

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 観測ロケットS-310-42号機における 飛行時機械環境の計測結果

竹内 伸介

2015年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 観測ロケット S-310-42 号機における飛翔時機械環境の計測結果 竹内伸介\*<sup>1</sup>

## Measurement of Mechanical Environment in Flight of Sounding Rocket S-310-42 Shinsuke Takeuchi\*<sup>1</sup>

### Abstract

Measurements of on-board acoustic / vibrational environment were carried out in the flight of sounding rocket S-310-42. The on-board and commercial-off-the-shelf measuring system was developed for the sounding rocket at a low cost in this experiment. As the result of analysis for measured data, some sinusoidal vibrations are dominant in the flight environment.

**Key words:** Sounding Rocket, Mechanical Environment, Vibration Measurement

### 概要

観測ロケット S-310-42 打ち上げ時に搭載機器の音響及び振動の計測を行った。民生品を組み合わせた廉価な搭載計測装置を開発し、質の良いデータの取得に成功した。計測されたデータを分析したところ、飛翔中の振動環境は非常に正弦波振動が卓越している事が判明した。

### 1. 背景

観測ロケット S-310 の搭載機器機械環境試験及び頭胴部システム振動試験には伝統的に正弦波掃引による環境が定義されている。(表 1 参照) 正弦波掃引試験は試験時間が長く、またランダム振動試験と比較して共振周波数で鋭い共振が発達しがちであるため、搭載機器類の開発者からは過剰な試験ではないかとの意見とともに見直しの要望があげられている。本来正弦波掃引試験を設定した理由としては、モーターの地上燃焼試験の際に燃焼振動が強かったためなどの伝聞は残されているものの、根拠となるデータ類が残されていないため、環境の見直しは難しい状況であった。そのため、2013 年 7 月 20 日に打ち上げた観測ロケット S-310-42 号機の飛翔中の振動計測を実施すべく計測機器を開発し、無事質の良いデータを取得する事に成功した。本報告にてその装置概要の説明と計測データの整理・分析を行う。

---

\* 平成 26 年 12 月 10 日受付 (Received 10 December, 2014)

<sup>1</sup> 宇宙科学研究所宇宙飛行工学研究系

(Department of Space Flight Systems, Institute of Space and Astronautical Science)

## 2. 搭載装置

振動データの計測は2個の搭載装置、デジタルデータ処理を行う CPU と、センサからのアナログデータの取得及びデータのデジタル化を行う VINS の組み合わせによって行った。CPU は USB ホスト I/F、VINS は USB クライアント I/F を持ち、両者は USB を用いて結合されている。また CPU は観測ロケット用 PI-AVIO/CI-AVIO で標準化された I/F (電源・テレメータ・タイマー) を持ち、S-310-42 号機実験では CI-AVIO に接続されている(注:S-310-42 号機実験では PI-AVIO は非搭載であった)。本搭載装置は民生品を組み合わせることで製作しソフトウェア等もインハウスで開発しており、搭載装置2個合わせて製作費百万円弱、センサ類のコストを含めても百数十万円台中～後半と安価に仕上がっているのも特徴である。CPU 及び VINS の構成・接続の概要を図1に示す。

### 2.1 CPU

CPU は、S-520-28 号機実験で画像取得に用いた GPU/PC と同一のハードウェアである。このハードウェアは CPU ボード Conga 社製 CAx、キャリアボード Conga 社製 Cdebug、FPGA ボード Actel 社製 M1A3PL の3枚のボードで構成され、電源供給用の DC/DC コンバータ Asia Electronics 社製 BPS24-12S4.2A と共に一つの箱に収められている。CPU ボード～キャリアボード間は COM-Express バスで、キャリアボード～FPGA ボード間は USB で接続されている。外部に対してはキャリアボードから USB が1端子、FPGA ボードからテレメータ出力用 D-sub 9S コネクタが1個、その他、電源/タイマー信号用 D-sub 9P コネクタ1個(電源は DC/DC コンバータに、タイマー信号は FPGA ボードにそれぞれ接続されている)、汎用の D-sub 9S コネクタ (FPGA ボードに接続、本実験では未使用) が用意されている。電源は DC/DC コンバータを経由してキャリアボードに供給され、CPU ボードにはバス経由、FPGA ボードには USB 経由で供給される。

CPU ボードにはオンボードで 2GB の SSD が搭載されており、現状では汎用の OS である LINUX (OpenSUSE 12.2) がインストールされている。OS からは FPGA ボードはシリアルポートとして認識されており、ポートの読み書きでデータのやり取りが可能である。OS からポートに出力されたデータは FPGA で処理されてテレメータに伝送され、また逆にタイマー信号は FPGA で処理された後、ポートにデータとして入力される。なおテレメータのワードアサインの変更は FPGA プログラムの書き換えによって対応可能であり、他の観測ロケット実験にも流用が容易となっている。

### 2.2 VINS

VINS は8台の歪ゲージ用アンプ及び NI 社の USB 接続 A/D コンバータ USB-6009 から構成されている。8個の歪ゲージ式センサを接続し、それぞれの出力電圧を計測し、A/D 変換してデジタル出力する事が可能である。歪ゲージアンプは、2V のブリッジ電圧供給機能と、1000 倍の電圧増幅機能を有する。VINS に接続されているセンサ類を表2に、センサ計測位置を図2に示す。

### 3. 取得データ

上記各センサの出力を 5kHz でサンプリングし、点火時刻 X に対して点火 20 秒前 (X-20) ~ 点火 60 秒後 (X+60、以降時刻に関しては X とそこからの秒数を+で追記する相対表記を用いる) のデータの取得を行った。取得データは CPU 中に記録して X+60 以降に繰り返し 3 度再生を行い、テレメータロックオフによるデータの欠けを極力減らしている。リアルタイム送信も含めた 4 回分のデータをマージして最終の計測データとした。図 3~図 10 に燃焼中 (おおよそ X+0~X+25) の各計測位置の時系列波形と PSD のスペクトログラムを示す。なお PSD は 0.1024s ごとの時刻 (Z とする) に Z~Z+0.4096s のデータ (2048 個) と、Z+0.002s~Z+0.4098s (同) のデータをそれぞれ FFT 処理後平均化して、時刻 Z における PSD として計算した (オーバーラップ率 99.9%)。FFT 処理時には使用する入力データの平均値を求めて各データから差し引く事で、DC 成分の影響を除去している。また PSD の計算において当初は窓関数の適用を行ったが、今回取得した加速度データは S/N 比が余り良好でないため窓関数を使用すると振動成分が減ってノイズの影響が大きくなり却って見難くなる事、今回のデータでは特定の周波数が非常に強いピークを示すためデータの区切りでの不連続の影響はそれに埋もれて見えない事、の観点から窓関数を適用せず PSD を計算した。また波形グラフには縦軸の範囲外に飛んでいるデータが多々あるが、これらはデータ上の最大値 (0xffff) もしくは最小値 (0x0000) を取っており、テレメータの受信時に発生した問題であると考えられる。PSD の計算は、上記の不良データには直前の値を入れて計算を行っているため、若干の誤差を含む可能性がある。特に X+21 付近に不良データが連続している時間帯があり、この時間帯では同じ値が続くため特に高周波領域での PSD が小さくなっている (ただし正弦波振動成分に合わせてスケールを決めているため、掲載のグラフのスケールではほぼ読み取れない状況である)。しかしながら、各波形グラフからも分かる通り不良データは全体に比べるとわずかであり、打ち上げ時の全体的な傾向を議論するには問題はないと考えている。

## 4. データ評価と考察

### 4.1 音響データ

図 3-1 を見ると、音響 (圧力) センサデータがドリフトしてしまっている。センサには圧力抜き用のポートがあり周辺が低圧となっても計測が可能な仕様である事、この音響センサは半導体タイプであり温度の影響が大きい事、ドリフト開始は X+12 付近と高度による気圧変化と少し遅れて始まっている事などから、これは空力加熱によって高温化したノーズコーンからの輻射を受け、センサ温度が上昇した事が原因ではないかと考えられる。図中に表示されていない X+25 以降のデータでもデータは緩やかにドリフトを続けており、ノーズコーン輻射の影響を受け続けていると考えられるが、ノーズコーンの開頭は X+60 (取得データの最終秒時) であり、ノーズコーンの影響を検証できるデータは取得されていない。データのドリフトは PSD の低周波成分に影響を与える事が考えられるが、音響データはあ

る程度以上の周波数成分を議論すれば良く、また DC 成分は FFT 処理時に取り除いているため、このドリフトはデータ評価上特に問題にはならないと考えている。

図 3-2 を見ると、まず点火直後に高い音響振動が生じ、また X+3~X+4 付近から特定の周波数特性を持った音響が観測されている。点火直後の音響は、火炎偏向板もしくは地表面で曲げられたロケット後流からの直接音と、地表面・ロケット発射ドーム壁などによるロケット後流の反響音が原因と考えられる。一方で X+4 以降で観測されている音響であるが、ロケットが音速に達するのが大よそこの秒時であるため、衝撃波の発生等に伴う音響（圧力変動）が原因ではないかと考えられる。なお、現時点ではこの音響計測結果を使って観測ロケット用の音響試験環境を策定する予定はなく、当面は参考データである。

## 4.2 加速度データ

図 4~10 を見ると、図 6 の半径方向加速度 (CH4) を除く機軸方向加速度 (CH2,3,5-8) は大よそ似通った傾向を見せている。半径方向加速度は点火後ランチャー離脱時に大きく振れ、その後遠心力により徐々に DC 成分が増して最終的に 2 Hz 強の回転数に相当する値まで到達している。振動成分としては 550 Hz 付近にそれなりに強い成分を持つものの、500 Hz 以下で機軸方向加速度に見られる強い正弦波振動成分はそれ程顕著ではない。

一方で機軸方向加速度であるが、全計測点で S-310 モーターの 2 段燃焼パターンに沿った加速度プロファイル上に、いくつかの特徴的な周波数の正弦波が重畳する結果となっている。例として、CH2 における燃焼初期と燃焼後期の加速度波形を図 11 に示す。図 4-2 に現れている様に、燃焼初期 (図 11-1) では約 300 Hz の正弦波が、燃焼後期 (図 11-2) では約 100 Hz の正弦波が明確に見えている。振幅は共に 2~2.5G 程度であり、現在規定されている機器の単体環境レベルを超える物では無い。後者は 2 段燃焼の後半期だけで発生しており、また S-310 モーター全体の 1 次気柱共鳴の周波数にほぼ相当しているため、気柱共鳴によって生じる燃焼振動が原因と考えられる。前者については正確な原因は不明であるが、2 段燃焼の前半期のみが生じていることから、S-310 モーター推薬の前部キャビティ内での燃焼が何らかの共鳴を起こしているのではないかと推察される。

一方で 500 Hz 以上の高周波領域については、計測点毎の差が大きい。CH2 では高周波域では振動成分が小さく、700 Hz 付近をのぞき明確なピークは見られない。CH3 と CH4 はほぼ同一位置で方向が異なる計測点であるが、500 Hz ~ 1000 Hz 強の範囲においては、ピークの発生している周波数には相関が見られる。低次のモードは機軸方向成分が支配的であるのに対し、高次になってくると各方向のカップリングが強くなるため、同じモードが両方のセンサで観測されるようになるためと考えられる。次に CH5 であるが、他の計測点に比べて高周波領域で強いピークが発生している。CH5 を取り付けた搭載板は他の物と同等の厚さであり、搭載物の重量も CH2, 3, 4 等とは有意な差はなく、また直近の PI ケースに穴が開いていたりアンテナが付いていたりすることもない。このため、この計測点で強い高周波振動が計測される理由は不明であり、今後の検証

を要する項目である。CH6ではそれなりに高周波成分が観測されているが、CH5と比較すると小さい値である。CH7では、高周波域で強い加速度は観測されていない。これは搭載機器（TMA）の重量が非常に大きい事が理由ではないかと考えられる。最後にCH8であるが、非常に強い高周波成分が観測されている。波形を見ると2段燃焼のピーク間で時折強い衝撃的な加速度が発生しており、この秒時では比較的広い範囲の周波数でPSDが高い値を示しているが、これは発生している衝撃的な加速度が特定の周波数成分に偏らないインパルス的な入力であるためと考えられる。一方で特に燃焼後半では、ある特定周波数の倍調波の所に強い振動成分が見られており、モーターを直接計測しているCH8で顕著に計測されている事から考えると、モーターの高次の気柱共鳴が原因ではないかと推察されるが、検証が必要である。

なお機軸方向の全計測点で、点火し加速度が立ち上がった直後に、一度ほぼゼロに加速度が低下する現象が見られている。参考として、図12にch2における加速度波形の拡大図を示す。これは時間的に前部スリップの離脱（ロケットにシアピンで固定されており、レール滑走後レール先端の壁に衝突してもぎ取られる）を捉えていると考えられる。

### 4.3 環境見直しに向けた考察

本計測の目的はS-310の機械環境の見直しであり、その観点に立った考察を行う。現在の正弦波からランダムへの環境条件見直しが期待されているが、特に搭載機器類が共通である観測ロケットS-520と共通の環境と出来るとメリットが大きい。S-520の機械環境はランダム振動であり、搭載部位によって規定に若干の差があるが、ここでは参考にCI部の環境を表3に示す。

図13に各加速度計測点（CH2～8）のPSDのX+0～X+30までの最大値を集めた結果を示す。図中には参考として、上記S-520の環境のATレベル（PFT-3dB）相当のデータも合わせて表示している。図13を見ると、現状のS-520の試験レベルでは完全に今回のフライトデータを包絡しきれていない事がわかる。まず80Hz以下程度の低周波域では、CH4（機軸直交方向）を除く全ての計測点の最大PSDがほぼ $f^{-2}$ の傾きの直線上に並びS-520の環境を上回っている。これらの最大値は全てX+0.1-0.2付近で発生しており、直線の傾きからも加速度立ち上がり時のステップ的な挙動が原因であると考えられる。この低周波領域については、搭載機器類は上記のステップ的な加速度対策として別途正弦半波での低周波衝撃試験を行っているため、そちらでカバーされ特に問題ないと考えられる。次に100Hz、300Hz付近に見られる正弦波振動であるが、この周波数でも局所的にS-520の環境を上回っている。非常に鋭いピークであるので、計算上はRRS (Random Response Spectrum) 等の適用により逸脱を回避する事が可能かもしれないが、実現象としては連続的な正弦波振動であり、共振の成長等を考えるとRRSの適用は慎重に検討すべきである。最後に400Hz以上の高周波域であるが、この領域でも高調波的にピークが生じている周波数でS-520の環境を逸脱している。これらの逸脱も基本的には正弦波振動が原因

であると考えられるため、100Hz, 300Hzの正弦波振動と同じくRRSの適用には慎重な検討が必要である。

## 5. 結論

S-310-42号機の打ち上げにおいて、フライト中の振動加速度の計測を行った。計測装置は民生品を積極的に取り入れて極めて廉価に製作する事が出来た。計測結果も良好であり、今後の機械環境改訂に資するに十分な質のデータを得る事が出来た。得られたデータは非常に正弦波が卓越しており、S-520と同様のランダム試験として定義するためには今後の検討を要する。また今回得られたのは1機分のデータであり、これのみに基づいて環境を策定するのはリスクがある。今後のS-310の打ち上げでも機会があれば再度データの取得を行いたい。なお今回のデータ取得は初回であったため、計測レンジを大きめに設定しており、S/N比が良くない。次回計測時には今回の結果をフィードバックしてS/N比の改善を行う予定である。

## 謝辞

本搭載機器の作成に当たり、FPGAのI/Fプログラム作成に協力頂いた宇宙科学研究所通信・データ処理グループ坂井智彦さんにこの場を借りて御礼申し上げます。

表 1 : 観測ロケット S-310 機械環境 (P F T相当)

## ○搭載機器 (3軸共通)

- ・正弦波 掃引速度 1 oct/min 10-2000Hz 往復
 

周波数	レベル
10-35Hz	3.0mm <sub>0-P</sub>
35-400Hz	7.5G <sub>0-P</sub>
400-2000Hz	15.0G <sub>0-P</sub>
- ・低周波衝撃
 

40G×10msec の正弦半波

## ○頭胴部システム試験 (機軸のみ)

- ・正弦波 掃引速度 1 oct/min 10-2000Hz 往復
 

周波数	レベル
10-35Hz	1.0mm <sub>0-P</sub>
35-400Hz	2.5G <sub>0-P</sub>
400-2000Hz	5.0G <sub>0-P</sub>
- ・低周波衝撃
 

40G×10msec の正弦半波

表 2 : センサ搭載位置一覧

No.	センサ形式	計測内容	取付位置
CH1	Endevco 8510B-1	N C 内音響データ	VINS 上
CH2	Kyowa ASH-A-100K	PI 部機軸加速度	VINS 取付位置
CH3	Kyowa ASH-A-100K	PI 部機軸加速度	TLM 取付位置
CH4	Kyowa ASH-A-100K	PI 部半径方向加速度	TLM 取付位置
CH5	Kyowa ASH-A-100K	PI 部機軸加速度	CPU 取付位置
CH6	Kyowa ASH-A-100K	CI 部機軸加速度	CI-AVIO 裏側ピラー脇
CH7	Kyowa ASH-A-100K	Sub-PI 部機軸加速度	TMA 取付位置
CH8	Kyowa ASH-A-100K	モーター一部機軸加速度	RSAD 取付位置

表 3 : 観測ロケット S-520 CI 部用搭載機器機械環境 (P F T相当)

○搭載機器 (3 軸共通)

- ・ランダム (30 秒間)

Frequency (Hz)	Level
10Hz	$0.025G^2/Hz$
10-60Hz	0.6dB/oct
60Hz	$0.035 G^2/Hz$
60-120Hz	14.6dB/oct
120-200Hz	$1.0 G^2/Hz$
200-400Hz	-15.2dB/oct
400-2000Hz	$0.03 G^2/Hz$
O.A.	14.0 Grms

- ・低周波衝撃

40G×10msec の正弦半波

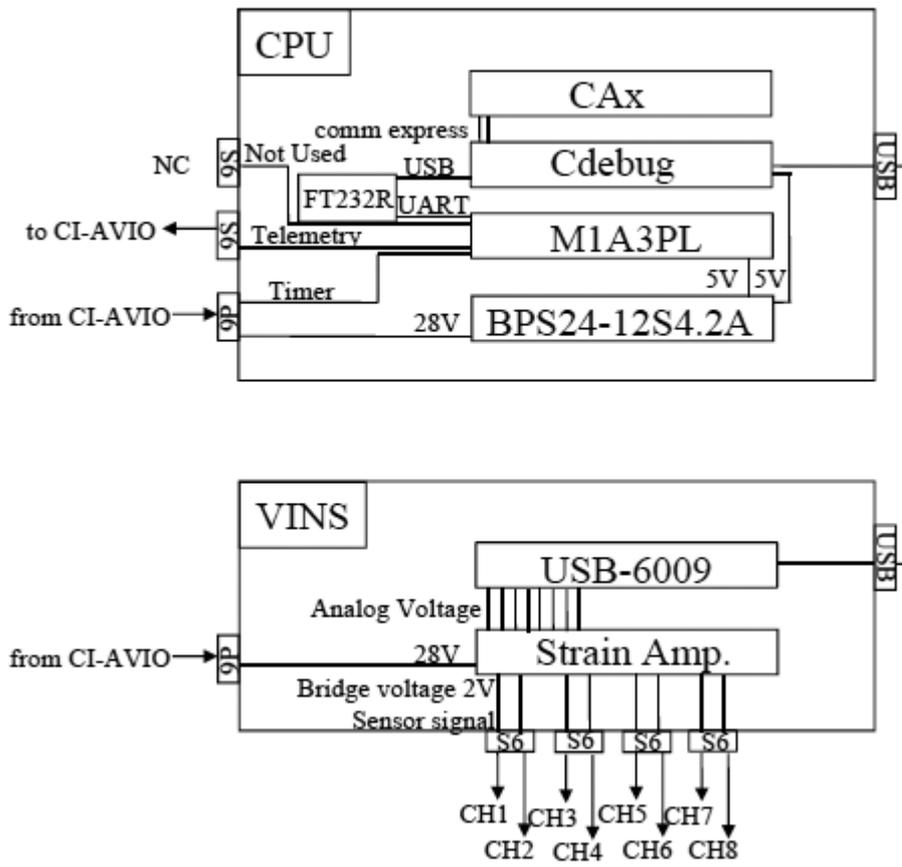


図 1 : CPU 及び VINS 構成・接続図

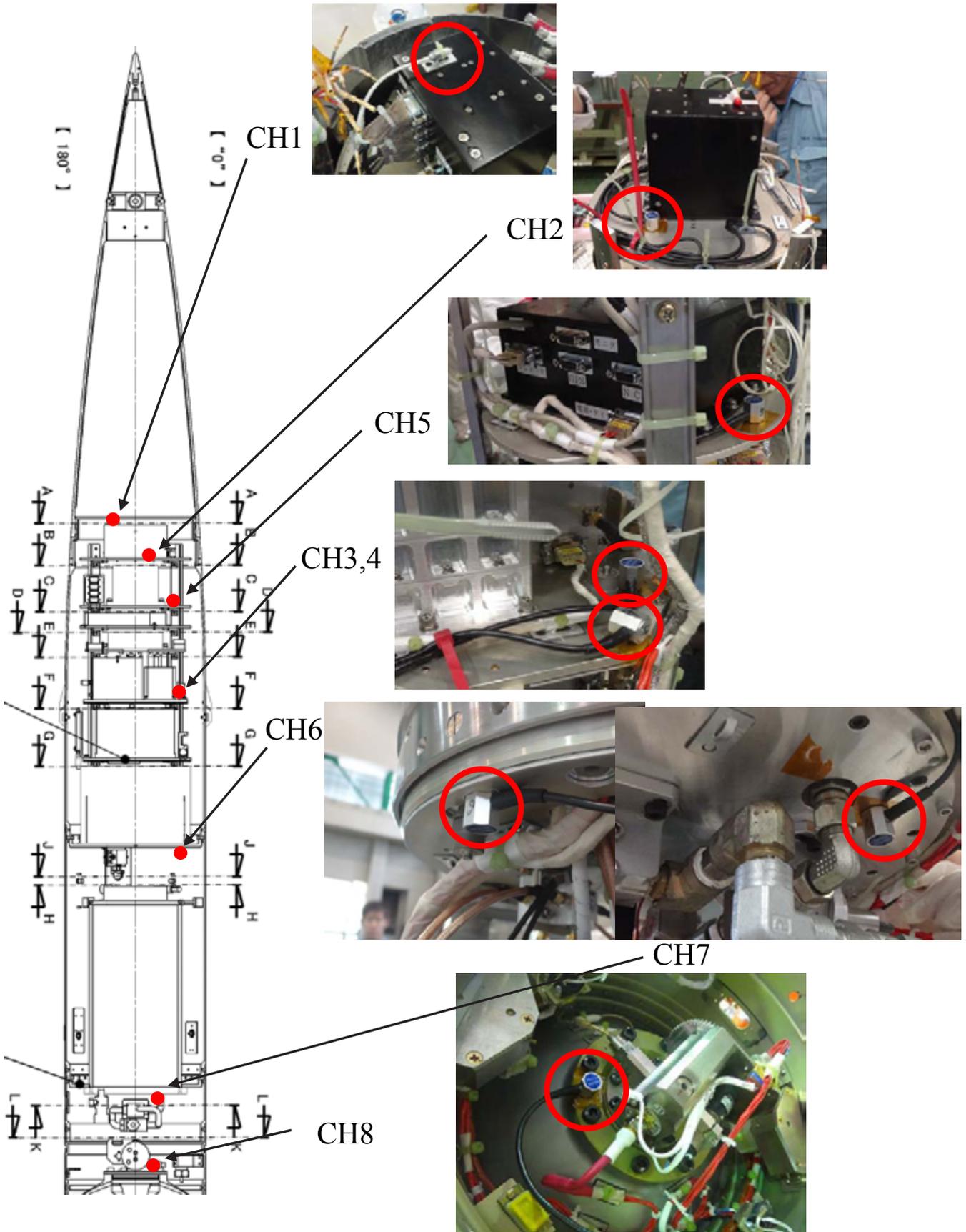


図 2-1：センサ搭載位置（その 1：側面図）



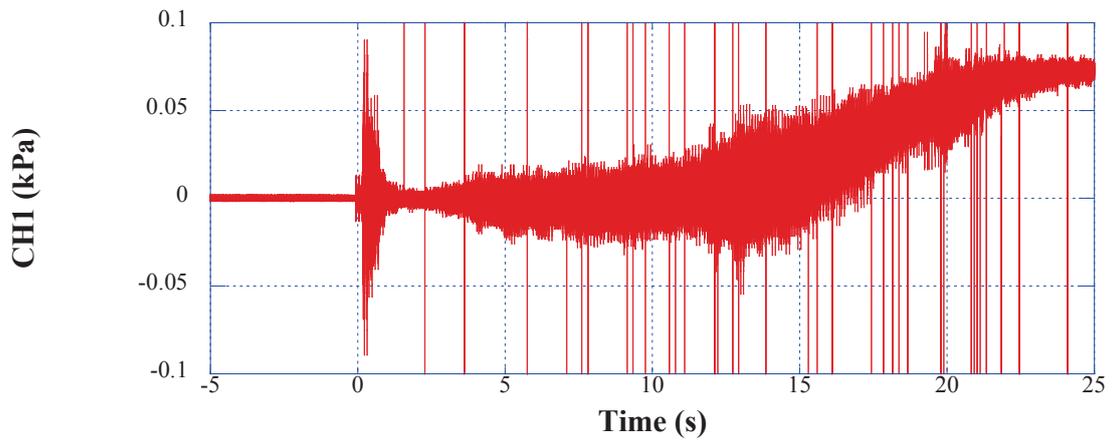


図 3-1 : ノーズコーン内音響 (時系列波形)

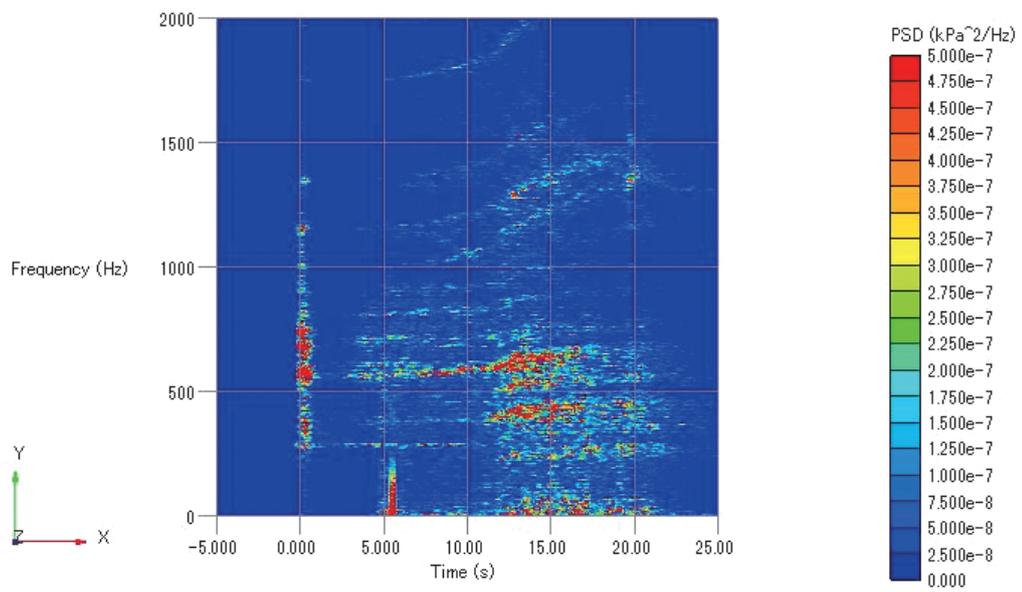


図 3-2 : ノーズコーン内音響 (スペクトログラム)

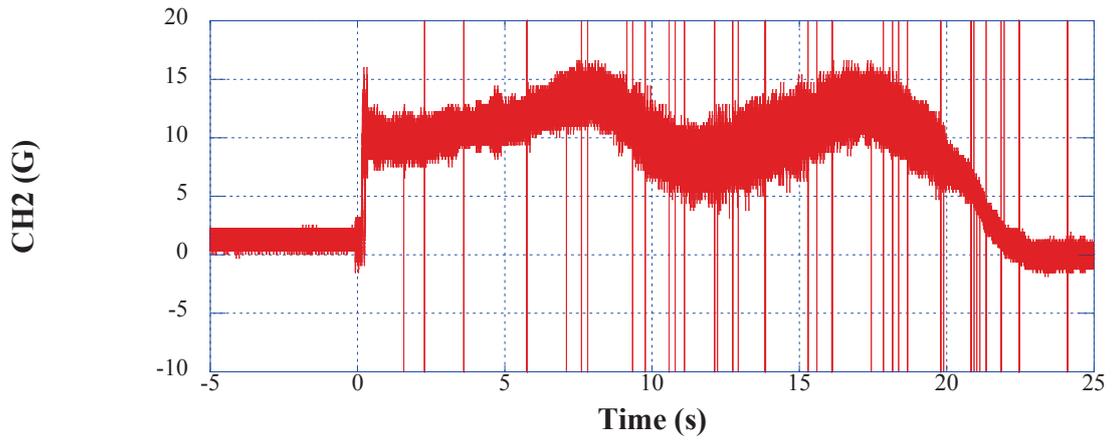


図 4-1 : VINS 取付位置機軸加速度 (時系列波形)

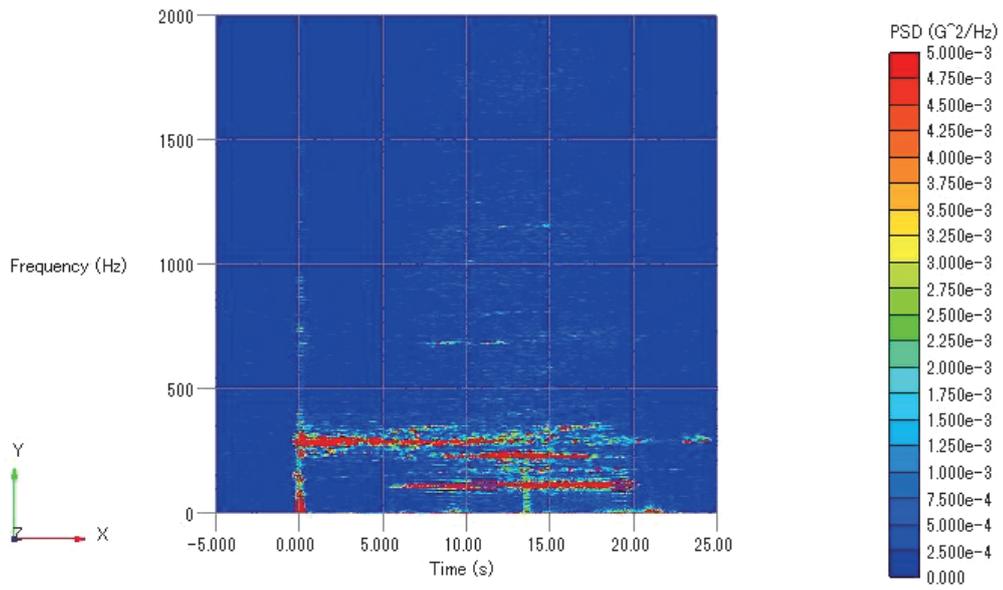


図 4-2 : VINS 取付位置機軸加速度 (スペクトログラム)

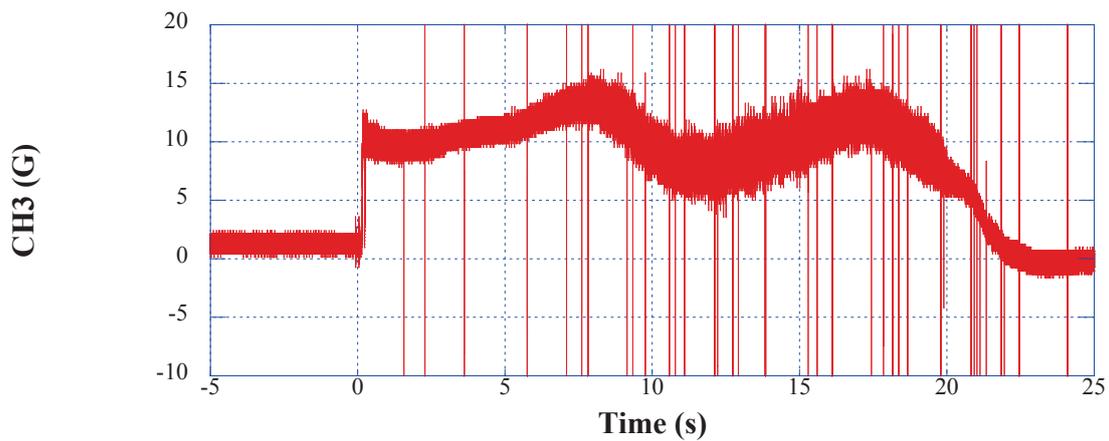


図 5-1 : TLM 取付位置機軸加速度 (時系列波形)

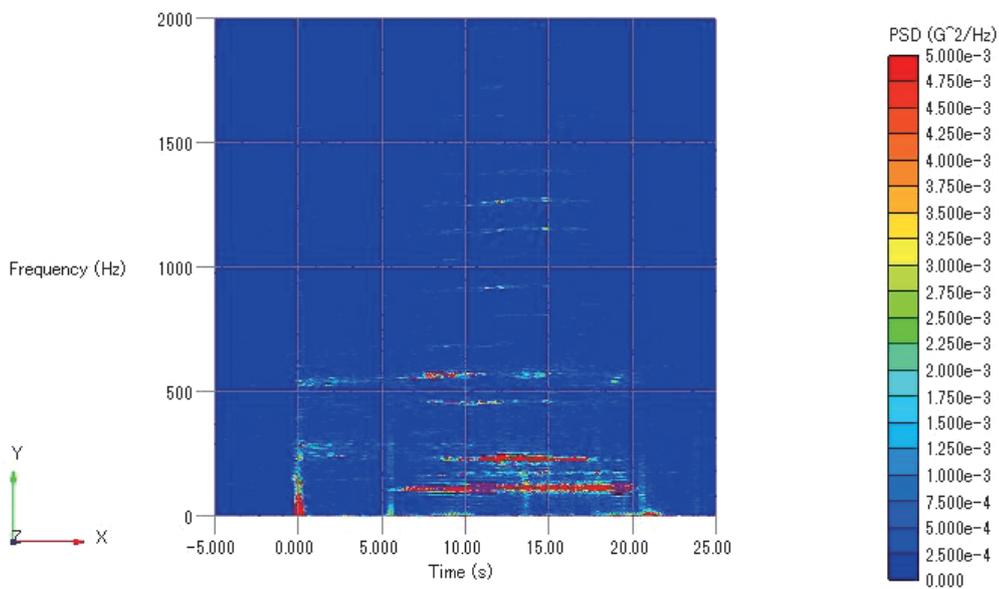


図 5-2 : TLM 取付位置機軸加速度 (スペクトログラム)

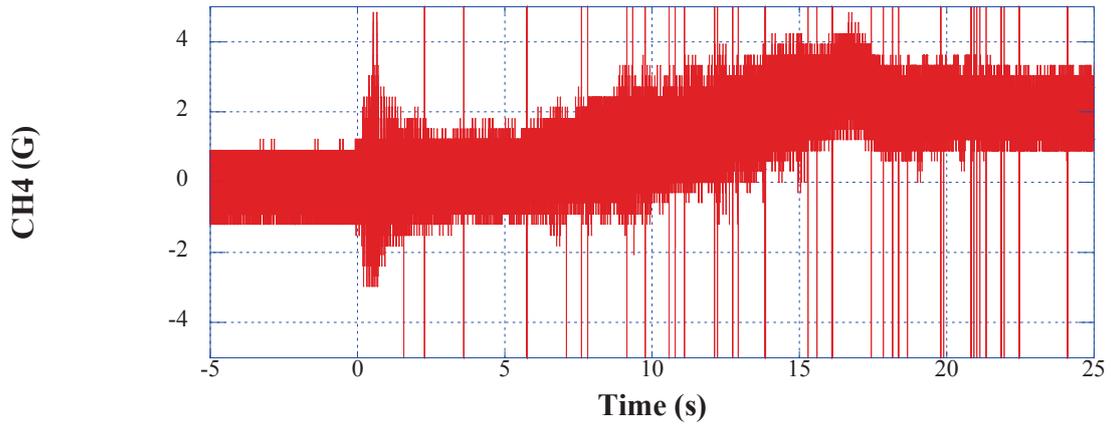


図 6-1 : TLM 取付位置半径方向加速度 (時系列波形)

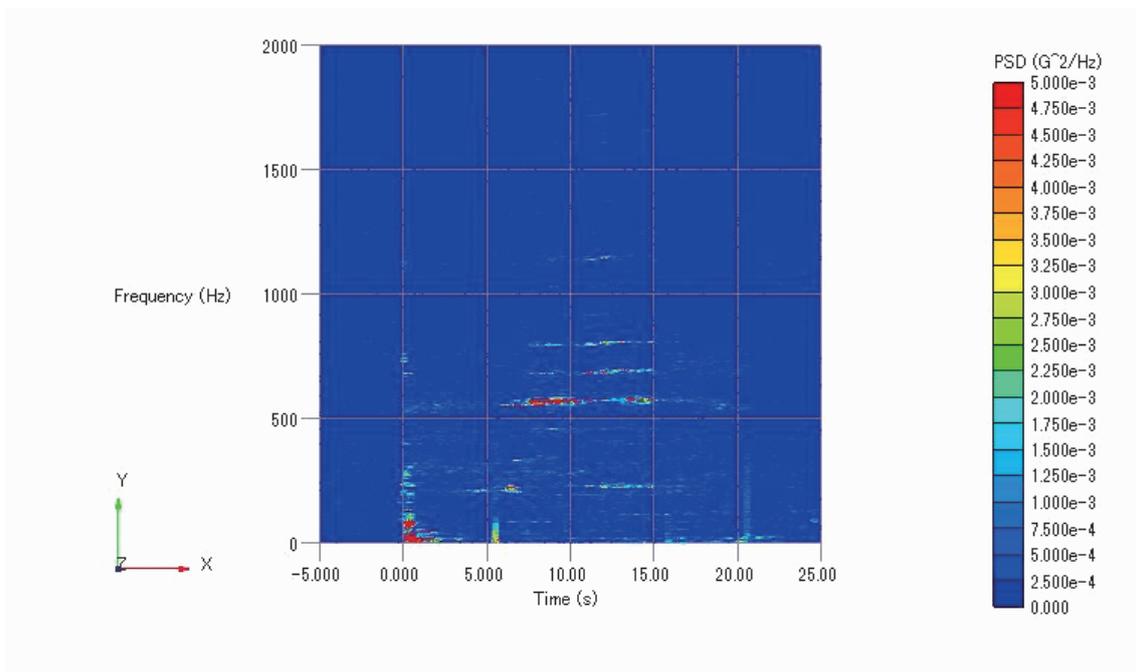


図 6-2 : TLM 取付位置半径方向加速度 (スペクトログラム)

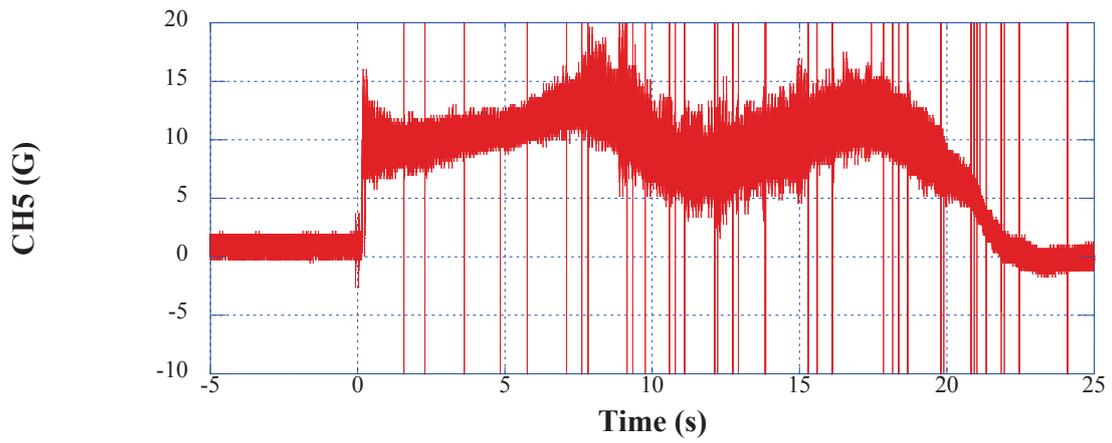


図 7-1 : CPU 取付位置機軸加速度 (時系列波形)

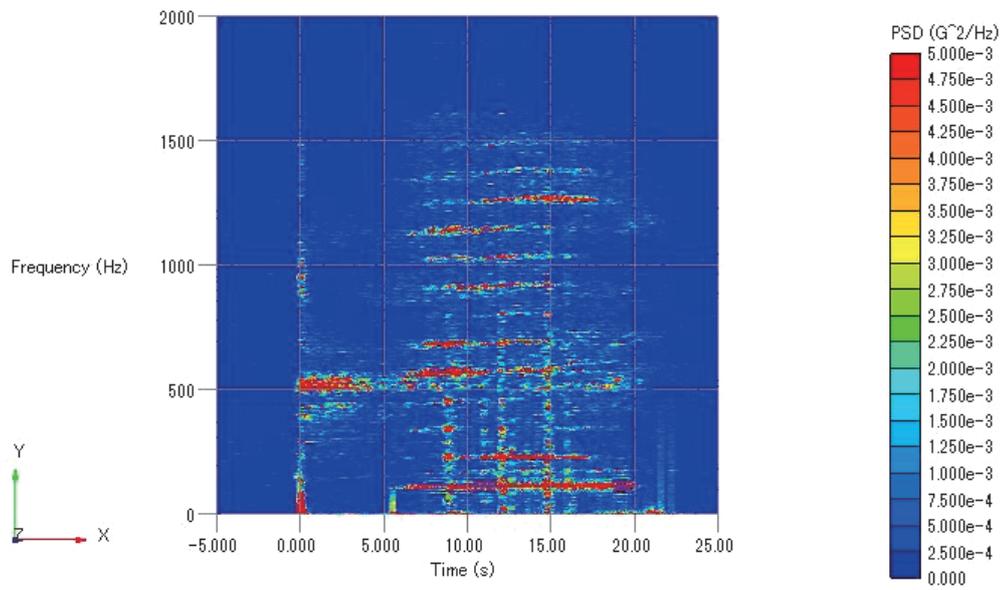


図 7-2 : CPU 取付位置機軸加速度 (スペクトログラム)

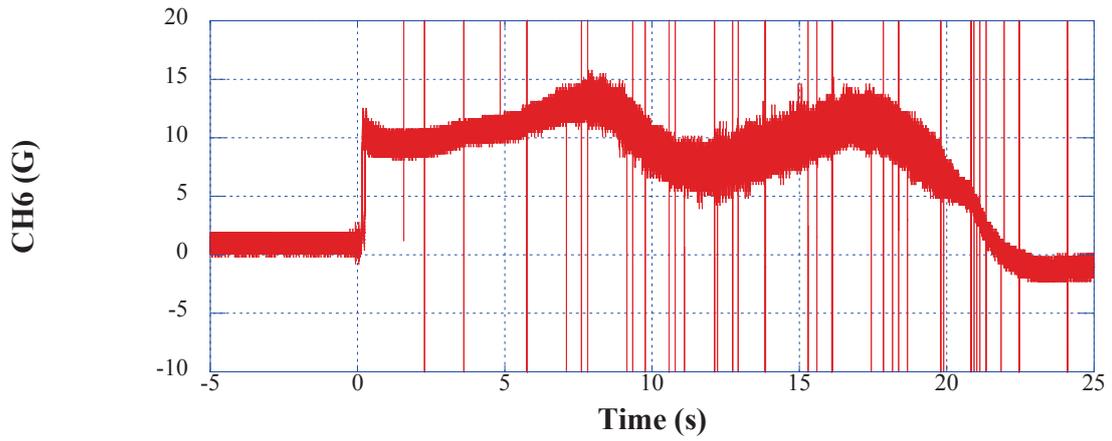


図 8-1 : CI 部機軸加速度 (時系列波形)

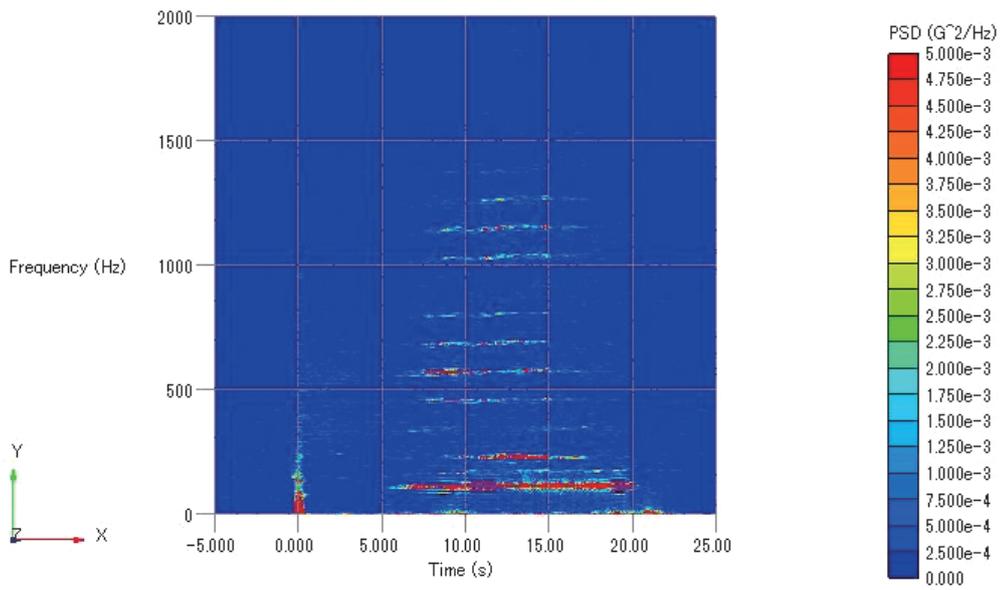


図 8-2 : CI 部機軸加速度 (スペクトログラム)

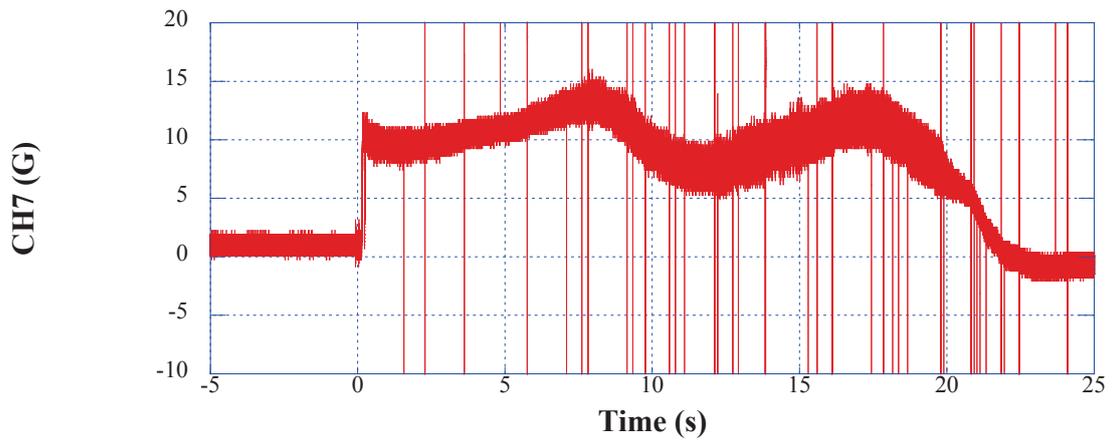


図 9-1 : Sub-PI 部機軸加速度 (時系列波形)

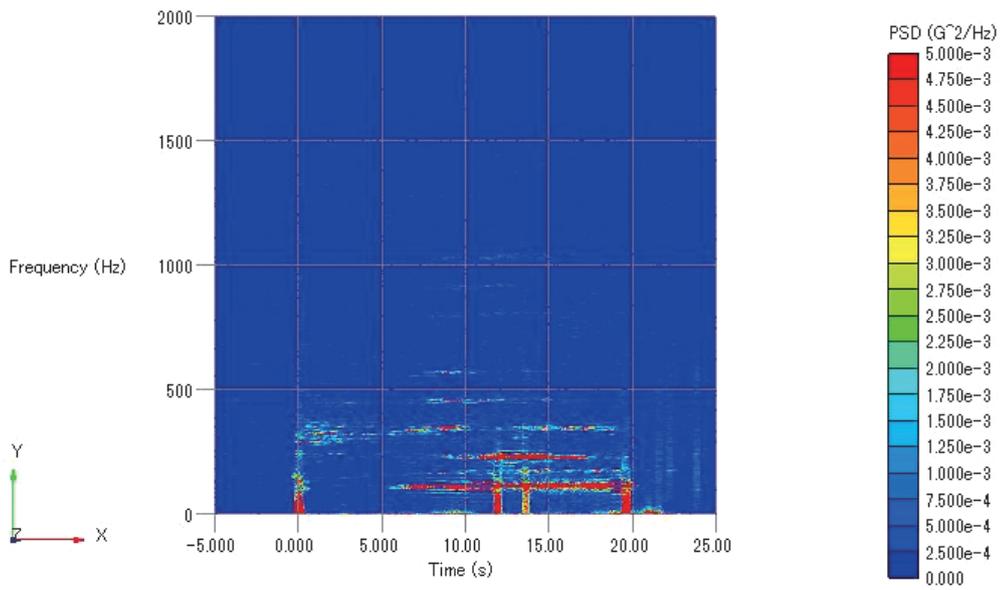


図 9-2 : Sub-PI 部機軸加速度 (スペクトログラム)

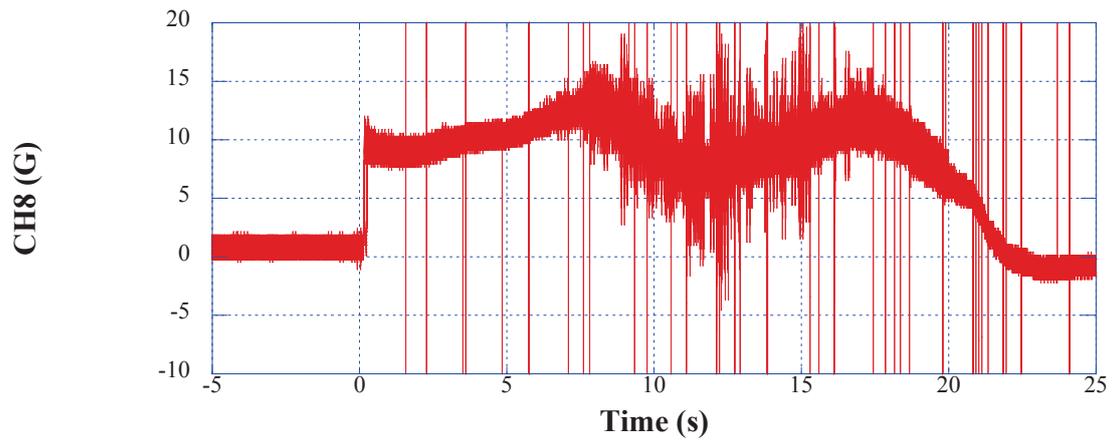


図 10-1 : モーター一部機軸加速度 (時系列波形)

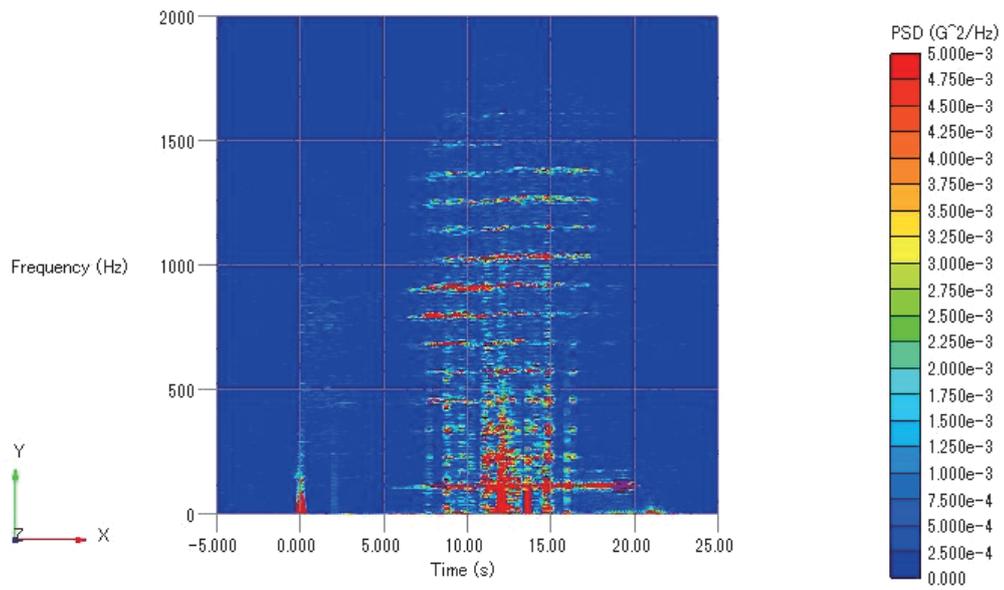


図 10-2 : モーター一部機軸加速度 (スペクトログラム)

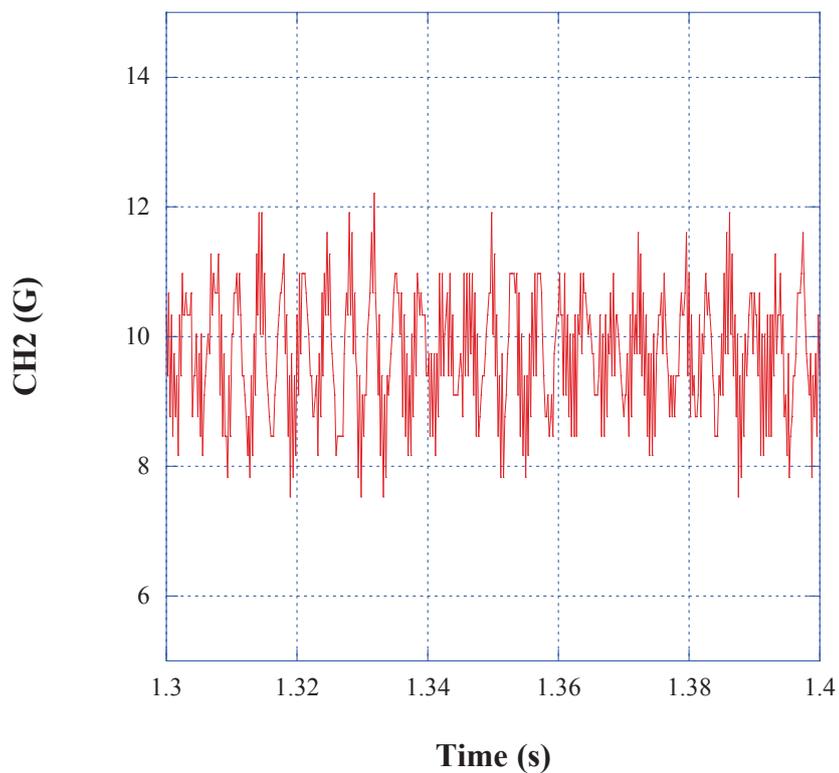


図 11-1 : VINS 取付部機軸加速度波形 (燃烧前期)

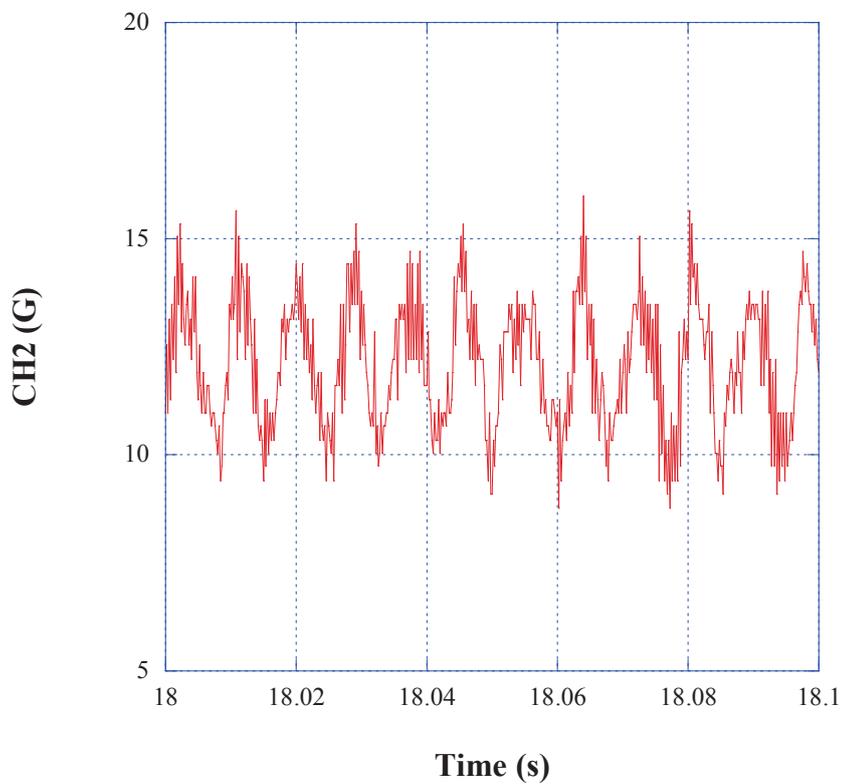


図 11-2 : VINS 取付部機軸加速度波形 (燃烧後期)

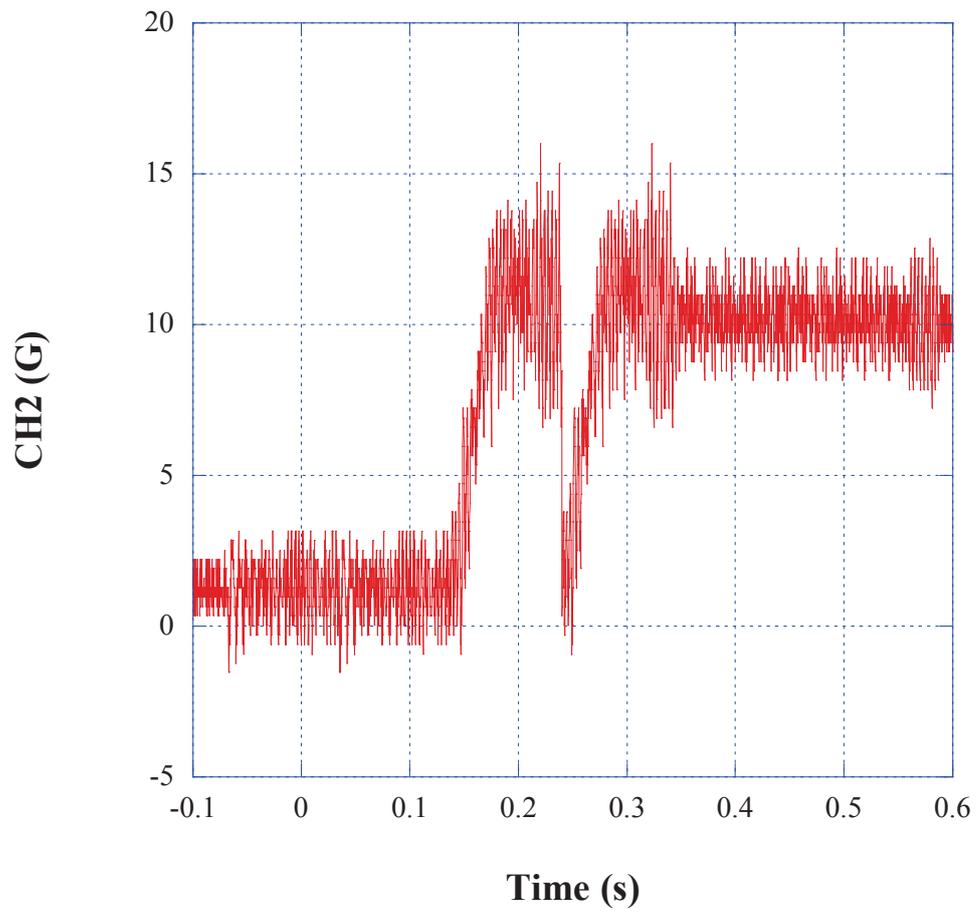


図 12 : 加速度立ち上がり時波形 (CH2)

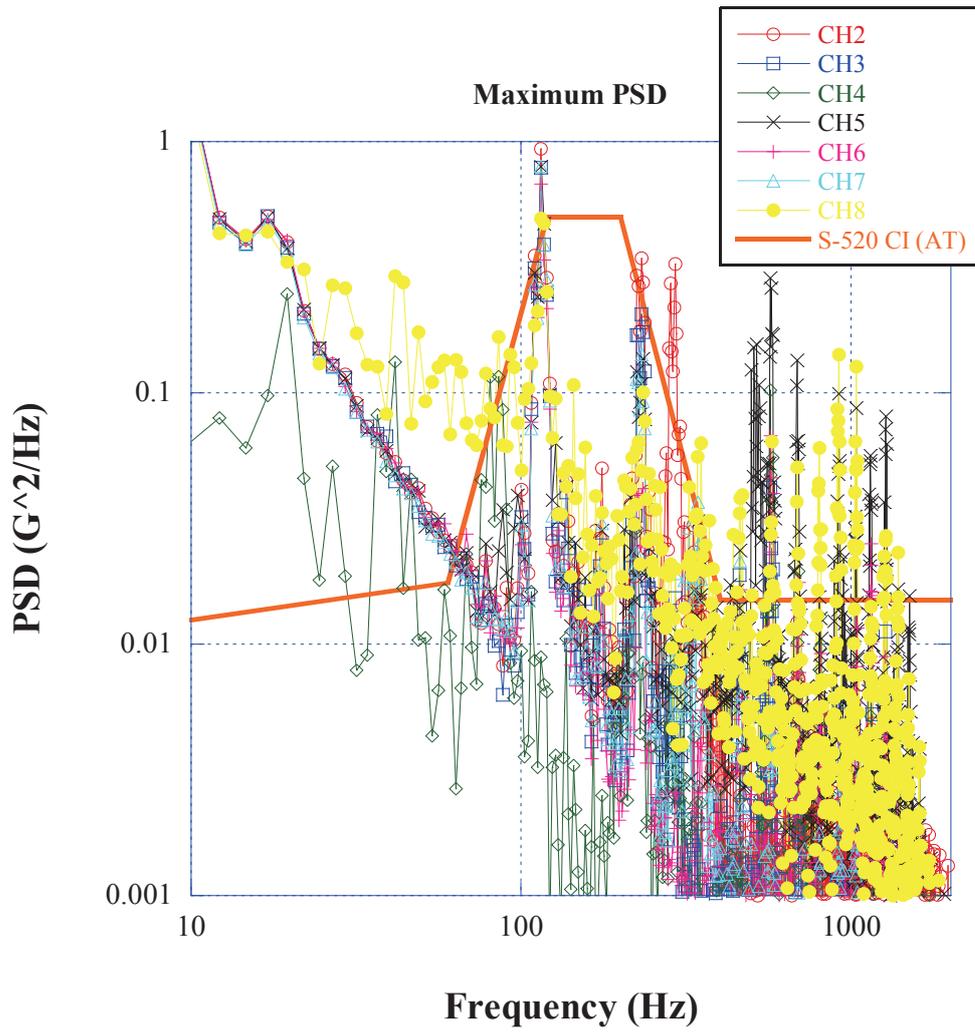


図 13 : P S D 最大値

