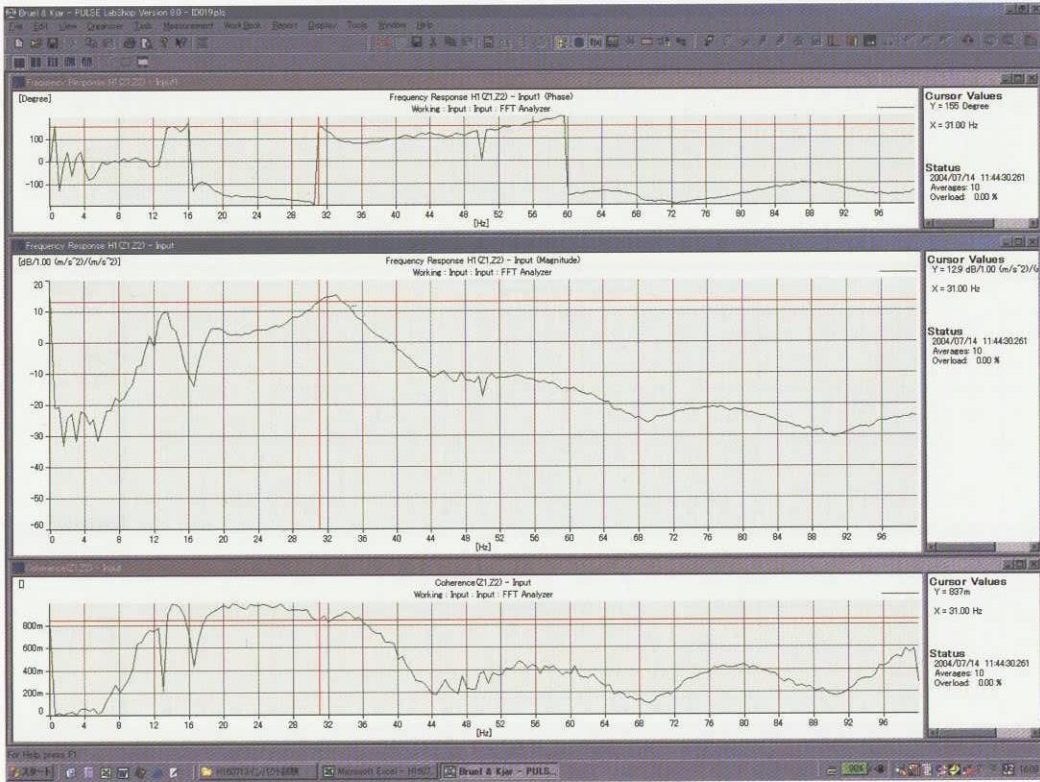


図 B-7 試験 ID Bfr-4 インパクト点センサ A2 近傍(-z 方向)
A1_z の A2_z に対する伝達倍率

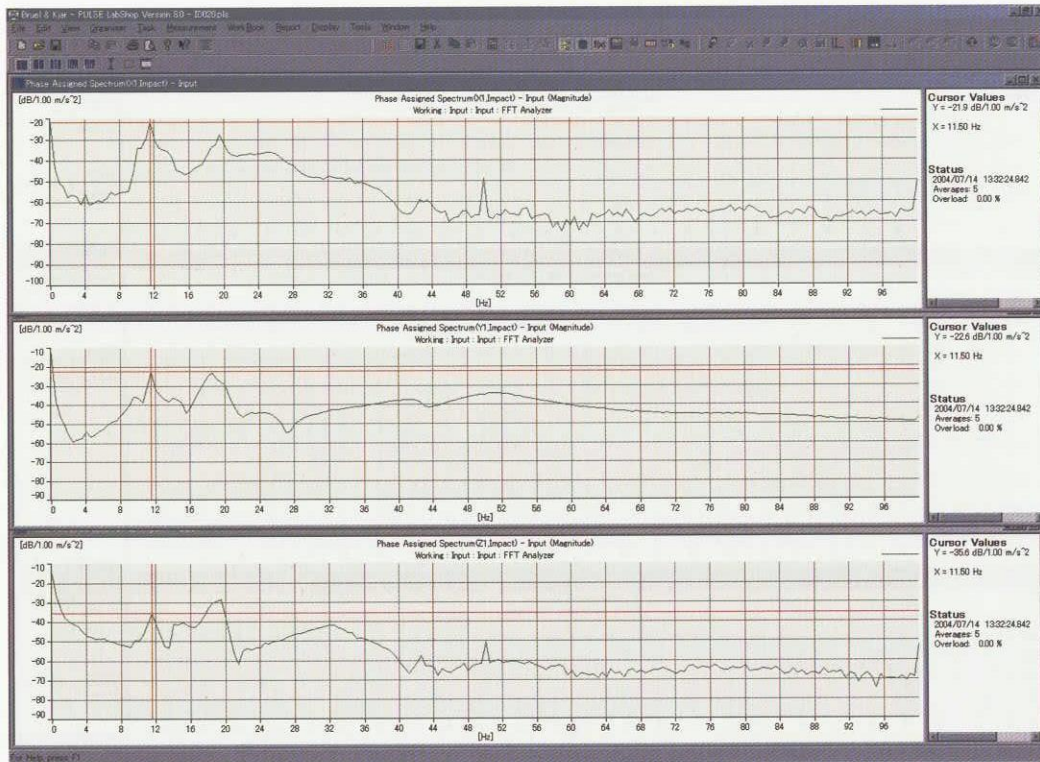


図 B-8 試験 ID Bfr-5 インパクト点センサ A2 近傍(y 方向)
A1_x, A1_y, A1_z の Impact に対する伝達倍率

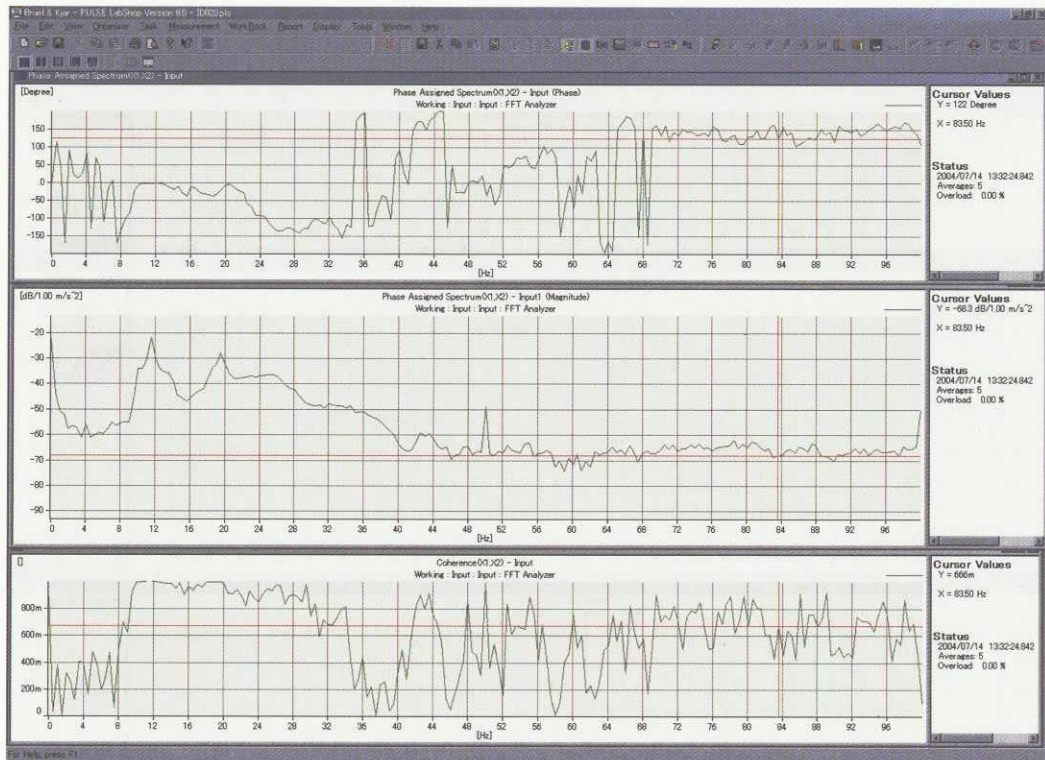


図 B-9 試験 ID Bfr-5 インパクト点センサ A2 近傍(y 方向)
A1_x の A2_x に対する伝達倍率

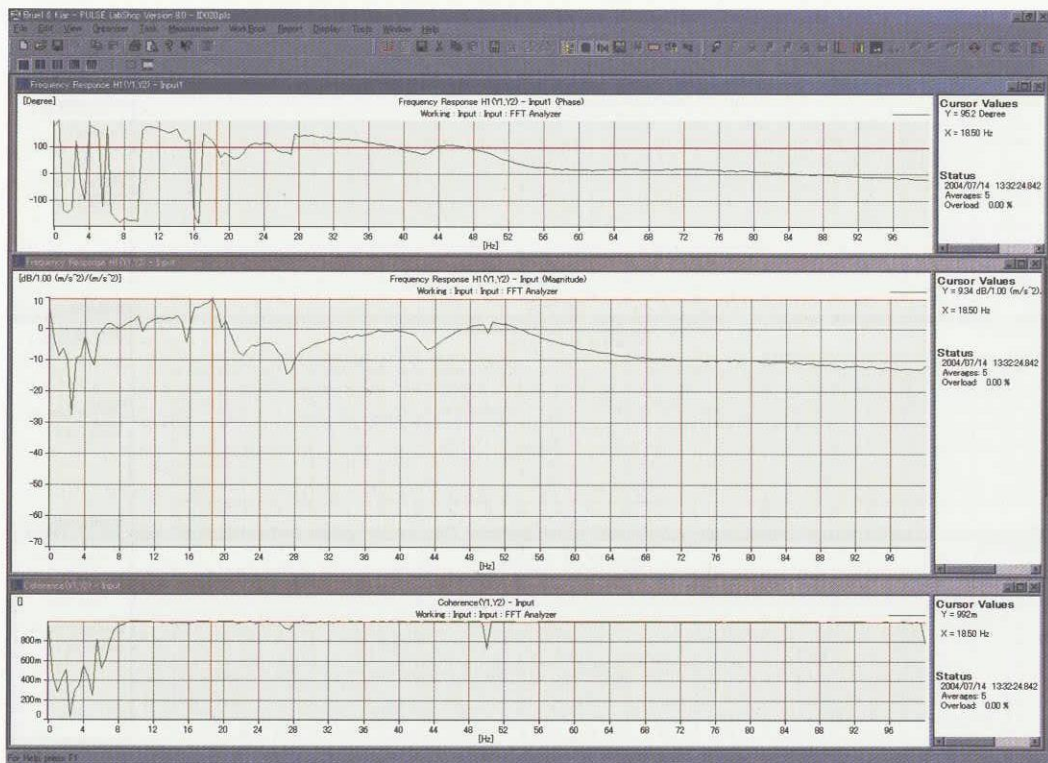


図 B-10 試験 ID Bfr-5 インパクト点センサ A2 近傍(y 方向)
A1_y の A2_y に対する伝達倍率

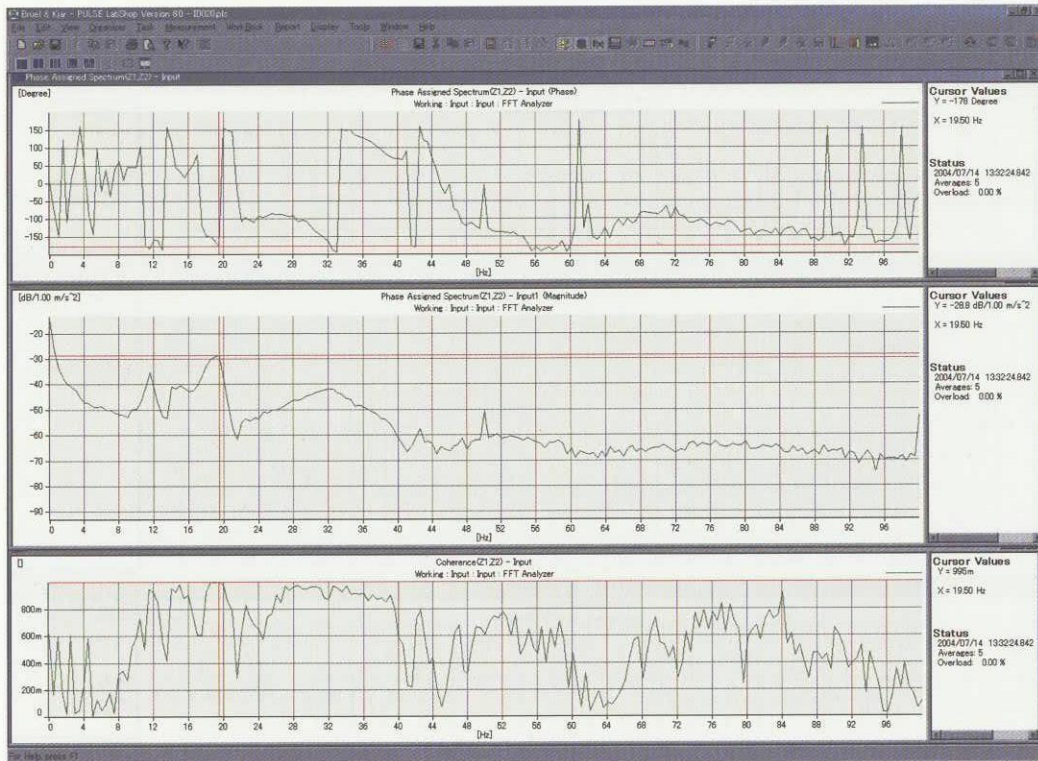


図 B-11 試験 ID Bfr-5 インパクト点センサ A2 近傍(y 方向)
A1_z の A2_z に対する伝達倍率

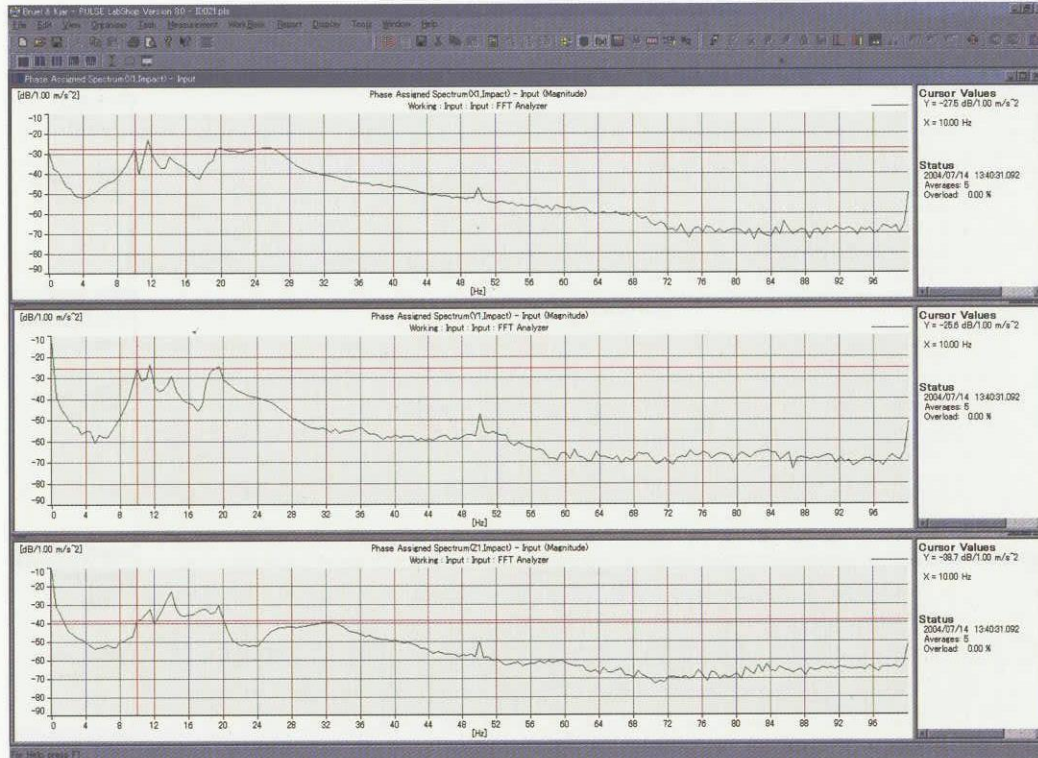


図 B-12 試験 ID Bfr-6 インパクト点センサ A2 近傍(-x 方向)
A1_x, A1_y, A1_z の Impact に対する伝達倍率

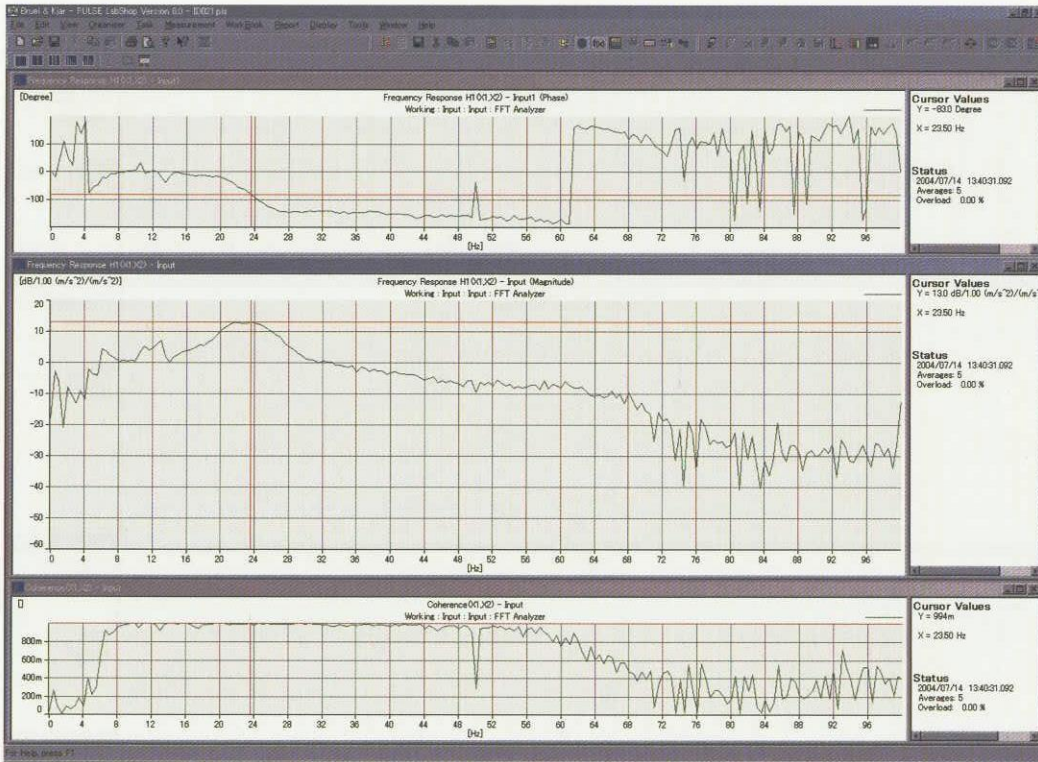


図 B-13 試験 ID Bfr-6 インパクト点センサ A2 近傍(-x 方向)
A1_x の A2_x に対する伝達倍率

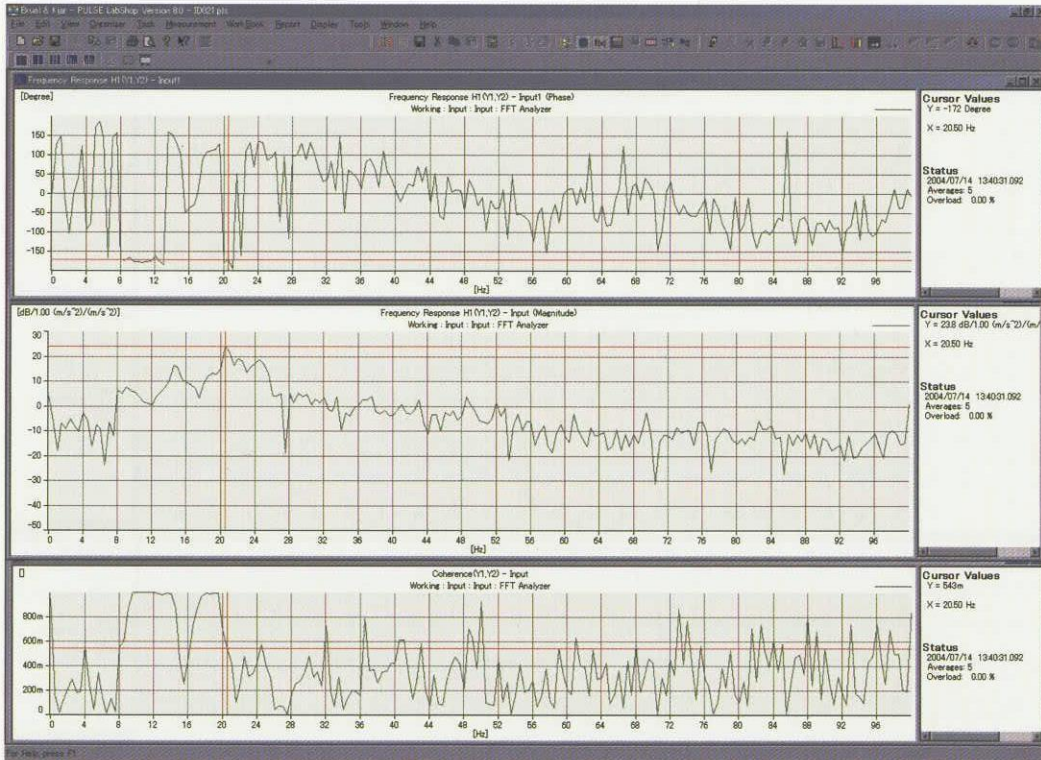


図 B-14 試験 ID Bfr-6 インパクト点センサ A2 近傍(-x 方向)
A1_y の A2_y に対する伝達倍率

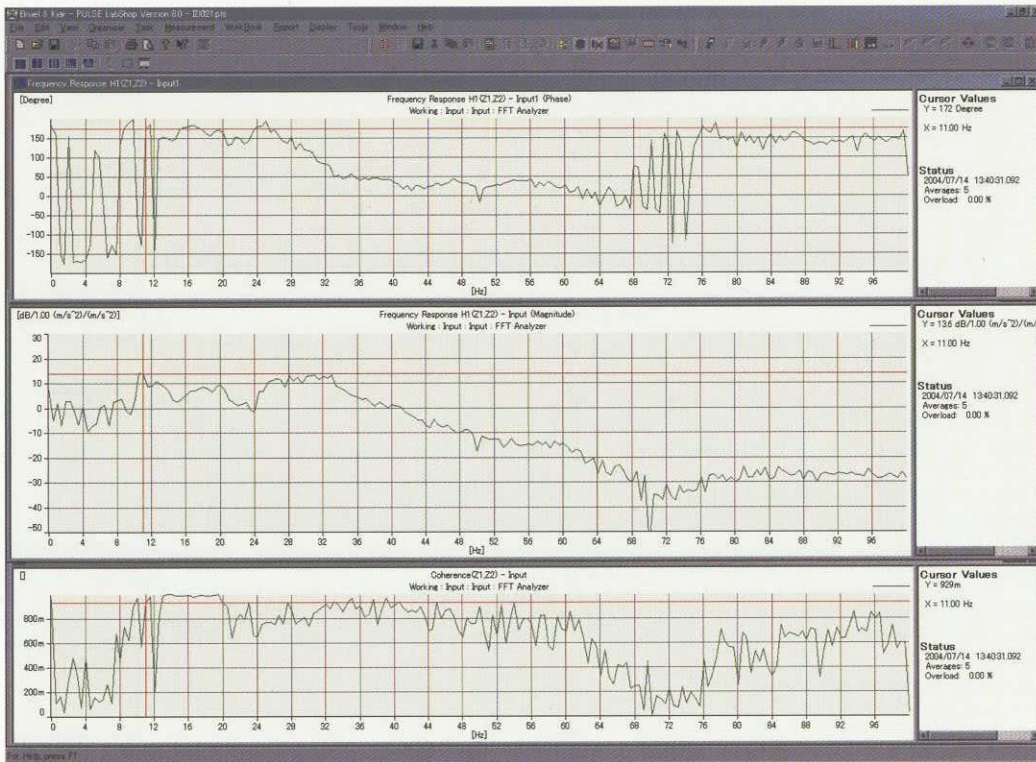


図 B-15 試験 ID Bfr-6 インパクト点センサ A2 近傍(-x 方向)
A1_z の A2_z に対する伝達倍率

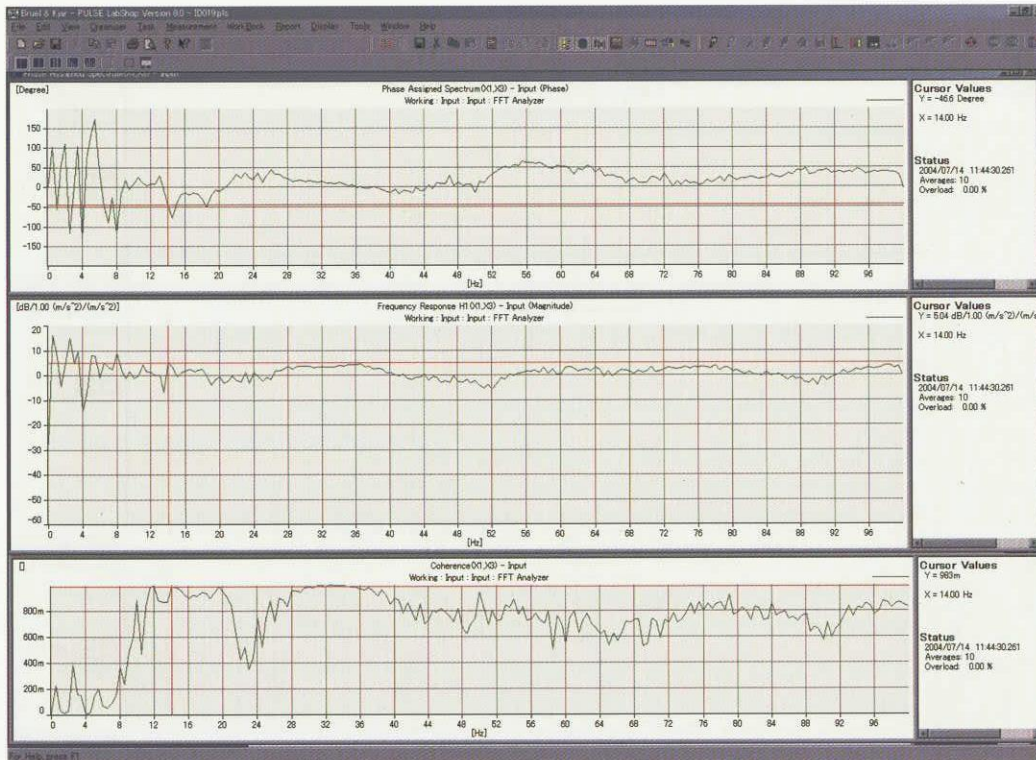


図 B-16 試験 ID Bfr-4 インパクト点センサ A2 近傍(-z 方向)
A1_x と A3_x の位相差

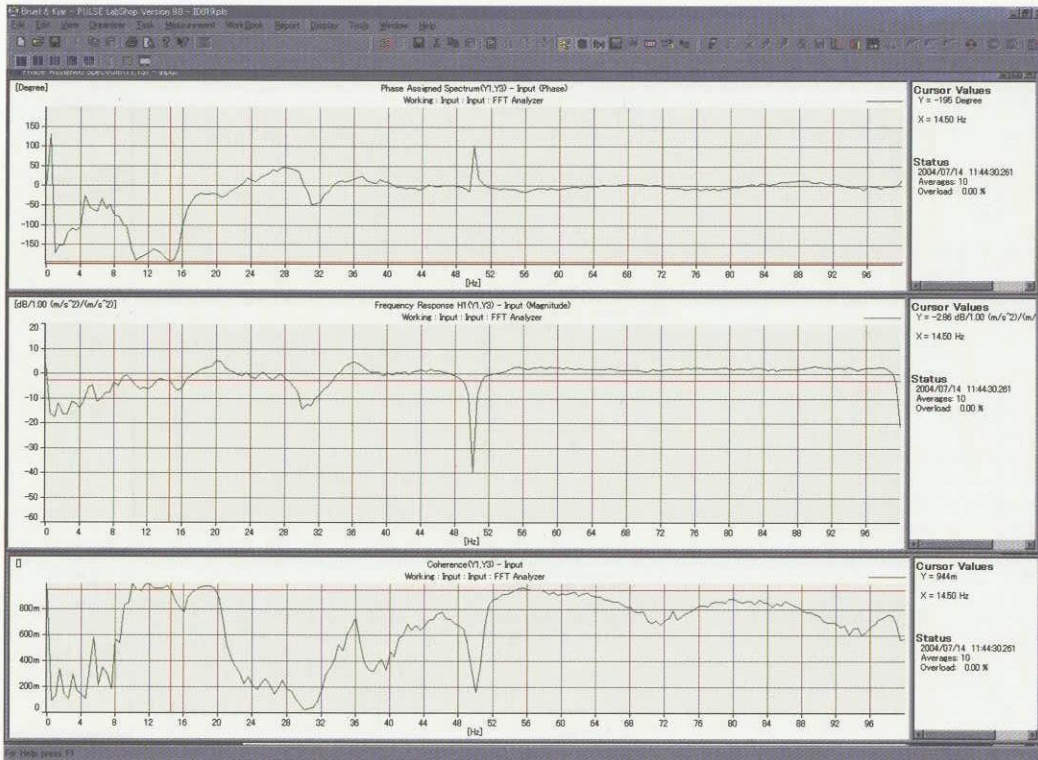


図 B-17 試験 ID Bfr-4 インパクト点センサ A2 近傍(-z 方向)
A1_y と A3_y の位相差

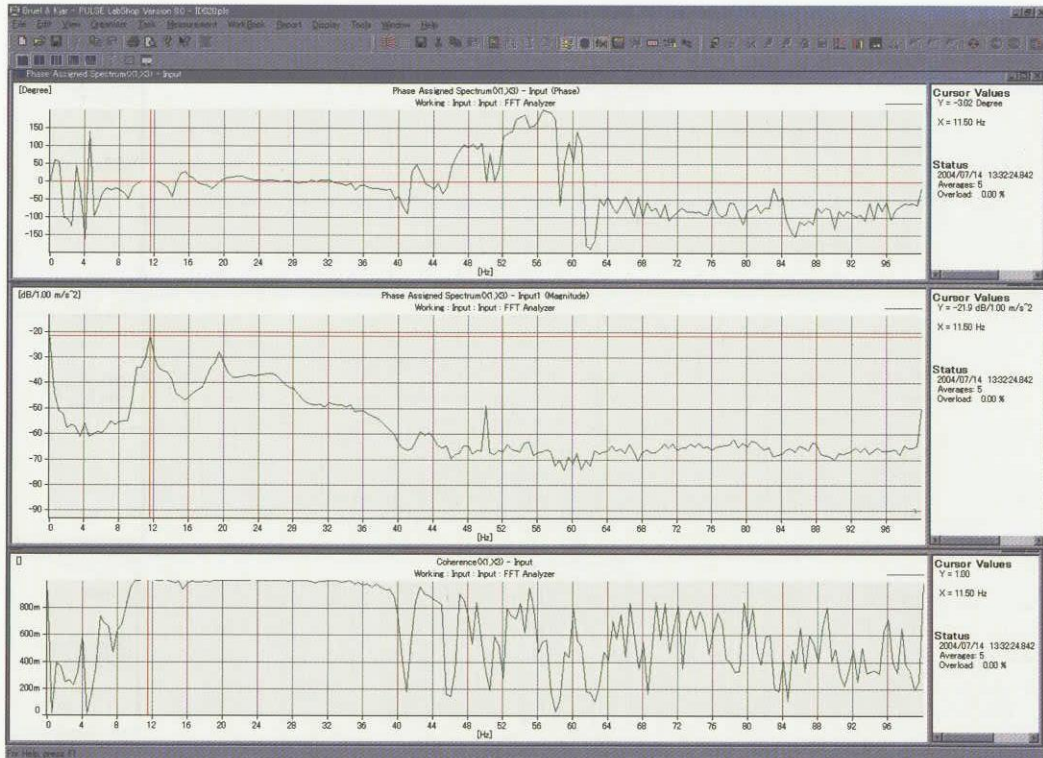


図 B-18 試験 ID Bfr-5 インパクト点センサ A2 近傍(y 方向)
A1_x と A3_x の位相差

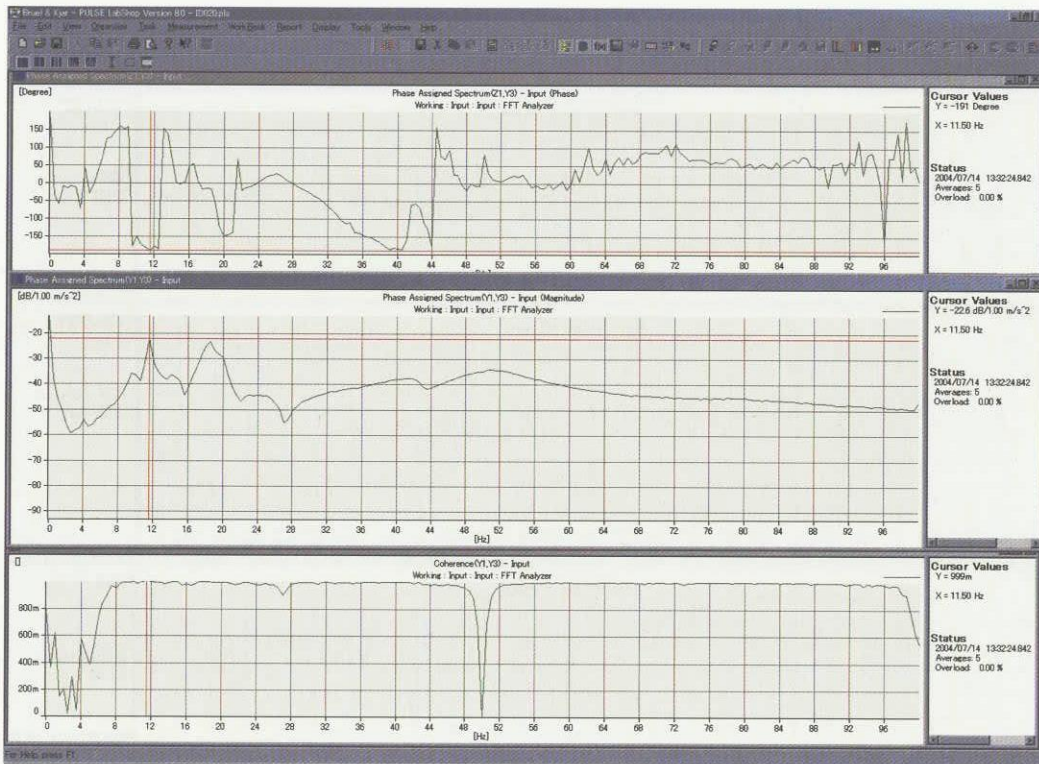


図 B-19 試験 ID Bfr-5 インパクト点センサ A2 近傍(y 方向)
A1_y と A3_y の位相差

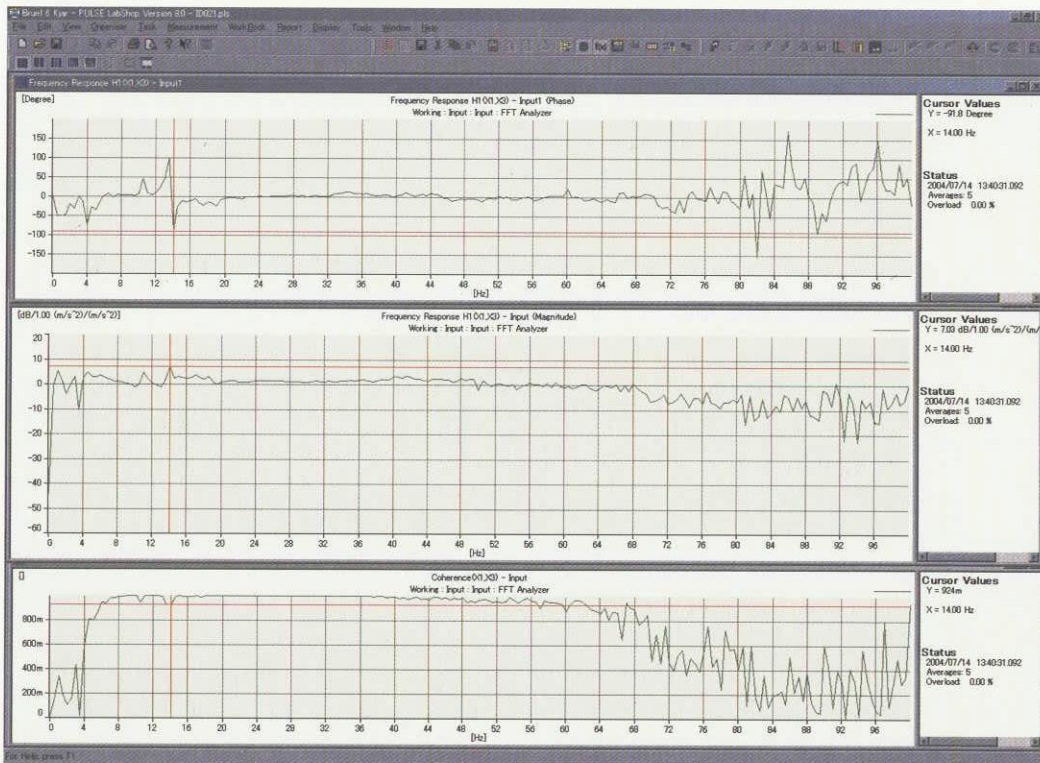


図 B-20 試験 ID Bfr-6 インパクト点センサ A2 近傍(-x 方向)
A1_x と A3_x の位相差

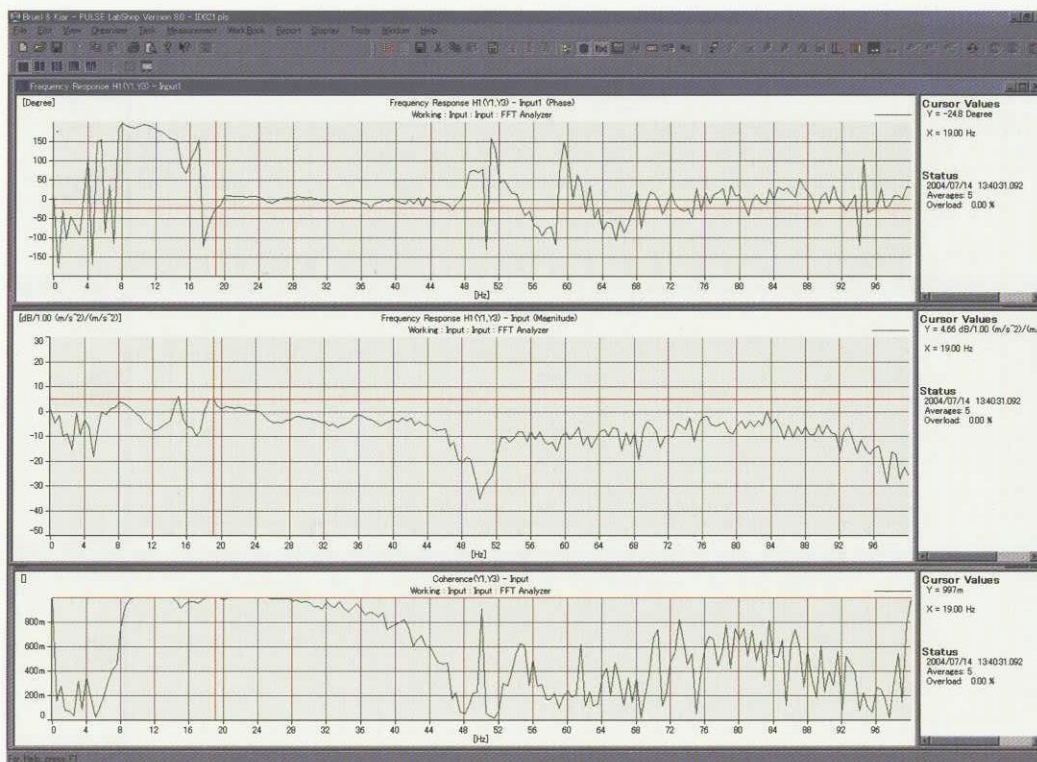


図 B-21 試験 ID Bfr-6 インパクト点センサ A2 近傍(-x 方向)
A1_y と A3_y の位相差

添付資料 C
防振機構 図面

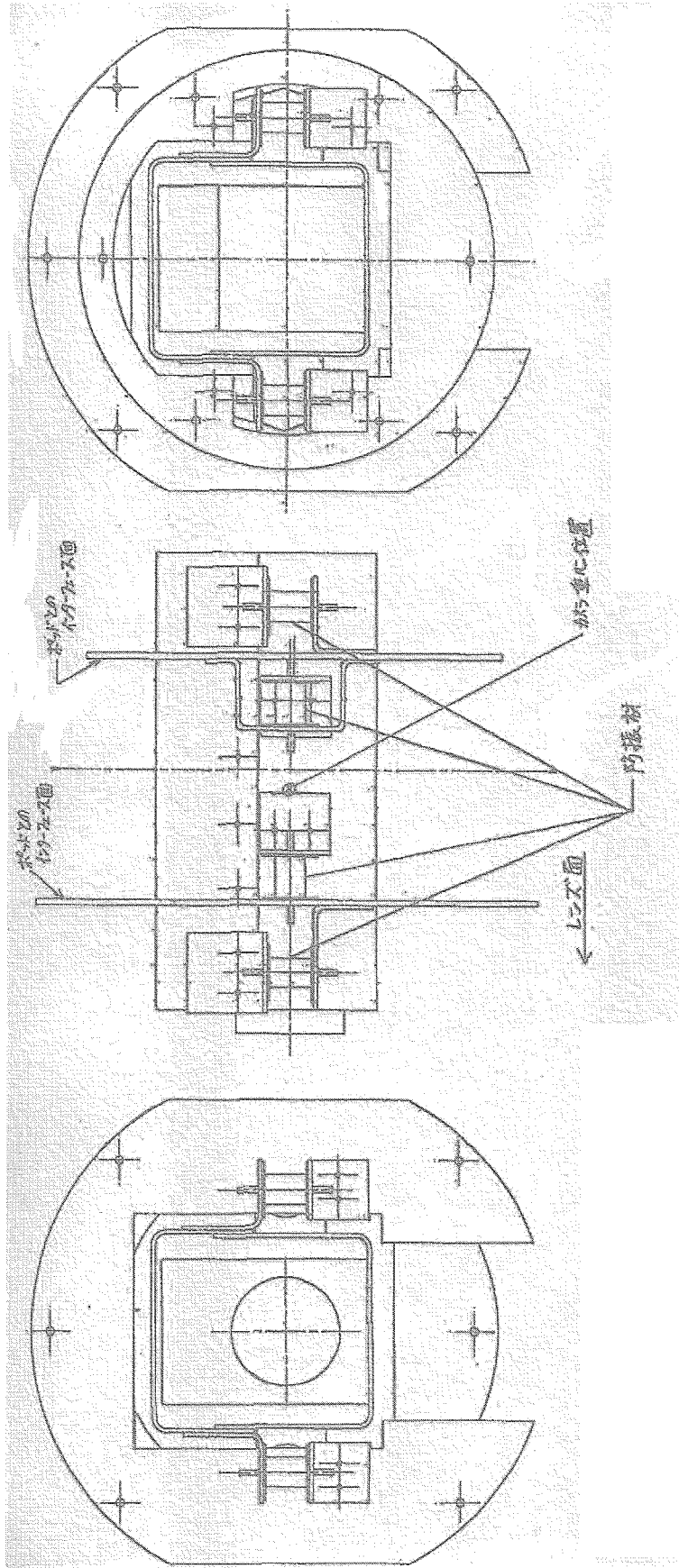


図 C-1 防振機構図面 (防振材 8 個)

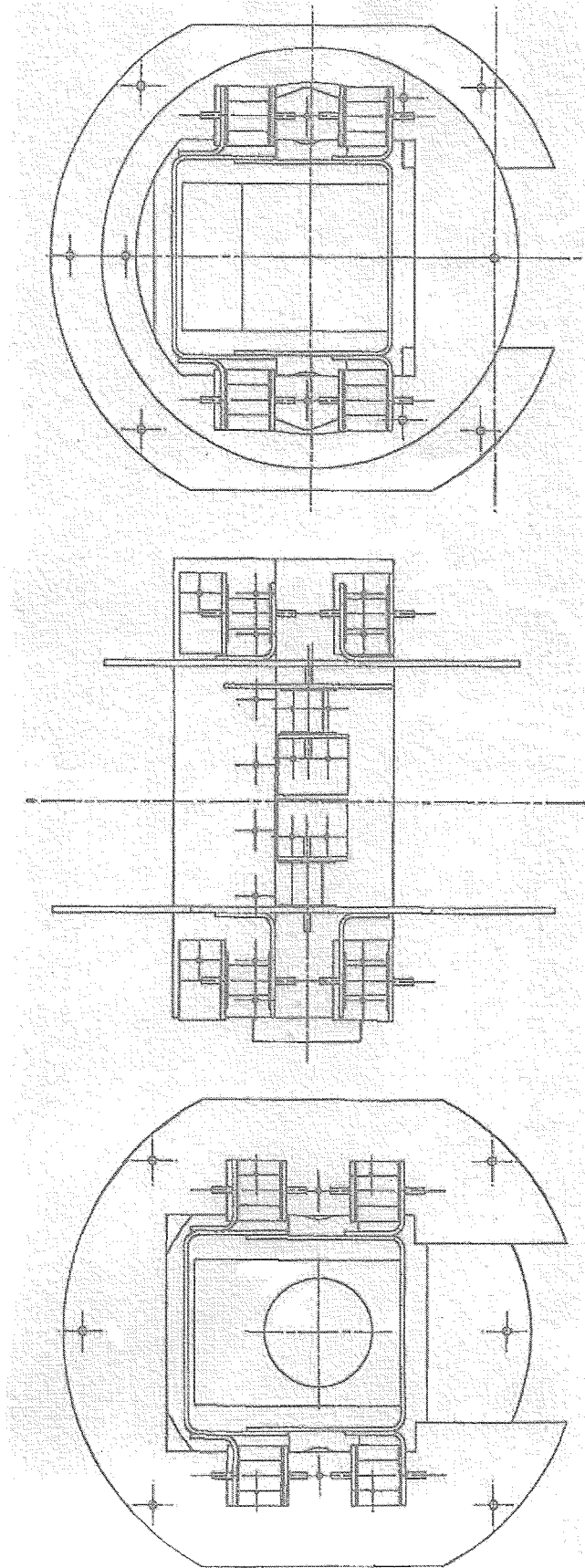


図 C-2 防振機構図面 (防振材 12 個)

添付資料 D

インパクト試験解析結果（防振設計後）

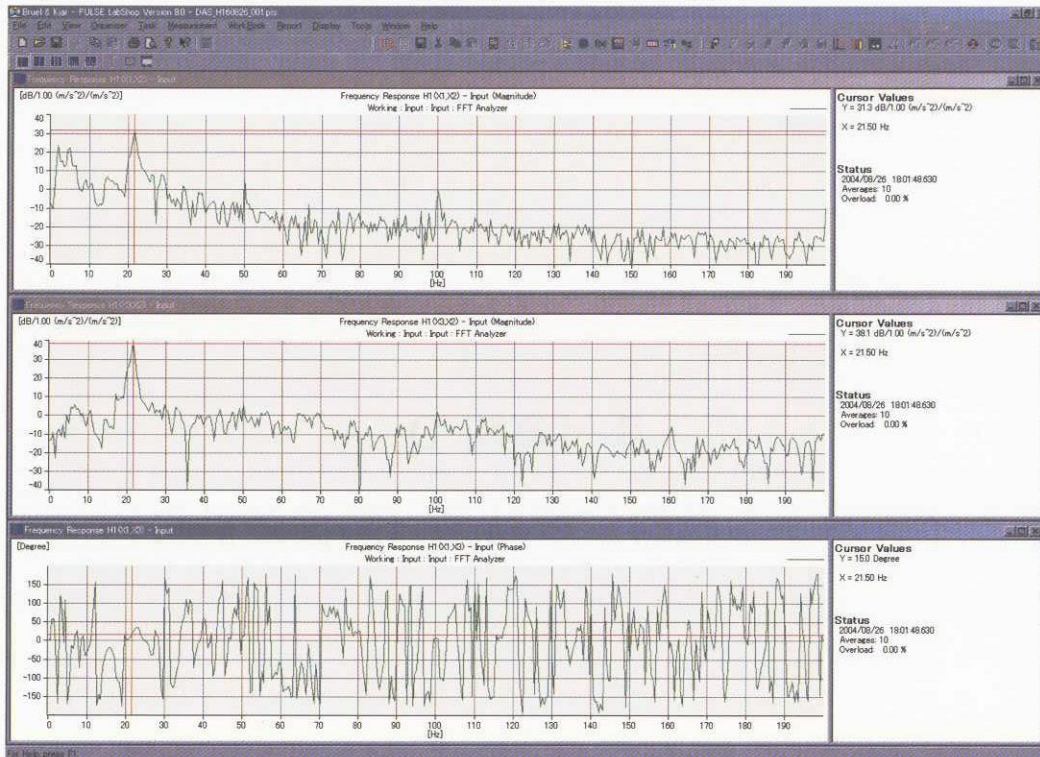


図 D-1 試験 ID Afr-1 インパクト点カメラポッド下部(+z 方向) バネ付き 1 2
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

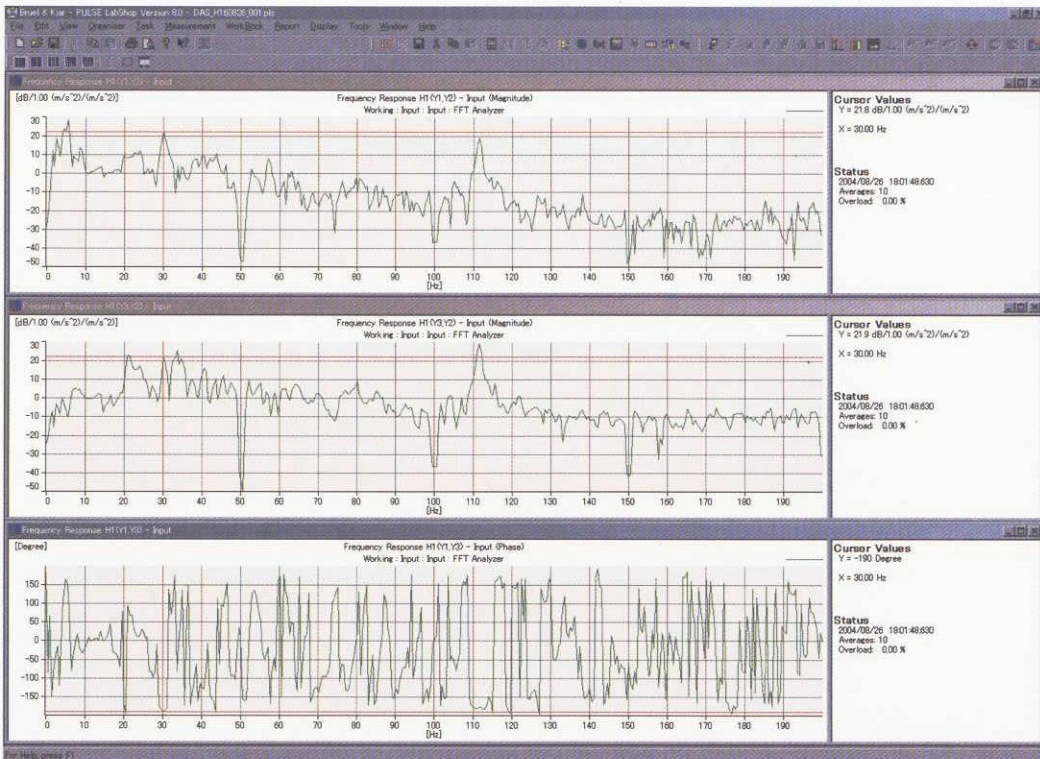


図 D-2 試験 ID Afr-1 インパクト点カメラポッド下部(+z 方向) バネ付き 1 2
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

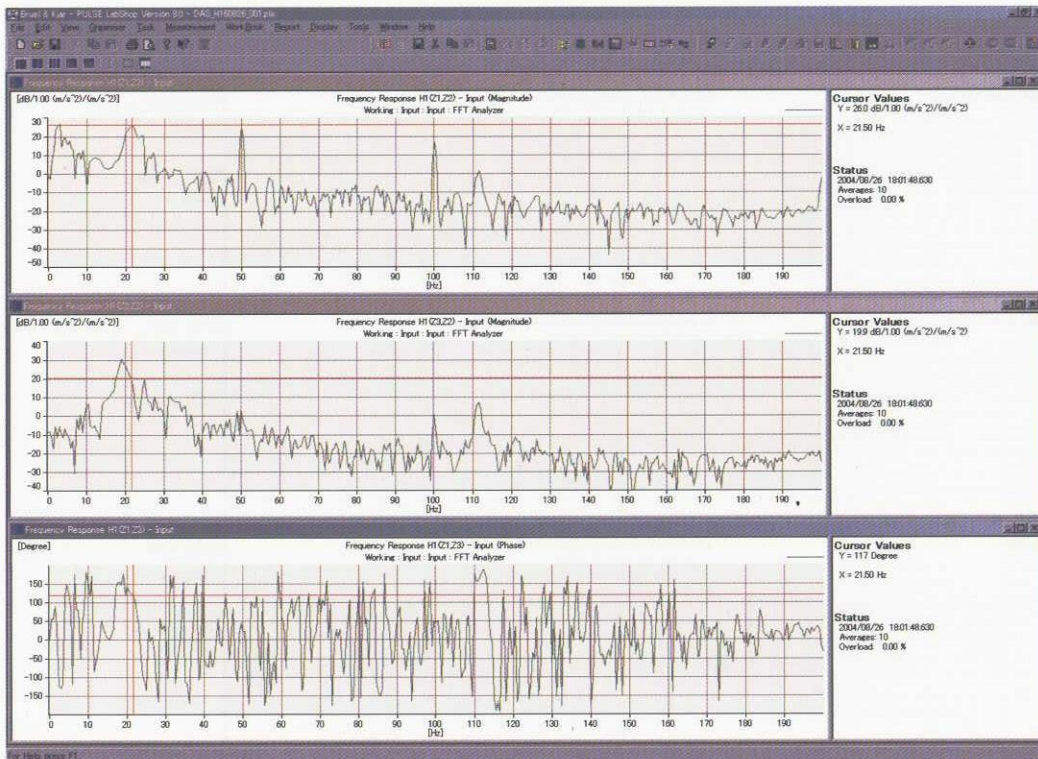


図 D-3 試験 ID Afr-1 インパクト点カメラポッド下部(+z 方向) バネ付き 1 2
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

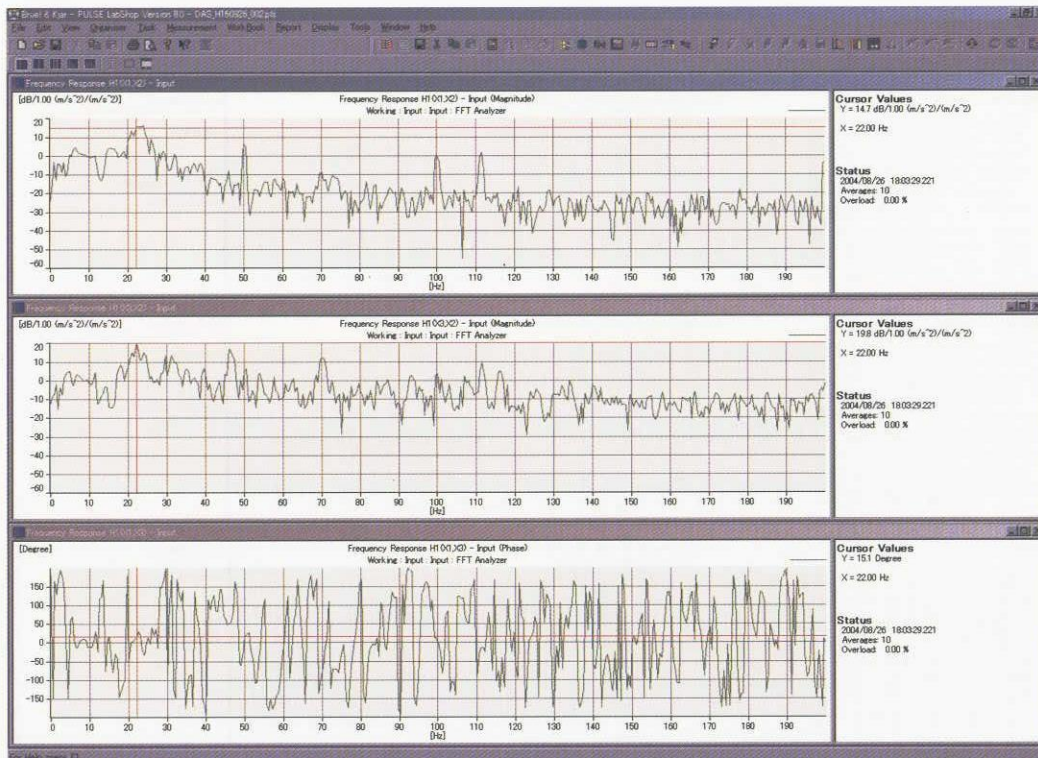


図 D-4 試験 ID Afr-2 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 1 2
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

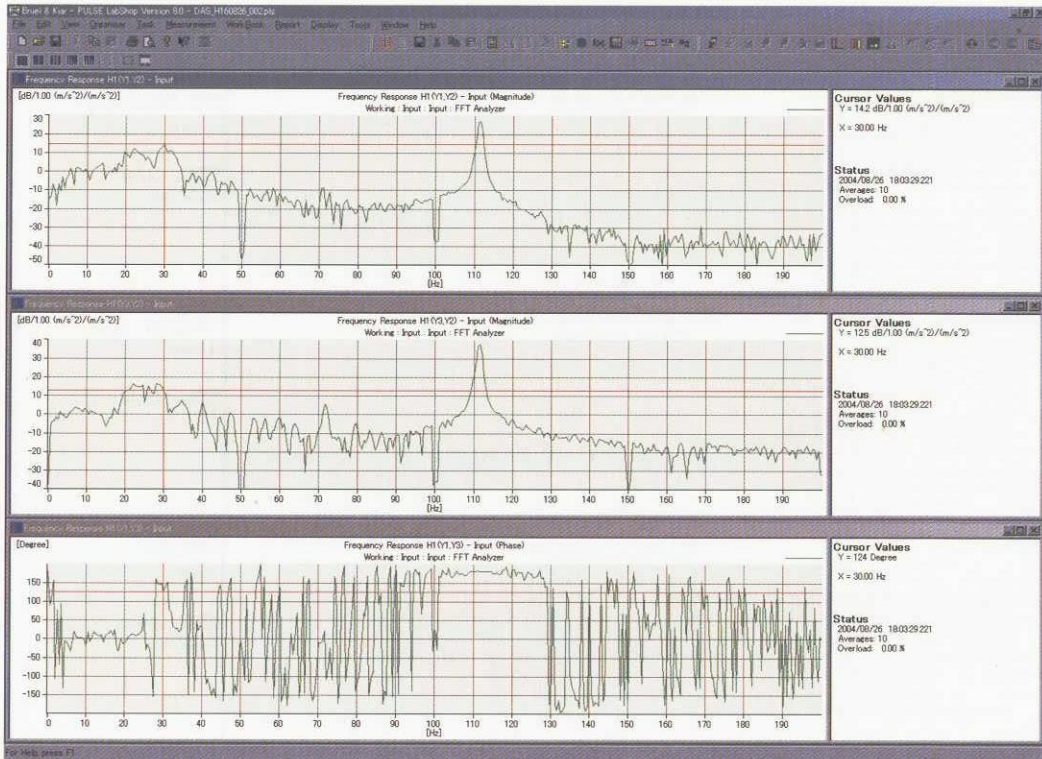


図 D-5 試験 ID Afr-2 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 1 2 A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

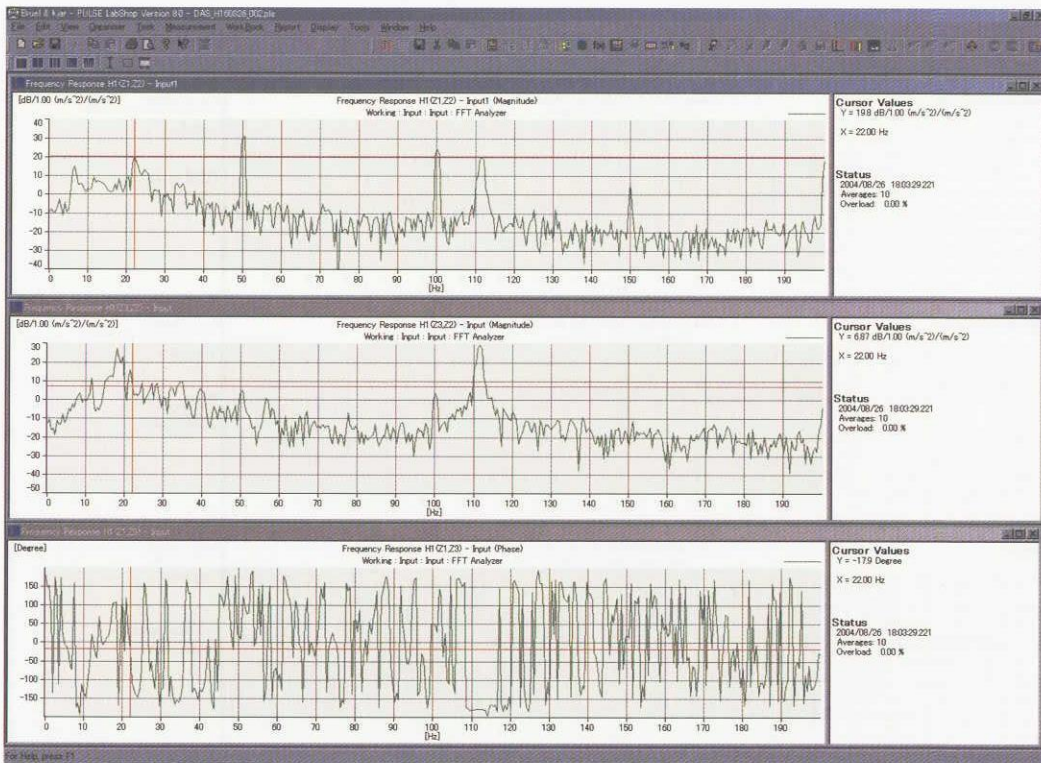


図 D-6 試験 ID Afr-2 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 1 2 A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差



図 D-7 試験 ID Afr-3 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 1 2
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

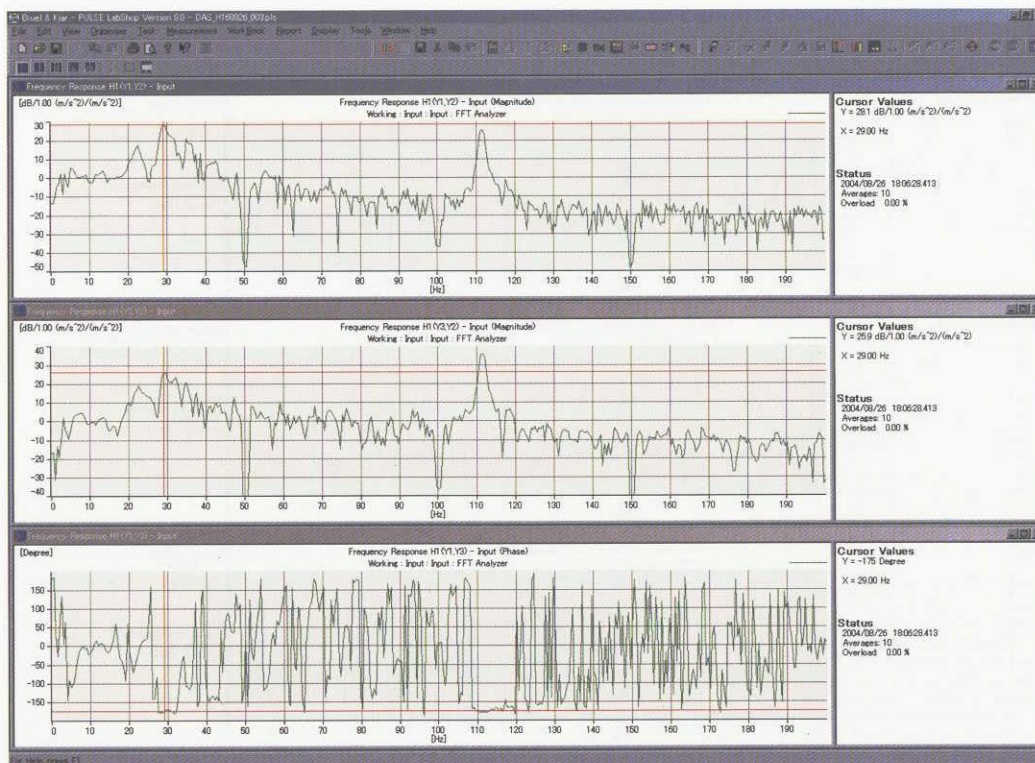


図 D-8 試験 ID Afr-3 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 1 2
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

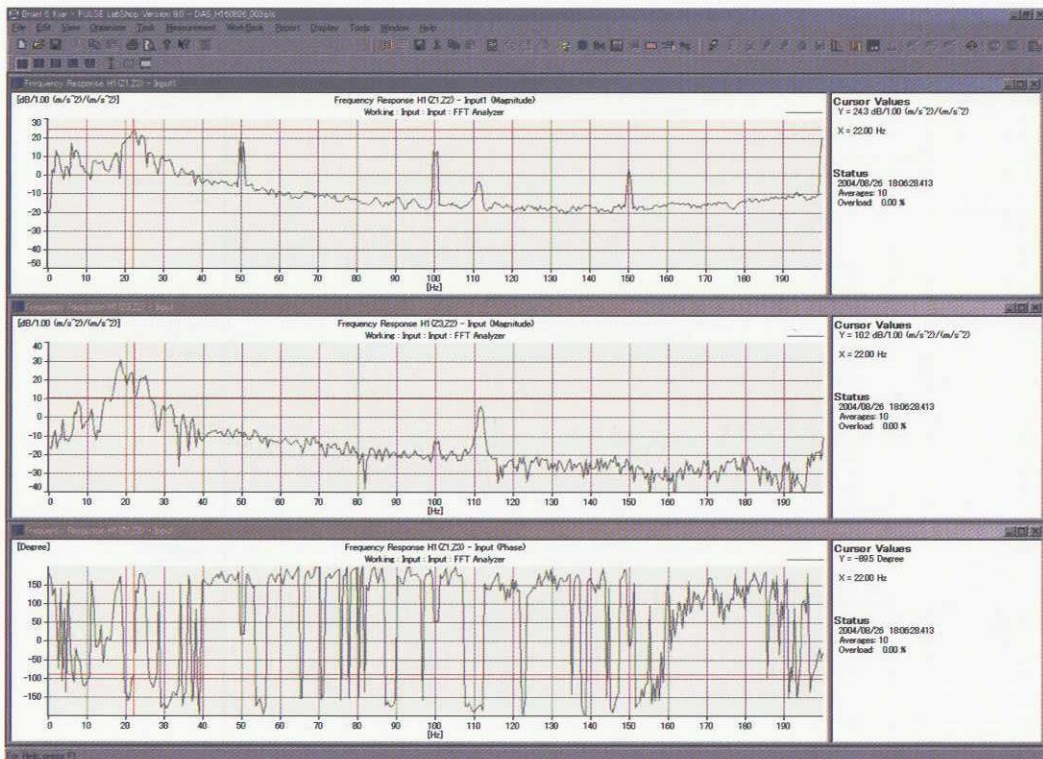


図 D-9 試験 ID Afr-3 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 1 2
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

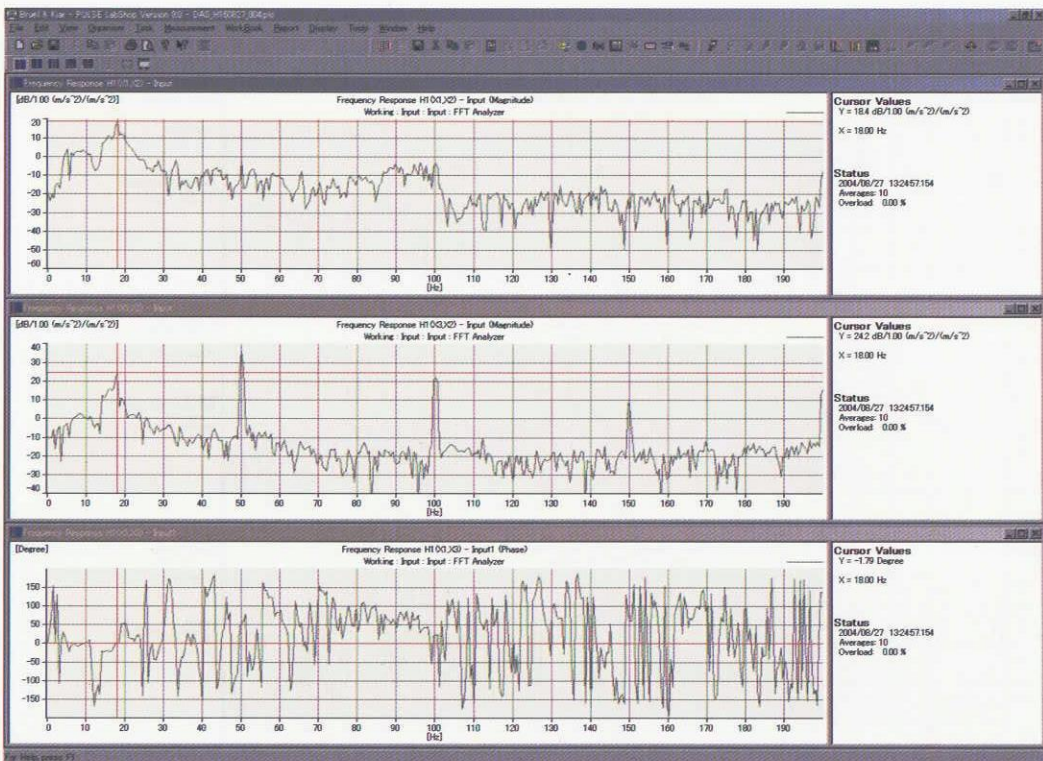


図 D-10 試験 ID Afr-4 インパクト点カメラポッド下部(+z 方向) バネ付き 8
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

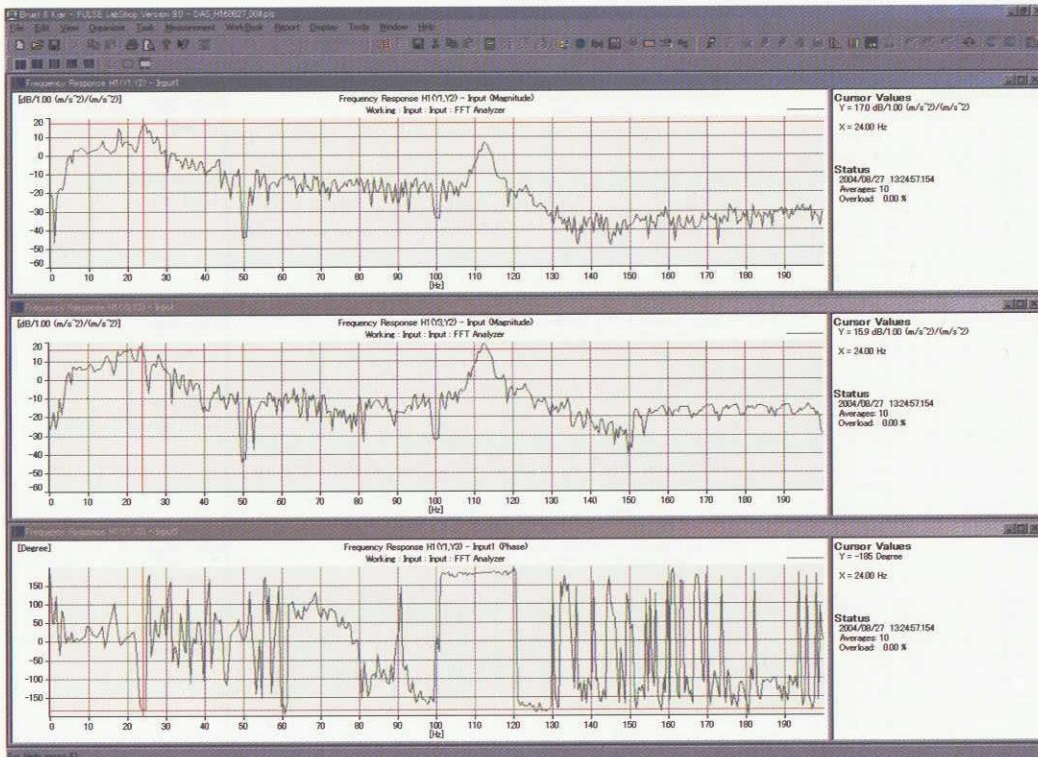


図 D-11 試験 ID Afr-4 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き8
A1_y及びA3_yのA2_yに対する伝達倍率、A1_yとA3_yの位相差

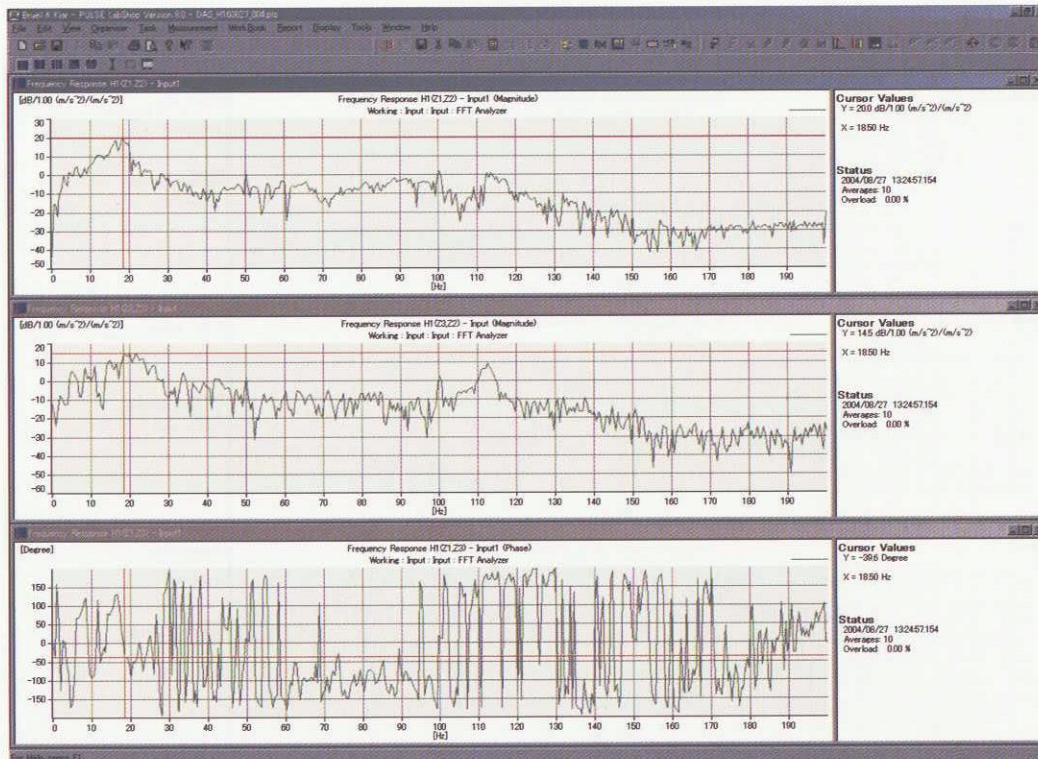


図 D-12 試験 ID Afr-4 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き8
A1_z及びA3_zのA2_zに対する伝達倍率、A1_zとA3_zの位相差

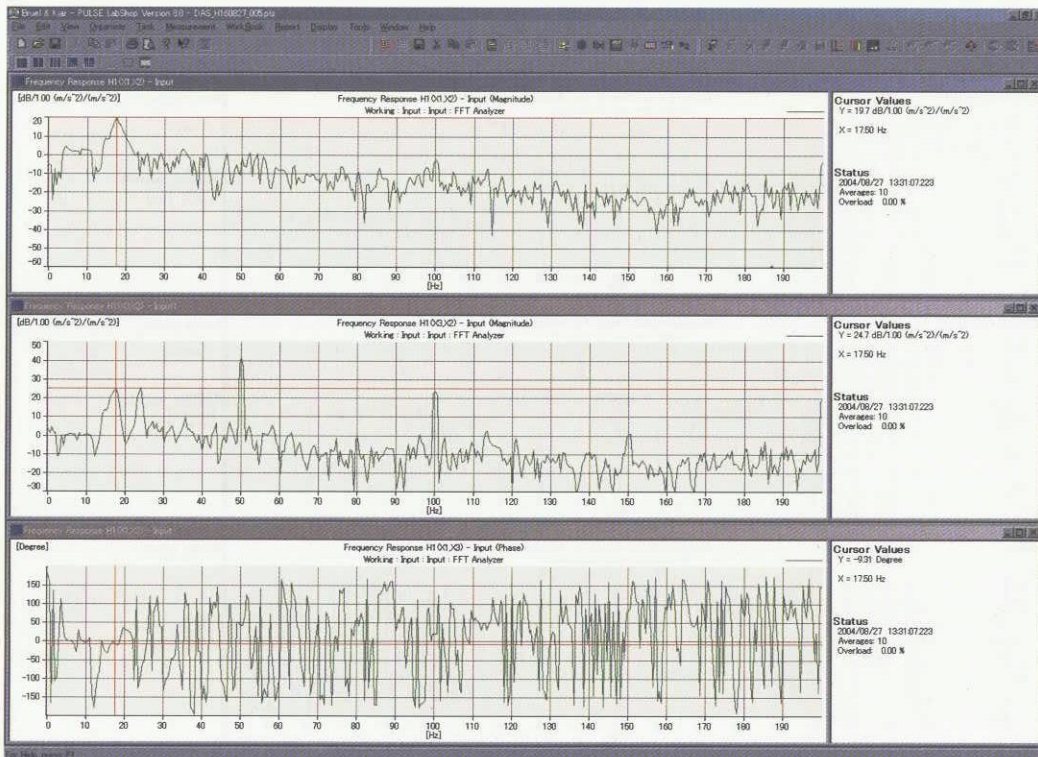


図 D-13 試験 ID Afr-5 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 8
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

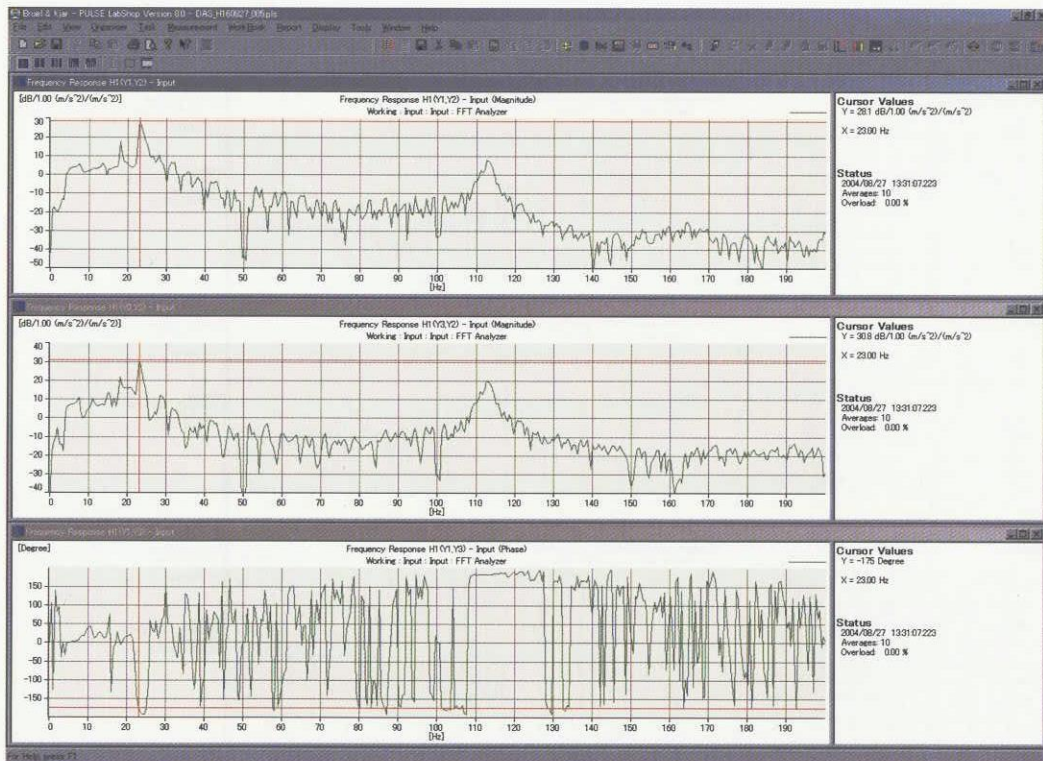


図 D-14 試験 ID Afr-5 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 8
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

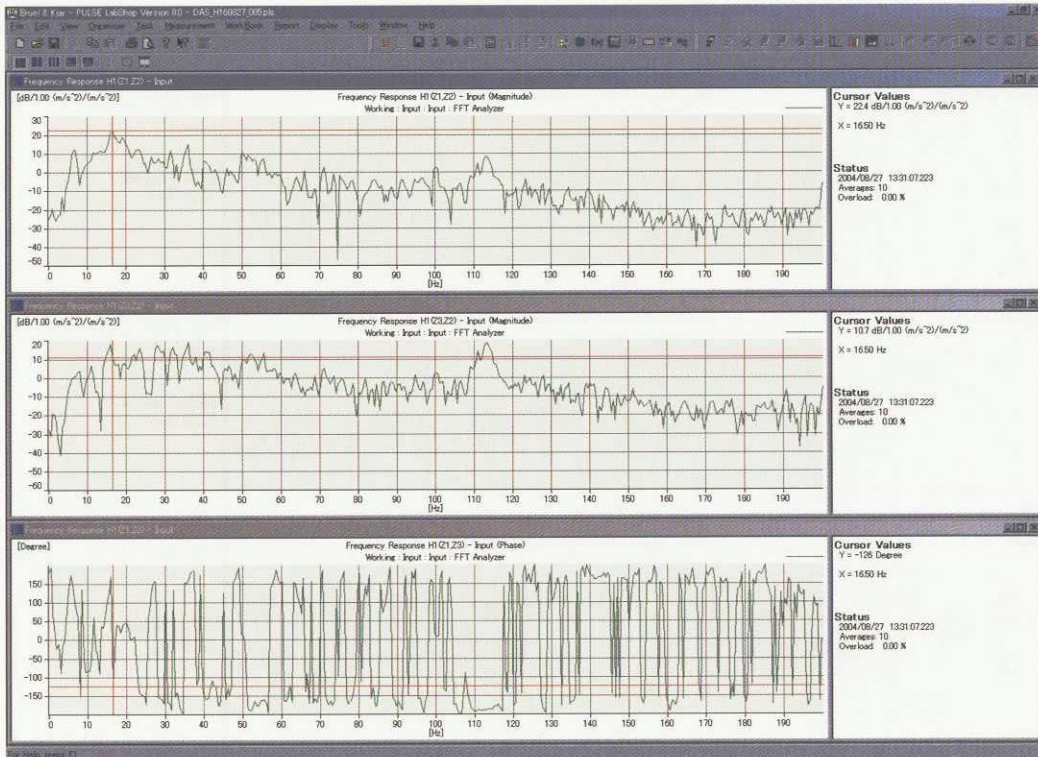


図 D-15 試験 ID Afr-5 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 8
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

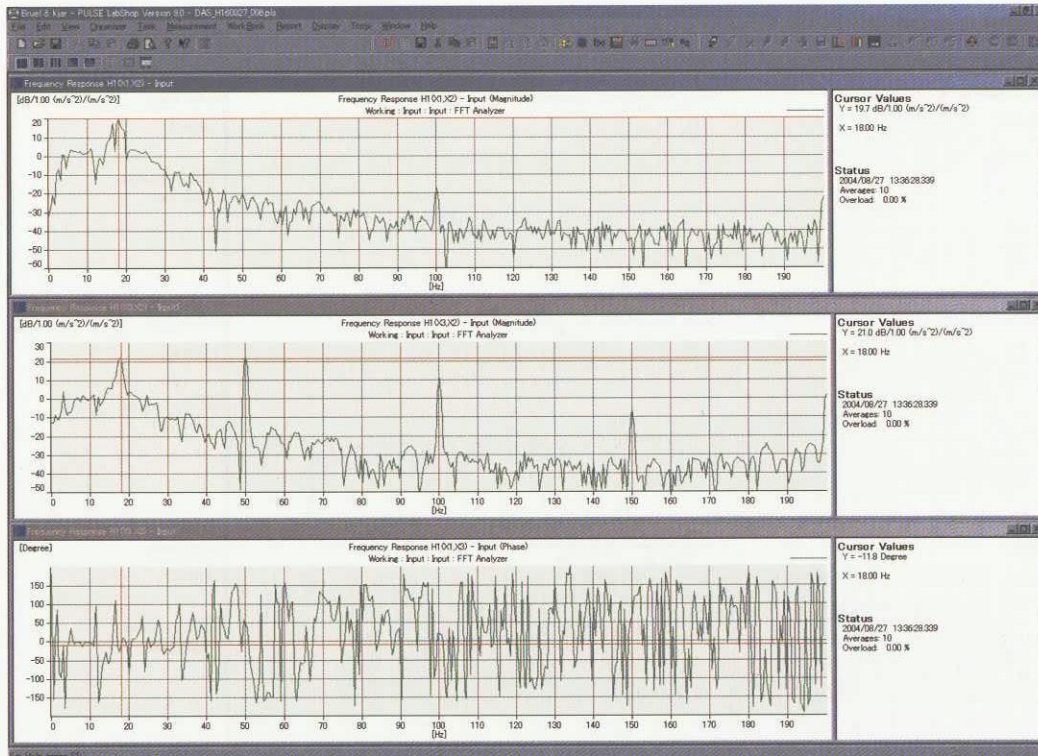


図 D-16 試験 ID Afr-6 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 8
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

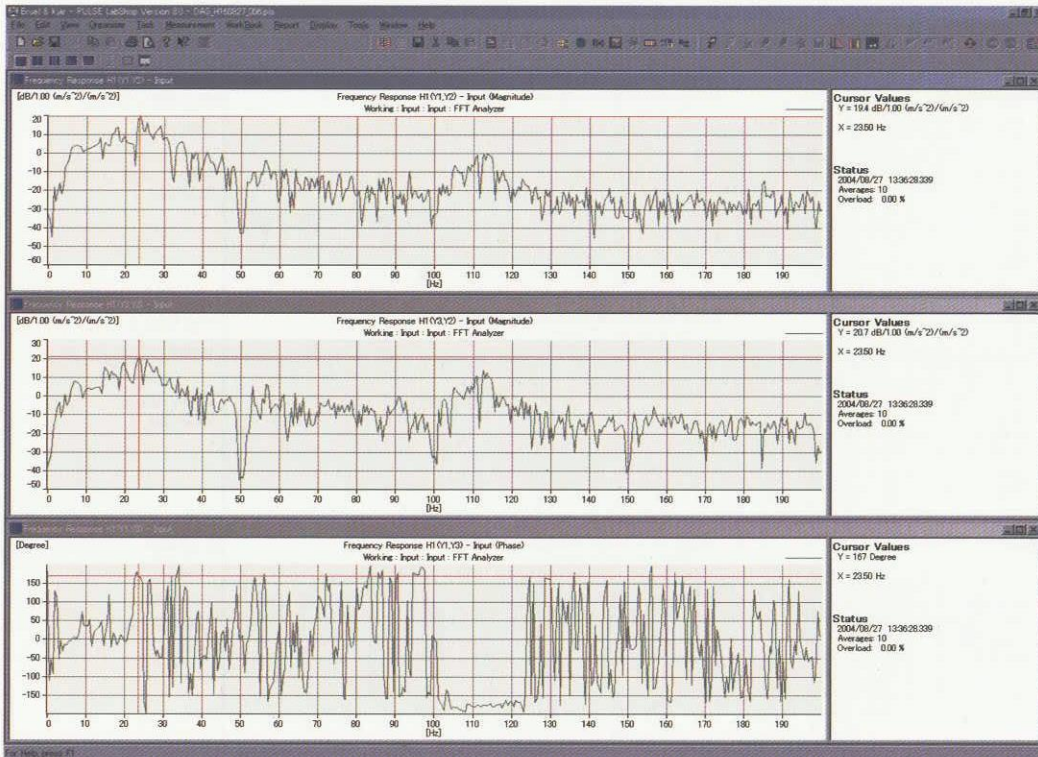


図 D-17 試験 ID Afr-6 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 8
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

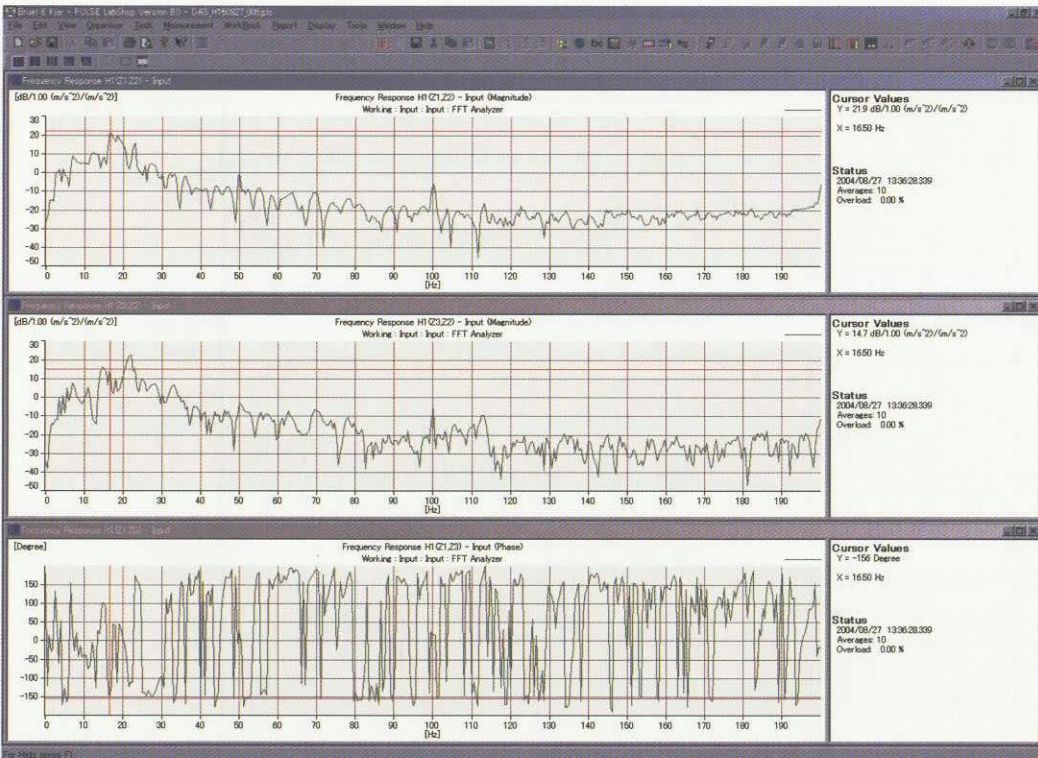


図 D-18 試験 ID Afr-6 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 8
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

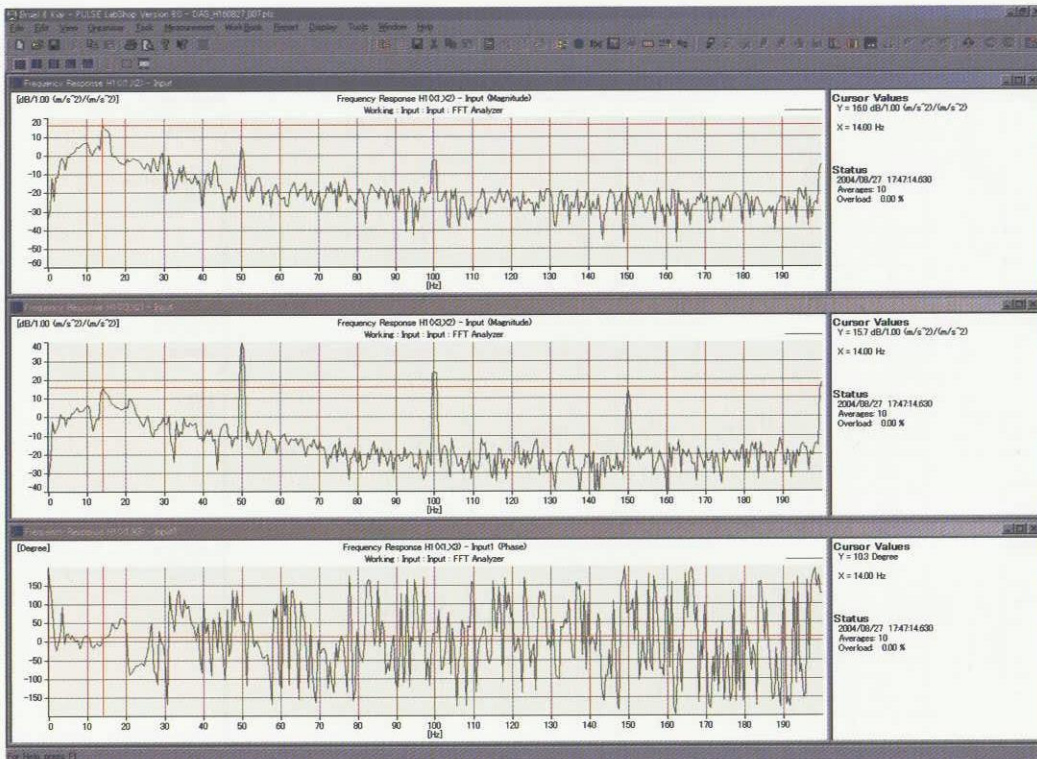


図 D-19 試験 ID Afr-7 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き4 & バネ無し8
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

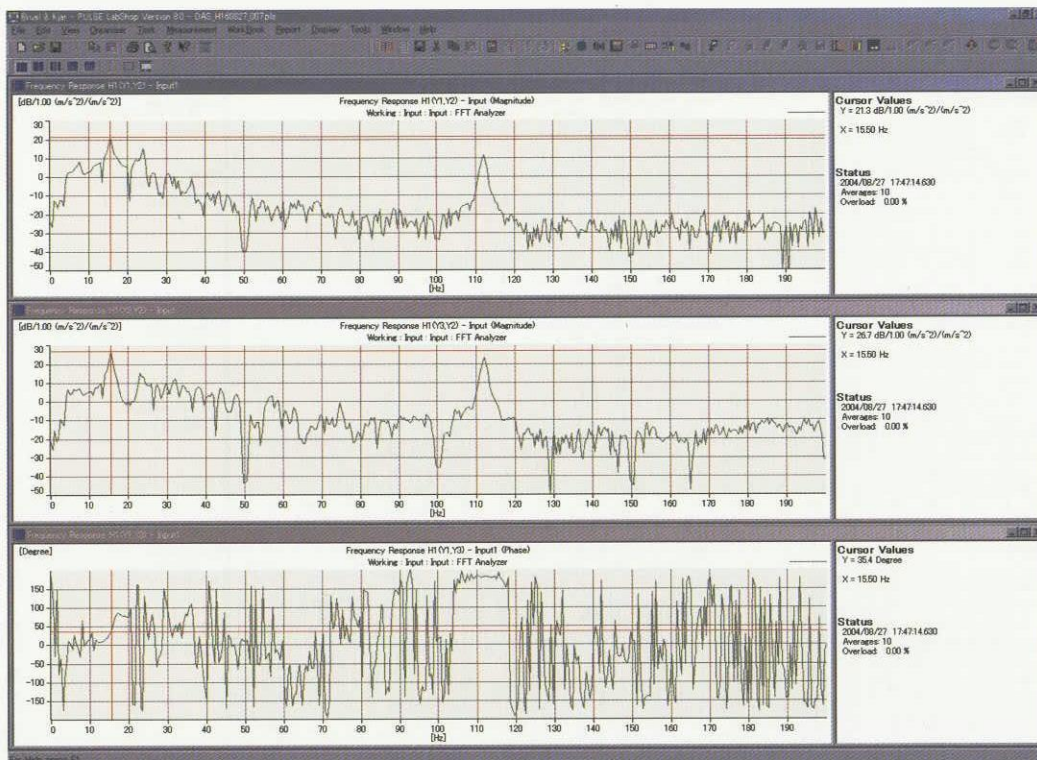


図 D-20 試験 ID Afr-7 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き4 & バネ無し8
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

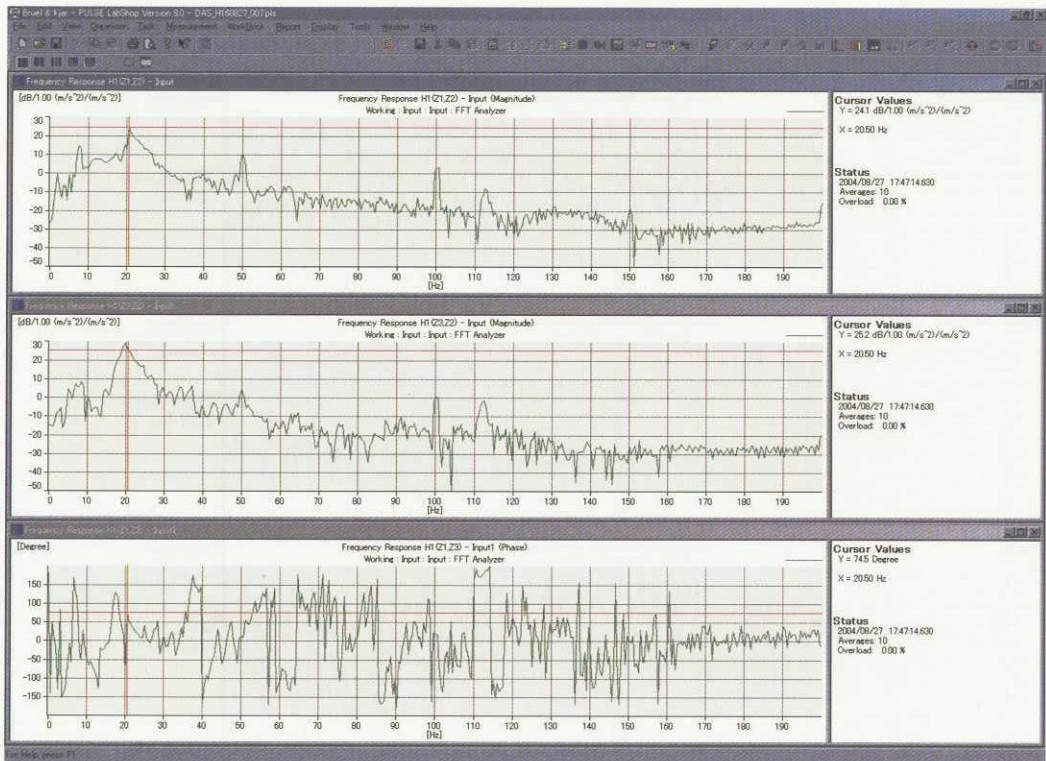


図 D-21 試験 ID Afr-7 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き4 & バネ無し8
A1_z及びA3_zのA2_zに対する伝達倍率、A1_zとA3_zの位相差

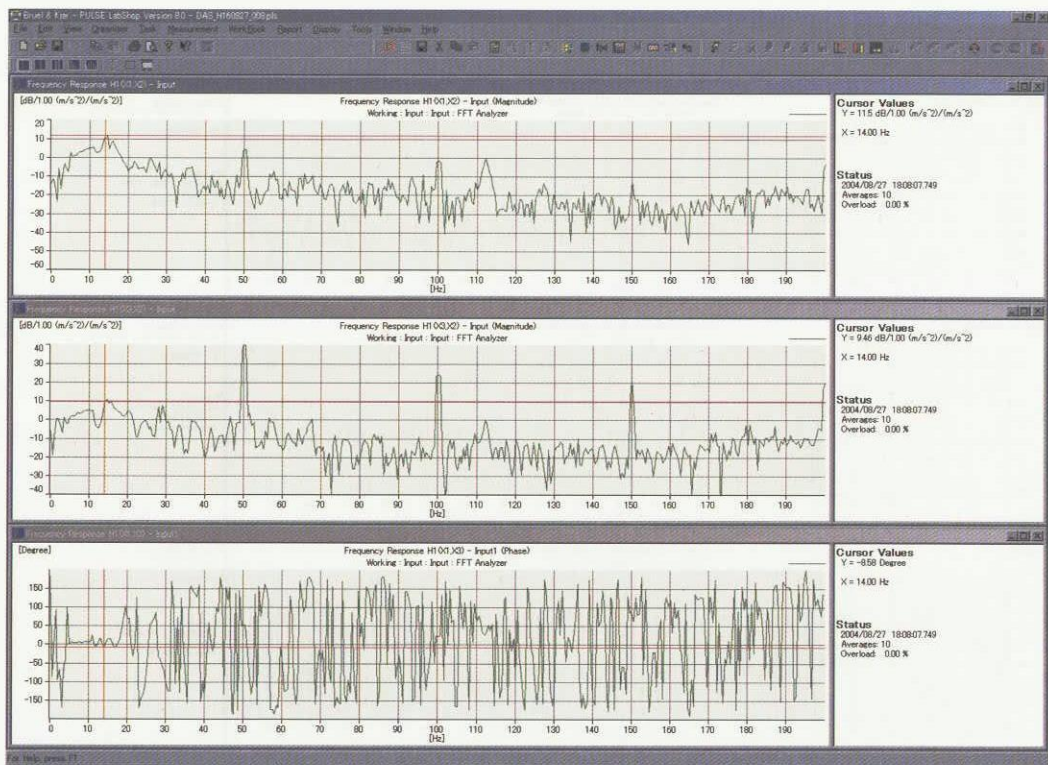


図 D-22 試験 ID Afr-8 インパクト点カメラポッド下部(-y方向) バネ付き4 & バネ無し8
A1_x及びA3_xのA2_xに対する伝達倍率、A1_xとA3_xの位相差

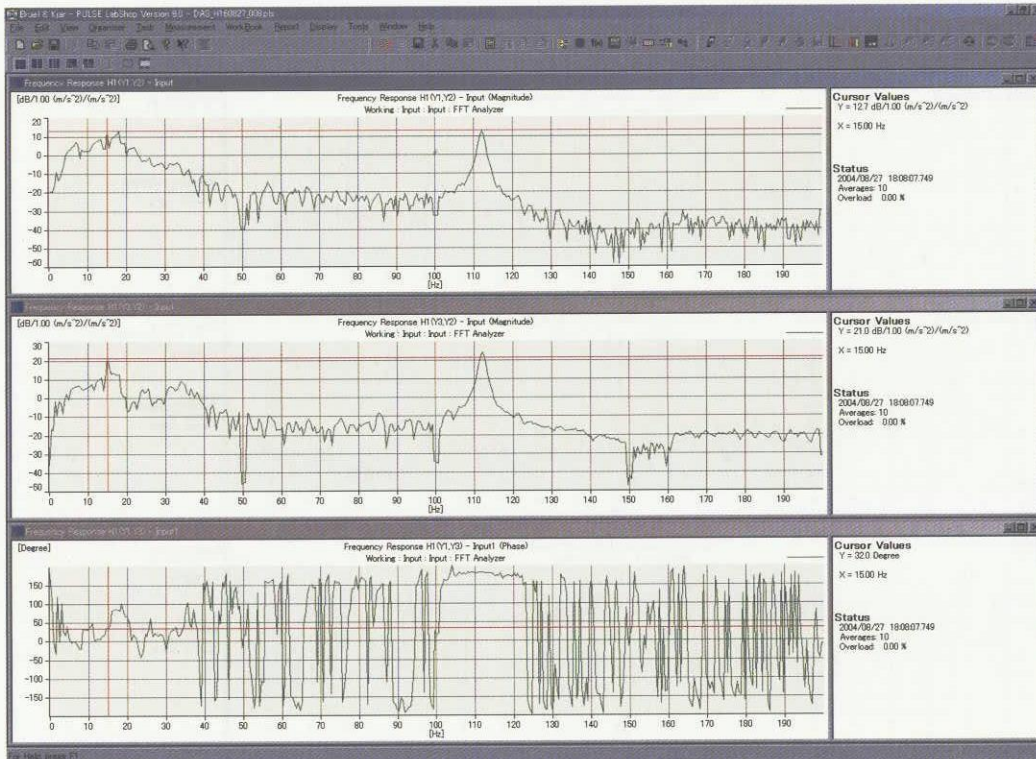


図 D-23 試験 ID Afr-8 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 4 & バネ無し 8
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

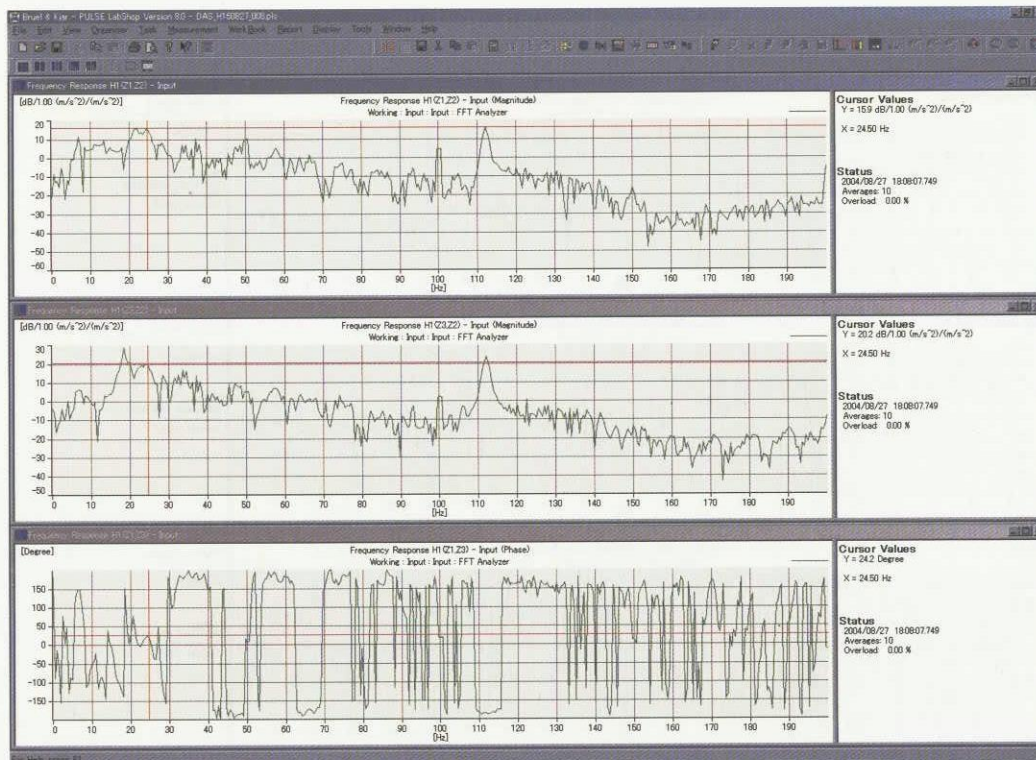


図 D-24 試験 ID Afr-8 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 4 & バネ無し 8
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

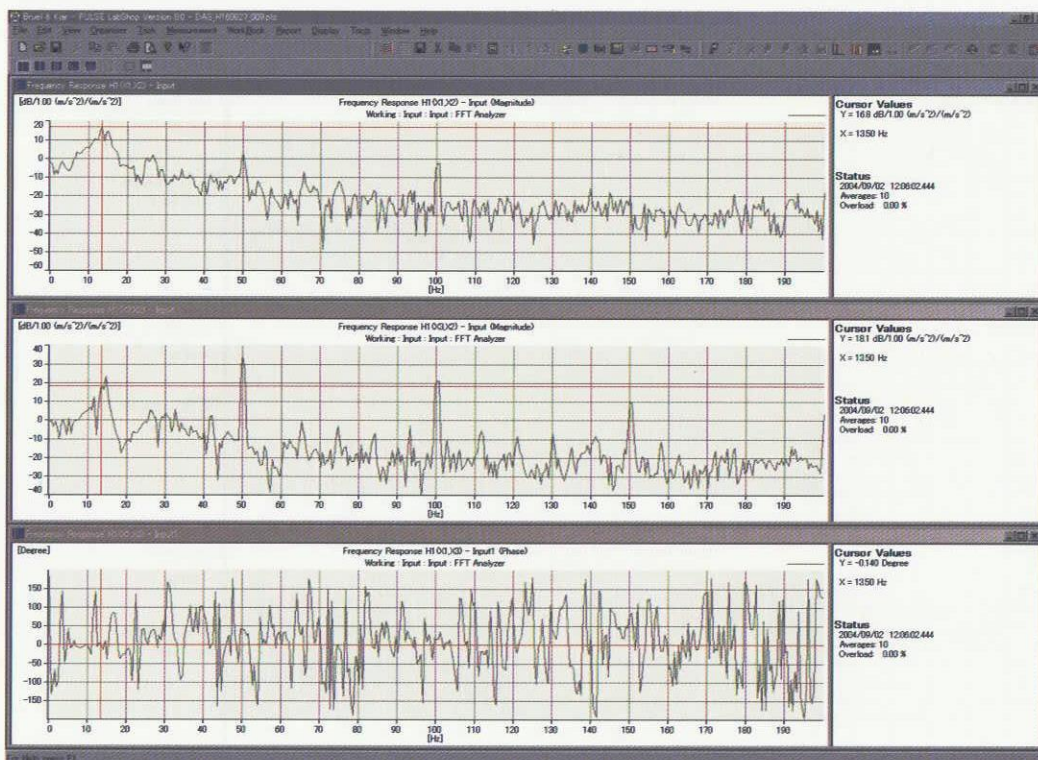


図 D-25 試験 ID Afr-9 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き4
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

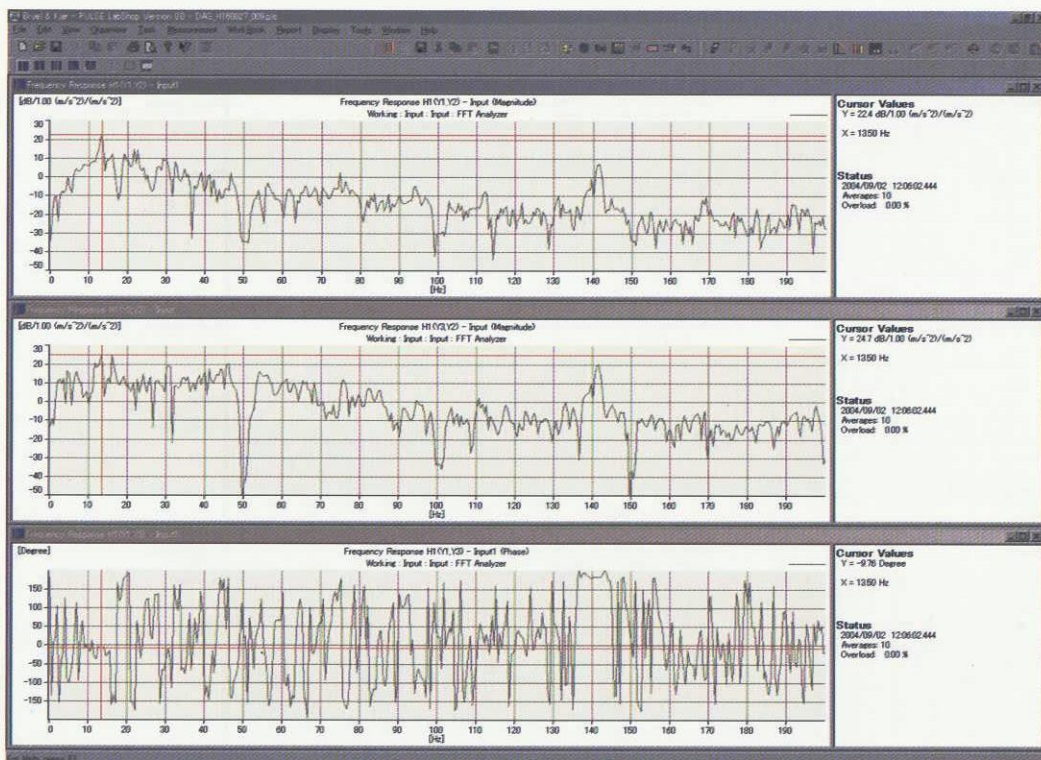


図 D-26 試験 ID Afr-9 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き4
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

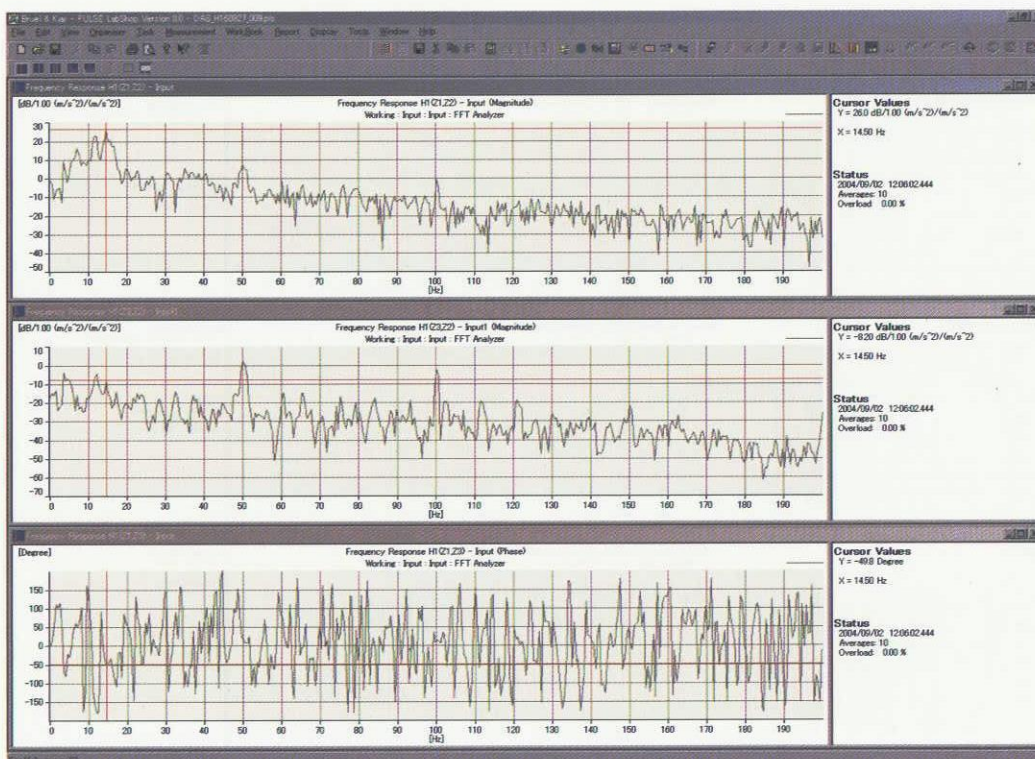


図 D-27 試験 ID Afr-9 インパクト点カメラポッド下部(+z方向) バネ付き4
A1_z及びA3_zのA2_zに対する伝達倍率、A1_zとA3_zの位相差

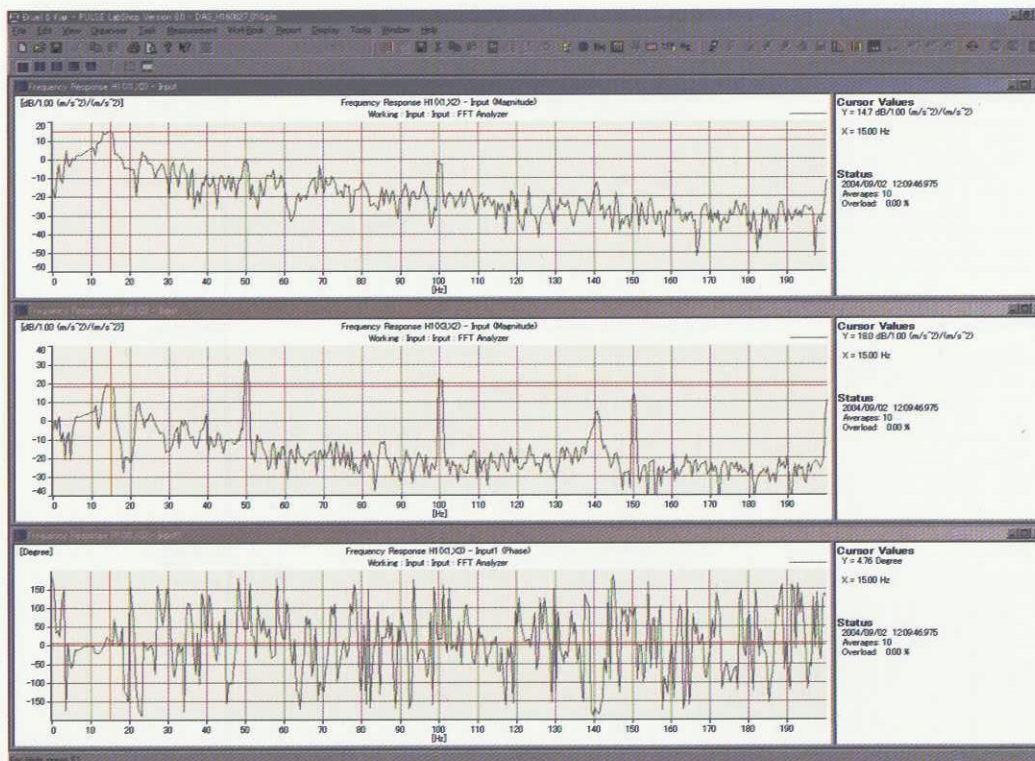


図 D-28 試験 ID Afr-10 インパクト点カメラポッド下部(-y方向) バネ付き4
A1_x及びA3_xのA2_xに対する伝達倍率、A1_xとA3_xの位相差

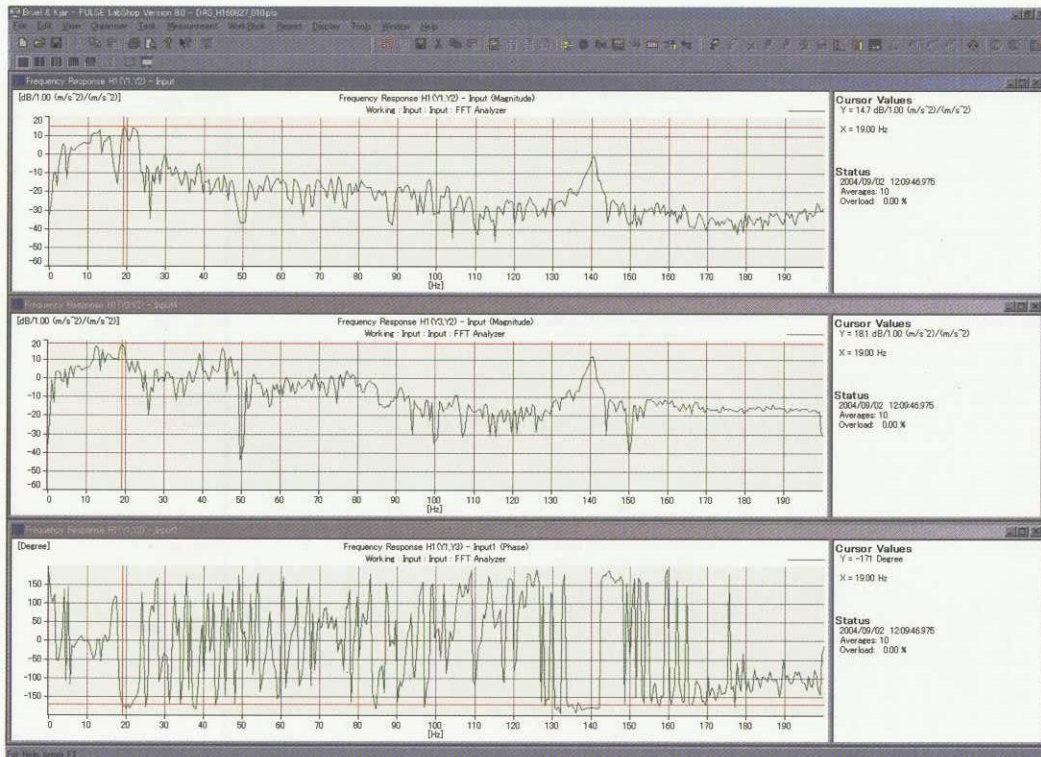


図 D-29 試験 ID Afr-10 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 4
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

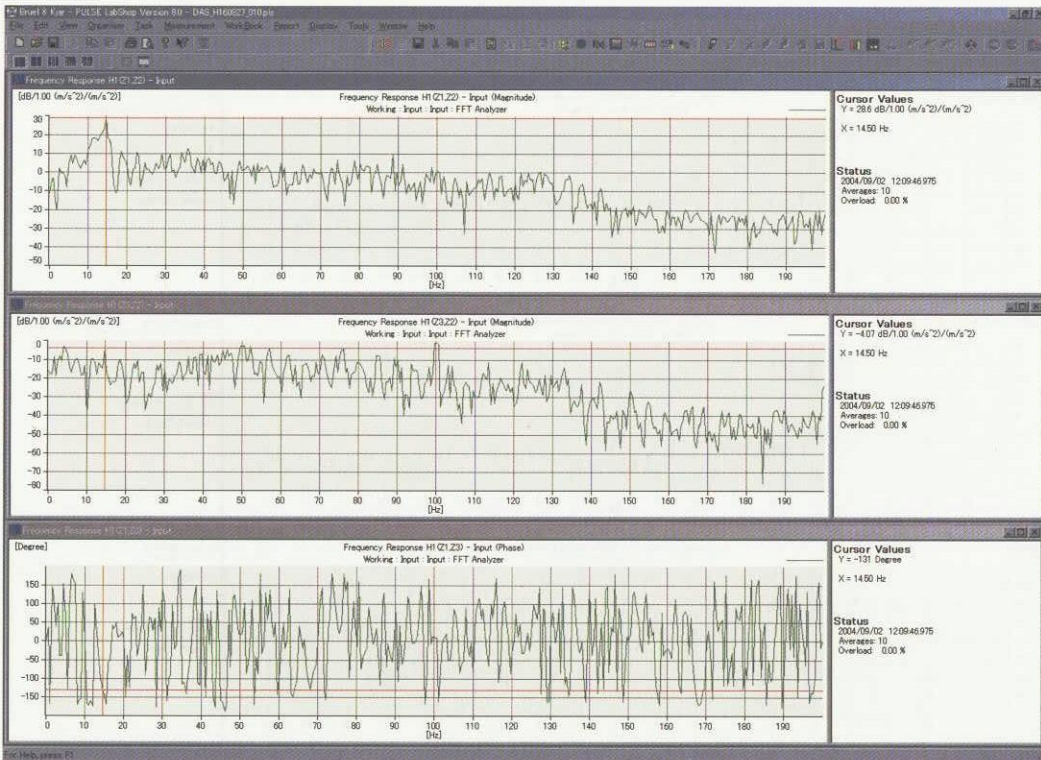


図 D-30 試験 ID Afr-10 インパクト点カメラポッド下部(-y 方向) バネ付き 4
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

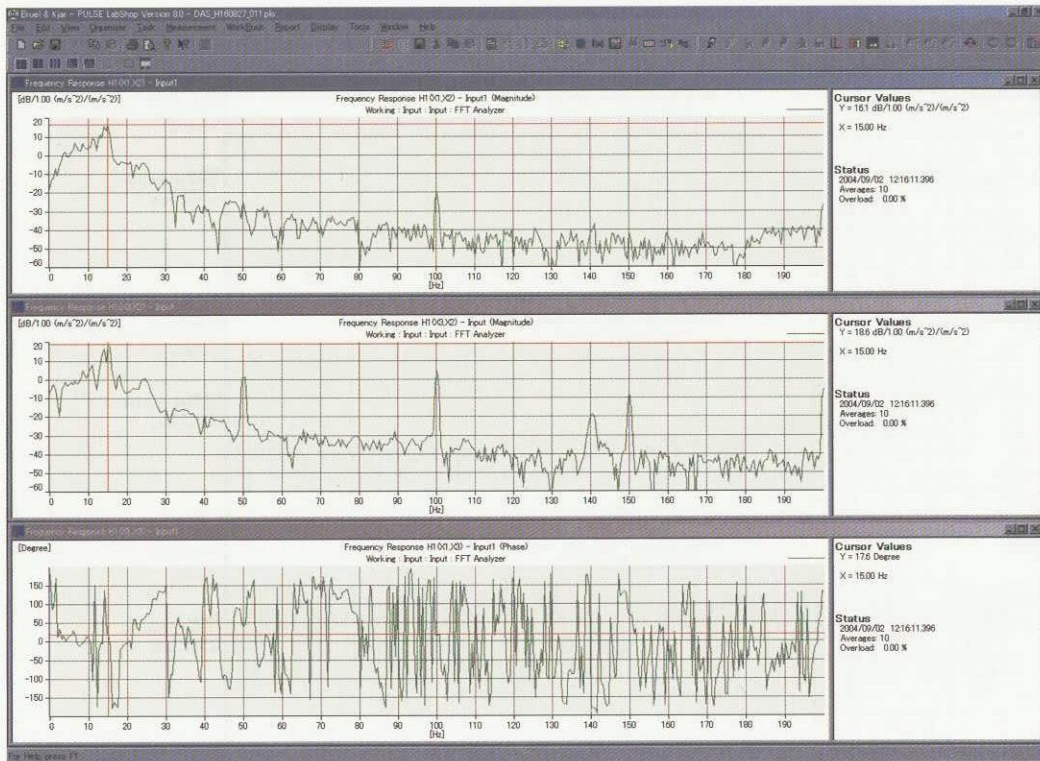


図 D-31 試験 ID Afr-11 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 4
A1_x 及び A3_x の A2_x に対する伝達倍率、A1_x と A3_x の位相差

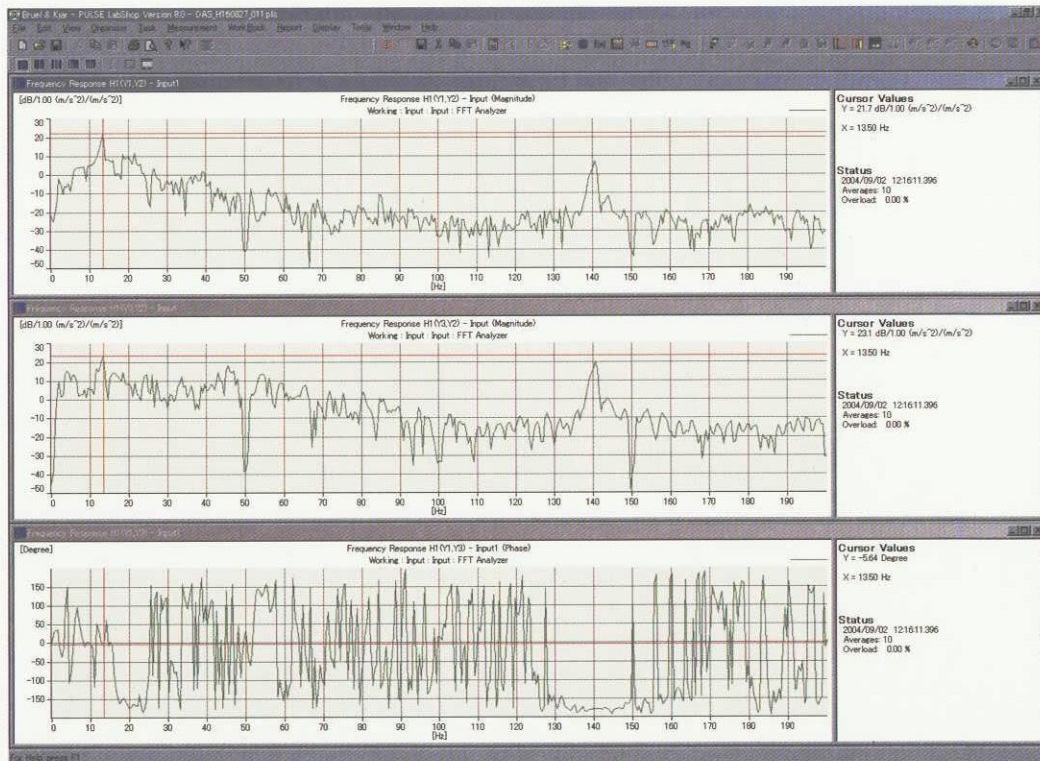


図 D-32 試験 ID Afr-11 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 4
A1_y 及び A3_y の A2_y に対する伝達倍率、A1_y と A3_y の位相差

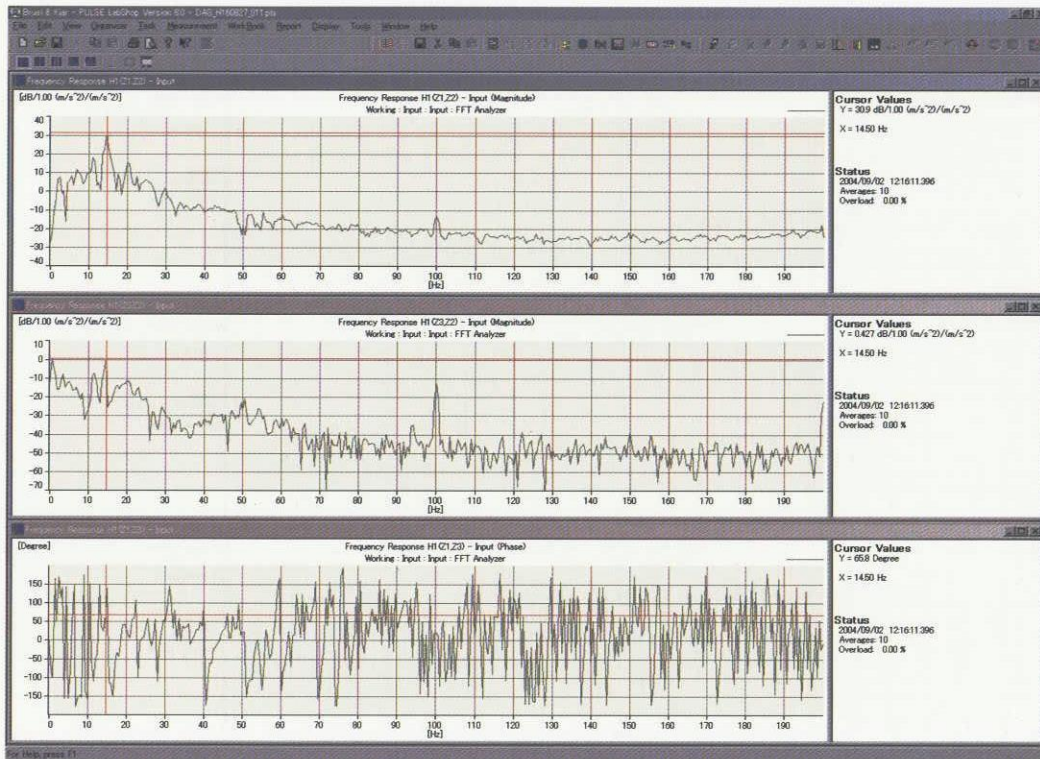


図 D-33 試験 ID Afr-11 インパクト点カメラポッド下部(-x 方向) バネ付き 4
A1_z 及び A3_z の A2_z に対する伝達倍率、A1_z と A3_z の位相差

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-020

発行日 2005年2月7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 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©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使用しております。

<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