



衝撃試験ハンドブック

2024年 3月 29日 B改訂

宇宙航空研究開発機構

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

目次

1. 総則.....	1
1.1 目的.....	1
1.2 参考文書.....	1
1.2.1 宇宙航空研究開発機構（JAXA）文書.....	1
1.2.2 海外の規格等.....	1
1.2.3 その他参考文書・文献.....	1
1.3 用語・略語の定義.....	2
1.3.1 用語.....	2
1.3.2 略語.....	4
2. 一般.....	5
2.1 衝撃の特徴.....	5
2.2 衝撃環境カテゴリの定義.....	5
2.3 衝撃環境の規定方法.....	6
2.4 ランダム振動環境と衝撃環境の比較による衝撃試験省略.....	7
2.4.1 衝撃試験省略の検討フロー.....	8
2.5 本試験ハンドブックの構成.....	10
2.6 参考文献.....	12
3. 衝撃による応答の予測.....	13
3.1 試験実績に基づく手法.....	13
3.1.1 経験的手法.....	14
3.1.1.1 NASA-HDBK-7005 による手法.....	14
3.1.1.2 Vバンド衝撃に対する距離減衰の経験則モデルを用いる手法.....	17
3.1.2 直接計測法.....	19
3.1.3 外挿法.....	21
3.2 解析的手法の概要.....	23
3.2.1 詳細モデル解析法.....	23
3.2.2 過渡SEA法.....	23
3.2.3 仮想モード合成法.....	23
3.2.4 簡易モデル解析法.....	24
3.3 Vバンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法の紹介.....	24
3.4 参考文献.....	28
4. 衝撃試験の実施にあたり注意すべき事項.....	29
4.1 衝撃試験方式の選択.....	29
4.1.1 衝撃試験方式の選択.....	29
4.1.2 各衝撃試験方式の特徴.....	30

4.2	センサの選定.....	38
4.3	センサの取付け及び配線.....	40
4.4	計測系の設定.....	42
4.5	参考文献.....	43
5.	計測データの評価.....	44
5.1	計測データの確認.....	45
5.1.1	加速度の時系列波形の確認.....	45
5.1.2	SRS 解析結果の確認.....	46
5.1.3	速度の時系列波形による確認.....	47
5.2	計測データに含まれる DC 成分の除去.....	49
5.3	ゼロシフトが発生したデータの評価.....	50
5.3.1	ゼロシフトとは.....	50
5.3.2	ゼロシフト補正にあたっての注意点.....	50
5.3.3	ゼロシフト補正の手順.....	51
5.4	SRS (Shock Response Spectrum) 解析.....	53
5.5	計測データの不確かさ評価.....	53
5.5.1	不確かさとは.....	53
5.5.2	計測データの厳密な評価.....	53
5.6	参考文献.....	54
<Appendix. A>	その他参考文書・文献.....	1
<Appendix. C>	ゼロシフト発生の原因.....	1
C-1	圧電素子を使用されている加速度センサへの過剰応力によるゼロシフト.....	1
C-2	センサのベース歪によるゼロシフト.....	1
C-3	センサ部品の物理的な運動によるゼロシフト.....	2
C-4	ケーブルノイズによるゼロシフト.....	3
C-5	コンディショナのオーバーロードによるゼロシフト.....	4
C-6	参考文献.....	4
<Appendix. D>	ゼロシフト補正の原理・検証結果・適用例.....	1
D-1	ウェーブレットによる補正原理.....	1
D-2	ゼロシフト補正手法の適用例および検証.....	3
D-3	参考文献.....	6
<Appendix. E>	衝撃応答スペクトラム (SRS) 解析の理論.....	1
<Appendix. F>	宇宙機に使用される火工品.....	1
F-1	火工品の構造、機能.....	1
F-2	衛星で使用されている火工品の種類.....	4
F-3	火工品取扱い上の注意.....	7

<Appendix. G> 動電型加振機による衝撃試験.....	1
G-1 動電型加振機による衝撃試験の特徴.....	1
G-2 周期的な加振波形による衝撃試験方法.....	1
G-3 動電型加振機設備による衝撃試験結果の一例.....	4
G-4 (参考) パルス加振波形による衝撃試験方法.....	6
G-5 参考文献.....	9
<Appendix. H> 衝撃試験における衝撃応答のばらつきについて.....	1
H-1 衝撃試験結果の整理.....	1
H-2 衝撃試験全体の衝撃応答のばらつき推定.....	4
<Appendix. J> Vバンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法.....	1
J-1 簡易応答解析モデル化の仮定.....	1
J-2 簡易応答解析法の計算プロセス.....	6
J-3 適用例の紹介.....	9
J-4 参考文献.....	10
<Appendix. K> 衝撃試験実施時の入力衝撃波形に関する注意点.....	1
K-1 2自由度系振動モデルによる数値計算例	2
<Appendix. L> ランダム振動環境の予測ピーク値見積もり方法.....	1
L-1 ピーク値の出現回数の期待値から求める方法.....	1
L-2 Up-crossing risk spectrum(URS)を用いた導出.....	2
L-3 手法の検証と比較.....	3
L-4 レーリー分布とイレギュラリティについての考察.....	6
L-5 参考文献.....	7
<Appendix. M> Vバンド衝撃に対する距離減衰の経験則モデルに関する解説.....	1
M-1 経験則モデル導出の補足.....	1
M-2 経験則モデルの適用性.....	3
M-3 参考文献.....	3

1. 総則

1.1 目的

- ・ 本ハンドブックは、「宇宙機一般試験標準」(JERG-2-130)における衝撃試験を実施する際の考え方を解説したものであり、JERG-2-130をテーラリングする際の指針として活用されることを想定している。
- ・ 本ハンドブックには、宇宙機の地上での衝撃試験の目的、予測解析手法、実施方法、使用する設備、計測技術、結果の評価から構成されており、海外の動向を反映し、またJAXAの宇宙機開発プログラムにおいて得られた音響試験の経験、知見及び研究開発の成果を積極的に取り入れている。本ハンドブックに言及されていない知見や技術については、今後、内容を検討のうえ積極的に反映していくものとする。

1.2 参考文献

参考文献を下記に示す。

1.2.1 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 文書

- (1) JERG-2-130A 宇宙機一般試験標準

1.2.2 海外の規格等

- (1) MIL-STD-798 Nondestructive Testing, Welding, Quality Control, Material Control and Identification and Hi-shock Test Requirements for Piping System Components for Naval Shipboard Use, Dec16, 1965
- (2) MIL-STD-798-notice1 Change Notice 1, Nov 27, 1968
- (3) MIL-STD-798-notice2 Validation, Feb 29, 1988
- (4) MIL-S-901D Shock Tests. H.I. (High-Impact) Shipboard Machinery, Equipment, and Systems, Requirements for (active/current), Mar 17, 1989
- (5) NASA-STD-7003 Pyroshock Test Criteria, NASA, May 18, 1999
- (6) IEST-RP-DTE032.1 Pyroshock Testing Techniques, IEST, Sep 2002
- (7) Guidelines for Dynamic Data Acquisition and Analysis, Allan G. Piersol, Journal of the IES Sep-Oct 1992

1.2.3 その他参考文献・文献

Appendix. A にリストを示す。

1.3 用語・略語の定義

1.3.1 用語

- (1) G
重力加速度の単位、 $1.0\text{ G} = 9.807\text{ m/s}^2$
- (2) SRS : shock response spectrum (衝撃応答スペクトル)
ある加速度が 1 自由度振動系に入力された時の加速度応答 の“絶対値”の最大ピーク値を周波数ごとに求めたもの
 - ・ 正側 SRS : 上記 の“正”の最大ピーク値を周波数ごとに求めたもの
 - ・ 負側 SRS : 上記 の“負”の最大ピーク値を周波数ごとに求めたもの
- (3) S/N 比
signal-to-noise ratio : 信号と雑音の比率
- (4) アンチエイリアジング
周波数解析時の折り返し誤差を防ぐため、ローパスフィルタを通して高周波数成分を除去すること
- (5) ウェーブレット変換
信号の分解・合成手法の一つ。基底関数として、ウェーブレット関数を用いる
- (6) クリッピング
信号のある値以上（以下）が切られること
- (7) 計測トリガ
計測開始のきっかけとする信号
- (8) コンポーネント、ユニット
宇宙機システム又はサブシステムの一部の機能を有するものであって、いくつかの部品、デバイス及び構造体を組み合わせたもの。なお、本文中ではコンポーネントと統一して記載する。
- (9) サチレーション
計測器の計測最大限度まで達している状態
- (10) サブシステム
サブシステムは、2 つ以上のコンポーネント並びにそれらを取り付ける為に必要な支持構体及び相互に接続しているケーブル又は配管により組み立てられたものである。サブシステムは、規定された機能を実現する為、機能的に関係したコンポーネントから構成される。代表的な宇宙機のサブシステムは、バス系として電力系、姿勢制御系、テレメトリ・コマンド系、構造系、熱制御系及び推進系の機能によって分類されるものと、ミッション系として各ミッション機器がある。但し、必要に応じて再帰的にサブシステムをシステムと設定しても良い。
- (11) サンプリング周波数
A/D 変換する時に 1 秒間に取得する標本値の数
- (12) ゼロシフト
衝撃負荷前に零であった加速度時系列波形の平衡点が、衝撃負荷後にシフトし零では無くなる現象。ゼロシフトが起きているか目視で見分けが付きにくいゼロシフト現象を、ここでは隠れたゼロシフトという。

(13) 耐衝撃設計マージン

耐衝撃設計にあたり考慮すべき設計の余裕度

(14) 爆ごう

爆発物中を超音速で反応が伝わる現象

(15) ベース歪感度

加速度センサ接着面の歪みによる加速度センサの出力感度

(16) 有効質量

1自由度振動系において、実際に振動している質量

(17) 動吸振器効果

機器の共振周波数において現れる、取付け部の反共振による振動低減効果

(18) 機械インピーダンス

加振力÷振動速度で求められる、振動体に対する抵抗の大きさを表す値。

1.3.2 略語

本ハンドブック内で使用する略語を以下に示す。

—A—	A/D	analog-to-digital	アナログデジタル変換
—D—	dB	Decibels	デシベル
	DC	Direct Current	直流
	dB/oct	Decibels per Octave	オクターブバンドに対する変化量 (dB)
—H—	Hz	Hertz	ヘルツ
—S—	SRS	Shock Response spectrum	衝撃応答スペクトラム
	S/N	Signal-to-Noise	信号対雑音

2. 一般

現在のロケット、衛星等の宇宙機には、宇宙機の打上げから運用までの各ミッションにおいて多くの火工品が使用されている。火工品は、一般的に構造物の分離（ロケットからの衛星の分離など）、機器の展開動作（太陽電池パドル等の展開など）及び運用機器の起動（燃料バルブの起動など）等に使用される。宇宙機に使用される火工品の種類、取扱い上の注意事項等について、Appendix F に示す。

宇宙機の開発段階においては、システム、サブシステムならびにコンポーネントの火工品動作時の衝撃環境に対する耐性及び設計の妥当性を確認するため、適切な手法で地上試験を実施し、結果を評価することが重要である。

2.1 衝撃の特徴

衝撃の特徴として、高加速度、高周波数及び短時間が挙げられる。これらは、衝撃源の種類や強さ、衝撃源から対象の応答点までの距離及び伝達特性（供試体の構造、コンフィギュレーション、ジョイント、ファスナ、その他の構造上の不連続性）に大きく依存し、変化する特徴がある。また、同じ衝撃源（火工品等）でもその支持構造が異なると衝撃源から発生する衝撃レベルが変動することにも注意を要する。

多くのハードウェアの構成機器や小型コンポーネントの多くは、ランダム振動を始めとする様々な持続的振動環境に対する耐性があっても、衝撃による不具合が生じることがあり、衝撃試験は宇宙機の開発において重要な試験である。また、衝撃は高周波数であるため、解析による検証が難しい。そのため、現実には衝撃の検証は実負荷による試験を行う以外になく、衝撃試験はミッション成功のために非常に重要な試験である。

衝撃試験の手法として、火工品、機械的インパクト装置、動電型加振機など様々な方法があるが、衝撃環境に応じてより現実に近い衝撃環境を作り出すことができる手法を十分に検討し、選択することが重要である。

2.2 衝撃環境カテゴリの定義

本試験ハンドブックでは、衝撃の大きさと周波数範囲により、衝撃環境を

- (a) 近傍環境 (near-field)
- (b) 中間環境 (mid-field)
- (c) 遠方環境 (far-field)

という3つのカテゴリに分類する。この分類は、火工品等、衝撃負荷の種類や強度、衝撃源と計測点の距離及び衝撃源から計測点に至るまでの間に介在する構造（ジョイント、コーナー、集中質量及び弾性体の詳細なコンフィギュレーション）により決まる加速度のピーク値と衝撃環境スペクトル成分によって、分類を行っている。この衝撃環境による分類はハードウェアの設計、選択に大きな影響を及ぼす。これらの分類の詳細な定義について、以下に示す。

a. 近傍環境 (near-field)

近傍環境は、衝撃源からの直接衝撃波の伝搬が支配的な環境である。

加速度のピーク値が約 $50,000 \text{ m/s}^2$ (5,000G) 以上、100kHz までの周波数成分を含む環

境がこの近傍環境（near-field）となる場合が多い。

構造上の不連続性が介在しない場合、衝撃源からの距離が約 15cm（6.0 inch）以内の部分が近傍環境に該当する場合が多い[2-2]。

b. 中間環境（mid-field）

中間環境は、衝撃波の波動伝搬と境界の反射波が共存し、構造の共振が連成する環境である。

加速度のピーク値が約 10,000～50,000 m/s²（約 1,000～5,000G）で、10kHz 以上の周波数成分を含む環境が中間環境（mid-field）となる場合が多い。

構造上の不連続性が介在しない場合、衝撃源から約 15～60cm（6.0～24 inch）の部分が中間環境に該当する場合が多い[2-2]。

c. 遠方環境（far-field）

遠方環境は、構造的な共振が支配的な環境である。

加速度のピーク値が約 10,000 m/s²（約 1,000G）以下、10kHz 以下の周波数成分を含む環境が遠方環境となる場合が多い。遠方環境は中間環境の外側の部分となる。

2.3 衝撃環境の規定方法

宇宙機搭載機器の衝撃環境は、衝撃応答スペクトラム（SRS）で評価されるケースが最も一般的である（衝撃応答スペクトラムの理論的背景については、Appendix E を参照）。

衝撃応答スペクトラムとは、1 自由度振動系の共振周波数を、ある定められた範囲で推移させ、共振周波数ごとに、当該 1 自由度系のベースに衝撃加速度が入力された際の最大加速度応答を算出した結果として得られる周波数歴のスペクトラムである。

衝撃環境を衝撃応答スペクトラムで評価するのは、搭載機器は一般にその共振点において機器内部に生ずる負荷によって損傷を受けるとの考え方に基づいている。

衝撃環境条件を規定するときの衝撃応答スペクトラムは、必ずしも機器ハードウェア内部に実際に生じている最大応答加速度を意味しない。つまり、瞬時に負荷された時系列加速度に対する衝撃応答スペクトラムが、衝撃環境条件で規定された衝撃応答スペクトラムと等価であれば、衝撃が入力されたときの搭載機器の損傷ポテンシャル（損傷の起こりやすさ[2-1]）も等価であるとの考え方に基いて、ベースへの衝撃入力による機器内部の負荷の度合いを相対的に評価する指標である。そのため複数共振点を持つ機器内部の絶対的な応答加速度を算出しているものではないことに留意しておく必要がある。

衝撃環境条件で規定された衝撃応答スペクトラムを満たす分割時系列加速度波形による衝撃印加は、搭載機器の損傷ポテンシャルが等価でなくなる恐れがあるため、衝撃印加は 1 回の瞬時負荷を基本とする（Appendix K を参照）。ただし、衝撃損傷に対して支配的なモードが単一であることが明確な場合は、衝撃入力に対する機器内部の実応答は 1 自由度系と等価と捉えることができるため、必ずしも 1 回の瞬時負荷でなくてよい。

衝撃応答スペクトラムにおける 1 自由度振動系の共振周波数としては 100～4000Hz の範囲を考慮し、増幅率 Q としては一律 Q=10 を適用するのが最も一般的である。

なお、時系列加速度の時刻歴のピーク値と、当該時系列加速度に対する衝撃応答スペクトラ

ムの周波数歴のピーク値は、通常一致しない。したがって、後で述べるように、“衝撃加速度のピーク値”という言い方をするときには、時系列加速度のピークと衝撃応答スペクトラムのピークのどちらを指しているのか、十分に注意しなければならない。

衝撃環境条件を規定するその他の方法としては、加速度時系列波形（例えば正弦半波）の最大振幅及び持続時間を規定する場合や、衝撃応答スペクトラムと併せて衝撃波形の負荷時間を規定する場合もある。

2.4 ランダム振動環境と衝撃環境の比較による衝撃試験省略

コンポーネント・サブシステム衝撃試験のうち、その供試体自身が火工品等の衝撃発生源を持たないものに限り、その供試体のランダム振動環境と衝撃環境とを比較し、前者の方が高い衝撃損傷ポテンシャルであることが示せれば、衝撃試験は省略できる。

2.3項に述べたとおり、機器の衝撃環境条件はSRSで規定される。一方、ランダム環境条件についてはPSD（パワースペクトル密度）にて規定される。PSDで規定されるランダム環境条件については、SRSのように時系列ピーク値をベースとした規定方法ではないため、両者を単純比較することはできない。ランダム環境条件のPSDから生成されるランダム波時系列のピーク値をSRS解析にて直接求めれば、衝撃環境条件のSRSと比較できる。ただし、時系列生成にはばらつきがあるため、実現象におけるそのピーク値の出現確率については不明である。そこで、本節ではランダム環境条件からピーク値の出現確率を用いてピーク値を予測する方法を示す。

本ハンドブックでは、ランダム波のピーク値の予測方法として2つの手法を紹介する。いずれの方法もランダム波のピーク分布がレーリー分布に従うことをベースにした理論である。1つ目の方法は、ピーク値の出現回数の期待値からピーク値を求める方法である（MIL-STD-1540Eに記載有り）。2つ目の方法は、算出ピークを超える確率に着目し、許容リスク α という考え方を導入するものである。

表 2.4-1 にランダム波のピーク値見積もり方法のまとめを、図 2.4-1 に各方法による見積もり精度の差異を示す。各手法の立式方法と比較等の詳細については Appendix L を参照のこと。

表 2.4-1 ランダムピーク値見積もり方法

方法	ピーク値の算出式※	説明
1	$\sigma\sqrt{2\ln(f_n T)}$	ピーク値の出現回数の期待値からピーク値を求める方法。時間 T の間に、周波数 f_n におけるこの見積もりピーク値より大きい値が、(期待値として) 1 回現れるとして算出する。見積もりピーク値としては平均値を示す傾向が解析により求められている。
2	$\sigma\sqrt{2\ln\left(\frac{1}{1-(1-\alpha)^{1/f_n T}}\right)}$	見積もりピーク値 (Up-crossing Risk Spectrum (URS) と呼ばれる) を超える値を許容リスク α (確率)と置いて求める方法。 $\alpha=0.01$ にてピーク値を算出した場合、その算出結果は「1%の確率でそのピーク期待値を超えるリスクがある」ことを示す。

※ f_n : 評価周波数、T : ランダム加振時間、 σ : ランダム波の実効値

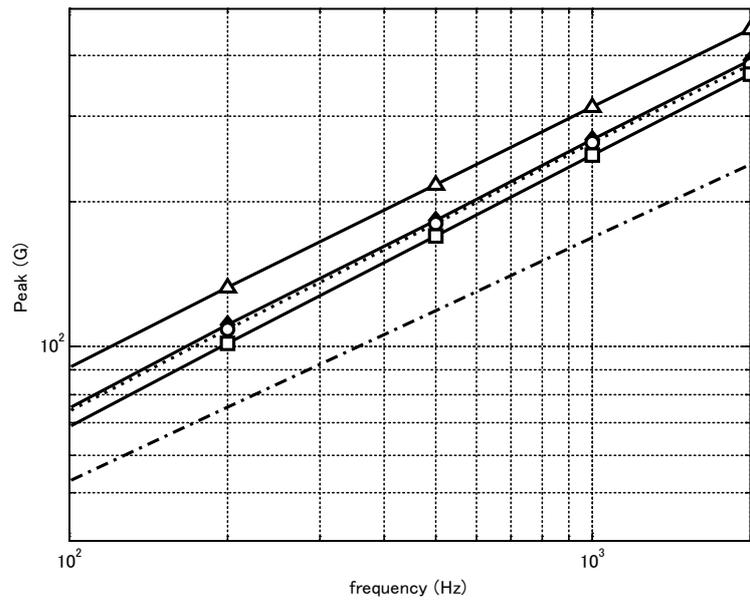


図 2.4-1 ピーク値の見積もり方法と見積もり値の比較

(一点鎖線：ガウス分布の 3σ 値、○鎖線：方法 1、

△実線：方法 2 $\alpha=0.01$ 、◆実線：方法 2 $\alpha=0.50$ 、□実線：方法 2 $\alpha=0.95$)

2.4.1 衝撃試験省略の検討フロー

図 2.4-2 に衝撃試験省略に向けた検討のフローを示す。フロー図中の波形図はイメージである。ランダム波のピーク値の見積もり式については供試体及び各見積もり方法の特徴を踏まえて個別に決定する。

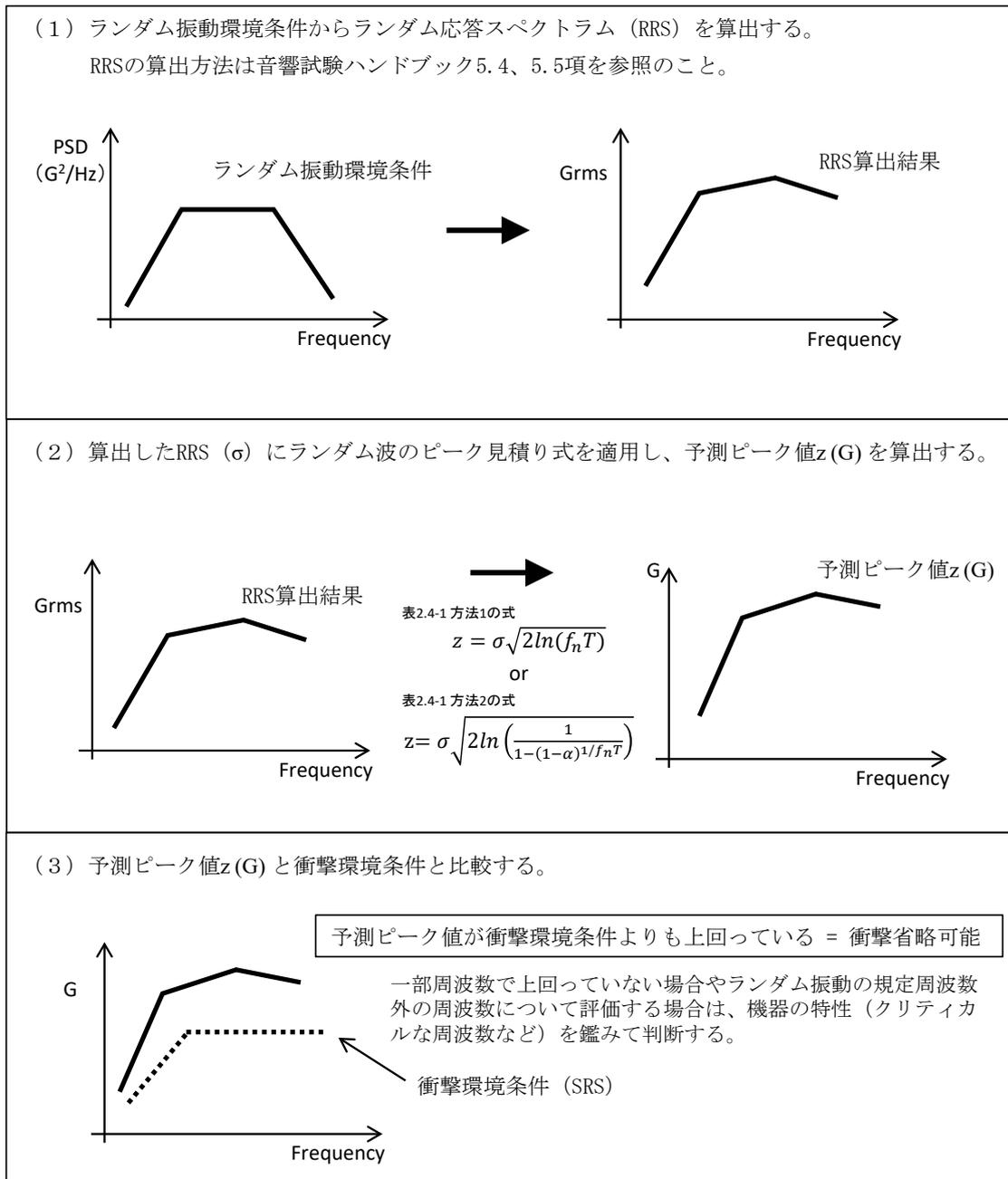


図 2.4-2 衝撃試験省略の検討フロー

典型的なランダム振動環境条件（スペック）による見積もり例を図 2.4-3、図 2.4-4 に示す。左側の図がランダム振動スペック、右図がそれを用いた予測ピーク値計算結果である。図中 Peak1 と Peak2 は、それぞれ表 2.4-1 の方法 1 と方法 2 による見積もり結果である。

（ランダム振動の加振時間 $T=60[s]$ 、RRS 算出については Miles の式（JERG-2-130-HB002 音響試験ハンドブック式(5-6)）ではなく積分演算式（JERG-2-130-HB002 音響試験ハンドブック式(5-5)）を適用。）

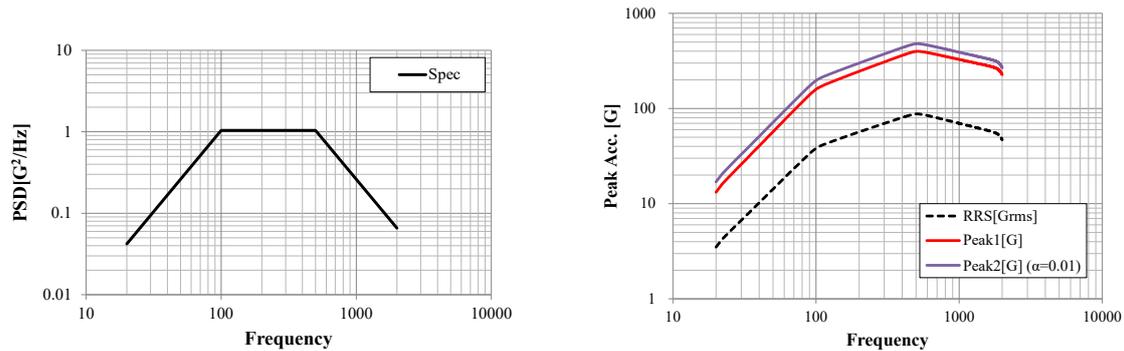


図 2.4-3 左：ランダム振動スペック（OverAll 30Grms）、右：予測ピーク値見積もり結果

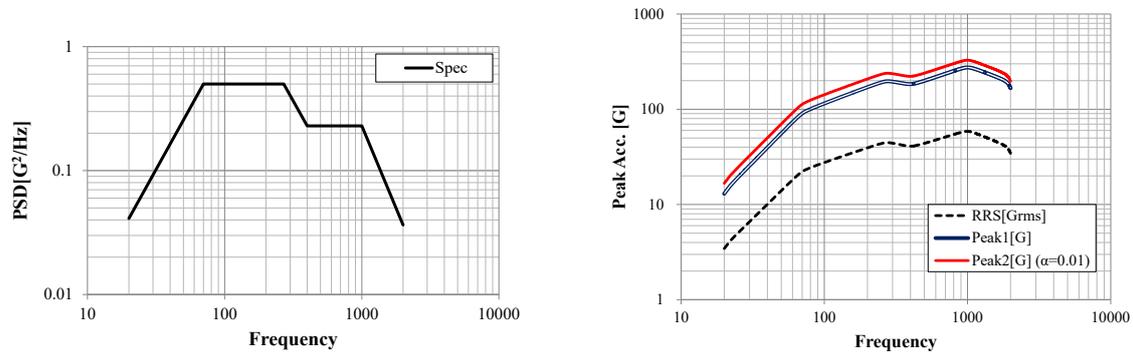


図 2.4-4 左：ランダム振動スペック（OverAll 20Grms）、右：予測ピーク値見積もり結果

2.5 本試験ハンドブックの構成

本試験ハンドブックは以下のように構成されている。図 2.4-1 に、衝撃試験の大まかな流れと本試験ハンドブックの構成を示す。

(3 項) 衝撃による応答の予測

宇宙機に負荷される衝撃環境の予測手法について示す。

3.1 項では、過去のフライトデータや衝撃試験データ等に基づいて衝撃環境を見積もる方法（試験実績に基づく手法）について示す。

3.2 項では、宇宙機的设计パラメータに基づいて解析的に衝撃環境を見積もる方法

(解析的手法) について示す。

3.3 項では、簡易モデル解析法の一つである V バンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法について紹介する。

(4 項) 衝撃試験の実施にあたり注意すべき事項

衝撃試験の実施にあたり注意すべき点として、衝撃試験方式の選択、センサの選定、取付け・配線、計測系の設定における注意点を示す。

4.1 項では、宇宙機の衝撃試験に使用する試験方式（試験装置）の種類、特徴、留意点等を示す。

4.2 項では、衝撃試験に際してのセンサの選定について述べる。衝撃による加速度応答は、高加速度及び高周波数成分が含まれている。音響試験や振動試験時に用いる一般的な加速度センサを衝撃加速度応答の計測に用いた場合、センサがその共振周波数において、衝撃加速度負荷により共振して過大に増幅され、ゼロシフトと呼ばれる現象の 1 つの要因となる。特に、近傍環境の衝撃加速度を計測するには、ゼロシフトの発生を極力抑えるため、適切なセンサの選定が重要である。

4.3 項では、センサの取付け・ケーブル配線における注意点を示す。

4.4 項では、計測系のレンジ設定や、サンプリング周波数の設定など、計測系の設定における注意点を示す。

(5 項) 計測データの評価

本項では、計測したデータの評価の際に重視すべき確認項目、データ処理の手法、ゼロシフトが発生したデータの評価及び不確かさの評価について示す。

ゼロシフトとは、衝撃負荷前に零であった加速度時系列波形の平衡点が、衝撃負荷後にシフトし零では無くなる現象である。ゼロシフトが発生したデータで SRS 解析を実施すると、低周波成分が実際の環境よりも数千 m/s^2 (数百 G) 高いレベルを示してしまうことがある。

5.1 項では、衝撃試験結果の誤評価を避けるための計測データの信頼性を確認する方法について述べる。解析前の加速度データの時系列波形については、欠落・スパーク・DC シフト等のデータの乱れやゼロシフトの発生等の確認が重要である。また、加速度計測データを積分処理し、速度とした結果を確認することも、計測データの有効性を判断するために有効な手段である。速度にした場合、加速度に混在している低周波数成分やノイズ、ゼロシフトが強調されるため、より明確に判断することが可能となる。

5.2 項では、計測データに含まれる衝撃負荷前からの計測系の DC 成分を除去し、計測データ全体の時系列波形の平衡点をほぼ零となるように処理する手法を示す。

5.3 項では、ゼロシフトが発生したデータの評価手法として、ゼロシフト補正手法を示す。

5.4 項では、衝撃試験の最終的な評価に一般的に用いる SRS 解析について述べる。

5.5 項では、衝撃加速度応答の計測データの不確かさの評価について述べる。

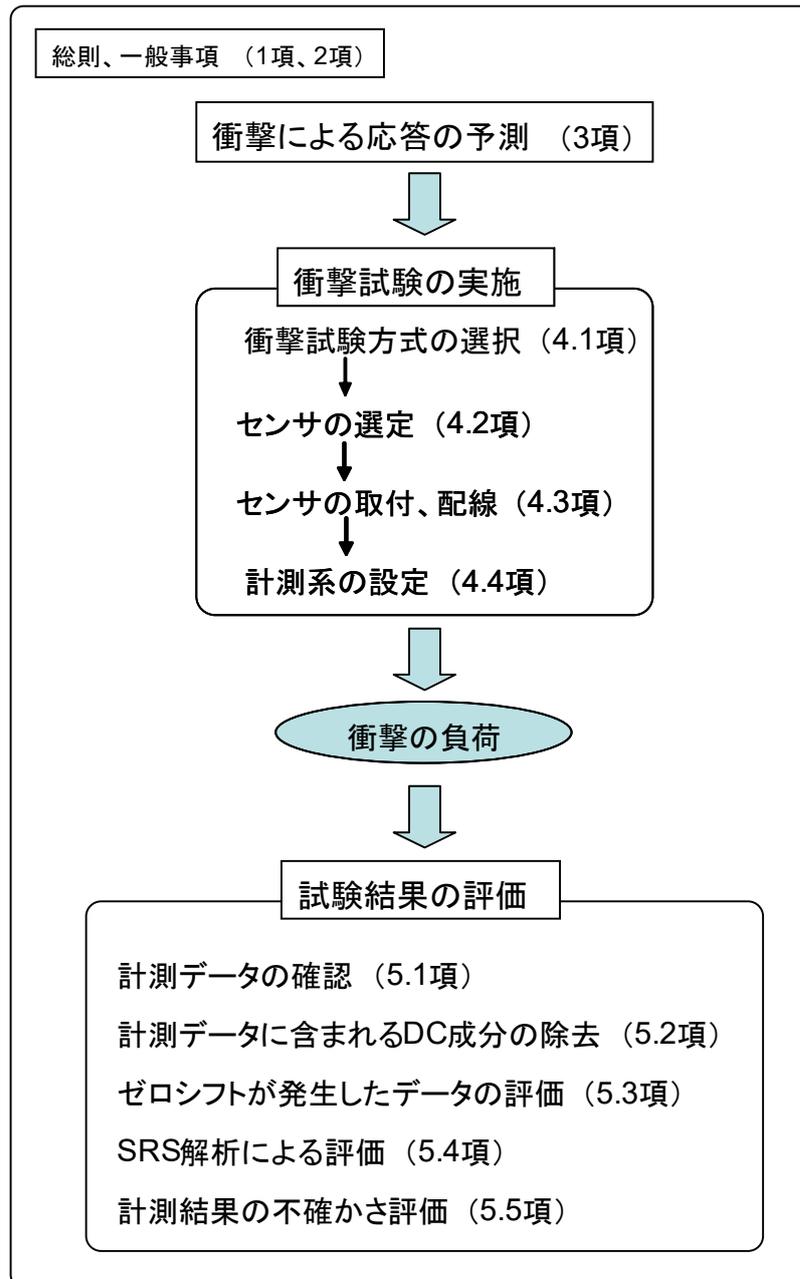


図 2.4-1 衝撃試験の大まかな流れと本試験ハンドブックの構成との関係

2.6 参考文献

[2-1] JIS C 60068-2-27:2011 環境試験方法-電気・電子-第2-27部：衝撃試験方法

[2-2] NASA-STD-7003 Pyroshock Test Criteria, NASA, May 18, 1999

3. 衝撃による応答の予測

宇宙機に負荷される衝撃環境は宇宙機分離時や太陽電池パドル展開時に発生し、高加速度、高周波の衝撃加速度が短時間に負荷される環境である。宇宙機はこのような厳しい環境に耐えるように設計する必要がある。したがって、宇宙機に負荷される衝撃環境を設計初期の段階でできるだけ精度よく予測することは、耐衝撃性を備えた信頼性のある宇宙機を開発する上で重要となる。

宇宙機に負荷される衝撃環境の予測は、分離機構（衝撃源）から生じる衝撃加速度を予測し、衝撃源から伝搬していく衝撃加速度を衝撃源の近方環境・中間環境・遠方環境（2.2 項）に対して予測する必要がある。宇宙機の衝撃環境の予測法には、1)試験実績に基づく手法と 2)解析的手法の 2 つがあり、現状では、試験実績に基づく手法を用いて予測が行われることが多い。表 3-1 にそれぞれの予測法の実施の容易性及び適用性について示す。なお、表 3-1 は参考文献 [3-1]をもとに、JAXA の経験を踏まえて再整理した結果である。

表 3-1 宇宙機の衝撃環境の予測法の適用性

評価項目	試験実績に基づく手法			解析的手法			
	経験的手法	直接計測法	外挿法	詳細モデル解析法	過渡 SEA 法	仮想モード合成法	簡易モデル解析法
	3.1.1 項	3.1.2 項	3.1.3 項	3.2.1 項	3.2.2 項	3.2.3 項	3.2.4 項
実施の容易性	容易	難しい	容易	難しい	難しい	難しい	容易
既開発衛星への適用性 (※1)	○	○	○	×	○	○	○
新規開発衛星への適用性 (※2)	×	○	×	○	○	○	○

○：適用可、×：適用不可

※1：既開発衛星とは、発生衝撃源および構造様式が類似の過去の衛星のデータが存在する衛星を意味する。

※2：新規開発衛星とは、過去の衛星の構造と比較して根本的に異なる構造を有する新規開発衛星を意味する。

宇宙機の衝撃環境の予測法の概要として、1) 試験実績に基づく手法（3.1 項）と 2) 解析的手法（3.2 項）について説明する。そして、解析的手法である簡易モデル解析法の例として、V バンドクランプ衝撃源直近の衝撃環境条件を簡易的に計算する方法（3.3 項）について紹介する。

3.1 試験実績に基づく手法

試験実績に基づく手法は、過去のフライトデータや衝撃試験データ等に基づいて宇宙機に負荷する衝撃環境を見積もる方法である。本ハンドブックでは、試験実績に基づく手法として、経験的手法、直接計測法、外挿法の 3 つの手法を紹介する。

3.1.1 経験的手法

経験的手法は、過去の衝撃試験データに基づき、各種衝撃源の SRS に対して距離やジョイントなどによる減衰を加え、搭載部位の衝撃 SRS を求める手法である。

3.1.1.1 NASA-HDBK-7005 による手法

この手法は衝撃源特性の識別、搭載位置までの衝撃伝播経路及び伝播距離、衝撃伝播経路途中のジョイント数及び種類の確定が必要である。以下に参考文献[3-1]に基づく経験的な手法の計算手順を示す。

手順 1：図 3.1.1-1(a)より、対象とする分離衝撃機構の種類に応じた衝撃源近傍の SRS を選定する。

注：図 3.1.1-1(a)に示した衝撃源近傍の SRS については、実際の衝撃試験で得られる SRS より過大な値となっている可能性がある（参考文献[3-2]）。図 3.1.1-2 では一例として、ボルトカッター分離衝撃機構の衝撃源近傍の SRS について、図 3.1.1-1(a)に示したデータと衝撃試験で得られた実測データとを比較して示す。

手順 2：手順 1 で選定した衝撃源近傍の SRS に対し、図 3.1.1-1(b)に示す距離減衰特性を考慮に入れて予測点の SRS を見積もる。図 3.1.1-1(b)は、衝撃源からの距離が 0.1m 以上の範囲の SRS の距離減衰特性を示しており、距離=0.1m における SRS を 100 として正規化している。また、図中の「Spectrum Peak」は高周波領域の平坦な SRS 値、「Spectrum Ramp」は低周波領域の傾きを持つ SRS 値を示しており、高周波領域の平坦部ほど減衰が大きい。さらに、衝撃源と予測点との間にジョイントが存在する場合は、ジョイントの種類及び衝撃伝達経路の変化によって異なるが、SRS のピーク部に対して一つのジョイントにつき 40%程度の減衰を加える（ただし、ジョイントの数は最大 3 個までとし、高周波領域（平坦部）のみに適合）。

注：図 3.1.1-1(b)に示す SRS の距離減衰特性は統計上の上限値であり、ジョイントによる減衰については考慮していないため、実際の SRS の距離減衰と比較して過大な見積もりとなる可能性が高い。

一例として、図 3.1.1-3 に、経験的手法で用いる SRS の距離減衰特性と衛星 PAF 分離衝撃試験データ（全軸）との比較を示す。縦軸は衝撃源における SRS の最大値で正規化したものであり、特に衝撃源近傍において経験的手法で用いる SRS 曲線は過大な見積もりとなっていることが分かる。これは、衝撃源からの距離が等しい点においても、構造・衝撃伝達経路のジョイント等の違いにより SRS がばらつくからである。なお、図 3.1.1-4 より、試験データを各軸方向に分解した場合でも、SRS にはばらつきがある。

また、経験的手法の適用例として、図 3.1.1-5 に PDL 分離衝撃試験時の距離減衰を、図 3.1.1-6 に PAF 分離衝撃試験時の CFRP 表皮ハニカムパネル上の距離減衰を示す。いずれの図においても衝撃伝達経路のジョイント等の影響によって衝撃試験データのばらつきが大きいことが分かる。

手順 3：手順 1、手順 2 を、衝撃環境条件を設定したい領域内にある複数の予測点について計

算する。

手順 4：手順 3 で計算した SRS を包絡する（要すればマージンを加える）衝撃環境条件を設定する。

注：経験的手法は統計処理で求めた上限値ではあるが、統計処理に使用した源泉データは構造に関する詳細情報が記録されておらず、必ず上限値とはならない可能性がある。また、構造の違いに起因する SRS のばらつきを無視するため、予測精度が低い。各プログラムにおいて経験値がある場合は、これらの経験値の使用を推奨する。

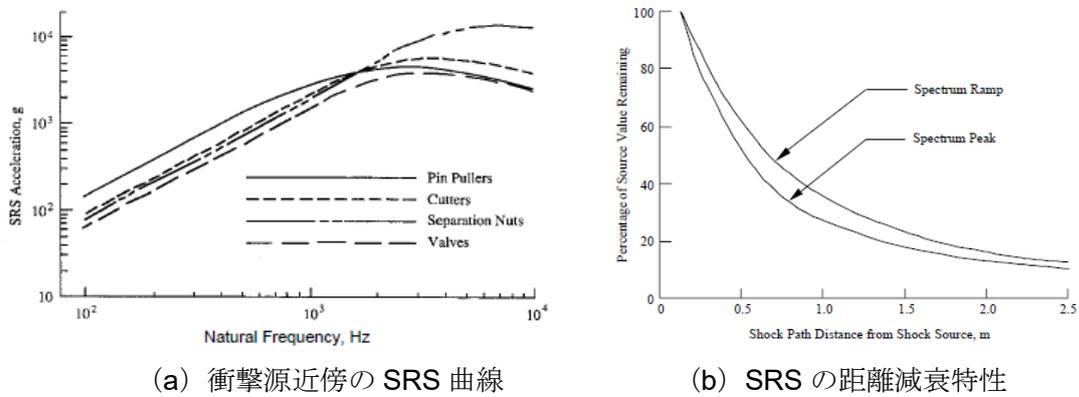


図 3.1.1-1 経験的手法で用いる衝撃源近傍の SRS 曲線とその距離減衰特性（参考文献[3-1]）

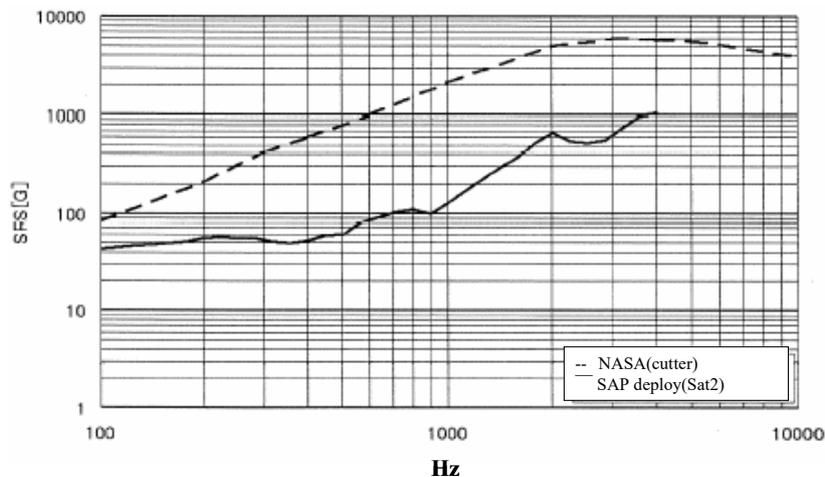


図 3.1.1-2 経験的手法で用いる衝撃源近傍の SRS 曲線と実際の衝撃試験データの比較（ボルトカッター分離衝撃機構のデータ）

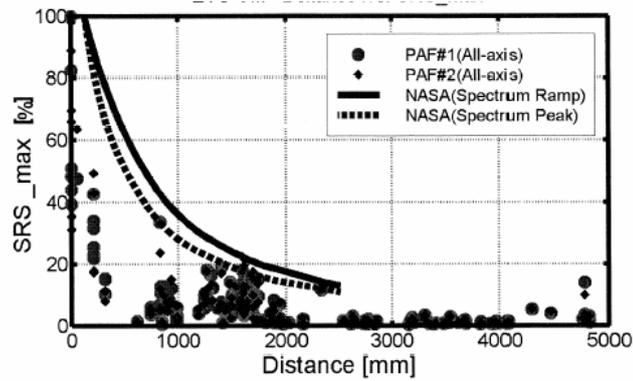
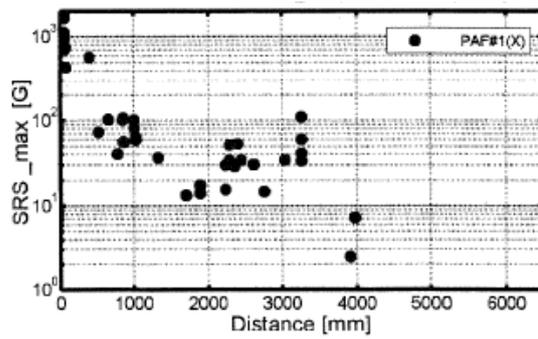
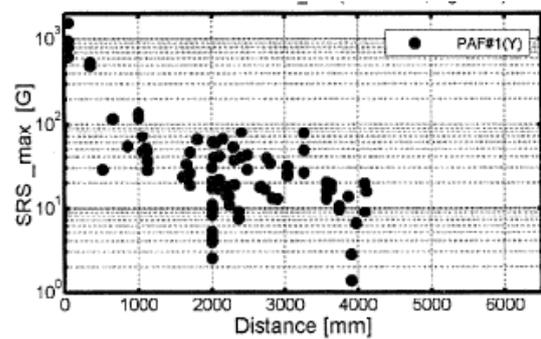


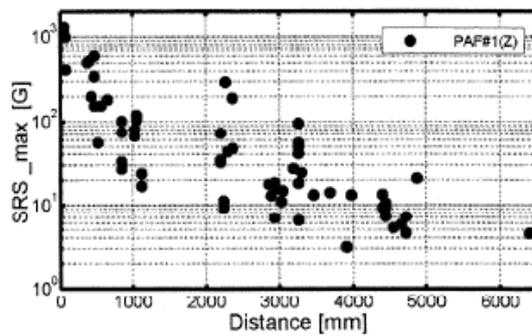
図 3.1.1-3 経験的手法で用いる SRS 曲線の距離減衰特性と衛星 PAF 分離衝撃試験データの比較（全軸データ）



(a) x方向のSRS距離減衰(衛星機軸)



(b) y方向のSRS距離減衰(機軸直交軸)



(c) z方向のSRS距離減衰(機軸直交軸)

図 3.1.1-4 各軸毎の衛星の衝撃試験データ（PAF 分離）

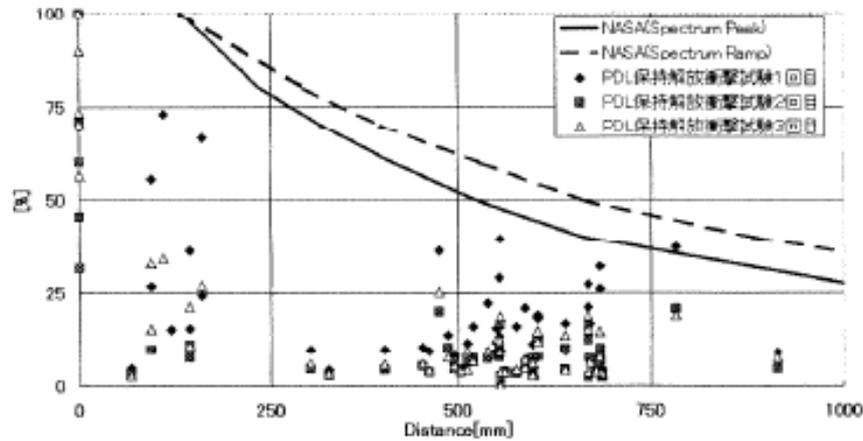


図 3.1.1-5 中型衛星の衝撃試験データ (PDL 分離) の距離減衰

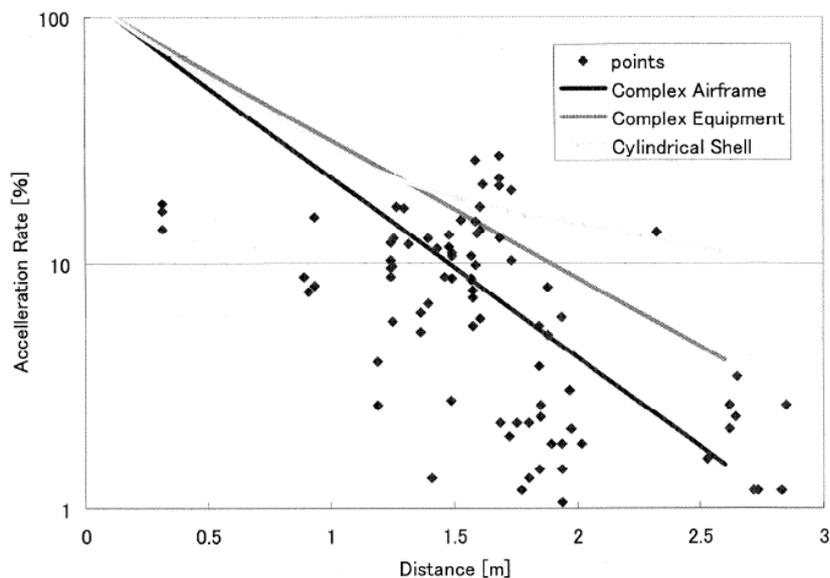


図 3.1.1-6 中型衛星の衝撃試験における CFRP 表皮ハニカムパネル上の距離減衰 (PAF 分離試験)

3.1.1.2 Vバンド衝撃に対する距離減衰の経験則モデルを用いる手法

衝撃がVバンドの保持解放による場合、衝撃源からの距離に応じた減衰特性の経験則モデルを使用して、搭載機器の衝撃環境を見積もることができる。具体的には、距離 d [m]の位置における周波数毎の減衰量の経験則モデルを att 、衝撃源のSRSを SRS_{ref} と、距離 d の位置で推定されるSRSを SRS_{est} とすれば、 SRS_{est} は式(3.1.1.2-1)により求められる。

$$SRS_{est}(f, d) = SRS_{ref}(f) \cdot att(f, d) \quad (3.1.1.2-1)$$

ここで、式(3.1.1.2-1)中の att は式(3.1.1.2-2)であり、式中の ξ は式(3.1.1.2-3)である。なお、 α は衛星の構造様式(シアパネル、セントラルシリンダ)によって異なり、構造様式毎に

Appendix M-1 項の表 M-1 を適用する。ここで α の上付き文字 i の s はシアパネル、 c はセントラルシリンダを指す。また f は周波数[Hz]である。経験則モデルの導出については Appendix M で解説する。

$$att(f, d) = \xi(f, d) \cdot \alpha^i(f) \quad (i = s, c) \quad (3.1.1.2-2)$$

$$\xi(f, d) = \exp [(-8 \times 10^{-4} f^{2.515} f^{-0.115})(0.0144d^3 - 0.2d^2 + 0.93d + 0.024)] \quad (3.1.1.2-3)$$

なお距離 d は衝撃源である衛星インターフェース下端から評価点までの構体表面の最短経路であり、例えば図 3.1.1.2-1 においては $d = L1 + L2 + L3$ である。

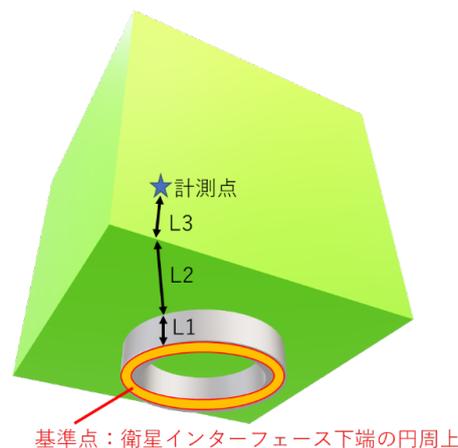


図 3.1.1.2-1 衝撃の基準点及び基準点からの距離

衝撃源で発生した衝撃は様々な減衰要因（例えばジョイント、構体パネルの特性等）の影響を受けて計測点に到達する。この経験則モデルは衛星分離衝撃試験データを用いて衝撃源から計測点までの距離をパラメータに減衰率をモデル化したもので、伝播経路上の様々な減衰要因の影響が結果としてこの経験則モデルに含まれている。

この経験則モデルを用いて機器の環境条件の見積もる場合、式(3.1.1.2-1)の SRS_{ref} には例えばロケットの衝撃環境条件あるいは 3.1.2 項や 3.1.3 項で見積もられた条件を適用し、式(3.1.1.2-2)と式(3.1.1.2-3)の d には衝撃源から機器搭載点の距離を、 f には確認したい周波数を代入する。式(3.1.1.2-2)の α には Appendix M-1 項の表 M-1 の値を衛星の構造様式により選択すればよい。例えば、 SRS_{ref} が図 3.1.1.2-2 の黒線とし、衛星がシアパネル方式の構造様式であるとする。衝撃源からの距離 $d = 0.5[m]$ の位置に搭載する機器の衝撃環境は、式 (3.1.1.2-3) に $d = 0.5$ を代入し、 α には Appendix M-1 項の表 M-1 のシアパネル方式の値を適用することで、式 (3.1.1.2-1) 及び式 (3.1.1.2-2) より同図赤線のとおり見積もることができる。

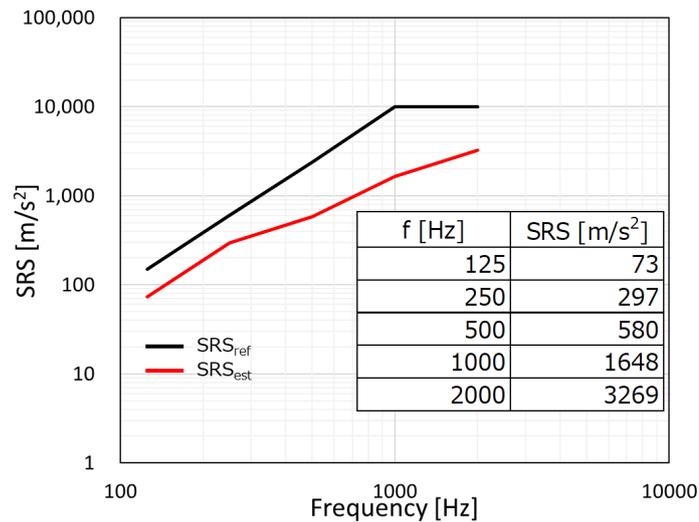


図 3.1.1.2-2 シアパネル方式の衛星における衝撃環境の見積もり例
(黒線：衝撃源の予測 SRS、赤線：距離 $d = 0.5$ の衝撃環境の見積もり結果)

3.1.2 直接計測法

直接計測法は、同一或いは類似した構造様式を持つ宇宙機のフライトデータや地上での衝撃試験データ等をそのまま利用して衝撃環境を予測する方法である。宇宙機のエンジニアリングモデルや構造モデルの衝撃試験結果を利用し、供試体各部の衝撃環境を予測する方法は直接計測法となる。

構造様式が同一の宇宙機であっても、複数回衝撃試験を実施した際の衝撃応答にはバラツキが存在する。直接計測法で宇宙機の衝撃環境を予測する際は、衝撃応答の再現性に係る不確かさを考慮する必要がある。

十分な回数の試験を実施済みでデータが蓄積されている宇宙機の場合には、以下に示すような、バラツキを考慮した統計的手法に基づいて上限値を設定する方法をとることができる。なお、 Pa/b は、「 $b\%$ の確率で集合の $a\%$ を包絡する値」を意味し、 $P95/50$ の場合 $k = 1.64$ 、 $P99/90$ の場合 $k = 2.33$ となる。

- (1) 過去の衝撃試験データを対数スケールに変換する。

$$y_r(D_1) = 20 \log_{10} SRS_r(D_1) \quad (3.1.2-1)$$

(D_1) ：参照点の衝撃源からの距離

ここで、JAXA の中大型衛星の PAF 分離衝撃試験で得られたデータを用い、同一コンフィギュレーションにおける衝撃試験データのばらつきについて検討する。図 3.1.2-1 は、衛星分離面における複数箇所の衝撃応答とそれら平均値との差の正規確率プロットである。横軸の単位は対数スケールに変換した SRS 値であ

る。図より、正規確率プロット上で直線まわりに分布しており、衝撃試験データ（対数スケールに変換された SRS 値）は概ね正規分布に従うことが分かる。

(2) 対数スケールに変換された SRS (y_r) を以下の式に代入する。

$$y_n(D_1) = y_r(D_1) + k\sigma \quad (3.1.2-2)$$

(3) 対数スケールで求めた SRS を線形スケールに変換する。

$$SRS_n(D_1) = 10^{y_n/20} \quad (3.1.2-3)$$

上記の手順で求めた衝撃環境は、P95/50（50%の確率で集合の95%を包絡する値）あるいは P99/90（90%の確率で集合の99%を包絡する値）を満足する値であり、包絡マーヅンを含んでいる。

一方、一般的に衛星システムでは、同一の衛星に対する試験回数は、構造モデル試験で2回、プロトフライト試験で1回である場合が多い。2回程度の試験データから統計的なバラツキを考慮して上限値を設定するとマーヅンが過大となる可能性が高いため、試験データを包絡するように機器の衝撃環境条件を評価する方法が通常用いられている。ただし、この方法では設定した衝撃環境条件が最大包絡値とならない可能性があることに注意を要する。バラツキを考慮した統計的手法によるか、複数回の試験データを包絡する方法によるかは、実績・リスク等を考慮して、プログラムごとに定めるものとする。

なお、Appendix. H において、JAXA の中型、大型衛星の衝撃試験結果から同一コンフィギュレーションにおける宇宙機の衝撃応答のバラツキを求めた。検討の結果、高い衝撃応答を示すことの多い周波数領域（500Hz 程度以上）でのばらつき分散 σ は 1.414dB となった。

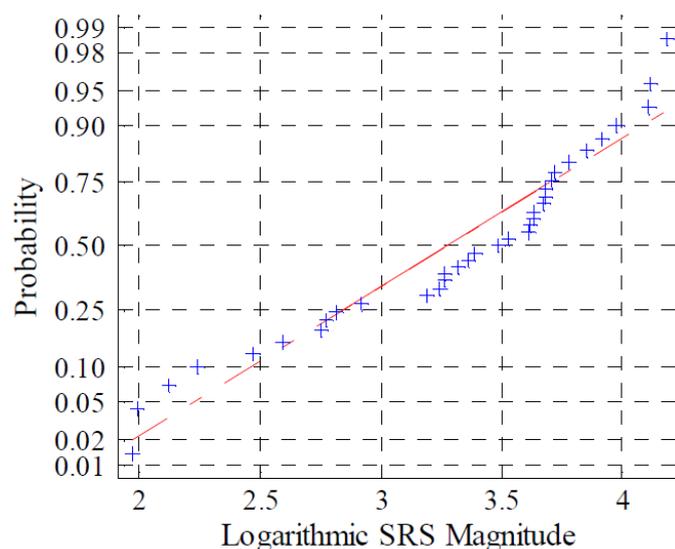


図 3.1.2-1 衝撃試験データの正規確率プロット（参考文献[3-10]）

3.1.3 外挿法

外挿法は、過去の類似した構造様式を持つ宇宙機のフライトデータや衝撃試験データを参照して、新たな宇宙機の衝撃環境を外挿する方法である。外挿法の一つは、分離衝撃機構締結時に蓄えられた歪みエネルギーが衝撃応答 (SRS 値) に完全に変換されるものと仮定したものであり、衝撃源の SRS は次式から求められる。

$$SRS_n(D_1) = SRS_r(D_1) \sqrt{\frac{E_n}{E_r}} \quad (3.1.3-1)$$

ここで、 E は分離衝撃機構から解放される衝撃エネルギーであり、分離衝撃機構締結時に蓄えられる歪みエネルギーに等しい。締結時のひずみエネルギーは弾性振動エネルギーに完全に変換される場合、弾性振動エネルギー E は変位 u の二乗に比例する。比例係数は構造の弾性変形剛性に依存するが、同一構造の場合はこの比例係数は不変であるため、弾性変位は締結力と比例である。

例えば、同一構造に関して衝撃 SRS と締結力 P の関係を検討する場合、式(3.1.3-1)を用いると、式(3.1.3-2)になる。

$$SRS_n(D_1) = SRS_r(D_1) \frac{P_n}{P_r} \quad (3.1.3-2)$$

上述の二式において下付き n , r は新たな宇宙機と参照される宇宙機を示している。

この外挿法を用いて同一衛星の異なる締結力 (V バンドの締結力 27.4kN 及び 18kN) を変えた場合の衝撃応答 (SRS 値) 計算結果は下記となる。

$$\begin{aligned} SRS_n(D_1) &= SRS_r(D_1) \frac{P_n}{P_r} \\ &= SRS_r(D_1) \times \frac{18}{27.4} \\ &= SRS_r(D_1) \times 0.66 \end{aligned} \quad (3.1.3-3)$$

図 3.1.3-1 に実衛星の分離衝撃試験から得られた SRS 実測データを示す。これより、右肩上がりを示す低周波領域 (Spectrum Ramp) では締結力の影響を受けないことが分かる。これは、Appendix. J に示す通り、低周波領域に含まれる円環曲げモードの振動応答は衝撃応答として支配的な円環伸縮 1 次モードの振動応答と比較して非常に小さく、締結力の大小が SRS 値に与える影響は無視できるほど小さいからである。一方、高周波領域 (Spectrum Peak) では、折れ曲がり点と見なすことができる 1400Hz において、締結力 18kN の場合は締結力 27.4kN の 0.69 倍 ((5500m/s/s)/(8000m/s/s)) であり、式(3.1.3-3)に示した計算結果に概ね一致するこ

と分かる。

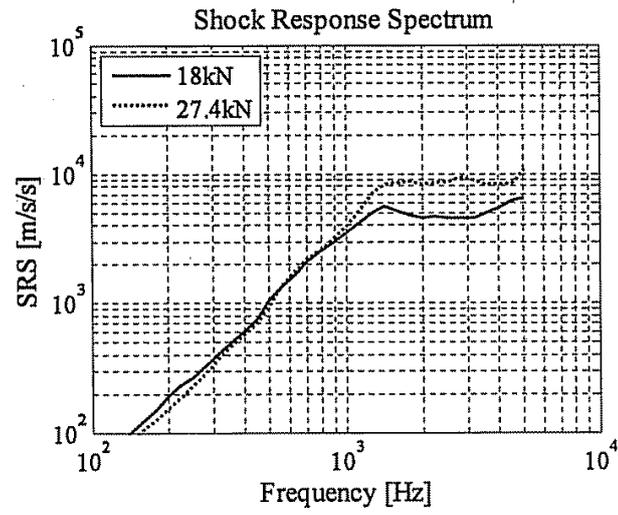


図 3.1.3-1 同一構造の異なる締結力の分離試験結果

3.2 解析的手法の概要

解析的手法は、宇宙機の設計パラメータに基づいて解析的に衝撃環境を見積もる方法である。代表的な解析的手法には、詳細モデル解析法、過渡 SEA 法、仮想モード合成法ならびに簡易モデル解析法がある。

解析的手法は、過去のフライトデータや衝撃試験データに基本的に依存せず、構造様式が新しい宇宙機に対しても設計初期の段階で利用が可能な予測法である。しかし、分離機構から生じる衝撃力の発生メカニズムや宇宙機構体内の衝撃力の伝搬メカニズムは一般に複雑で、宇宙機の衝撃環境を解析的に精度よく予測することは困難とされている。

3.2.1 詳細モデル解析法

詳細モデル解析法は、分離機構内の火工品の点火・燃焼及び分離機構の挙動プロセスの一連の過程を非線形有限要素法等により詳細に解析し、宇宙機に負荷する衝撃環境を予測する方法である。詳細モデル解析法は、衝撃力の発生メカニズム等を詳細に検討する手法として有効であるが（参考文献[3-3]）、衝撃応答予測に用いる場合は、解析コストが高く、結果の精度も必ずしも良いとはいえないため、現状では開発途上にある予測法である。特に、高周波の衝撃応答解析では、多数のモードを精度よく求める必要があるが、全てのモードを詳細に解析することは困難であり、現状では簡易的に適用する段階には至っていない。

3.2.2 過渡 SEA 法

過渡 SEA 法は、音響振動解析等に用いられている SEA 法に要素エネルギーの時間減衰項を加えることで、過渡応答の計算に適応させた解析法である。過渡 SEA 法は、有限要素法で困難とされる高周波の応答を比較的精度よく予測することができる。過渡 SEA 法で衝撃環境を予測する場合は、衝撃源での入力フォース或いは加速度応答が既知である必要がある。

過渡 SEA 法では、対象とする応答が疑似定常である必要があるため、衝撃応答が残響場となるような遠方環境の予測しか適用できず、衝撃源から近方環境にある点の予測が困難となる。また、モード密度の低い低周波数帯の応答予測には適さず、得られる結果は SEA 要素内の周波数平均値、空間平均値となる。過渡 SEA 法を用いた予測例については、参考文献[3-4]等がある。

3.2.3 仮想モード合成法

仮想モード合成法は、衝撃源と応答点の伝達関数が得られている時に、伝達関数を満足するような仮想モードを合成し、古典的なモード解析法を用いて応答点の衝撃環境を予測する方法である（参考文献[3-5], [3-6]）。仮想モード合成法で用いる伝達関数は、インパクト試験等の実験や SEA・FEM の解析結果等がある。仮想モード合成法は、過渡 SEA 法と同様に、衝撃源での入力フォース或いは加速度応答が既知である必要がある。

仮想モード合成法は、伝達関数さえ求められていれば、近方環境・中間環境・遠方環境のいずれの環境に対しても適用可能な方法である。古典的なモード解析法を用いるため予測点の時

刻歴波形を求めることができる。仮想モード合成法を実際の宇宙機の衝撃試験に適用した例は参考文献[3-5]等がある。

3.2.4 簡易モデル解析法

簡易モデル解析法は、宇宙機に負荷する衝撃環境を支配的な振動成分のみに着目して予測する方法である。そのため、解析モデルの自由度が小さく、解析に必要な入力パラメータも少ないことから、設計情報の少ない設計初期段階での利用が可能な予測法である。

簡易モデル解析法は、全ての振動成分を求めることができないため、対象としない振動成分の影響を包絡マージン等により考慮する必要がある。現状では、Vバンドクランプ衝撃源直近の衝撃環境条件を簡易的に見積もる方法が開発されている（3.3項参照）。

3.3 Vバンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法の紹介

簡易モデル解析法の一つであるVバンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法について紹介する。なお、簡易応答解析法を用いてVバンドクランプ衝撃源直近の衝撃環境条件を計算する具体的なプロセスは、Appendix Jに示す。

簡易応答解析法は、宇宙機をロケットから分離する際に宇宙機インターフェース部に負荷する衝撃環境を簡易的に予測する方法である。一般に、Vバンドクランプ衝撃源直近のSRSは、図3.3-1に示すように、ある特定の周波数帯で折れ点が現れるといった特徴を持つ。簡易応答解析法は、このSRS折れ点のみを予測のターゲットとし、SRS折れ点より低い周波数帯で6dB/OCT～9dB/OCT、高い周波数帯で0dB/OCTの直線を引くことで衝撃環境条件を簡易的に見積もる方法である。図3.3-2に簡易応答解析法による衝撃環境条件の計算手順を示す。

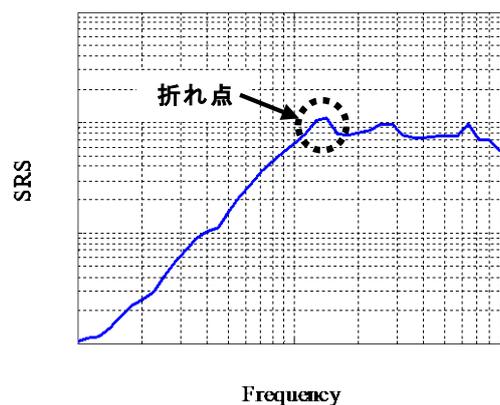


図 3.3-1 Vバンドクランプ衝撃源直近のSRSと衝撃環境条件の一例

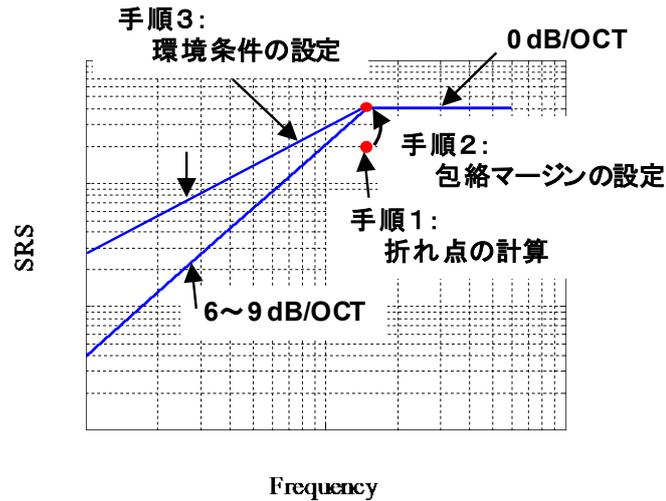


図 3.3-2 簡易応答解析法による衝撃環境条件の計算例

簡易応答解析法では、Vバンドクランプ衝撃源直近の衝撃応答をVバンドクランプ締結力解放後の宇宙機インターフェース部の自由振動応答と見なし、解析を行う。そして、宇宙機インターフェース部を図 3.3-3 に示す円環リングでモデル化し、円環伸縮 1 次モード（膨張収縮モード、図 3.3-4）による 1 自由度振動解析を行う。

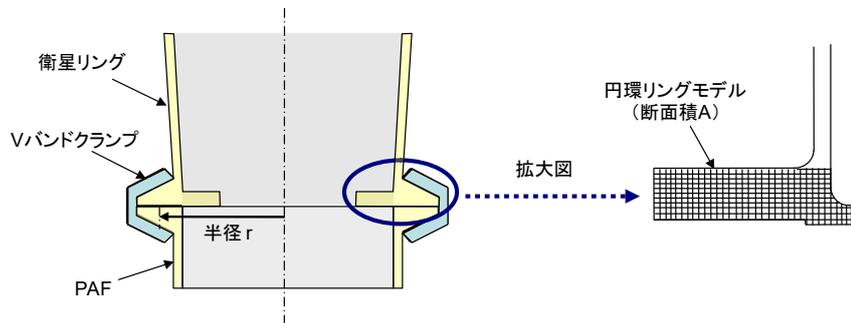


図 3.3-3 宇宙機インターフェース部のモデル化

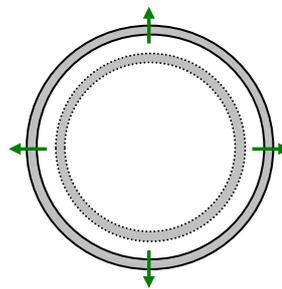


図 3.3-4 簡易応答解析法の解析モデル（円環伸縮 1 次モード（膨張収縮モード））

円環リングモデルの膨張収縮モードの共振周波数は、式(3.3-1)となり、これが SRS の折れ点周波数となる。

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{E}{\rho a^2}} \quad (3.3-1)$$

(※記号が表わすパラメータについては表 3.3-2 参照)

また、円環リングモデルに対して生じる外力はVバンドクランプの締結力である。Vバンドクランプの締結箇所が2箇所 ($\beta_1 = \pi/2$ 、 $\beta_2 = 3\pi/2$) である場合、円環リング円周方向の荷重分布 $P(\theta)$ は次式で得られる (参考文献[3-9])。

$$P(\theta) = \begin{cases} \frac{T_0}{a} \exp\left[\frac{\mu(\beta_1 - \theta)}{\sin \alpha}\right] & (0 \leq \theta < \pi) \\ \frac{T_0}{a} \exp\left[\frac{\mu(\beta_2 - \theta)}{\sin \alpha}\right] & (\pi \leq \theta < 2\pi) \end{cases} \quad (3.3-2)$$

次に、膨張収縮モードの振動方程式 (1 自由度) は次式で表わされる。

$$\ddot{q}(t) + 2\zeta\omega\dot{q}(t) + \omega^2q(t) = F(t) \quad (3.3-3)$$

q はモード変位である。 F は膨張収縮モードに対するモード加振力であり、式(3.3-2)により得られる荷重分布より求められる。

式(3.3-3)を解くことにより得られる衝撃応答 (加速度) を SRS 値に変換する。そして、求めた SRS を対数スケール (単位: dB) に変換し、適切な包絡マーゲンを加えることで、衝撃環境条件を予測する (式(3.3-4))。式中の μ_{sim} 、 σ および k の値を表 3.3-1 及び表 3.3-2 に示す。詳細については、Appendix. J を参照のこと。

$$y_{spec} = y_{sim} + \mu_{sim} + k\sigma \quad , \quad y = 20 \log_{10}(SRS) \quad (3.3-4)$$

表 3.3-1 μ_{sim} および σ

μ_{sim} [dB]	σ [dB]
-3.34	3.58

表 3.3-2 係数 k

P95/50	P99/90
1.64	2.33

簡易応答解析法は、SRS の計算に必要となる反復計算を必要とせず、簡易的に宇宙機インターフェース部の衝撃環境条件を設定することができる (Appendix J)。表 3.3-3 に簡易応答解析法で必要となる解析パラメータの一覧を示す。

表 3.3-3 解析パラメータの一覧

パラメータ	記号	単位
衛星リング	半径 ^{*1}	a [m]
	断面積 ^{*1}	A [m ²]
	ヤング率	E [Pa]
	密度	ρ [kg/m ³]
	減衰比 ^{*2}	ζ —
Vバンドクランプ	初期締結力	T_0 [N]
Vバンドー衛星リング間	V形状断面の角度	α [deg]
	摩擦係数	μ —

^{*1} 図 3.3-3 を参照。 ^{*2} 6%~9%の値をとる場合が多い。

図 3.3-5 に簡易応答解析法で計算した宇宙機インターフェース部の衝撃環境条件 (QT レベル) を示す。同図は、実衛星の V バンドクランプ分離衝撃試験の結果も併せて表示している。図の縦軸と横軸は、簡易応答解析法で求めた SRS 折れ点 (SRS 加速度と周波数) により正規化している。図より、簡易応答解析法による衝撃環境条件は、衝撃試験で計測された SRS を良い精度で包絡し、衝撃環境条件として安全側の上限値 (P95/50) を適切に予測していることが分かる。

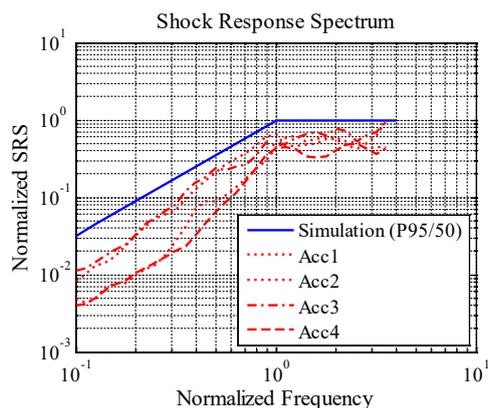


図 3.3-5 簡易応答解析法による結果

簡易応答解析法の特徴及び使用上の制約事項を以下にまとめる。

(1) 特徴

- ・ 1 自由度振動系でモデル化しているため、予測に必要な解析パラメータが少なく、設計初期段階での利用が可能である。
- ・ V バンドクランプ衝撃源直近の SRS を煩雑な繰り返し計算をすることなく簡易的に見積もることができる。
- ・ V バンドクランプ衝撃源直近の衝撃応答をある一定の確率で包絡するためのマージン値が組み込まれており、宇宙機インターフェース部の衝撃環境条件として安全側の上限値 (P95/50、P99/90 等) を見積もることができる。

(2) 使用上の注意事項

- ・ 宇宙機インターフェース部の高さが短く、宇宙機インターフェース部の応答が円環リングの膨張収縮モードとならない場合、予測精度は悪くなる。

3.4 参考文献

- [3-1] National Aerospace and Space Administration (NASA), "Dynamic Environmental Criteria," NASA-HDBK-7005, 2001.
- [3-2] Q. Shi, S Ando, et al., "The Summarization of Pyro-shock Testing Data and SRS Level Prediction Methodology," 5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programme, The Netherlands, 2004, pp.549-554.
- [3-3] 吉田佳子, 世古博己, 中川潤, 山崎芳昭, 施勤忠, 岩佐貴史, 土橋将弘, 「太陽電池パドル保持解放機構の衝撃シミュレーション」第51回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2 K02, pp.1-5, 2007.
- [3-4] M.L. Lai and A. Soom, "Statistical Energy Analysis for Time-Integrated Transient Response of Vibrating Systems," J. Vibration and Acoustics, Trans. ASME, Vol. 112, April, 1990.
- [3-5] Eric C. Dalton and Buron S. Chambers III, "Analysis and Validation Testing of Impulsive Load Response in Complex, Multi-compartmented Structures," AIAA-95-1243-CP, (1995).
- [3-6] Jong-Min IM, "Separation Shock Test of KOMPSAT-2 and Response Analysis by Virtual Mode Synthesis," PAM Users Conference in Asia 2005 (PUCA'05), Nov, 2005.
- [3-7] S. TAKEUCHI and J. ONODA, "Estimation of Separation Shock of the Marman Clamp System by Using a Simple Band-Mass Model," Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 45, No.147, pp.53-60, 2002.
- [3-8] National Aerospace and Space Administration (NASA), "Pyroshock Test Criteria," NASA-HDBK-7003, 1999.
- [3-9] K Shoghi, S M Barrans and H V Rao, "Stress in V-section band clamps," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: J. Mechanical Engineering Science, Vol. 218, No. 3, pp. 251-261, 2004.
- [3-10] T. IWASA and Q. SHI, "Calculation Method for Flight Limit Load of V-band Clamp Separation Shock," Journal of Space Engineering, Vol. 3, No. 1, pp. 15-23, 2010.

4. 衝撃試験の実施にあたり注意すべき事項

本項では、衝撃試験の実施にあたり考慮すべき事項（衝撃試験方式の選択、センサの選定・取付け、ケーブルの配線、計測系の設定）を示す。

4.1 衝撃試験方式の選択

本項では、宇宙機搭載機器の衝撃環境条件として最も一般的な衝撃応答スペクトラム (SRS) で規定された衝撃を負荷することを前提として、実施可能な衝撃試験方式の選択指針の概略を示す。

衝撃試験方式の選定によっては、衝撃の入力波形や試験設備の供試体取付部の剛性の違いなどにより、供試体の主要な共振周波数において過負荷になる場合があることに注意が必要である。

4.1.1 衝撃試験方式の選択

衝撃試験の実施にあたり、衝撃試験方式の選択について考慮すべき事項を示す。

- (1) 衝撃環境の模擬方法や衝撃波形の制約で、機器に対して一部の周波数において過大な衝撃負荷が加わることがある。

例えば、図 4.1.1-1 に示すように、火工品により発生する衝撃応答スペクトルは通常+9dB/oct か、それ以上の傾斜である[4-3]が、落下型衝撃試験装置を用いる場合、衝撃波形はパルスに近い片振幅の波形となるため傾斜が緩く（約+6dB/oct）、またその傾きを調整できない。そのため、1kHz以上の高周波を規定のレベルまで負荷しようとすると、低周波で過負荷になる可能性がある。

動電型加振機についても、半正弦波などのパルスのような波形による加振では落下式と同様に傾斜の調整はできない。しかし、SRS から Wavelet 解析等を用いて生成する両振幅のトランジェント波形で加振する場合は、傾斜の調整が可能である。

- (2) 供試体取付け部の機械インピーダンスの違いにより、供試体の主要な共振周波数において過負荷になることがある。

すなわち宇宙機実機における搭載機器取付け部の機械インピーダンスが大きくないため、搭載機器の共振周波数において動吸振器効果が現れるのに対し、落下衝撃試験装置や動電型加振機等の高剛性な取付け部を持つ試験装置においては、動吸振器効果が小さいため供試体の共振周波数（通常最大応力が発生する）において、過大な負荷を与えることがある。

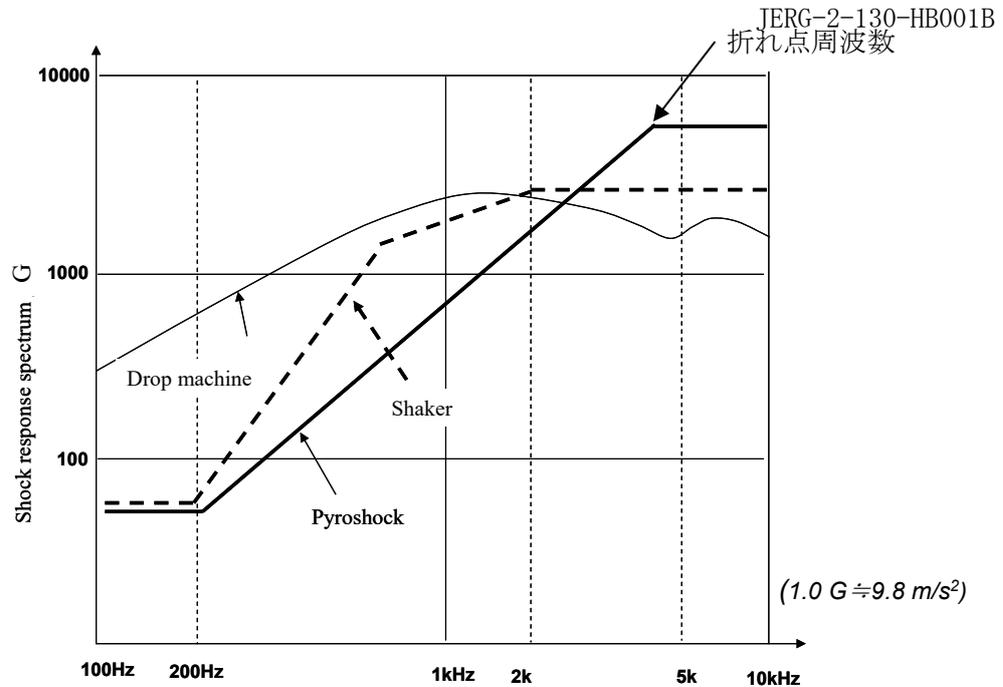


図 4.1.1-1 試験装置による衝撃応答スペクトルの比較[4-3]

4.1.2 各衝撃試験方式の特徴

本項では宇宙機の衝撃試験に用いる試験方式（試験装置）の種類、特徴、留意点等を示す。

(1) 実環境模擬試験方式（実機火工品の使用）

この方法は通常、宇宙機システムやサブシステムレベルで実施され、機器の搭載状況及び衝撃発生源を実機と同等として実環境を模擬し、耐衝撃環境特性を確認するものである。

例えば、衛星をロケットから分離する PAF（Payload Attach Fitting）分離試験、太陽電池パドルの展開試験（締結ボルト切断）等である。宇宙機に使用される火工品の種類、取扱い上の注意事項等について、Appendix-F に示す。

この試験方法の主な特徴を以下に示す。

- ・ 取付け剛性等の搭載状態が実機と同等であるため、機器と取付け部の連成による動吸振器効果が現れ、機器の主要共振周波数における過負荷は発生しない。
- ・ 高価な供試体、火工品を用いる試験であり、コストは高い。
- ・ 実負荷より厳しいレベル（例えば+3dB）を負荷することができないため、その方法による設計マージンの確認等を行えない。

(2) 落下衝撃試験方式

落下衝撃試験装置の一例を図 4.1.2-1 に示す。

落下試験は供試体を取付けた高剛性な台を、自由落下または圧縮空気等により強制的に落下させ、台の衝撃面を衝突させることにより発生するパルスのような片振幅の加速度波形の衝撃加速度を印加させる方法である。

負荷時間の間隔は衝撃面の材質、負荷レベルは落下高度を変えることで一定の範囲で調整できる。

衝撃面の材質（金属類、プラスチック類、ゴム類等）が柔らかければ負荷時間の間隔は長く、高周波の衝撃負荷は低くなる。

この試験方法の主な特徴を以下に示す。

- ・ 設備の操作は簡単であり、試験コストは低い。
- ・ 取付け台の剛性は一般的に実機よりも高いため、機器の主要な共振周波数における動吸振器効果が現れず、これらの周波数における過負荷が発生することが多い。
- ・ 落下衝撃試験によって印加される SRS の傾斜は約+6dB/oct であり、調整ができない。そのため高周波領域を規定レベルまで印加しようとする、図 4.1.2-2 に示すように低周波領域が過負荷になり、供試体取付けボルトの破断等が発生する場合がある。
- ・ 片振幅の入力であるため、両振幅で規定された条件では正負両方向の試験を別々に 2 回行う必要がある。

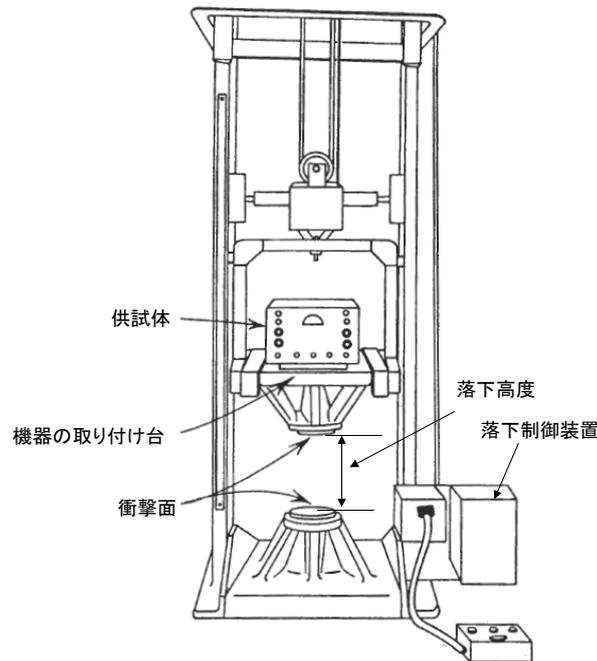


図 4.1.2-1 落下衝撃試験装置の例（Barry Wright Corporation）

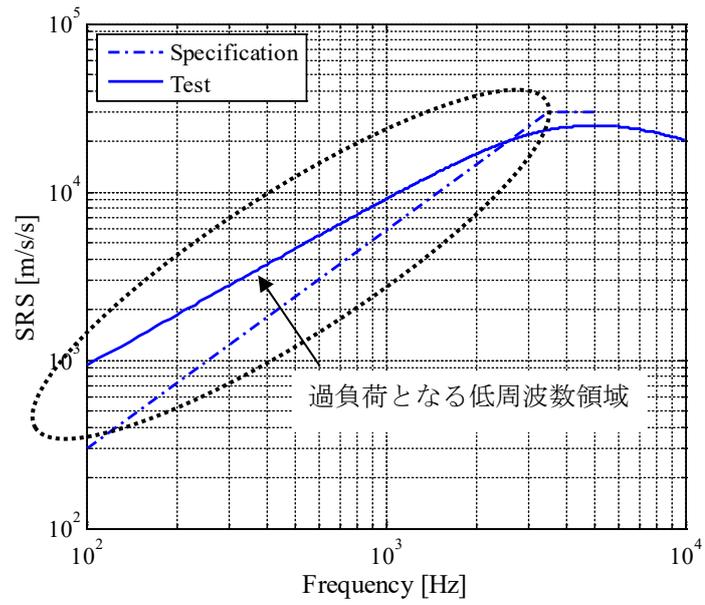


図 4.1.2-2 落下衝撃試験における衝撃応答スペクトルの特徴

(3) 機械的インパクト試験方式

機械的インパクト試験方式は、機器をプレートやビーム（梁）のような弾性体に取り付け、ハンマや錘でパルスのような入力を与え、それによって励起されるプレートやビームの共振モードを利用して機器に衝撃加速度を印加する方式である。

SRS の折れ点周波数はプレートやビームの 1 次曲げモード周波数により決定される。

落下衝撃試験装置と異なり、機器取付け部の加速度波形は両振幅の減衰波形であり、印加する SRS は一定の範囲で傾斜の調整も可能である。

また、質量を模擬したダミー供試体を用いて予備試験を行うことによりある程度精度よく衝撃負荷を印加することができる。

プレート等の形状や衝撃負荷の入力方法によって様々な方式があるが、いくつかの例を以下に示す。

(a) 例 1（重錘落下による印加式）

機械的インパクト試験装置の一例を図 4.1.2-3 に示す。

棒状のガイドに沿って機器を設置したプレートに金属製の錘を落下させて、衝撃加速度を印加する方式であり、プレートはロープで吊下げられているため、共振モードは自由-自由境界条件の変形モードである。

錘の落下点や高さ、プレートの大きさ等を変化させることで、負荷のレベルや SRS の折れ点の周波数を調整することができる。

又、プレートの仕様を適切に設定することにより、3 軸方向同時にほぼ同レベルの衝撃加速度を印加することも可能である。

この装置を使った衝撃試験結果（SRS）の一例を図 4.1.2-4 に示す。

データから分かるように、1000Hz を超える高周波領域の最大 SRS レベルは、各軸のばらつきも小さく、再現性の面でもほぼ同様な傾向となっているが、100Hz～1000Hz の低周波数領域では、変動が大きい傾向が見られる。

また、低周波領域での SRS 曲線の傾きは 6dB/oct～10dB/oct（極端な例を除く）の範囲でばらつく傾向が見られる。

この装置の主な特徴を以下に示す。

- ・ 装置の操作は容易であり、試験コストは低い。
- ・ プレートの共振周波数を変えることによって SRS 折れ点周波数の調整が可能である。
- ・ 実負荷より厳しい負荷レベルを印加することも可能であり、機器の設計マージンの確認が可能である。
- ・ 一回の試験で 3 軸方向全てに対して規定レベルを印加しようとする場合、いずれかの軸に対し規格を超えるレベルの衝撃が加わることがある。

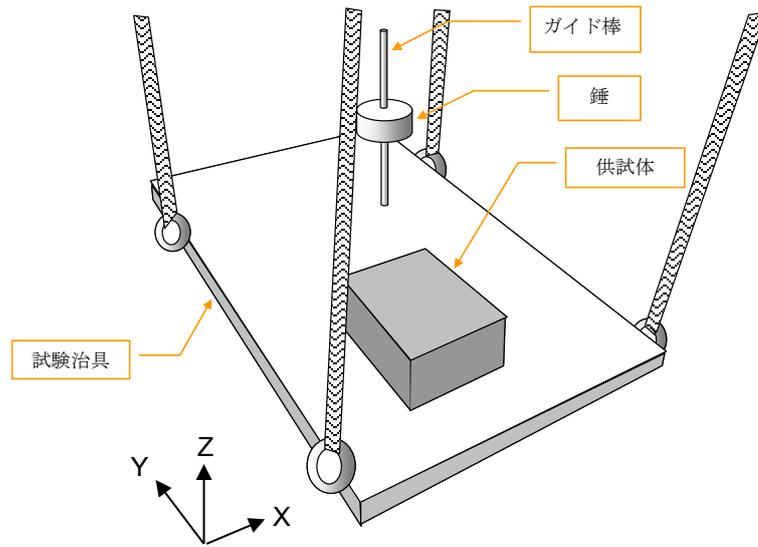


図 4.1.2-3 機械的インパクト試験装置 (例 1)

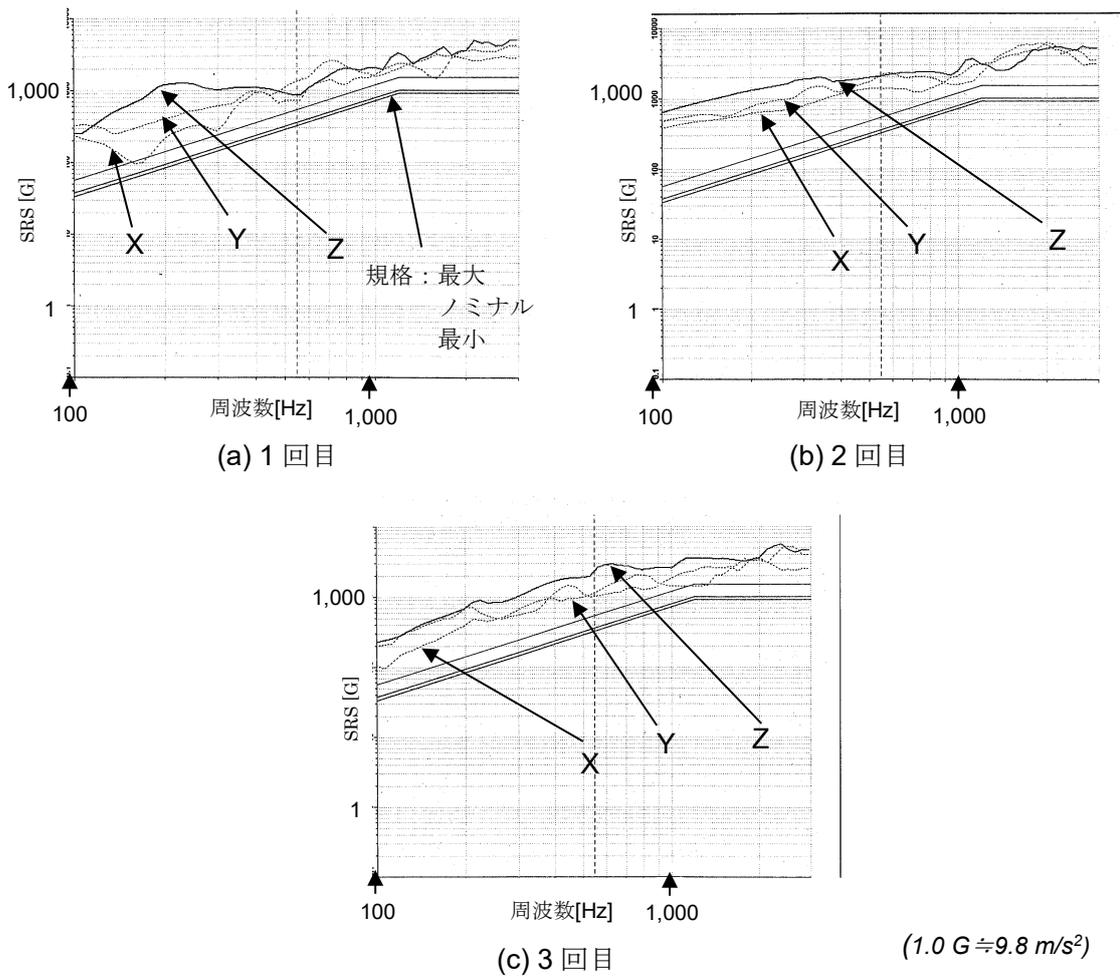


図 4.1.2-4 機械的インパクト試験装置 (例 1) 試験結果 (一例)

(b) 例2 (エアハンマによる印加式)

機械的インパクト試験装置の一例を図4.1.2-5に示す。

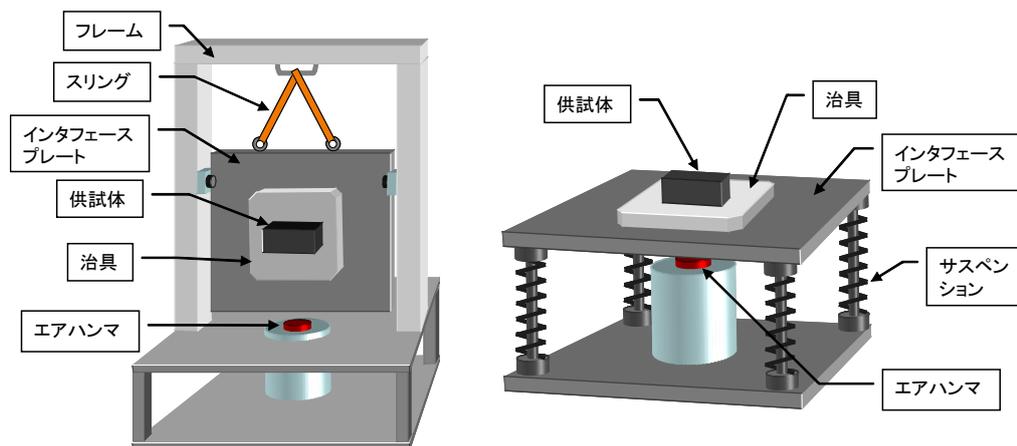
この例は、エアハンマを用いて供試体取付面に対して面内方向と面外方向に対して別々に衝撃加速度を印加する方式である。

プレートはスリングまたはサスペンション機構により、自由-自由境界条件で支持されており、エアハンマからの衝撃加速度入力により励起される曲げ共振モードを利用し供試体に対して衝撃負荷を印加する。

空気圧、プレートの高さ（ハンマとプレートの間隔）の調整により負荷レベルを調整し、エアハンマとプレートの衝突面にあるパッドの材質、板厚の組合せにより衝撃波形の調整を行う。パッドが硬いほど高周波数領域で高い衝撃（SRSで傾斜勾配が急な特性）を印加することが可能である。

この装置の主な特徴を以下に示す。

- ・ 装置の操作は簡単であり、試験コストは低い。
- ・ プレートの厚み、大きさなどで共振モードを変えることによって SRS 折れ点周波数の調整が可能である。
- ・ 実負荷より厳しい負荷レベルを印加することも可能であり、機器の設計マージンの確認は可能である。
- ・ 低周波領域（～1000Hz）の SRS の傾斜が緩い場合には比較的良好的な再現性を示すが、傾斜が急な場合はばらつくことがある。
- ・ 高周波領域の発生衝撃レベルが大きくなり、レベル公差を逸脱することがある。



面内衝撃負荷用

面外衝撃負荷用

図 4.1.2-5 機械的インパクト試験装置 (例2)

(c) 例 3 (共振モード可変式)

機械的インパクト試験装置の一例を図 4.1.2-6 に示す。

この装置は、均一矩形断面のアルミビーム両端にある剛性の高い固定板の固定位置を調整し、ビームの 1 次曲げ共振モード周波数を変化させて、SRS 折れ点の周波数を調整する方式である。

衝撃の環境条件 (SRS) に対して折れ点周波数を幅広く (500Hz-3000Hz) 調整することが可能であり、衝撃試験の適用範囲は広い。

衝撃負荷は、空気銃で発射する金属製の弾がアルミビームの下方 (供試体の反対方向) に衝突することにより与えられる。

この装置では目標とする衝撃環境条件 (SRS) に対して概ね $\pm 6\text{dB}$ の範囲で衝撃負荷を印加できるよう調整可能である。

この装置の主な特徴を以下に示す。

- ・ 試験コストは低い。
- ・ 固定位置を調整することによって衝撃負荷 (SRS) の折れ点周波数範囲を幅広く調整することが可能である。
- ・ 衝撃加速度の時系列波形は、パルスの様な片側振幅波形ではなく、両側振幅の減衰波形であり、実機衝撃環境に近い負荷になる。
- ・ 大きい供試体の場合は、ビームとの連成が強いため共振周波数の調整は容易ではなく、時間がかかる。

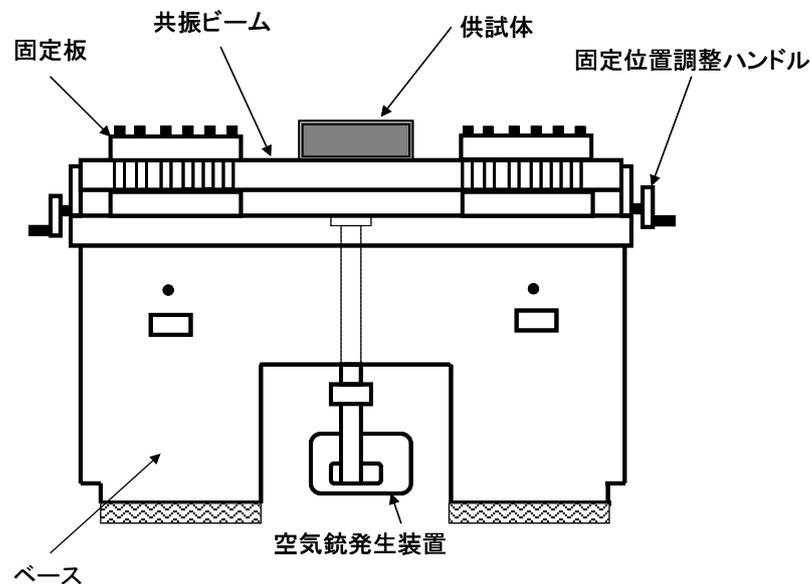


図 4.1.2-6 機械的インパクト試験装置 (例 3) [4-4]

(4) 動電型加振機方式

動電型加振機システムの一例を図 4.1.2-7 に示す。

動電型加振機を用いる衝撃試験は、加振機の制御プログラムによって規定の衝撃環境条件（SRS）を満たす加振加速度波形を生成し供試体に負荷する方法である。

印加可能な加速度波形は、正弦波半波、三角波、鋸波のような古典的なパルス加振波形及び与えられた衝撃環境条件（SRS）から解析（例えば Wavelet 解析）を用いて生成したトランジェント波を重ね合わせた両側振幅の減衰波形がある。

古典的なパルスは、落下試験と同様に、SRS 傾斜の調整はできないが、パルスの幅を調整することによって折れ点周波数を調整することは可能である。

Wavelet 解析等から生成した両振幅波形による加振については、一定の範囲（一例では+6～+14dB/OCT の勾配範囲）で SRS の傾斜及び加速度レベルも調整可能である。

動電型加振機を使用した衝撃試験の詳細について、Appendix-G に示す。

この方式の主な特徴を以下に示す。

- ・ 設備の操作及び実施は簡単であり、試験コストは低い。
- ・ 一つのシステムで様々な波形の衝撃負荷を印加できる。
- ・ 波形の生成方法によって SRS 傾斜は一定の範囲で調整が可能である。
- ・ 低レベルの予備加振を行うことで、非常に精度良く再現性の良い試験を行うことができる。
- ・ 加振機の加振能力及び加振機自身の設計によって最大加速度、加振周波数範囲は制限される。
- ・ 通常加振機の剛性は高いため機器の主要な共振周波数における動吸振器効果が現れない可能性があり、これらの周波数における過負荷が発生する。

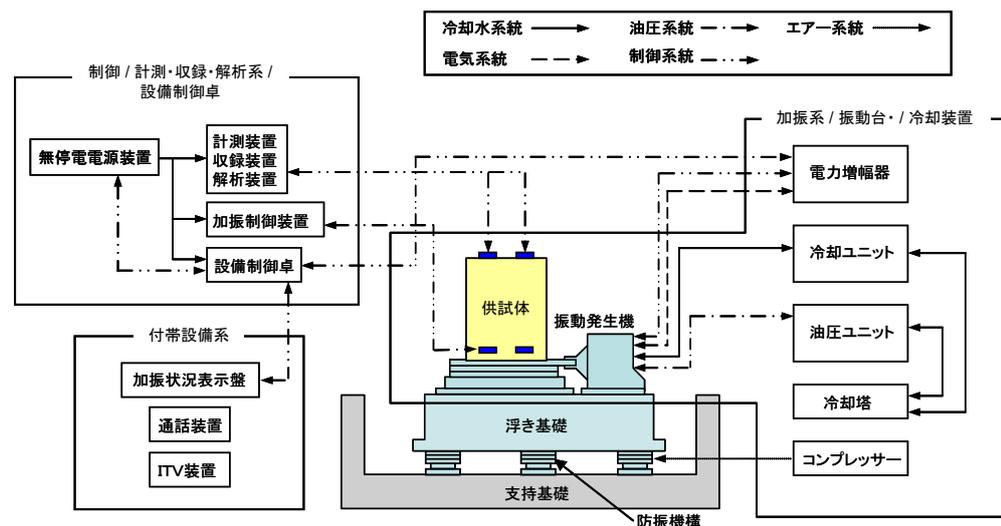


図 4.1.2-7 動電型加振機システム

4.2 センサの選定

衝撃試験の実施にあたり、供試体の応答加速度の計測に使用する加速度センサの選定について考慮すべき事項を以下に示す。

- (1) 加速度センサの計測範囲を超えないよう、計測位置で想定される測定範囲を考慮して加速度センサを選定する必要がある。
- (2) 衝撃試験に使用する加速度センサは、センサ自身の有効質量が小さく、高い共振周波数と小さいベース歪感度の特性を有するセンサを選択すべきである。剪断型の加速度センサは有効質量及びベース歪み感度が小さく、衝撃試験に有効である（Appendix C, C-2 項）。
- (3) 実際の宇宙機システムの衝撃試験においては、各種の理由（衝撃試験以外の機械環境試験で使用した一般的な加速度センサをそのまま衝撃試験に使用せざるを得ない場合、等）から必ずしも衝撃加速度計測用のセンサを使えない場合がある。その場合、特に近傍環境においてはゼロシフトが発生することが多い。ゼロシフトを起こしたデータのうち、補正することで評価することが可能となる場合がある。ゼロシフトの詳細、ゼロシフトの補正方法については、5.3 項に示す。
- (4) 加速度センサの選定においては、衝撃試験の評価周波数範囲内において周波数特性がほぼ一定（変動量<5%）であるセンサを用いること。また、計測点の加速度応答に高い周波数成分が含まれる場合、センサ自身の共振周波数が高い加速度センサを選定すること。

Appendix.B に、各種加速度センサ（ENDEVCO 社製）について、ゼロシフトの発生状況を調査した結果を示す。ゼロシフトが発生しない計測方法として、歪ゲージやレーザ変位計を用いる方法もあるが、これらは面内方向の計測が難しい等、難点もあるため適用する場合は十分検討すること。

Appendix.C に、ゼロシフトの発生原因について示す。

また、図 4.2-1 に加速度センサの周波数特性の一例を示す。図 4.2-1 の例では、35kHz 付近で 40dB 程度の増幅を示している。評価周波数以上の成分、特にセンサの共振周波数の成分による増幅は、ゼロシフトの 1 つ原因となる。

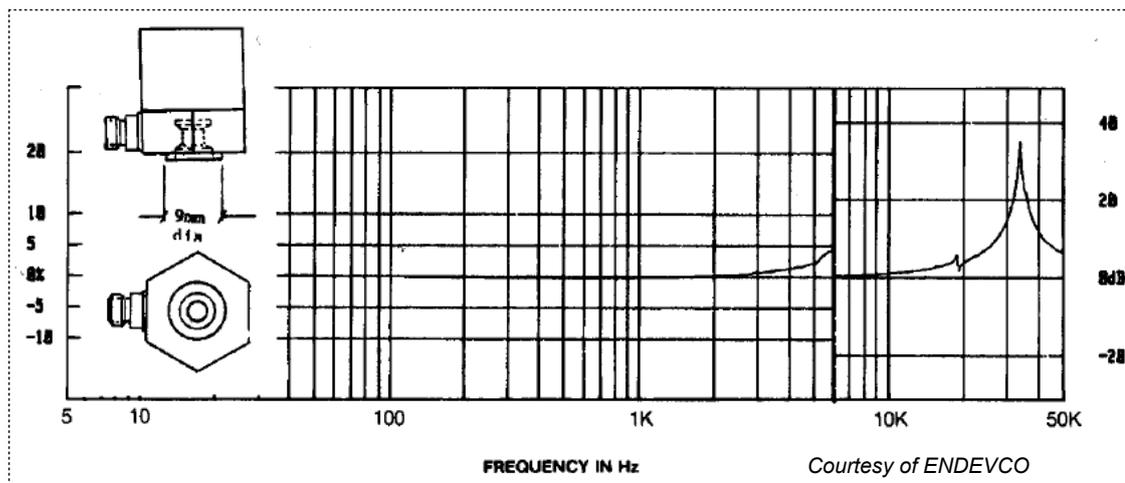


図 4.2-1 加速度センサの周波数特性 (一例)

4.3 センサの取付け及び配線

本項では、2.2 項 a. で定義した近傍環境のような衝撃環境下でも確実に計測ができるように、加速度センサの取付け方及びケーブルの配線方法について考慮すべき事項を示す。

- (1) 場所などの制限がなければ、加速度センサは可能な限りブロック等を介さずに供試体にネジで直接取付けることが望ましい。センサをネジに取付ける際は、取付ネジがセンサに局所的な応力を発生させてセンサから有害なノイズを誘起させないようにするため、センサのネジ穴の底と取付ネジとの間に隙間を設けること（図 4.3-1 中の※）。
- (2) 接着剤を用いてセンサを取付ける場合は、接着層が計測に影響を及ぼさない接着剤を使用すること。
- (3) 板構造の面内振動を測定する目的でブロックを使用する場合は、ブロックには剛性の高い材質（アルミ、マグネシウム、ベリリウム等）を使用すること。
- (4) 加速度ピーク値が $50,000 \text{ m/s}^2$ (5,000G) 以上の近傍環境の計測については、接着剤とネジ止を併用し、供試体を取付けること。ブロックを使用した場合（図 4.3-1）、一回の試験毎に接着剤の剥がれ、ネジの緩みがないことを確認する。
- (5) 加速度センサと供試体の間に絶縁処置を行い、計測系が 1 点での共通のグラウンドを持つことをマルチメータで確認する。
- (6) 電荷転送型の計測ラインにおいては、ローノイズケーブルが高い加速度の衝撃を受けるとゼロシフトの原因の 1 つとなる。供試体からの衝撃加速度を受けないよう、ケーブルは極力供試体に貼付けないようにし、衝撃源から離れる方向に配線すること。また、センサとチャージアンプの間に中間接続のない連続したローノイズケーブルを極力使用すること。
- (7) 火工品の発火時等に発生する電磁波放射の影響を低減するため、ケーブルは火工品の近傍に貼付けないようにし、衝撃源から離れる方向に配線すること。この処置はケーブルの破損防止にも有効である。またケーブルをアルミ箔等によりシールドすることも、電磁波放射ノイズの防止に有効である。
- (8) ローノイズケーブルのコネクタ部の曲げやローノイズケーブルとセンサ間のコネクタ部の緩みは、ゼロシフト原因の 1 つである。コネクタ部の緩みを防止する方法として、ローノイズケーブルとセンサ及び供試体間の相対運動をテープ等で押さえることが有効である（図 4.3-2）。
- (9) 搭載コンポーネント等、機器のインタフェース部の加速度応答を計測する場合は、機器の取付インタフェース（取付フランジ等）に極力近づけてセンサを配置すること。

火工品の発火時に発生する電磁波放射は、衛星系で使用されることは少ないが、導爆線等、爆ごうを伴う火工品の発火の際に発生することが多く、計測系にノイズを発生させる要因となる。

電磁波放射によるノイズに関しては、ダミー加速度センサ（圧電素子をダミーとし、電氣的に実加速度センサと等価のもの）を横に取付け、実加速度センサと同様に配線して同時に計測を行って電磁ノイズを観測することで確認できる。ダミーセンサがない場合は、実加速度センサを供試体に対して取付けない状態（浮かせた状態）で設置し、配線及び計測系の電磁ノイズを評価する方法もある。

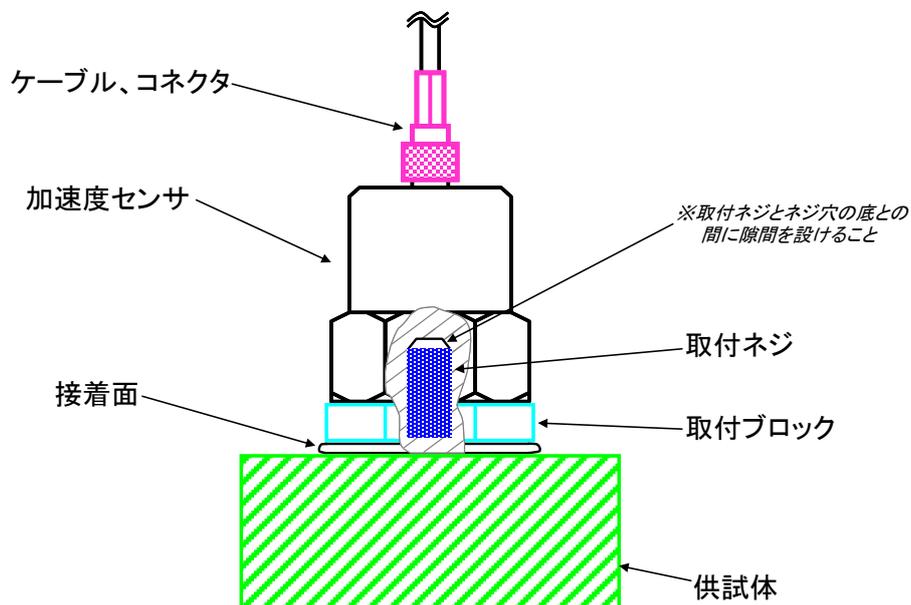


図 4.3-1 衝撃計測の加速度センサの取付け方

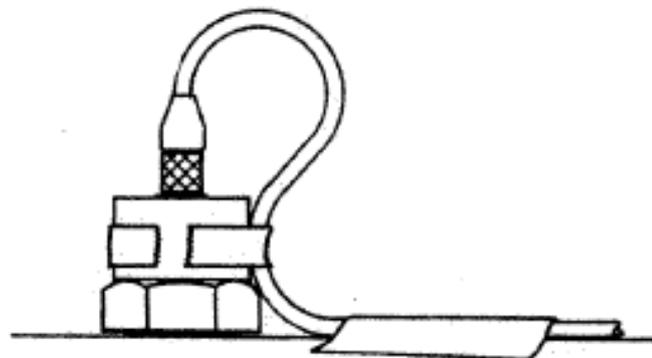


図 4.3-2 ケーブルとセンサ間の相対運動の低減方法

4.4 計測系の設定

衝撃試験の実施にあたり、計測系の設定について考慮すべき事項を示す。

- (1) 計測データが計測系の最大電圧範囲を超えてサチレーションを起こさぬよう、適切なセンサ感度の加速度センサを使用するとともに、計測設備の A/D 変換分解能を考慮したうえで、評価に必要な精度を確保できるよう、予測に基づく適切な計測レンジを設定すること。衝撃源のレベルがわかっている場合は、衝撃試験前にハンマリング試験を実施して計測点の応答を推定して計測レンジを設定する方法もある。
- (2) 最大計測レンジの設定にあたっては、時系列加速度データの最大値を包絡するような計測レンジ（時系列加速度データのピーク値の+10～20dB 程度）を設定すること。
- (3) 複数の加速度センサを計測点近傍に取付け、それぞれ異なるレンジを設定してサチレーションのリスクを低減することも、確実な計測に有効な方法である。
- (4) ゼロシフトの発生が懸念される場合（近傍環境の計測等）は、サチレーションを防ぐため大きめにレンジを設定する必要がある。（ゼロシフトは補正可能であるが、サチレーションしたデータの補正は不可能である（5.3 項参照））
- (5) 衝撃応答スペクトラム（SRS:Shock Response Spectrum）解析は、計測した加速度を 1 自由度振動系へ入力した時の加速度の応答波形のピーク値（MAX）を算出するため、サンプリング周波数が Shannon 原則（サンプリング周波数 > 最大解析周波数の 2 倍）を満たしていても大きい誤差が生じる場合があるので注意が必要である。SRS 解析周波数の範囲で 5% 以内の精度を得るためには、その周波数の 10 倍以上のサンプリング周波数で計測データを収録する必要がある。図 4.4-1 に、サンプリング周波数による誤差を模式的に示す。
また、ハードウェア、解析の効率等の制約のため、低いサンプリング周波数を使用せざるを得ない場合は、補完などの手法によって精度を上げる方法がある。補完の手法は文献 4.1.2-3-2 等を参照のこと。
- (6) 計測にあたっては、アンチエイリアジング及びセンサ自身の共振の原因となる評価周波数以上の高周波成分（例えば、数万 Hz の成分）の除去のため、ローパスフィルタを設定すること。
- (7) 評価周波数以上の高周波数成分を原因とするサチレーションを防ぐ方法として、センサの中に機械的なローパスフィルタ（メカニカルフィルタ）が組み込まれたセンサを採用することも有効である。
- (8) 計測トリガを用いて計測する場合は、計測チャンネルの一部による計測トリガだけでなく、衝撃源の信号（電氣的に発火する衝撃源の場合の発火信号など）等も組み合わせ使用することが最も確実である。計測トリガとして計測チャンネルのみを使用する場合は、選定に注意する必要がある。十分な S/N が取れないチャンネルや正しい応答が得られないチャンネルをトリガチャンネルとして使用すると、計測データが取得できない恐れがある。
- (9) 衝撃試験における“衝撃加速度のピーク値”という言葉は、一般的に 2 つの異なる物理

的な意味を持つため、混乱しやすいので注意が必要である。すなわち、時系列加速度のピーク値と SRS の最大ピークである。

前者は、加速度の物理現象そのものであり、周波数との対応関係はない。後者は、計測した物理現象を 1 自由度系（共振周波数 f 、減衰 $Q=10$ ）に負荷した時の応答の最大値であり、解析及び評価の手法である。従って、周波数との対応関係を持つ値である。SRS のピーク値のみを考慮して計測レンジを設定すると、計測の際に時系列加速度のピークが計測レンジを超えてサチレーションを起こす可能性がある。

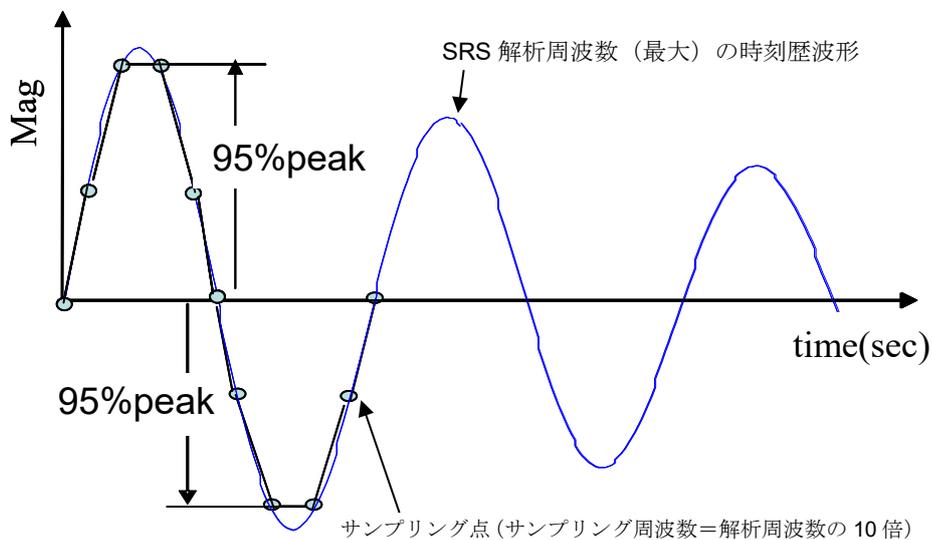


図 4.4-1 サンプリング周波数（＝解析周波数の 10 倍）による誤差の模式図

4.5 参考文献

- [4-1] Race, Randy, "Zero Insertion Interpolation", March 1994, DSP Application.
- [4-2] 衝撃加速度計の動的応答特性測定法（特開平 3-67175）
- [4-3] Henry N. Luhrs, "Equipment sensitivity to pyrotechnic shock", Proc. Institute of Environmental Science, 1976
- [4-4] IEST-RP-DTE032.1, "Pyroshock Testing Techniques"

5. 計測データの評価

衝撃試験のデータを正しく評価するためには、計測データの確認・評価が重要である。図 5-1 に計測データ評価のフローチャートを示す。また、本項の各項に、計測データの確認方法や補正方法を示す。

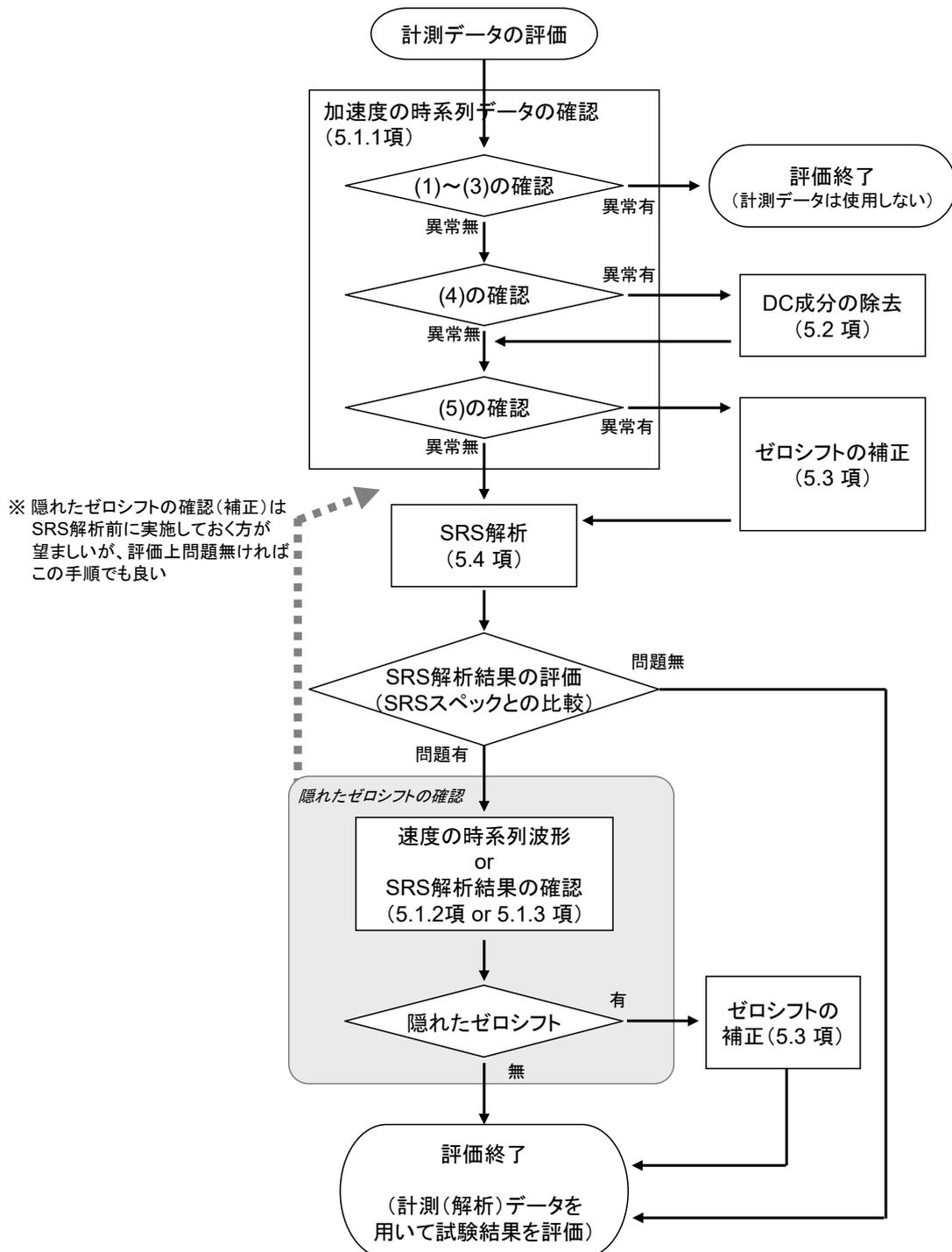


図 5-1 計測データ評価のフローチャート

5.1 計測データの確認

本項では、計測データの信頼性を確認する方法について示す。計測データの確認方法として、5.1.1～5.1.3 項に示す 3 つの方法がある。

なお、計測データの確認方法は他にも数種類の報告がされている[5-1,5-2]。

5.1.1 加速度の時系列波形の確認

計測した加速度の時系列波形について、以下の項目を確認すること。

- (1) 加速度センサが供試体から脱落すること等によるデータの中断がないこと。
- (2) コネクタの緩み等による、間欠的な外部ノイズやランダムなスパークがないこと。
- (3) 加速度センサやコンディショナ（チャージアンプ）の飽和による計測データのクリッピングがないこと。

※ゼロシフト・DC 成分が含まれている場合は片側クリッピングし、非対称な波形となる場合がある。

- (4) 衝撃負荷前に DC 成分が含まれていないこと。この DC 成分の処理について、5.2 項に示す。
- (5) 衝撃負荷後の時刻以降の計測データに顕著なゼロシフトがないこと。

※ゼロシフトが発生している計測データの例を図 5.1.1-1 に示す。図 5.1.1-1 の例では、衝撃負荷直後（横軸約 0.5 秒のタイミング）に、加速度応答の平衡点が約-500G にシフトして計測されていることが分かる。（ゼロシフトの詳細については、5.3.項参照）

ゼロシフトに関しては、ゼロシフトが発生しても評価上問題がない場合は無視してもよい。評価する上で問題が生じる場合（低周波成分が予想より大きい場合や、規定値を逸脱した場合、等）は、次項以降の確認手法を用いてゼロシフトの有無を確認し、ゼロシフトが起きている場合は 5.3 項で述べるゼロシフト補正方法により補正を実施する。

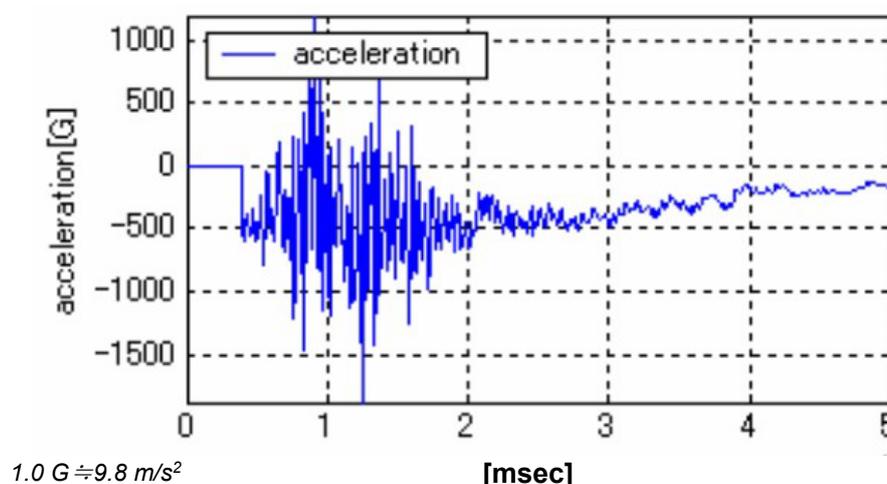


図 5.1.1-1 ゼロシフトが発生している計測データ例

5.1.2 SRS 解析結果の確認

SRS 解析結果について、以下の項目を確認すること。なお、SRS 解析については 5.5 項に示す。

- (1) 1次共振周波数「fn1」より低い周波数(剛体運動領域)の解析結果が、約 6~12dB/Oct のラインを逸脱していないことを確認する(図 5.1.2-1)。逸脱している場合は、ゼロシフトであることが多い。逸脱が確認された場合は、下記(2)項と 5.1.3 項による確認を行う。
- (2) SRS 解析について、最大値 SRS だけでなく正側 SRS、負側 SRS も求めて両者を比較し、正側 SRS と負側 SRS が大きくずれていないかを確認する(図 5.1.2-2 下図)。大きくずれている場合は、ゼロシフト等の計測異常が発生している可能性が高い。(但し、正側 SRS と負側 SRS は、理想的には一致するが、実際の場合、計測ノイズやゼロシフト等の影響で完全には一致しない)

ゼロシフトが起きたデータを SRS 解析した結果の例を図 5.1.2-2 に示す。

図 5.1.2-2 の左の図は、ゼロシフトを含む計測データの SRS 解析結果である。正側 SRS (SRS_{pos}) と負側 SRS (SRS_{neg}) を比較すると、大きなずれがあることが分かる。図 5.1.2-2 の右の図は、ゼロシフトが発生していない正常な波形の SRS 解析結果の例である。正側・負側の SRS 解析結果がほぼ一致していることが分かる。

この例からも分かる通り、正側・負側の SRS 解析結果を比較することは、隠れたゼロシフトの有無を確認するためにも重要である。

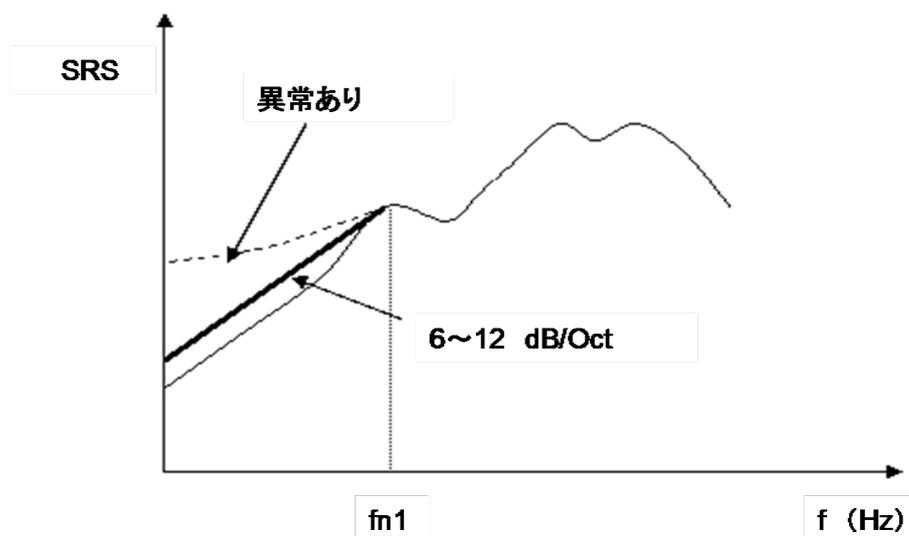


図 5.1.2-1 SRS 結果の異常について

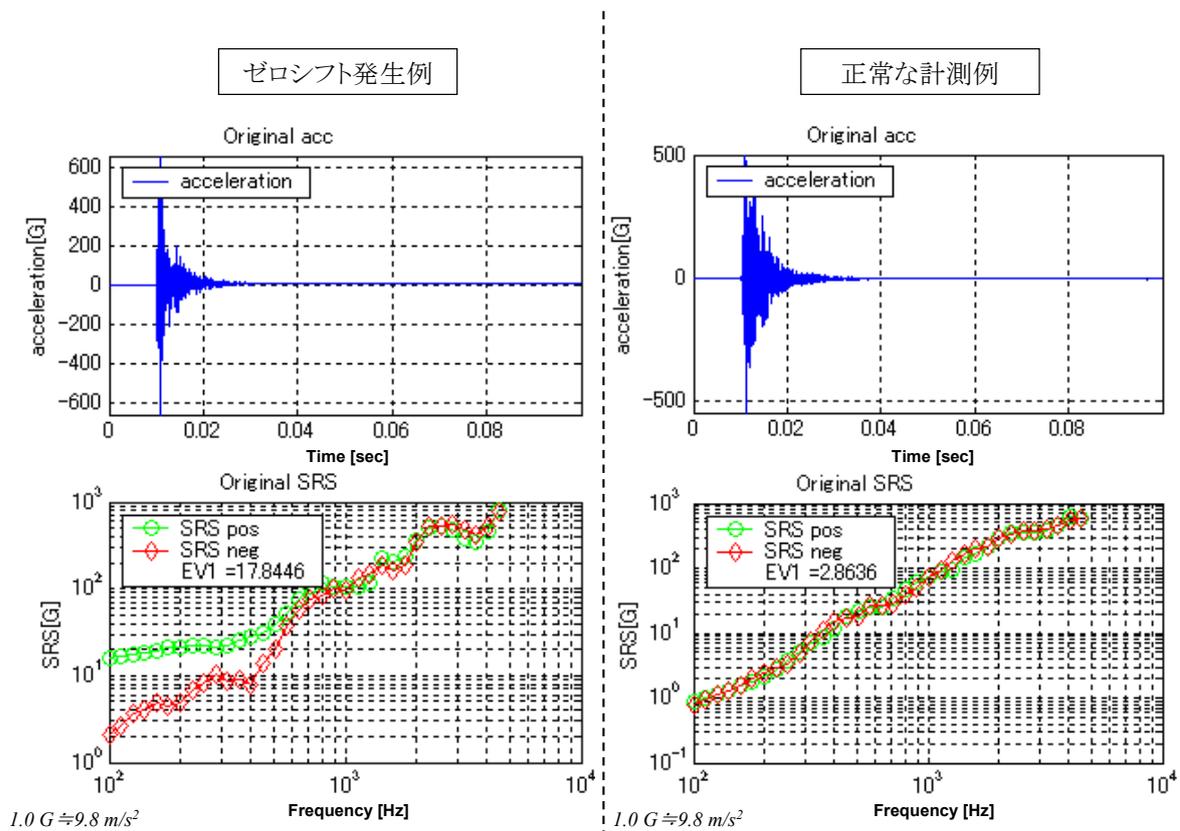


図 5.1.2-2 正・負 SRS によるゼロシフト判定

5.1.3 速度の時系列波形による確認

加速度データを積分した速度の時系列波形による確認は、加速度データの時系列波形だけでは確認できない隠れたゼロシフトの発見に有効である。積分は演算の特性上ローパスフィルタを持つ特性があるため、加速度データに混在している DC 成分や低周波数成分のノイズが強調される。

加速度データを積分した速度の時系列波形について、以下の点について確認をすること。

- (1) 衝撃負荷前の速度がゼロであること。
 - ① 衝撃負荷以前に供試体が速度を持つ現象は、物理的に説明がつかない。
 - ② 衝撃を負荷する以前の時刻に速度が零でない場合は、計測データにノイズ等 (DC 電圧成分等) が混入していることが疑われる。
- (2) 衝撃負荷時刻後の速度に平衡点から徐々にずれるトレンド成分が無いこと。
 - ① ゼロシフトが発生した加速度の時系列波形を積分すると、ゼロシフト量の誤差が累積されるため、トレンド成分を持つ結果が得られる。

隠れたゼロシフトを速度の時系列波形により確認した例を図 5.1.3-1 に示す。加速度データの時系列波形 (上図) は見た目には異常はないが、速度の時系列波形 (下図) に大きなトレンド成分が見られる。これは、衝撃の負荷後に速度が時間に対して一定の割合で増加する運動 (等

加速度運動)が生じていることを示している。このような現象は、明らかに供試体の物理運動では説明がつかない。このような場合は、計測データに欠陥が含まれると判断できる。

この図 5.1.3-1 の例のように、一見すると加速度データの時系列波形が正常に見える場合でも、速度データの時系列波形にトレンド成分が含まれている可能性があることに注意が必要である。

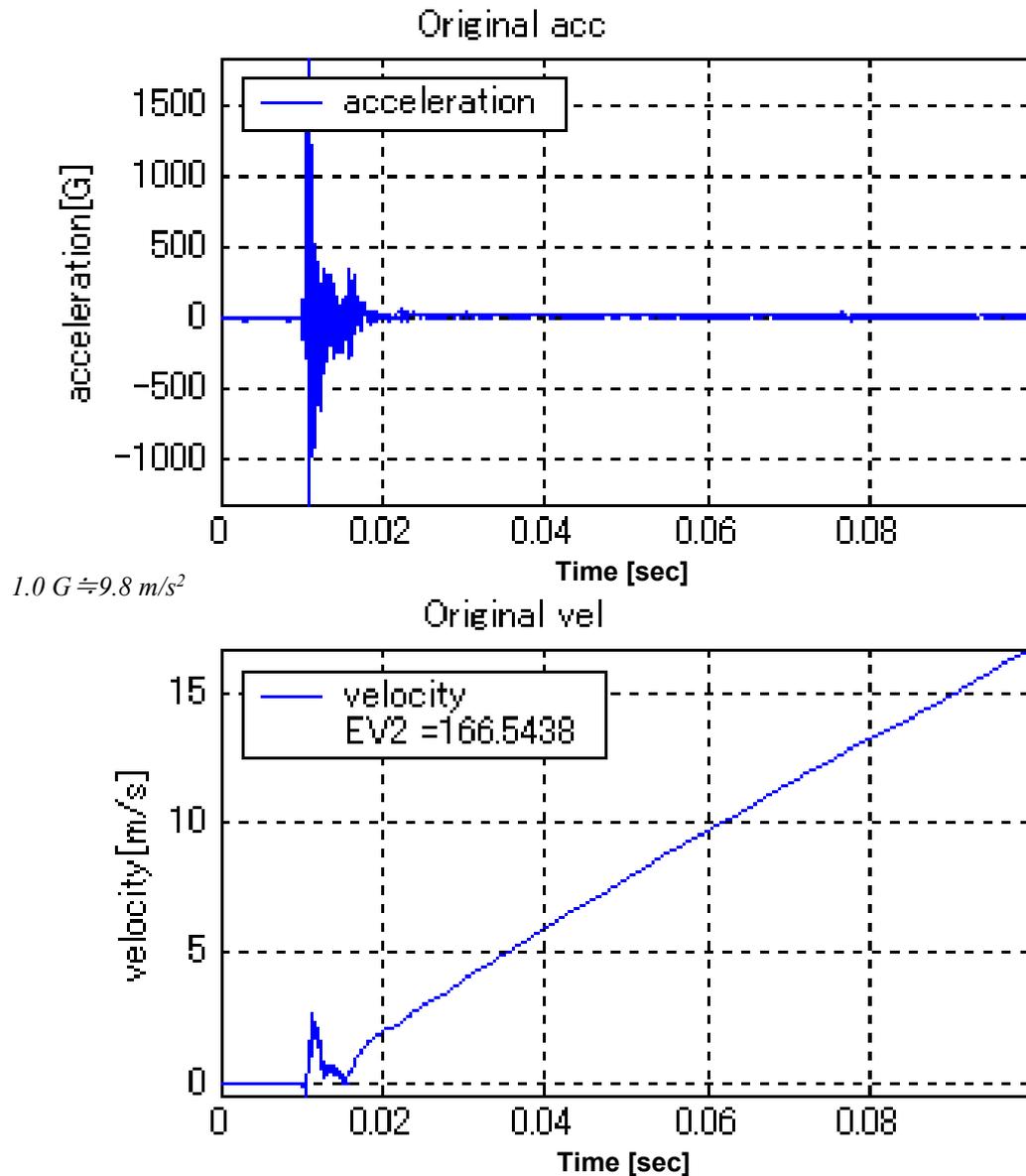


図 5.1.3-1 隠れたゼロシフトを含む、衝撃試験による加速度（上）及び速度の時系列波形（下）

5.2 計測データに含まれる DC 成分の除去

衝撃の負荷前から含まれる DC 成分がある場合、正確な SRS 解析結果を得るためには DC 成分の除去が必要である。DC 成分が含まれている加速度の時系列データの例を図 5.2-1 に示す。

この DC 成分の除去は、衝撃負荷前のデータ（加速度の時系列データ）の平均値を計算し、計測した加速度データからこの平均値を除去することにより容易に処理することが可能である。

この DC 成分の処理にあたっての注意点を以下に示す。

- (1) 衝撃負荷前のデータの平均値の計算時間間隔「 T 」は、電源ノイズ（50Hz または 60Hz）の影響による DC 成分の不安定性を考慮して決定すること。即ち、電源ノイズの平均値がゼロとなるように電源ノイズの数周期分の計算時間間隔を用いることが必要である。
- (2) 計測データに含まれる DC 成分を補正したデータについて、衝撃負荷前（図 5.2-1 中の「 T 」の時刻）のノイズ値の SRS 解析を行い、衝撃負荷時の SRS 解析結果と比較すること。衝撃負荷前と衝撃負荷時の SRS 解析結果の比が 6dB 以下である周波数については、評価値として使用するべきではない。

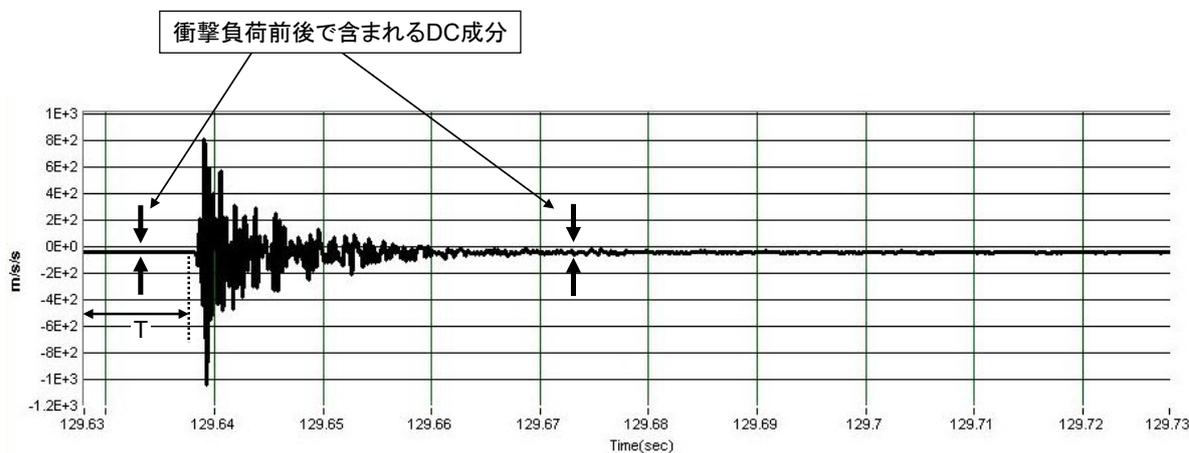


図 5.2-1 DC 成分が含まれているデータの例

5.3 ゼロシフトが発生したデータの評価

5.3.1 ゼロシフトとは

ゼロシフトとは、衝撃負荷前に零であった加速度時系列波形の平衡点が、衝撃負荷後にシフトし零から外れる現象である。ゼロシフトが発生したデータのSRS解析結果を評価した場合、低周波成分が実際の環境よりも高いレベルを示す。ゼロシフトは、衝撃試験の計測データに最も多く発生している欠陥の一つである。

ゼロシフトは、加速度の時系列波形から一目で判別できる場合が多いが、目視では認識できない隠れたゼロシフトがある場合もあるので、注意を要する（図 5.1.2-1 の例）。

衝撃試験による衝撃加速度は、短時間に数万 m/s^2 （数千 G）以上の高い加速度、かつ数十 kHz に達する高周波数成分を生じる。その際の加速度センサの圧電素子の共振や加速度センサへの過剰応力、シグナルコンディショナのオーバーロードなどによって、計測した加速度データにゼロシフトが発生する。JAXA の経験によると、4 トン級以上の衛星の PAF（Payload Attach Fitting）分離衝撃試験において、音響試験や振動試験で使用したセンサをそのまま用いたため、1 回の試験で 6 割強のデータにゼロシフトの発生が認められた例もある。ゼロシフトの発生を抑制するためには、センサの選定、センサの取付・配線が重要である。（4.項参照）

ゼロシフトが発生したデータに対する最良の処置は、データを廃棄し、使用しないことであるが、加速度センサを用いた近傍環境の計測では、ゼロシフト発生の完全な防止は難しい。コスト、供試体の機器配置等を勘案すると、完全な防止策を実施することは現実的ではなく、供試体への過負荷や累積疲労等の問題から、再試験の実施も難しい。ゼロシフトが含まれる計測データを補正して利用することが最も現実的な手段である。なお、ゼロシフトが発生していても評価上問題がない場合は無視してもよい。

5.3.2 ゼロシフト補正にあたっての注意点

次項で示すゼロシフト補正にあたり、以下の点に注意する必要がある。

- (1) コンディショナのオーバーロード、サチレーション等、真の信号成分まで破壊されているような計測データに対しては、補正は不可能である。
- (2) ゼロシフトが発生した計測系について、センサ異常等の物理的な損傷も考えられることから、センサに異常が無いことを確認する必要がある。
- (3) 加速度センサの圧電素子への過負荷、部品の瞬時移動によるヒステリシス現象（センサに加わった荷重が解放された後もすぐに最初の状態に戻らない現象）等によるゼロシフトに対しては、真のデータは計測・保存されているため補正が可能である。
- (4) データの補正は、あくまで、計測信号の中の真の成分にゼロシフトによる偽の速度成分が混在しているもののみ限定される。

5.3.3 ゼロシフト補正の手順

以下に、JAXA が開発したゼロシフト補正手法[5-3]の概略手順を示す。また、本補正手法の原理・検証結果・適用例について、Appendix. D に示す。

- (1) 加速度の時系列データを積分して速度の時系列データを求める。
- (2) 上記で求めた速度の時系列データをウェーブレット変換し、ウェーブレット「レベル」=“L”を徐々に増やして $A_L(t)$ と $D_J(t)$ ($J=1,2,3,\dots,L$) に分解する。
- (3) あるレベルを超えると、点火時刻以前に大きな応答が現れてくる。L=1 から順番に波形を確認し、点火時刻以前に初めて大きな応答が現れたレベルを最適「レベル」=“ L_{opt} ”とする。
- (4) L=1 から L_{opt} までのデータを再構成する。(L= $L_{opt}+1$ 以降のデータを除去する)
- (5) 再構成したデータを微分して補正後の加速度時系列データを得る。

上記の手順による補正の流れを図 5.3.3-1 に示す。

図 5.3.3-1 において、

- ① 加速度の時系列データを積分して得られた速度の時系列データ $s(t)$ を L8 まで分解（図では、L1～L8）する。つまり、速度 $s(t)$ が A8 と D1～D8 に分解される。
- ② D8 の信号は、点火のタイミングより前に既に大きい応答が現れており、構造物の衝撃によるものではないことから、 L_{opt} を L7 とする。
- ③ D1～D7 を再構成し、ゼロシフトの無い速度の時系列データを得る。
- ④ 上記の速度の時系列データを微分することで加速度の時系列データが得られる。

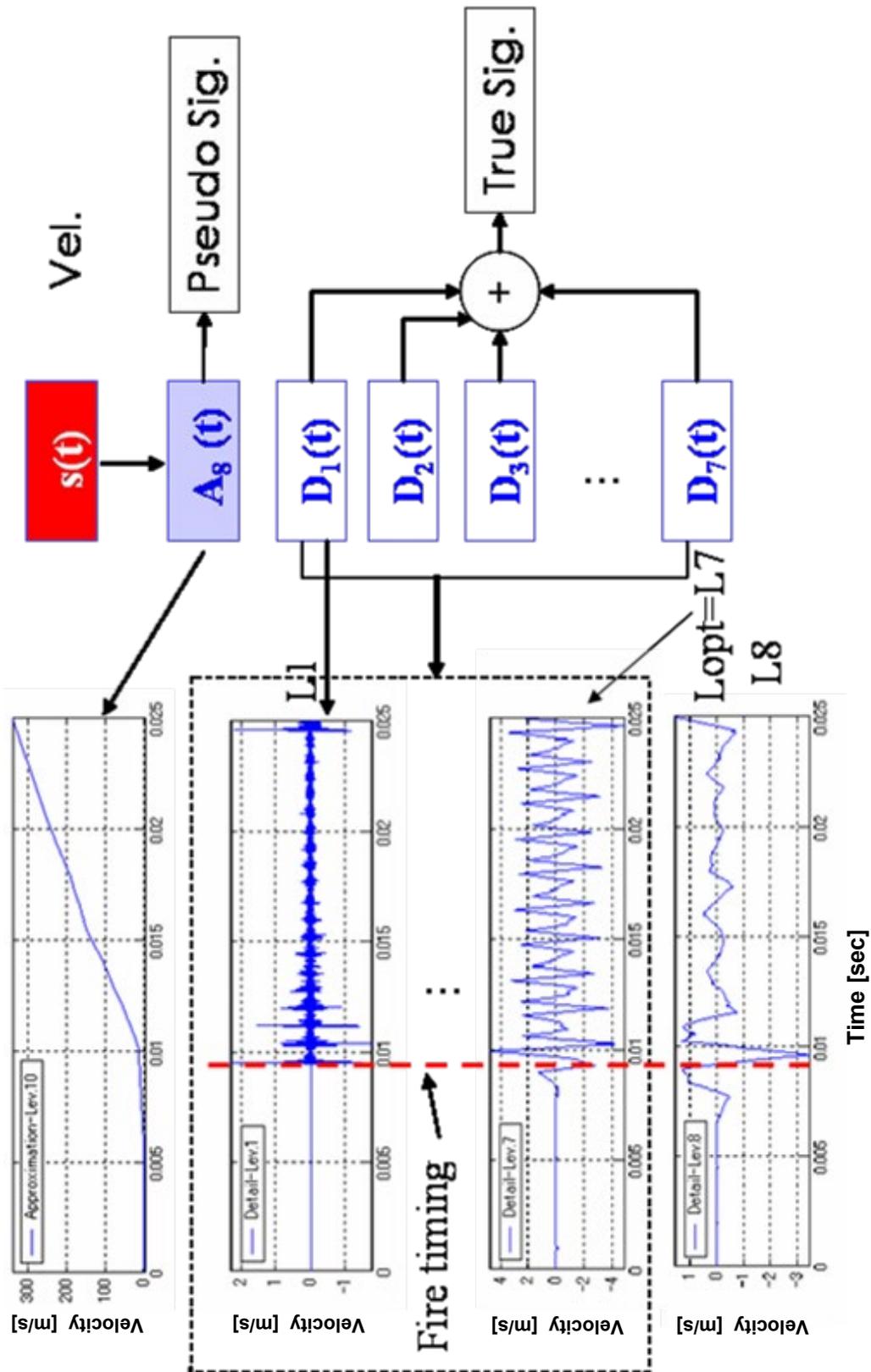


図5.3.3-1 最適なウェーブレットレベル： L_{opt} の選定方法

5.4 SRS (Shock Response Spectrum) 解析

衝撃試験の最終的な評価は、一般的には衝撃応答スペクトラム (SRS:Shock Response Spectrum) 解析により行う。Appendix E に SRS 解析の理論を示す。

5.5 計測データの不確かさ評価

5.5.1 不確かさとは

測定値の信頼性を表す指標としてこれまで「誤差」が用いられてきたが、国際的な流れの中では誤差の概念が否定されつつある。正確には知り得ない「真の値」からの差を示す「誤差」という表現ではなく、元々測定できない「真の値」が測定値からどの程度のバラツキの範囲内にあるかを示す、測定値の不確かさを表記する方法へ移行しつつある。

バラツキの統計的な表現は、標準偏差 σ であり、この標準偏差は標準不確かさとなる。計測対象の真値は、計測値が含まれる確率分布の信頼水準内に存在する。正規分布を想定すると $\pm 2\sigma$ 範囲内 (包含係数 (Coverage Factor) : $k=2$) の信頼水準は 95% である。

不確かさを用いた一例として、加速度センサの不確かさを示す例を図 5.5.1-1 に示す。この例では 100Hz の感度は $1.302153 \text{ pC}/(\text{m}/\text{s}^2) \pm 1.1\%$ (Uncertainty Estimate (95% Confidence, $k=2$)) であることが分かる (pC = pico Coulomb : ピコクーロン (10^{-12} クーロン))。

不確かさによる表現は世界的に計量標準となっているが、現実には不確かさという概念が一般的にはまだ広く認知されていないのが実情である。これまで使用してきた計測システムを全て不確かさで表現し直すのには時間・労力を伴うが、世界の動向に合わせて今後順次見直していく必要がある。

5.5.2 計測データの厳密な評価

衝撃試験の最終評価は、厳密には計測データに異常がない場合でも計測系によって異なる結果が得られる。なぜならば、計測には不確かさが存在し、計測データは実際発生している加速度を近似したものに過ぎないからである。従って、計測結果を厳密に評価するような場合は、計測による不確かさを考慮する必要がある。

計測データの不確かさは、加速度センサ、コンディショナ、AD コンバータなどを含めた不確かさの和 (合成不確かさ) の Square Root (二乗平均) である。計測データの不確かさは式 (5.5.2-1) によって計算できる。

$$U_{sys} = (U_{ACC}^2 + U_{CON}^2 + U_{DAS}^2)^{1/2} \quad (5.5.2-1)$$

ここで、 U_{ACC} 、 U_{CON} 、 U_{DAS} は加速度センサ、コンディショナ、AD コンバータなどのデジタル処理系の不確かさである。

Calibration Certificate

Report No.

 Temperature (deg C): 22.5
 Relative Humidity (%): 32.3

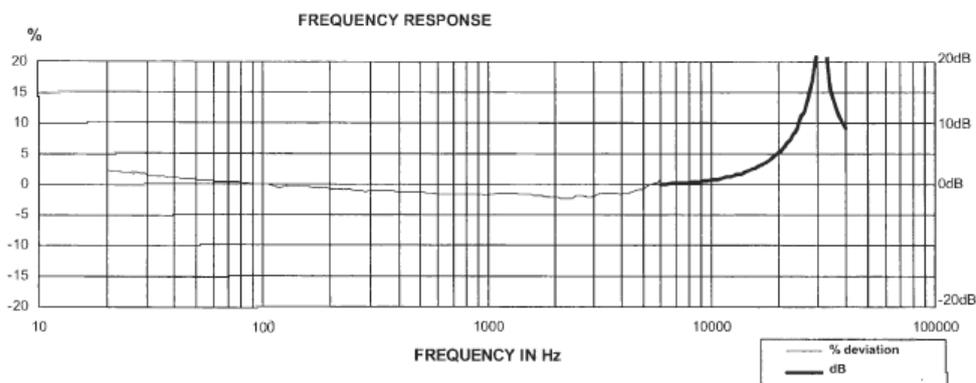
Transverse Sensitivity (%): 2.0

 Manufacturer: ENDEVCO
 Model Number: 224C

Resonance Frequency (Hz): 31065

Sensitivity: 1.302153pC/ (m/s²) @ 100 Hz, 97.9m/s² pk

Capacitance at ref freq (pF): 898.49



Endevco, a division of Meggitt, located at 30700 Rancho Viejo Road, San Juan Capistrano, CA, certifies that the above instrument was tested using comparison calibrations per ANSI S2.2 using Endevco IM68357. This calibration is traceable to the National Institute of Standards and Technology and is in accordance with ANSI/NCSS Z540-1-1994 (MIL-STD 45662A).

Uncertainty estimate (95% confidence, k=2)	
+/- 1.1 %	100.0 Hz Sensitivity
+/- 5.0 %	10.0 < f <= 20.0 Hz
+/- 1.5 %	20.0 < f <= 2000.0 Hz
+/- 2.5 %	2000.0 < f <= 10000.0 Hz
+/- 4.0 %	10000.0 < f <= 20000.0 Hz

Courtesy of ENDEVCO

図 5.5.1-1 加速度センサの校正結果（不確かさ表現）

5.6 参考文献

- [5-1] D. Smallwood and J. Cap, "Salvaging Pyrotechnic Data with Minor Overloads and Offsets", Journal of IEST, pp. 27-35, May/June 1999.
- [5-2] D. Smallwood and J. Cap, "Salvaging Transient Data with Overloads and Zero Offsets", Proc. 68th Shock and Vibration Symp., SAVIAC, Arlington, Virginia, 1998.
- [5-3] 特許第 3766876 号：偽信号除去方法及び偽信号除去プログラム（特願 2002-256871、平成 14 年 9 月 2 日、施勤忠・内川英明）

以上

<Appendix. A> その他参考文献・文献

本試験ハンドブックに関連する文書、文献を以下に示す。

1. JAXA 技術資料

- (1) 宇宙航空研究開発機構研究開発報告“ウェーブレット技術を用いた衝撃応答波形の「ゼロシフト」抽出および検証方法”，JAXA-RR-04-020, P1-14, 2005-02
- (2) 宇宙航空研究開発機構特別資料 “環境試験技術報告：第 8 回試験技術ワークショップ開催報告”，JAXA-SP-10-008, P111-126 2011-02

2. Facilities

- (1) David O. Smallwood, "A Family of Transients Suitable for Reproduction on a Shaker Based on the cosm(x) Window", Journal of the IEST 2002 Edition, pp.178-184
- (2) Andrew Peffer, Jackson and Tull, Eugene Fosness, et al, "Development and Transition of Low-Shock Spacecraft Release Devices for Small Satellites", 14th Annual/USU Conference on Small Satellites
- (3) Enrico Filippi, Fabrice Cambier and Calogero Conti, "Development of the Alcatel ETCA Pyroshock Test Facility", Proceedings European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Braunschweig, Germany, 4-6 November, 1998 (ESA SP-428, February 1999), pp.677-688
- (4) Jerome S. Cap and David O. Smallwood, "A Methodology for Defining Shock Tests Based on Shock Response Spectra and Temporal Moments", Proceedings of 68th Shock and Vibration Symposium, pp.4094.1.2-6
- (5) Sheldon Rubin, "Concepts in Shock Data Analysis", Shock and Vibration Handbook (C.M. Harris, Ed.), 4th ed., Chapter 23
- (6) Strether Smith and Roy Melander, "Why Shock Measurements Performed at Different Facilities Don't Agree", 66th Shock and Vibration Symposium (October 1995)
- (7) Bement, L.J. and Schimmel, M.L., "A Manual for Pyrotechnic Design, Development and Qualification", NASA Technical Memorandum 110172
- (8) Strether Smith and Bill Hollowell, "A Proposed Method to Standardize shock response spectrum (SRS) analysis", Aerospace Testing SYmposium(1995), Published in the May-June 1996 Journal of the Institute of Environmental Sciences
- (9) Allan G. Piersol, "Recommendations for the Acquisition and Analysis of Pyroshock Data", Sound and Vibration, April 1992, pp.18-21
- (10) Bill Hollowell, Strether Smith and Jim Hasen, "A Close Look at the Measurement of Shock Data -Lessons Learned", 13th Aerospace Testing Seminar/Published in the 1992 IES Journal
- (11) Vladimir M. Valentekovich and Adrian C. Goding, "Characterizing Near Field Pyroshock with a Laser Doppler Vibrometer", Proceedings of 61st Shock and Vibration Symposium

- (12) Dan Powers, "Summary of Testing Techniques", Shock and Vibration Information Center The Shock and Vibration Bulletin. Part 3
- (13) Smallwood, D.O., "An Improved Recursive Formula for Calculating Shock Response Spectra", Shock and Vibration Bulletin, No. 51, Pt 2, pp 211-217
- (14) Henry N. Luhrs, "Equipment Sensitivity to Pyrotechnic shock", Proceedings, 22nd Annual Technical Meeting, Inst. Envir. Sc., pp 3-4

3. Methodology

- (1) Stefan Kiryenko, Jean Luc Parquet and Henri Grzeskowiak, "Susceptibility of Equipments to Pyroshocks Return of Experience From ESA Programmes", European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Dec, 2002
- (2) H.Uchikawa, Q. Shi, S. Ando, H. Saegusa, "Salvaging Transient Measurement Signal with Serious Flaws Using Wavelet Analysis", Proceedings Vol.I, 6th international Conference on Rotor Dynamics, Sep-Oct, 2002
- (3) R.S.Langley, A.W.M.Brown, "Natural Frequency Statistics and Response Variance Prediction", Proceedings of the Second International AutoSEA Users Conference, 2002
- (4) Sally A. McInerney, Brandon Dixon, Allen Parrish, Sheldon S. Rubin, Sherman Oaks, "Intelligent System for Vibroacoustic and Shock Environment Predictions", Proceedings of the 5th Annual AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Vol.2, pp802-807, May, 1999
- (5) William O. Hughes, Anne M. McNelis, "Statistical Analysis of a Large Sample Size Pyroshock Test Data Set", NASA-TM-1998-206621
- (6) David O. Smallwood, Jerome S. Cap, "Salvaging Pyrotechnic Data with Minor Overloads and Offsets", Proceedings-Institute of Environmental Sciences, pp. 79-86, 1998
- (7) Eric C. Dalton, Burton S. Chambers III, Brian Katz, Mitchell D. White, "Analysis of Shock in a Pyrotechnically Separated Missile Structure", Proceedings of 66th Shock and Vibration Symposium, Oct-Nov, 1995
- (8) Eric C. Dalton, Burton S. Chambers III, "Analysis and Validation Testing of Impulsive Load Response in Complex, Multi-Compartmented Structures", AIAA-95-1243-CP
- (9) Ashok K. Singh, "Shock Environment Prediction of Isolated Equipment by Transtar SEA Program", Proceedings, 39th Annual Technical Meeting, Inst. Envir. Sc., pp 267-272
- (10) Eric. C. Dalton, "Ballistic Shock Response Analysis by an Extension of Statistical Energy Analysis", 63rd Shock and Vibration Symposium, Vol. 1, pp4.1.1-1-424, 1992
- (11) Anthony Chu, "Zeroshift of Piezoelectric Accelerometers in Pyroshock Measurements", Endevco TP 290, Jan, 1987
- (12) Stanley Barrett, "The Development of Pyro Shock Test Requirements for Viking Lander Capsule Components", Proceedings, 21st Annual Technical Meeting, Inst. Envir. Sc., pp.5-10, Apr, 1975

4. Basic Studies

- (1) Howard A. Gaberson, Richard H. Chalmers, "Reasons for Presenting Shock Spectra with Velocity as the Ordinate", Proceedings of 66th Shock and Vibration Symposium, Oct-Nov, 1995
- (2) Vesta I. Bateman, Neil T. Davie, "Recommended Practice for Pyroshock", Proceedings of Institute of Environmental Sciences, pp.208-216, Apr, 1995
- (3) Allan G. Piersol, "Determination of Maximum Structural Responses from Predictions or Measurements at Selected Points", Proceedings of 65th Shock and Vibration Symposium, Oct-Nov, 1994
- (4) Strether Smith and William Hollowell, "Techniques for the Normalization of Shock Data", 62nd Shock and Vibration Symposium, Oct, 1991
- (5) Qi-Zheng Wang, Hua-Bao Lin, "A Study of the Effect of Mass Loading on the Shock Environment", The Shock and Vibration Bulletin 54, Part 2. June, 1984

5. Tendencies

- (1) Juan Ignacio Uribarri Quintana, Jose Luis Vela Perez, Fernando Quero Sanz, "Experience and Future Trends in the Process of Qualification of Payloads to the Pyroshock Environment", Proceedings 4th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, pp.87-92, June 2001
- (2) Charles Moening, "Views of the World of Pyrotechnic Shock", Shock and Vibration Information Center The Shock and Vibration Bulletin. Part 3, 1986

6. Others

- (1) Dr. Vesta I. Bateman, Dr. Philip D. Thacher, "Certification of 200,000g Shock Calibration Technique for Sensors", ESTECH 2001 Proceedings, pp.121-128, 2001
- (2) Z. Sherf, P. Hopstone, G. Ostrovski, R. Klein, D. Ben Yehuda, "Problems in the Analysis of a Shock Sequence with Application to Gunfire Analysis and Simulation", ESTECH 2001 Proceedings, pp.161-177, 2001
- (3) Vesta I. Bateman, Fred A. Brown, Neil T. Davie, "Use of a Beryllium Hopkinson Bar to Characterize a Piezoresistive Accelerometer in Shock Environments", Journal of the Institute of Environmental Sciences, pp.33-39, Nov-Dec, 1996
- (4) "Pyrotechnic Shock Testing", NASA-PT-TE-1408A
- (5) Neil T. Davie, Vesta I. Bateman, "Pyroshock Testing", Shock and Vibration Handbook (C.M. Harris, Ed.) , 4th ed., Chapter 26, Pt II, 1996

<Appendix. C> ゼロシフト発生の原因

C-1 圧電素子を使用されている加速度センサへの過剰応力によるゼロシフト

加速度センサに内蔵されている圧電素子に引張力または圧縮力が加わると、応力に比例して分極により発生する電荷が信号として出力される。しかし圧電素子に過剰な応力がかかると、分極前の状態に戻ることがあり、その結果加速度センサから偽の出力が発生しゼロシフトとして発現する。特に、圧電素子を用いた加速度センサは、一般的に共振周波数（数 10kHz）において 30dB を超える共振増幅率（Q 値）を有しており、共振周波数における入力負荷が大きい場合、圧電素子に過剰応力が与えられることになる。

衝撃試験の場合、高いピーク加速度かつ高周波数成分を持つ加速度が加速度センサに負荷されるため、加速度センサの圧電素子に過剰応力が加わり、ゼロシフトを発生させる可能性が非常に高くなる。

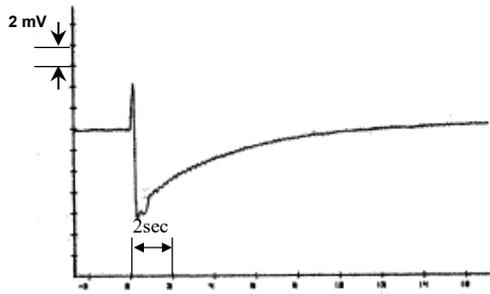
C-2 センサのベース歪によるゼロシフト

センサのベース歪（センサ取付け面の歪及びセンサ自身の曲げ変形）により、センサ素子のプリロードが変化し、センサ内部パーツに物理的な運動が起こりゼロシフトが発生することがある。

圧縮型と剪断型の加速度センサに、0.5 秒間に 300 μ 歪のステップ負荷を与えた際のセンサからの出力をそれぞれ図 C2-1(a)、(c)に示す。両タイプのセンサ出力に、スパーク状の出力が現れている。歪の負荷後、圧縮型加速度センサに関してはコンディショナにオーバーロードが発生しているのでコンディショナの時定数でゼロ点へ戻る。剪断型加速度センサに関しては、すぐにゼロ点に戻る[C-1]。

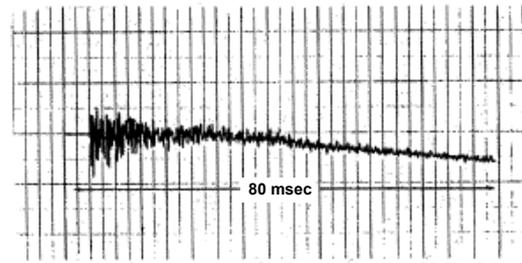
また、ベース歪を加えた条件下で衝撃加速度を負荷した場合の、圧縮型と剪断型の加速度センサからの出力結果を図 C2-1(b)、(d)にそれぞれ示す。このような場合、計測値には衝撃加速度と、センサを取付けた供試体の共振による低周波成分を持つ加速度及びセンサのベース歪による出力が混在した状態で現れる。図 C2-1(b)、(d)の例では、圧縮型加速度センサに関しては主として 80msec の計測時間範囲内にゼロ点を離れる成分が表れ、剪断型加速度センサに関しては低周波成分が主に残っていることが分かる。

ベース歪感度が小さいセンサを用いることにより、センサのベース歪によるゼロシフトの発生を低減することができる。



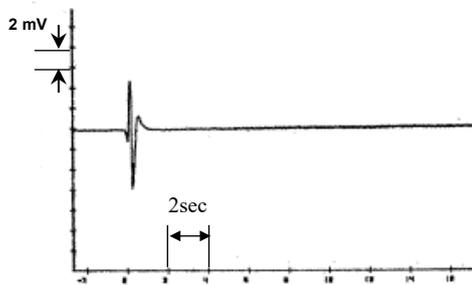
Courtesy of ENDEVCO

図 C2-1(a) 圧縮型加速度センサのベース歪による出力



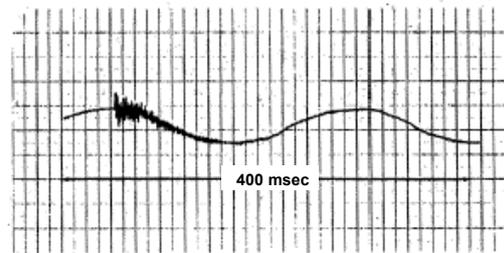
Courtesy of ENDEVCO

図 C2-1(b) ベース歪を与えられた環境下で衝撃加速度を負荷した時の出力



Courtesy of ENDEVCO

図 C2-1(c) 剪断型加速度センサのベース歪による出力

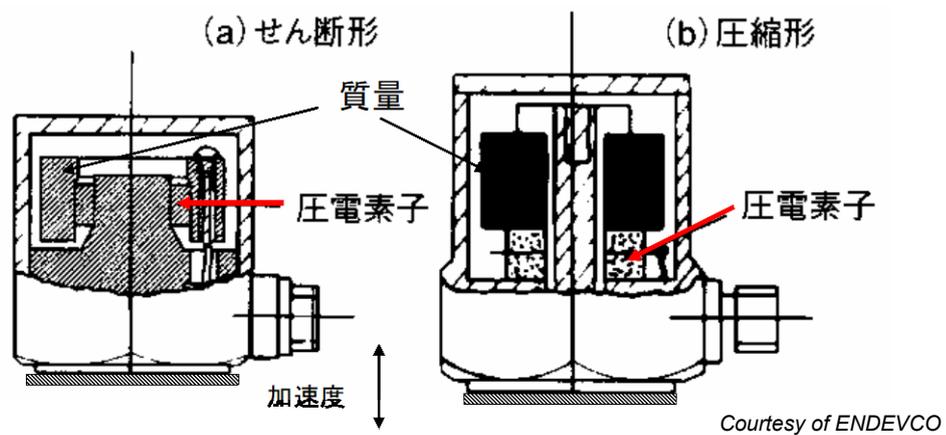


Courtesy of ENDEVCO

図 C2-1(d) ベース歪を与えられた環境下で衝撃加速度を負荷した時の出力

C-3 センサ部品の物理的な運動によるゼロシフト

加速度センサの圧電素子への応力は、入力加速度に対する質量の反作用によって生じる。特に、圧電素子の共振周波数では質量と圧電素子との間にずれが発生し易く、ゼロシフトの原因となる（図 C3-1 中の圧電素子と質量間の横ずれ、等）。



Courtesy of ENDEVCO

図 C3-1 代表的な加速度センサの構造

C-4 ケーブルノイズによるゼロシフト

圧電素子型の加速度センサには、同軸ケーブル（ローノイズケーブル）が使用される。これらのケーブルは、高いインピーダンスの電荷を伝送する。十分に固定されていないケーブルは弾性を持ち、高い加速度の衝撃を受けた場合、摩擦電気効果が生じて偽の信号出力の原因となり、ゼロシフトとして現れる。この現象は、振動試験・音響試験においてもケーブル取付け不良がある場合発生するので注意が必要である。

また、図 C4-1 に示すように、物理的に同軸ケーブルが壊れた場合、ケーブルの誘電体（Dielectric）とその誘電体外側のシールド(Shield)との間が部分的に剥離し、この局部で電荷が誘起される。この電荷は、アンプなどへ出力され、偽の信号出力の原因となる。そして、ケーブルの剥離がなくなると誘導体及びシールドは、同電位となり、誘起されていた電子は次にシールドの中へ流れて逆極性の第2パルスの原因となる。

典型的なケーブルの運動によるゼロシフトの例を図 C4-2 に示す。この実験結果は、Endevco 社が公表したもので、半正弦波パルスを入力とし、Endevco 社の **Compression Wave Shock Calibrator** を使って行われたものである。この例のように、高インピーダンスの加速度センサを使用する場合、ローノイズケーブルを使用したとしても、容易に曲げられるような配線をしていると加速度応答データに逆極性のパルスが生じると共に、ゼロシフトの要因となる。

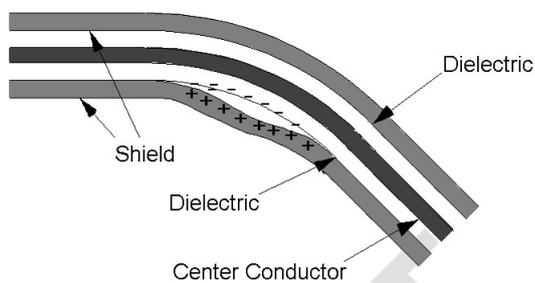


図 C4-1 ケーブルの剥離で生じる電荷

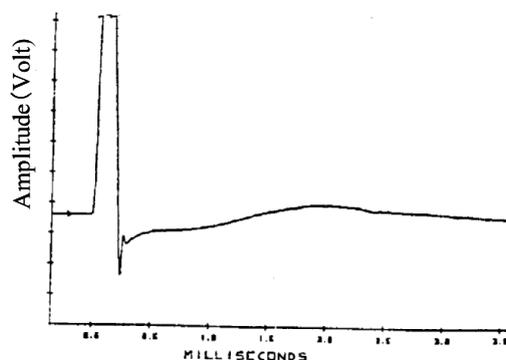


図 C4-2 ケーブル運動によるゼロシフト[C-1]

C-5 コンディショナのオーバーロードによるゼロシフト

ゼロシフトは、加速度センサ及びケーブル以外にコンディショナのオーバーロードが原因となり発生することがある。コンディショナのオーバーロードは、加速度センサの出力周波数成分ないし加速度ピーク値がコンディショナの特性範囲を超え、電気回路が飽和した状態である。コンディショナ内部の電気回路が飽和状態から解放される時の過渡現象がゼロシフトを誘引すると考えられている。

この様なコンディショナのオーバーロードに起因するゼロシフトは、補正しても信頼できる計測データとはならない。

C-6 参考文献

- [C-1] Anthony.Chu, "Zeroshift of Piezoelectric Accelerometers in Pyroshock Measurements", Pyrotechnic Shock Workshop, 57th Shock and Vibration Symposium, 1987.

<Appendix. D> ゼロシフト補正の原理・検証結果・適用例

D-1 ウェーブレットによる補正原理

ゼロシフトが発生した加速度計測データを積分処理した速度の時系列結果は、ゼロを平衡の中心とし、正負側に振れる正しい衝撃速度と、一方的に上昇または低下するゼロシフトの組み合わせとなる（図 D1-1）。

正しい速度は、時間とともに減衰し、平衡中心に戻ってくるので、瞬時的（ローカル）な現象である。ゼロシフトを起こしている計測データに含まれている速度成分（偽の速度という）は、時間とともに絶対値が漸次、増大する、長期的（グローバル）な現象である。

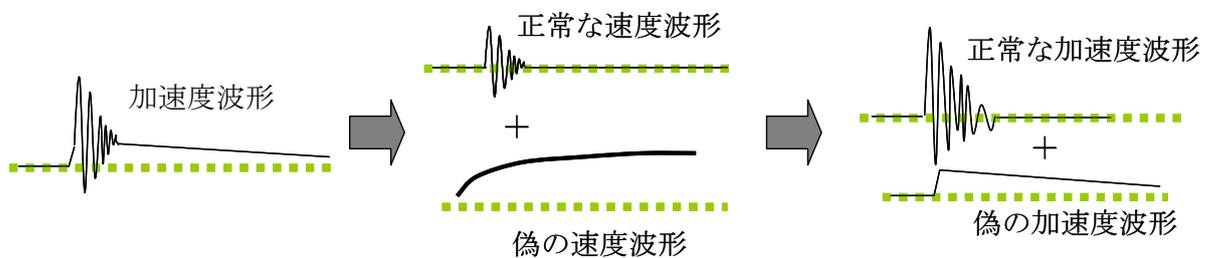


図 D1-1 ゼロシフトが発生した信号の模式図

このようなローカル現象とグローバル現象が混在する信号を処理する技術としては、ローカルな時間領域を抽出するために数十年前に開発されたウェーブレット解析が最適である。

周期現象に適するフーリエ変換（FFT：Fast Fourier Transform）は、ローカルな現象の表現には適していない。対して、ウェーブレット解析は、長時間間隔ではより正確な低周波の情報、短時間間隔では適切な高周波の情報の利用が可能であり、ローカルな現象のみならずグローバルな現象を表現するのに非常に効果的な手法である。

フーリエ変換に用いる基本波形とウェーブレット変換に用いる基本波形（マザーウェーブレットと呼ぶ）の違いを図 D1-2 に示す。フーリエ変換に用いる正弦波波形は、周期を持って+と-の無限時間（空間）へ延々に伸びる波形を用いるのに対して、ウェーブレットに用いる波形は一部の時間（空間）以外の時間（空間）では全てゼロであるローカルな波形を用いる。言い換えれば、フーリエ変換は、異なる周波数（周期）を持つグローバルな基本波形によって波形を表すのに対して、ウェーブレットはローカルなマザーウェーブレットを用いて波形を表現する。ウェーブレットのマザーウェーブレットは非常に複雑で、ローカルな波形であることが多い。

ウェーブレットのパラメータは、マザーウェーブレットの種類及び表現する波形の細かさを意味する「レベル」である。表現する波形はこれらのマザーウェーブレット群の組み合わせによって構成され、ウェーブレットの「レベル」によって分解されていき、高いレベルを指定することで表現する波形はより細かく分解できる。

信号 $s(t)$ のウェーブレット変換は下記の式(D1-1)、(D1-2)の通り表現される。

$$C(a, b) = \int_0^{\infty} s(t) \frac{1}{\sqrt{a}} \phi\left(\frac{t-b}{a}\right) dt \quad (\text{D1-1})$$

$$s(t) = \frac{1}{K_{\phi}} \int_a \int_b C(a, b) \frac{1}{\sqrt{a}} \phi\left(\frac{t-b}{a}\right) \frac{da \cdot db}{a^2} \quad (\text{D1-2})$$

ここで、 $\phi(t)$ はマザーウェーブレットであり、 a はスケール、 b はトランスレーション、 K_{ϕ} はマザーウェーブレット及び信号 $s(t)$ による定数である。

通常、マザーウェーブレットは複雑な波形であり、様々なマザーウェーブレットが提案されているが、ゼロシフト補正においては、Daubechies（次数 $N=3$ の基本波形）のマザーウェーブレットを使用する。

式(D1-1)で求めたウェーブレット係数 $C(a, b)$ によって信号を図 D1-3 に示すように階層で分離し、物理的にあり得ない（衝撃負荷時刻以前に速度が発生している、等）事象が発生しているレベルのデータを消去してデータを再構成することで、ゼロシフトを補正したデータを得ることができる[D-1]。

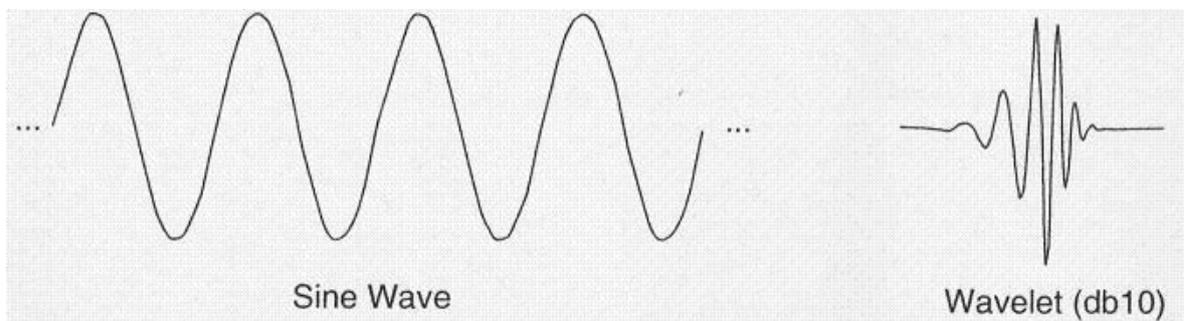


図 D1-2 フーリエ変換とウェーブレット変換に用いる波形の比較
(右図 : Daubechies（次数 $N=10$ ）の基本波形)

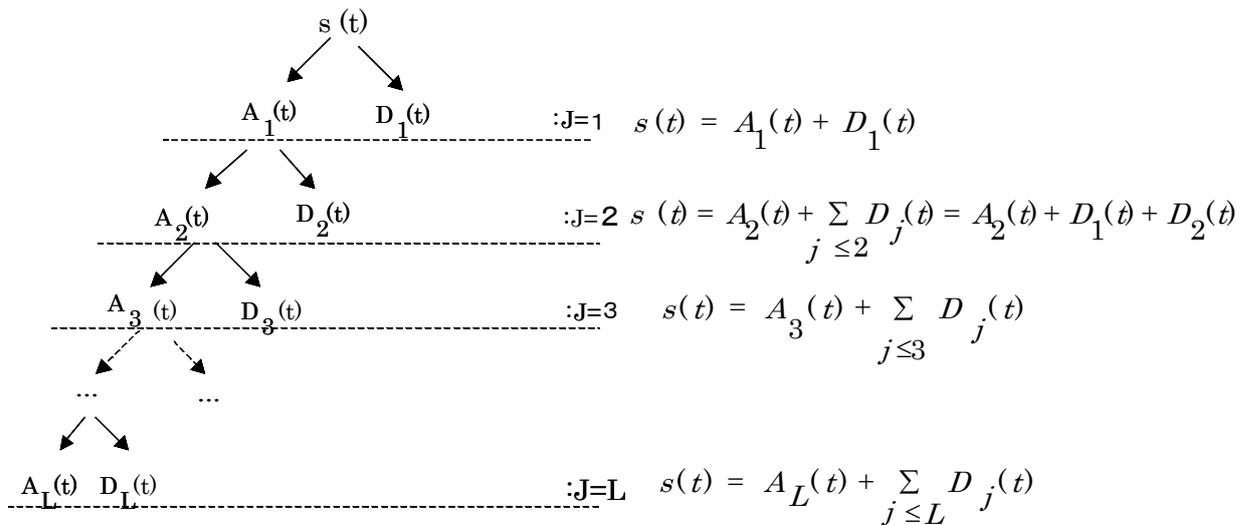


図 D1-3 ウェーブレットによる信号分解

ゼロシフト補正の手法については、海外でも研究が幾つか報告されている。指数関数あるいはウェーブレット解析アプローチに基づいて、加速度信号の小さな欠陥を除去する手法の研究[D-2]、多項式を使ってゼロシフト信号の速度を算出した研究[D-3]、などが報告されている。

D-2 ゼロシフト補正手法の適用例および検証

B-1 項で用いたものと同様の高衝撃加速度シミュレーターを使用して、ゼロシフト補正手法の検証実験を行なった。棒に印加された衝撃加速度を、棒の中央に取付けてある歪ゲージで計測した圧縮波の伝播から求めた加速度を基準値として用いて評価した。

検証実験結果の一例として、加速度センサ Endevco 社製：2225 にピーク加速度約 20,000G (1.0 G \approx 9.8 m/s²) の衝撃加速度を印加した結果を示す。本文 5.3.3 項の手順に従い、最適な L_{opt} を 7 とし、信号合成は D1～D7 を使用する。これらの結果を図 D2-1 に示す。図 B2-1 の左側は計測した加速度及び速度の時系列波形、右側はゼロシフト補正後の加速度及び速度の時系列波形である。補正前後の加速度時系列波形を比較すると、加速度に関しては、補正前後で見た目に殆ど変化は無いが、速度に関しては、大きなトレンド成分が取り除かれていることが分かる。

補正後のデータを用いて求めた SRS 解析結果と歪みゲージで測定した基準の計測値から求めた SRS 解析結果の比較を図 D2-2 に示す。補正後の値と基準値の SRS 解析結果の差は+4dB 以内であり、また安全側の結果が得られていることから、本ゼロシフト補正の妥当性が確認できた。

この補正手法を適用してゼロシフトを補正した実例を図 D2-3 に示す。上から、加速度、速度及び SRS 解析結果をそれぞれ示す。左側の図は補正前の結果、右側は補正後の結果である。加速度の時系列波形に関しては、見た目には補正前後で違いは見られないが、速度については、補正により理にかなった振動信号に補正され、速度の偏った成分が補正されていることが分かる。SRS 解析結果については、補正により正・負の SRS 解析結果が等しい値に近寄っていることが分かる。この例では、500Hz 以上の高周波成分は補正前後で等しい。

衝撃試験の最終的な評価は、通常 SRS 解析の絶対値を評価するため、この実例の様に、隠れたゼロシフトに気づかず SRS 解析を実行した場合、実際には出ていない低周波域での過大な応答に基づく誤った評価をする可能性があるため、注意が必要である。

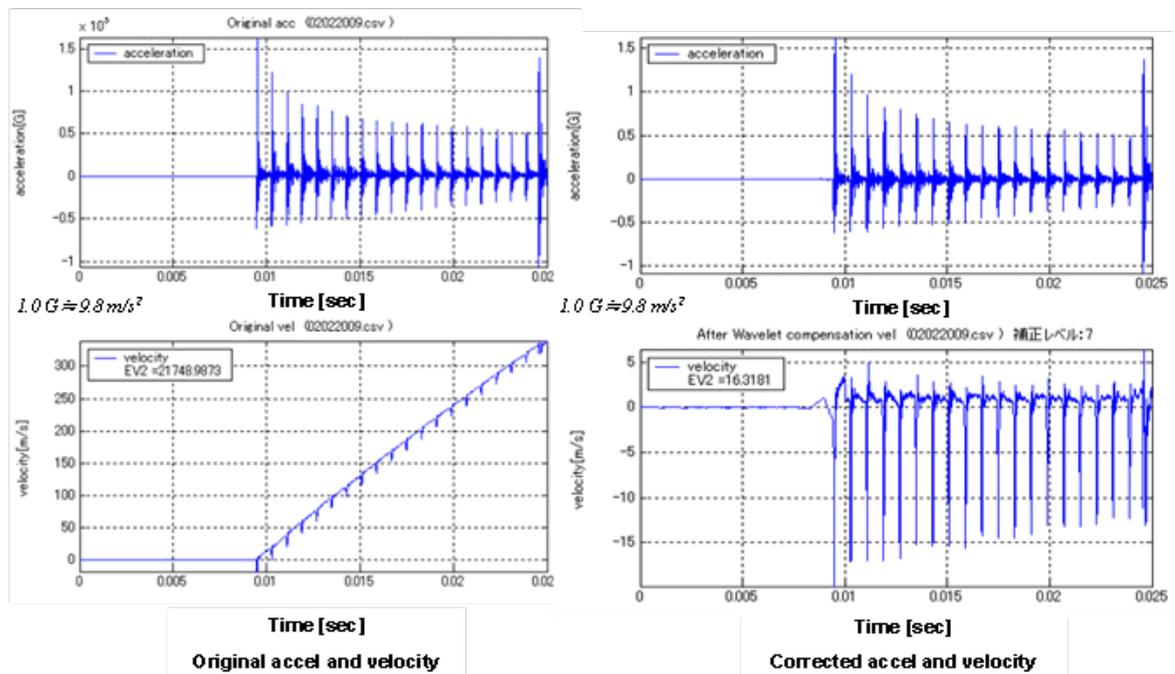


図 D2-1 基礎実験の計測データ（補正前（左）、後（右））

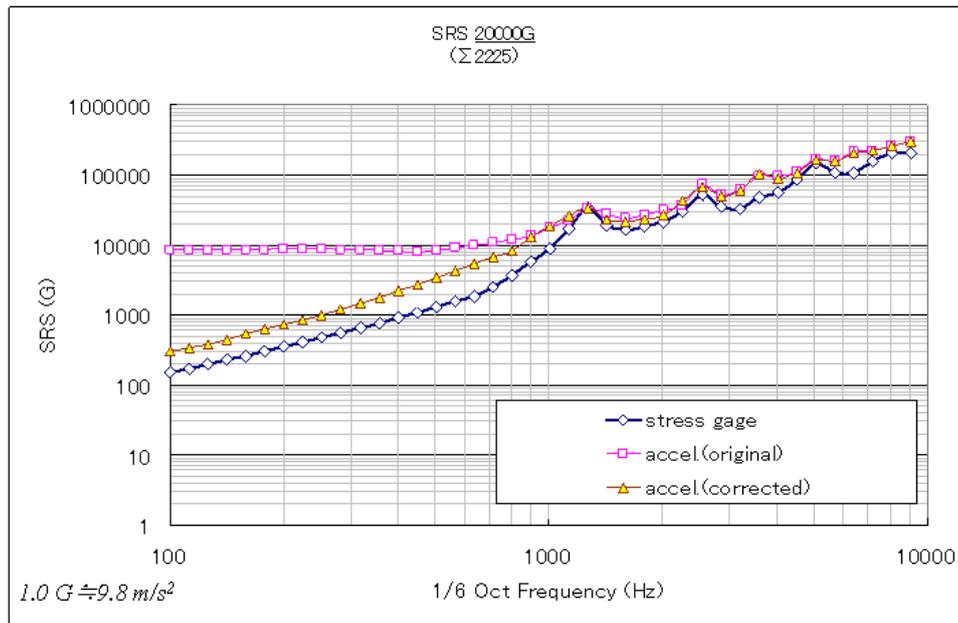


図 D2-2 基礎実験の SRS 解析結果の比較

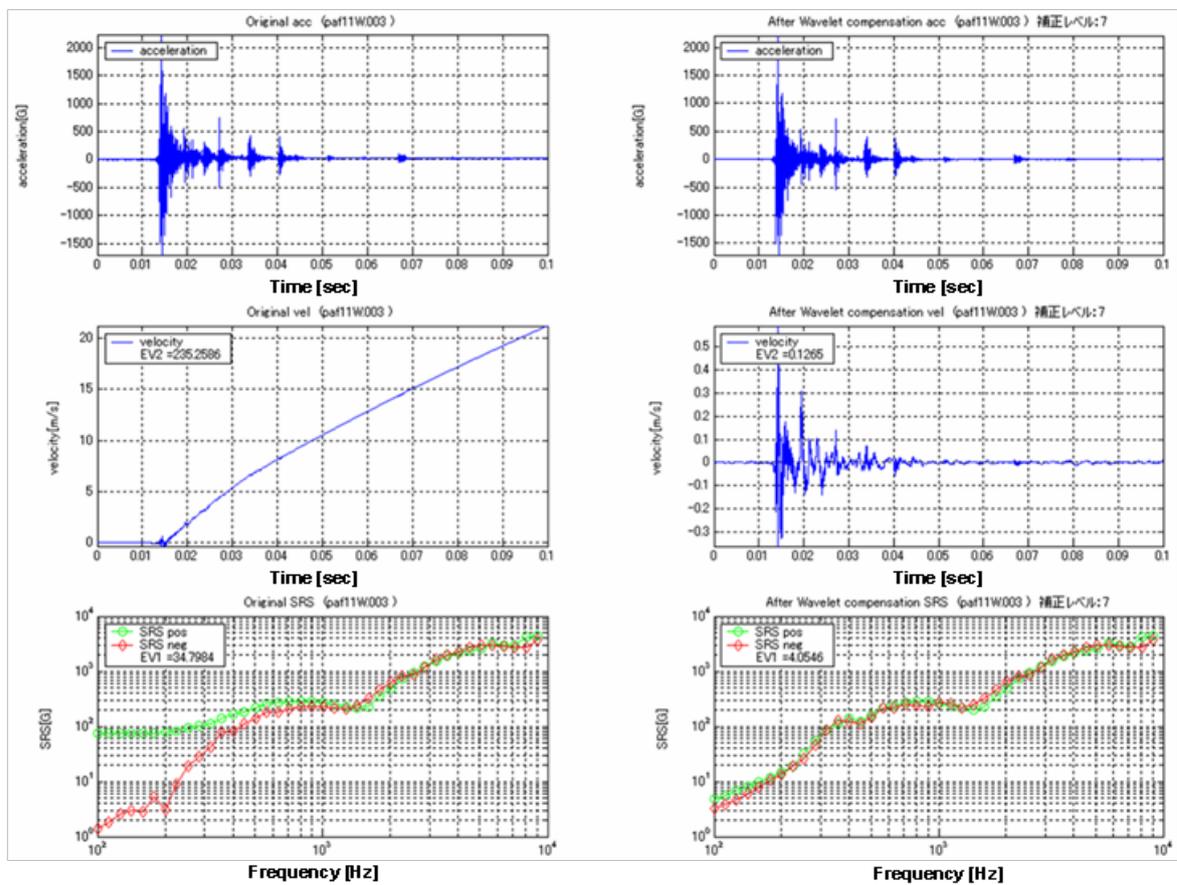


図 D2-3 衛星 PAF 分離衝撃試験の補正例 (補正前 (左)、補正後 (右)) ($1.0G \approx 9.8 \text{ m/s}^2$)

D-3 参考文献

- [D-1] Qinzhong Shi, Hideaki Uchikawa, "Method for Removing Pseudo signal and program for Removing Pseudo signal", U.S. patent.6.917.903.B2, Jul.12.2005
- [D-2] J. Quintana, J. Perez, F. Sanz, "Experience and Future Trends in the Process of Qualification of Payloads to the Pyroshock Environment", Proc. 4th Int. Symp. OnEnvironmental Testing for Space Progeammes, Liege, Belgium, June, 2001.
- [D-3] S. Mallat, "A Theory for Multiresolution Signal Decomposition: The Wavelet representation", IEEE Pattern Anal. and Machine Intell., Vol.11, No. 7, pp.674-693.

<Appendix. E> 衝撃応答スペクトラム (SRS) 解析の理論

SRS とは、図 E-1 に示すような一連の 1 自由度の振動系に、ベースから加速度 $\ddot{y}(t)$ が入力された時の、振動系の絶対加速度応答 $\ddot{x}(t)$ の最大ピーク値 (MAX) である。図 E-1 中の、 m , k , c はそれぞれ 1 自由度振動系の質量、剛性、減衰係数である。この計算を周波数毎に実行し、それぞれの周波数に対応する最大値 (MAX) をプロットしたものが SRS の解析結果である。

ここで、1 自由度振動系の運動方程式を式(E1-1)で表す。

$$m\ddot{x}(t) + c(\dot{x}(t) - \dot{y}(t)) + k(x(t) - y(t)) = 0 \quad (\text{E1-1})$$

相対変位 $z(t) = x(t) - y(t)$ で表すと、式(E1-2)となる。

$$m\ddot{z}(t) + c\dot{z}(t) + kz(t) = -m\ddot{y}(t) \quad (\text{E1-2})$$

式(E1-2)をモードパラメータで表すと

$$\ddot{z}(t) + 2\xi\omega\dot{z}(t) + \omega^2z(t) = -\ddot{y}(t) \quad (\text{E1-3})$$

ここで、 $\omega = \sqrt{k/m}$ 、 $\xi = c/(2m\omega)$ である。

式(E1-3)で、加速度 $\ddot{y}(t)$ は任意の関数であり、一般的には式(E1-4)に示すような単位インパルス応答関数 $h(t)$ を用いて畳み込み積分により解く。

$$z(t) = \int_0^t \ddot{y}(\tau)h(t - \tau)d\tau \quad (\text{E1-4})$$

式(E1-3)のような 1 自由度系のインパルス応答関数は式(E1-5)を解いたものである。

$$\begin{aligned} \ddot{z}(t) + 2\xi\omega\dot{z}(t) + \omega^2z(t) &= 0 \\ z(t = 0) &= 0, \quad \dot{z}(t = 0) = 1 \end{aligned} \quad (\text{E1-5})$$

式(E1-5)の解は、

$$h(t) = \frac{1}{\omega_d} e^{-\xi\omega t} \sin(\omega_d t) \quad (\text{E1-6})$$

である。

式(E1-6)を式(E1-4)に代入し、積分学の Leibnitz 則 (式(E1-7))

$$\frac{d}{dt} \int_0^t f(\tau)g(t-\tau)d\tau = f(t)g(0) + \int_0^t f(\tau) \frac{dg(t-\tau)}{dt} d\tau \quad (\text{E1-7})$$

により、絶対加速度は

$$\ddot{x}(t) = \frac{1}{\omega_d} \int_0^t \ddot{y}(\tau) [e^{-\xi\omega(t-\tau)} (\omega_d^2 - \xi^2\omega^2) \sin\omega_d(t-\tau) + 2\xi\omega_d \cos\omega_d(t-\tau)] d\tau \quad (\text{E1-8})$$

式(E1-8)を式(E1-4)と比べ、1自由度系のインパルス加速度応答関数は

$$\begin{aligned} \hat{h}(t) &= \frac{1}{\omega_d} e^{-\xi\omega(t)} (\omega_d^2 - \xi^2\omega^2) \sin(\omega_d t) + 2\xi\omega_d \cos(\omega_d t) \\ &= e^{-\xi\omega(t)} [\alpha \sin(\omega_d t) + \beta \cos(\omega_d t)] \end{aligned} \quad (\text{E1-9})$$

となる。ここで、 $\alpha = (\omega_d^2 - \xi^2\omega^2)/\omega_d$ 、 $\beta = 2\xi\omega$ 、 $\omega_d = \sqrt{1-\xi^2}\omega$ である。

1自由度系の振動加速度応答とベース加速度との関係は

$$\ddot{x}(t) = \int_0^t \ddot{y}(\tau) \hat{h}(t-\tau) d\tau \quad (\text{E1-10})$$

となる。

式(E1-10)を離散化 $t=k\Delta$ ($k=0,1,2,\dots$) し、(Δ はサンプリング刻み) 離散化した式の両辺に z 変換を施すと

$$\ddot{X}(z) = \hat{H}(z)\ddot{Y}(z) \quad (\text{E1-11})$$

となる。

ここで、 $\ddot{X}(z)$ 、 $\ddot{Y}(z)$ 、 $\hat{H}(z)$ はそれぞれ $\ddot{x}(t)$ 、 $\ddot{y}(t)$ 、 $\hat{h}(t)$ の z 変換であり、 $\hat{H}(z)$ は伝達関数と呼ばれる。

$$\begin{aligned} \hat{H}(z) &= Z\{\hat{h}(t)\} \\ &= \alpha Z\{e^{-\xi\omega(t)} \sin(\omega_d t)\} + \beta Z\{e^{-\xi\omega(t)} \cos(\omega_d t)\} \\ &= \frac{Cz^2 + Dz + E}{z^2 - Az - B} \end{aligned} \quad (\text{E1-12})$$

ここで、

$$\begin{aligned}
 A &= 2\cos(\omega_d\Delta)e^{-\xi\omega\Delta} \\
 B &= -e^{-2\xi\omega\Delta} \\
 C &= 2\xi\omega\Delta \\
 D &= \omega\Delta e^{-\xi\omega\Delta} \left\{ \frac{\omega}{\omega_d} (1 - 2\xi^2)\sin(\omega_d\Delta) - 2\xi\cos(\omega_d\Delta) \right\} \\
 E &= 0
 \end{aligned}$$

式(E1-12)を式(E1-11)に代入すると、離散時系列における計算は式(E1-13)の逐次計算となる。

$$\ddot{x}(k) = A\ddot{x}(k-1) + B\ddot{x}(k-2) + C\ddot{y}(k) + D\ddot{y}(k-1) + E\ddot{y}(k-2) \quad (\text{E1-13})$$

衝撃応答スペクトラム解析は、ベースの加速度 $\ddot{y}(t)$ を入力とした場合の、式(E1-13)に示す 1 自由度振動系の加速度応答 $\ddot{x}(t)$ のデジタルフィルタの出力の最大値である。通常、SRS 解析では $\xi = 5\%$ 、または $Q = 1/(2\xi) = 10$ を用いるので、デジタルフィルタの増幅量は $Q = 10$ である。

SRS の計算式は

$$SRS(\omega, \ddot{y}(t)) = \max(|\ddot{x}(t)|) \quad (\text{E1-14})$$

となる。

任意の固有振動周波数 ω について SRS 解析ができるが、一般的な SRS 解析は 1/6 オクターブバンドで行い、固有振動周波数はバンドの中心周波数とする。

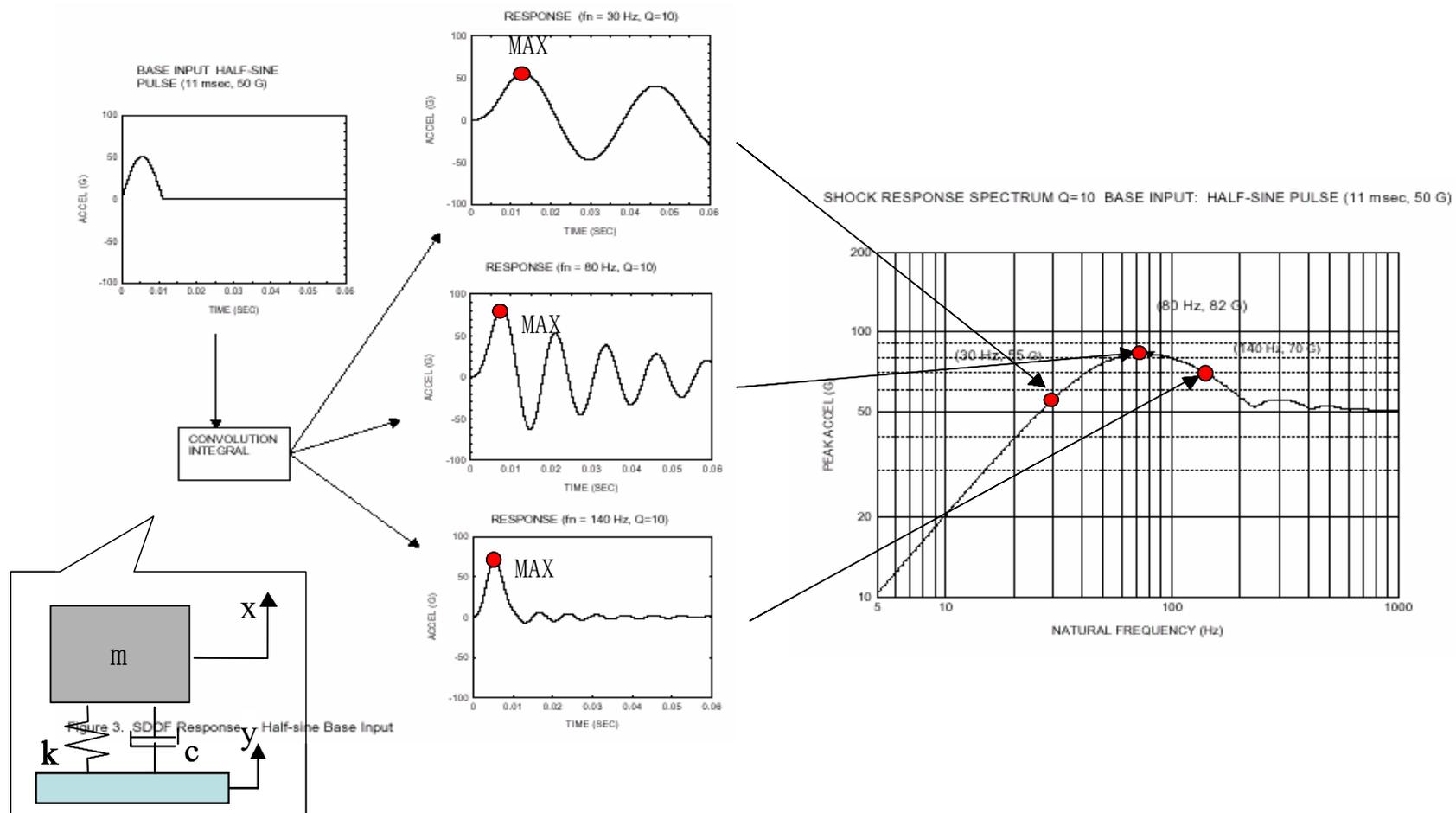


図 E-1 衝撃応答スペクトラム解析モデル (1.0G≒9.8 m/s²)

<Appendix. F> 宇宙機に使用される火工品

F-1 火工品の構造、機能

衛星で使用される火工品は、構造、機能によって以下のような種類に分類される。
なお、本項で述べる火工品は JAXA 認定品に限定している。

(1) SN (セパレーションナット : Separation Nut)

SN は、主に衛星分離及び衛星に搭載される大型構造物展開用に使用されるもので、衛星とロケットを締結する火工品である。作動圧力源は PC (パワーカートリッジ) で、PC の発生ガス圧により内部構成品が作動してボルト締結を解除し、構造物を分離する機能を有する。放出されたボルトはボルトキャッチャーによって捕獲され、構造物の分離を阻害しないような構造となっている。

SN は I 型と II 型の 2 種類があるが、両者の違いを表 F1-1 に示す。

表 F1-1 セパレーションナットの種類

	I 型	II 型
ボルトサイズ	5/8 インチ (15.8mm)	5/16 インチ (7.9mm)
保証荷重	220.6kN (22.5 トン)	46.1kN (4.7 トン)
最小作動荷重	49kN (5 トン)	19.6kN (2 トン)
最大作動荷重	171.6kN (17.5 トン)	36.3kN (3.7 トン)

注 保証荷重：負荷されても変形・破損しない荷重 (ボルト側の保証荷重ではない)

最小作動荷重：セパレーションナットが作動可能な最小荷重

最大作動荷重：セパレーションナットが作動可能な最大荷重

(2) CA (カッター組立 : Cutter Assembly)

カッターは衛星分離に主に使用されるものでマルマンバンドを締結するボルトを切断する火工品であり、ボディにボルト切断のためのブレード、アンビルが組み込まれている。作動圧力源は TBI (隔壁型起爆管) であるが、TBI は単独では作動できず、SCDF (高密封形導爆線)、ID (鈍感型起爆管) を介して作動する。

火工品ブロックを図 F1-1 に示す。



図 F1-1 火工品ブロック図

CA は、CA-I と CA-II の 2 種類があるが、両者の違いは切断可能なボルトサイズである。両者の切断可能なボルトサイズを表 F1-2 に示す。

表 F1-2 カッターの種類と切断可能なボルトサイズ

	CA-I	CA-II
切断可能なボルトサイズ	Φ 5.32mm 以下の 4340 合金鋼 (AMS6415J)。硬度 43HRC 以下	Φ 6~8.5 の 4340 合金鋼。硬度 45HRC 以下
ボルト軸力	0~12.3kN (12.5 トン)	0~37.3kN (3.8 トン)

CA の作動原理を図 F1-2 に示す。

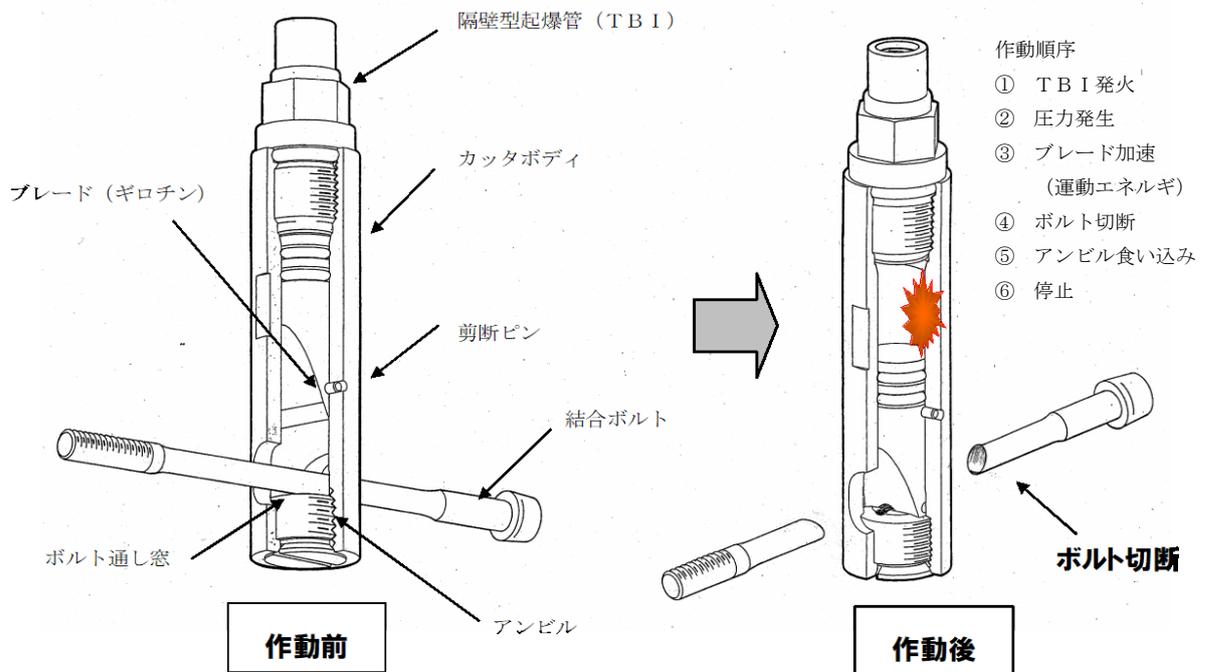


図 F1-2 CA 作動原理

(3) WC (ワイヤカッター : Wire Cutter)

WC は、主に太陽電池パドル展開等に使用されるワイヤ切断用に使用される火工品である。作動圧力源は PC (パワーカートリッジ) で CA と異なり、電気点火である。作動原理は、CA と同一である。WC で切断可能なワイヤ仕様を表 F1-3 に示す。

表 F1-3 WC で切断可能なワイヤ仕様

ワイヤ仕様	Φ 1.92mm 以下のチタン合金棒 (MIL-T-9047G TI-6AL-4V ConditionA)
	Φ 1.92mm 以下の炭素鋼またはステンレス鋼製ワイヤロープ (MIL-W-83420 TYPE I CompositionB 7×19cont または JIS G 3535 A2号 7×7)

(4) PC (パワーカートリッジ : Power Cartridge)

電気信号によりより作動し、燃焼ガスを発生し、SN (分離ナット) 本体、WC (ワイヤカッター本体、火工品バルブ等) を作動させる機能を有する。

衛星用の PC として、PC-120S、PC-150S、PC-180S がある。

(5) TBI (隔壁型起爆管 : Through Bulkhead Initiator)

SCDF (高密封型導爆線) 等の爆轟エネルギーによって起爆されて CA 等を作動させ、起爆後は気密保持を行う機能を有する。衛星で使用される TBI の種類は TBI-CA、TBI-II の 2 種類である。

(6) SCDF (高密封型導爆線 : Shielded Confined Detonating Fuse)

ID (鈍感型起爆管) または、SCDF 自身の爆轟エネルギーによって起爆され、爆轟速度 6000m/sec 以上の速度で爆轟エネルギーを次段階の火工品へ伝達する機能を有する。

SCDF は衛星付近での使用を考慮して伝爆時のガスリークをなくしたものである。衛星では TBI への伝爆に使用される。

(7) ID (鈍感型起爆管 : Insensitive Detonator)

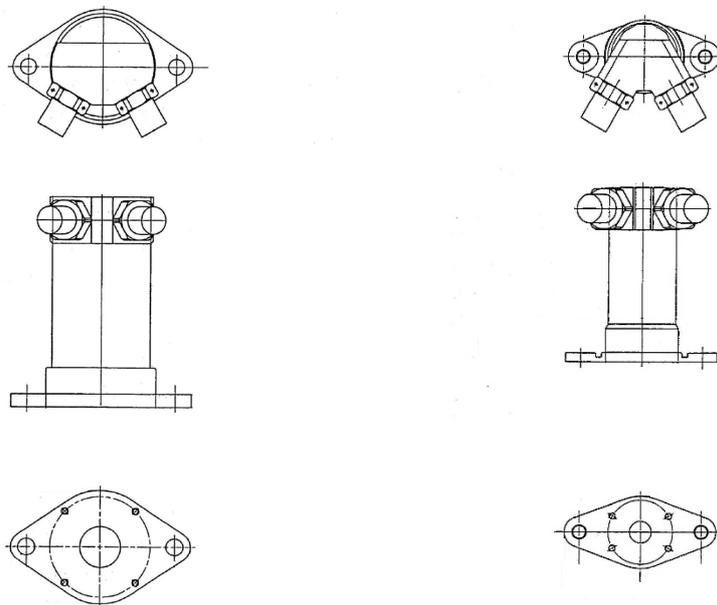
電気信号の入力により作動して燃焼を爆轟に遷移させ、伝爆ブロックを介して接続される SCDF を起爆する機能を有する。

F-2 衛星で使用されている火工品の種類

衛星では主に衛星分離、太陽電池パドルやアンテナ等展開用として火工品が使用される。
衛星で使用されている火工品の種類を表 F2-1 に示す。

表 F2-1 火工品の種類

名称	用途	概要図
SN- I (S)	衛星分離、太陽電池パドル・アンテナ展開用	図 F2-1
SN- II (S)	衛星分離、太陽電池パドル・アンテナ展開用	図 F2-2
CA	衛星分離、太陽電池パドル・アンテナ展開用	図 F2-3
CA- II	衛星分離用	図 F2-4
WC (S)	ワイヤ切断用	図 F2-5
PC-120 (S)	WC 作動用	図 F2-6
PC-180 (S)	SN- I 作動用	
PC-150 (S)	SN- II 作動用	
TBI-CA	CA 作動用	図 F2-3 及び 図 F2-7
TBI- II	CA- II 作動用	図 F2-4 及び 図 F2-7
SCDF	TBI 作動用	図 F2-8
ID	SCDF 点火用	図 F2-9



パワー・カートリッジ (PC) 取付時の状態を示す。

図 F2-1 SN- I (S) 概要

図 F2-2 SN- II (S) 概要

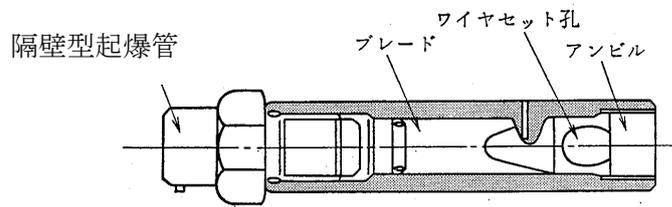
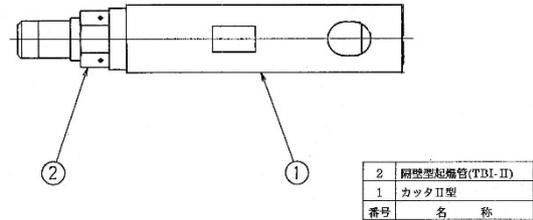
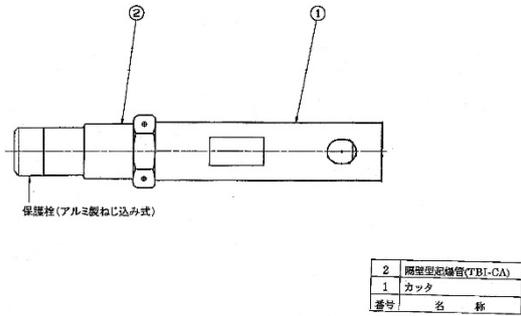
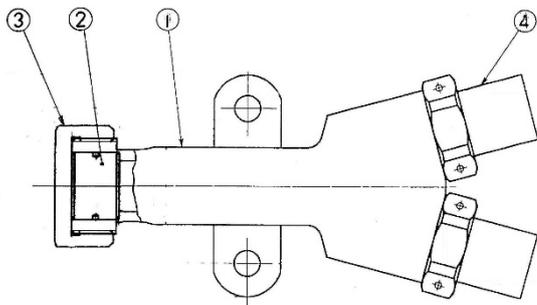
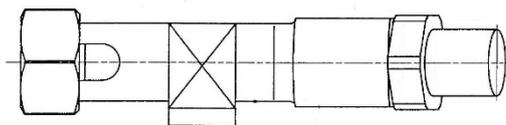


図 F2-3 CA 概要

図 F2-4 CA-II 概要



パワー・カートリッジ (PC) 取付時の状態を示す。



4	パワー・カートリッジ
3	アンビルキャップ
2	アンビル
1	WC (S)
番号	名称

図 F2-5 WCA (S) 概要

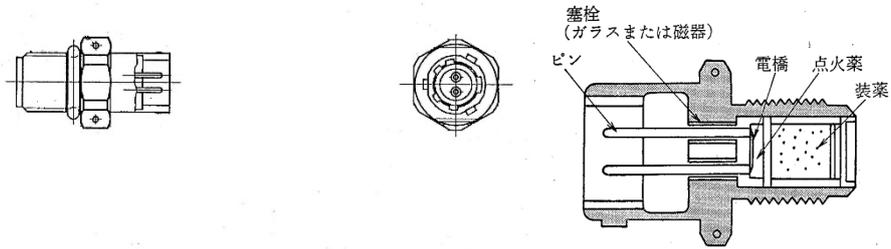


図 F2-6 PC 概要図

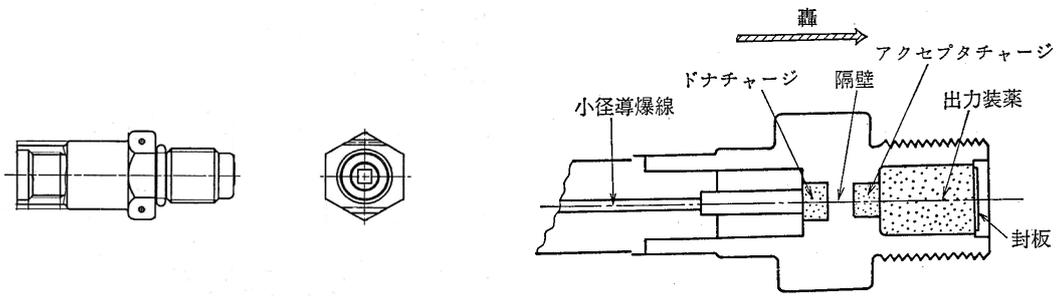


図 F2-7 TBI 概要図

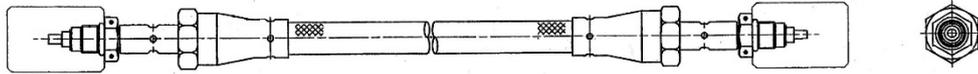


図 F2-8 SCDF 概要



図 F2-9 ID 概要

F-3 火工品取扱い上の注意

火工品に関わる作業は火薬類取締法等の法令を遵守する必要があるため、取扱いは指名された有資格者が行う必要がある。従って火工品取扱い作業に直接関係しない者は火工品取扱い場所に立ち入らないことが重要である。万一立ち入る場合は、下記の注意事項を遵守すること。

また、火工品取扱いに当たってはセパレーションナットのボルト挿入深さの規定等、取扱説明書通りに取り扱わないと正常に作動しないため、火工品ごとに付属している取扱説明書に従うこと。

一般心得

- (1) 関係者以外は、火工品取扱い場所に近づかないこと。
- (2) 火工品取扱い作業は作業責任者の指示に従い、必要最小限の人数で行うこと。
- (3) 火気を使用しないこと。また、ライター等発火しやすい物を持ち込まないこと。
- (4) 静電気を発生させない衣類を着用し、リストスタット、静電靴により接地を行うこと。
- (5) 作業場所に不必要な火薬類を置かないこと
- (6) 火薬類の改造又は分解をしないこと。
- (7) また、作業場所ごとに火工品取扱いのルールが定められている場合は、そのルールに従うこと。

取扱い時の注意事項

- (1) 火工品取扱い作業は、指定された作業場所で行うこと。
- (2) 作業室には、定められている定員以上の人数を入れないこと。
- (3) 作業室に入る場合は、必ずアース板に触れること。
- (4) 火工品取扱い作業中は、できるだけ接地をしておくこと、また、作業室内で電熱又は電動器具を使用してはならない。
- (5) 電気発火方式火工品は、取付け前に導通、絶縁点検を行うこと。その際は定められた試験装置を使用し、回路に流れる電流が **10mA** 以下であることを確認してから行うこと。
- (6) 電気発火方式火工品結線作業等取扱いを行う場合は、作業前にアース板に触れると同時にリストスタット、静電靴等を使用し、静電気対策を行うこと。
- (7) 電気発火方式火工品のファラデイ・キャップは結線直前まで火工品に取付けておくこと。また、リード線がある場合は、リード線末端は結線するまでは短絡して絶縁被服しておき、リード線は束ねて固定しておくこと。
- (8) 落雷の恐れのある場合は火薬類取扱い作業を中止し、接地線を外し、退避すること。
- (9) 火薬類に摩擦、衝撃を与えないこと。

<Appendix. G> 動電型加振機による衝撃試験

G-1 動電型加振機による衝撃試験の特徴

動電型加振機による衝撃試験は、規定された衝撃環境条件（SRS）を満たすように両側振幅の周期的な加振波形を生成して衝撃荷重を負荷する試験方法や、半正弦波等の片側振幅のパルス波形で規定された衝撃環境条件を満たすように衝撃荷重を負荷する試験方法等、多様な試験方法に対応できる。

通常、人工衛星の衝撃試験では、SRS で衝撃環境条件が規定される場合が多いため、以下では、主に周期的な衝撃加振波形による試験方法について示し、参考として G-4 にパルス加振波形による試験方法について示す。

G-2 周期的な加振波形による衝撃試験方法

(1) 試験実施方法

動電型加振機を使用して衝撃環境条件（SRS）を満たすように衝撃荷重を負荷する試験方法は、一般的に以下のような方法で行われる。

- ① 制御ソフトウェアに規定の衝撃環境条件（SRS）を入力する。
- ② 制御ソフトウェアで①の環境条件を満たすような周期的な衝撃加振波形を生成する。
- ② ②で生成した衝撃加振波形で加振を行う。

衝撃環境条件（SRS）は、制御ソフトウェアの設定値を変更することで折れ点周波数と折れ点周波数までの勾配を一定の範囲内で調整することができる。また、同一の衝撃環境条件を満たすパルス加振波形による試験方法（G-4 参照）と比較すると、負荷時間が長く衝撃加振波形の最大加速度が小さくなる傾向にある。

制御ソフトウェアで生成される周期的な衝撃加振波形はトランジェント波の重ね合わせで構成され、その計算方法には Wavelet 解析を用いる方法等がある。

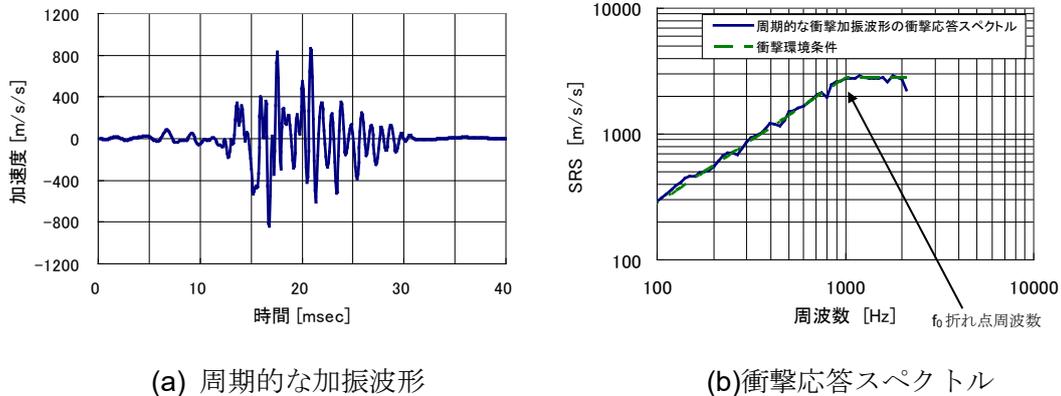
なお、制御ソフトウェアによって計算方法等が異なるため、同一の衝撃環境条件であっても生成される衝撃加振波形は異なる。

加振制御は、複数回の低レベル予備加振を行い加振系の伝達関数を取得し、加振機への駆動信号を最適化することで精度よく規定レベルを印加することが可能である。

図 G2-1 に衝撃環境条件（SRS）をもとに生成した周期的な加振波形と、その加振波形で加振した結果、得られた衝撃応答スペクトルの一例を示す。

同図は、筑波宇宙センター所有の 18 トン振動試験設備で作成した加振波形であり、設備の仕様によって衝撃応答スペクトルの上限周波数が 2000Hz となっている。

このデータから、規定の衝撃環境条件に対して非常に精度よく衝撃負荷を印加できていることが分かる。



(a) 周期的な加振波形

(b) 衝撃応答スペクトル

図 G2-1 周期的な加振波形とその衝撃応答スペクトルの一例

(2) 動電型加振機による試験の長所と短所

動電型加振機による試験の長所と短所を以下に示す。

長所

- 1) 低レベルの予備加振を行うことで、非常に精度よく再現性の良い試験を行うことができる。
- 2) 加振面の異なる計測点における加速度応答のバラツキ (加速度分布) が小さい。
- 3) 加振方向を指定し治具自体を加振するため、ハンマリング試験や落下試験と比べてクロストークが小さい。
- 4) 一定の範囲で折れ点周波数及び折れ点周波数までの傾斜を容易に調整することができる。

短所

- 1) 負荷が可能な最大加速度と周波数範囲が設備の仕様によって制限される。
 - ・ 最大加速度 A_{max} は式(G2-1)で計算されるため、加振機の最大加振力 F 、可動部質量 M_1 及び被試験物質量 M_2 (治具質量含む) の制限をうける。

$$A_{max} = \frac{F}{M_1 + M_2} \quad (G2-1)$$

- ・ 最大加速度 A_{max} は、(G2-1)式の制限に加え、振動試験設備可動部機構の設計仕様 (構造上の強度・剛性等) にも制約される (例えば、筑波宇宙センターの所有する 18 トン振動試験設備では $A_{max} = 1000[m/s^2]$)。

- ・最大周波数 f_{max} は、振動試験設備可動部機構の設計仕様（共振周波数・アンプのフィルター特性）に制約される（例えば、筑波宇宙センターの所有する 18 トン振動試験設備では $f_{max} = 2000[\text{Hz}]$ ）。
- 2) 負荷が可能な加振波形は、低周波数帯の最大速度と最大変位の制限をうける。
- 3) 通常加振機の剛性は高いため機器の主要な共振周波数における動吸振器効果が現れない可能性があり、これらの周波数における過負荷が発生する。

(3) 標準的な衝撃試験手順

図 G2-2 に標準的な衝撃試験手順を示す。

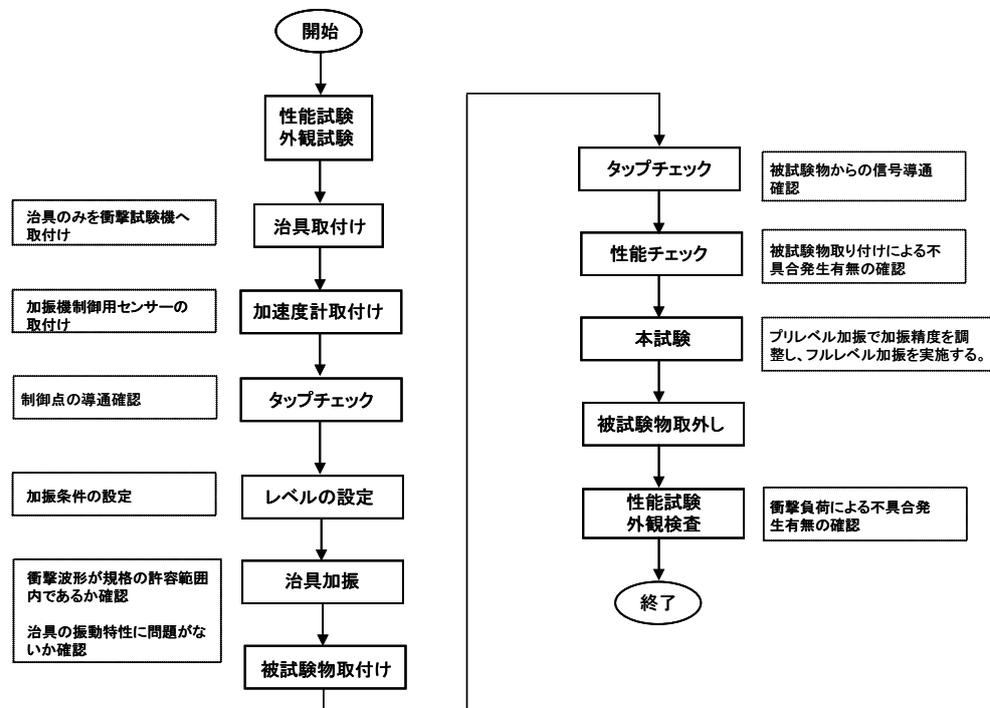


図 G2-2 標準的な衝撃試験手順

G-3 動電型加振機設備による衝撃試験結果の一例

動電型加振機設備による衝撃試験の一例として、宇宙航空研究開発機構筑波宇宙センターが所有する 18 トン振動試験設備を用いた衝撃試験について紹介する。以下に示す結果は、鉛直方向に衝撃力を負荷した結果である。

(1) システム構成

18 トン振動試験設備のシステム系統図を図 G3-1 に示す。システム構成の詳細は [G-1] に示す。

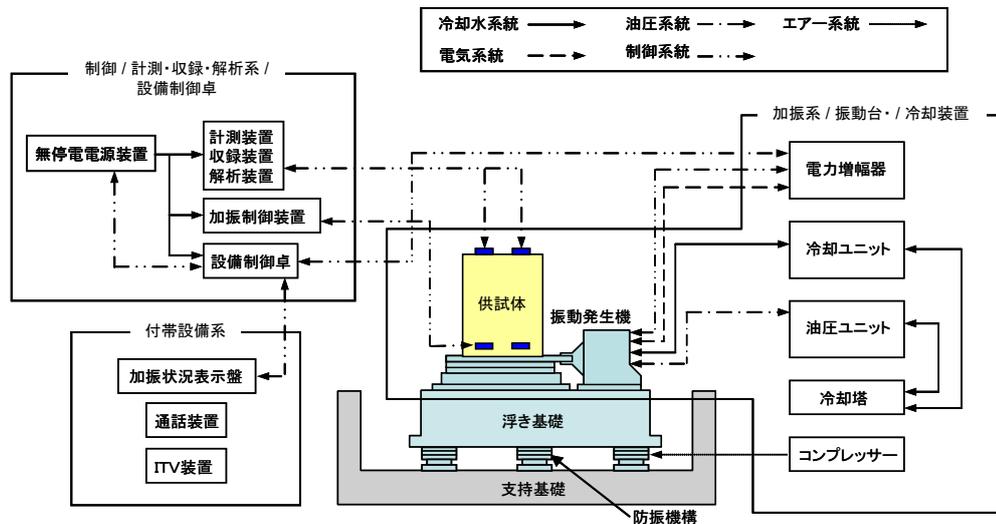


図 G3-1 システム系統図

(2) 設備の仕様

18 トン振動試験設備における衝撃試験の最大加振力は、353.0kN である。最大加速度 A_{max} は、可動部質量 M_1 及び被試験物質量 M_2 を用いて式(G2-1)で求まる。その上限値は可動部機構の設計仕様（構造上の強度・剛性等）により $A_{max} = 1000[m/s^2]$ である。また、最大周波数は可動部機構の設計仕様（共振周波数）により $f_{max} = 2000[Hz]$ である。表 G3-1 に 18 トン振動試験設備の仕様を示す。

表 G3-1 18 トン振動試験設備の仕様

	垂直単体	垂直振動台		水平振動台	
振動台名称	—	AST-116V	AST-210VDM	AST-119HFS	AST-114HS
可動部質量	123 kg	636 kg	355 kg	568 kg	548 kg
最大搭載質量	1000 kg	2000 kg	768 kg	2000 kg	2000 kg
最低次固有振動数	1700 Hz	580 Hz	1000 Hz	570 Hz	680 Hz
加振周波数範囲	5~2000 Hz	5~300 Hz	5~2000 Hz	5~300 Hz	5~2000 Hz

(3) 加振可能な衝撃環境条件

18 トン振動試験設備で加振可能な衝撃環境条件を表 G3-2 及び図 G3-2 に示す。同表は可動部質量の上限値を 355kg に設定した際の値である。なお、海外では最大加速度 $A_{max} = 6000 \text{ [m/s}^2\text{]}$ 、最大周波数 $f_{max} > 2000\text{[Hz]}$ の加振が可能な動電型加振機もあり、この場合衝撃環境条件の折れ点 SRS は数万 m/s^2 になると考えられる。

表 G3-2 18 トン振動試験設備で加振可能な衝撃環境条件

衝撃試験法	衝撃環境条件		
	折れ点周波数	折れ点 SRS	勾配
周期的な加振波形による試験	1000 Hz	2800 m/s/s	6~14 dB/OCT

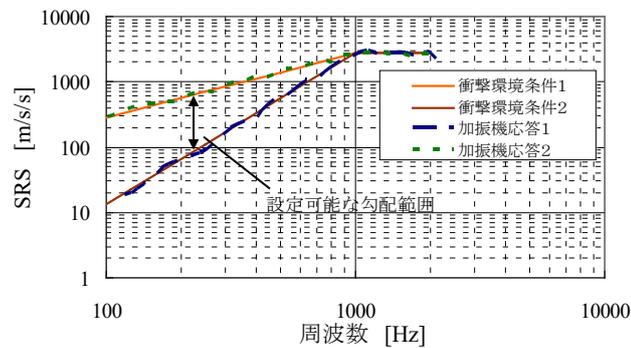


図 G3-2 18 トン振動試験設備で加振可能な衝撃環境条件

(4) 加振性能

18 トン振動試験設備による衝撃試験（周期的な加振波形による衝撃試験）の加振性能の一覧を表 G3-3 に示す。表に示す値は、可動部質量と加振波形を変化させた合計 18 回の衝撃試験結果から導いた値である。

表 G3-3 18 トン振動試験設備の加振性能一覧

衝撃試験法	加振性能の比較		
	加振精度*1 [dB]	空間バラツキ*2 [dB]	クロストーク*3 [dB]
周期的な加振波形による試験	±2	0.7	-10 以下 (<1000Hz) 0 以下 (1000~2000Hz)

※1：加振精度は、目標とする衝撃応答スペクトルと実際の加振機で計測された衝撃応答スペクトルとの比で示している。式(G3-1)に計算式を示す。

$$E = 20\log\left(\frac{SRS_{ctrl}}{SRS_{ref}}\right) \quad (G3-1)$$

SRS_{ref} ：目標とする衝撃応答スペクトル

SRS_{ctrl} ：加振機で計測された衝撃応答スペクトル

※2：空間バラツキは、被試験物を設置する加振面の異なる 5 点で計測された衝撃応答スペクトルの標準偏差に対応する。式(G3-2)に計算式を示す。

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^5 (x_i - x_{avr})^2}, \quad x_i = 20\log(SRS_i), \quad x_{avr} = \frac{1}{N} \sum x_i \quad (G3-2)$$

※3：クロストークは、鉛直方向に加振をした際の水平方向の出力応答を示し、加振面で計測された衝撃応答スペクトルの水平方向成分と鉛直方向成分の比で表している。式(G3-3)に計算式を示す。なお、表に示す値は対応する周波数範囲内で計測されたクロストークの上限値である。

$$E = 20\log\left(\frac{SRS_y}{SRS_z}\right) \quad (G3-3)$$

SRS_y ：水平 y 方向の衝撃応答スペクトル

SRS_z ：鉛直 z 方向の衝撃応答スペクトル

G-4 (参考) パルス加振波形による衝撃試験方法

(1) パルス加振波形の特徴

パルス加振波形による衝撃試験方法で用いる波形は、正弦半波、三角波、矩形波、鋸波等の片側振幅波形がある。図 G4-1 にパルス加振波形の例を示す。

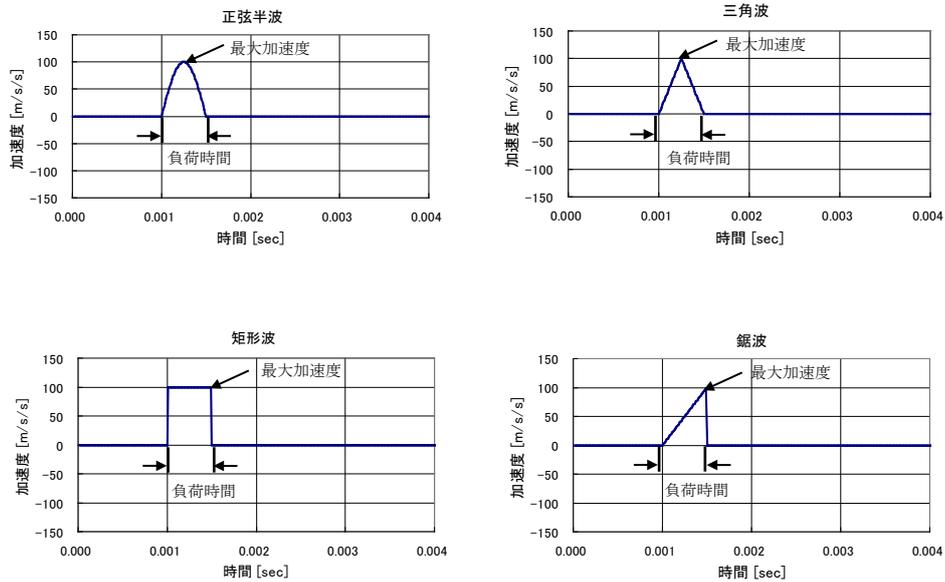


図 G4-1 パルス加振波形の一例

また、図 G4-2 に計算により求めた正弦半波、鋸波、三角波の衝撃応答スペクトルを示す。

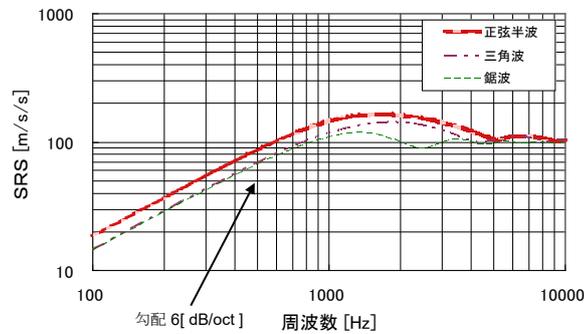
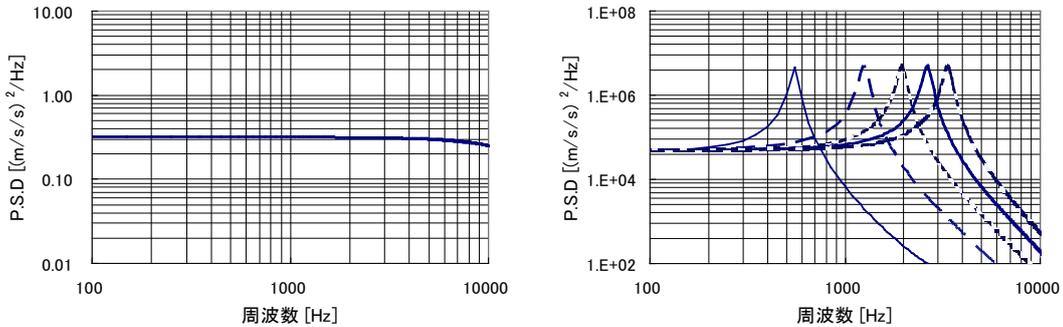


図 G4-2 パルス加振波形の衝撃応答スペクトル（計算値）の一例

図 G4-2 より、パルス加振波形の衝撃応答スペクトルの折れ点周波数は加振波形の種類によって異なる。しかし、折れ点周波数までの勾配はいずれの加振波形でも理論上は 6dB/OCT で一定である。これは、パルス加振波形の場合、そのパワースペクトルが低周波数帯において平坦となる特性を持つためである。

図 G4-3 に正弦半波のパワースペクトルと正弦半波を入力として与えた際の 1 自由度モデル（共振周波数数：500Hz,1200Hz,1900Hz, 2600Hz,3300Hz）の加速度応答パワースペクトルを示す。1 自由度モデルの最大加速度は、図 G4-3(b)に示すパワースペクトルの面積に比例するため、最大加速度は 1 自由度モデルの共振周波数

に比例することになる。従って、入力波形のパワースペクトルが平坦となる周波数帯では、衝撃応答スペクトルは周波数に比例して増大し、その勾配は **6dB/OCT** で一定となる。



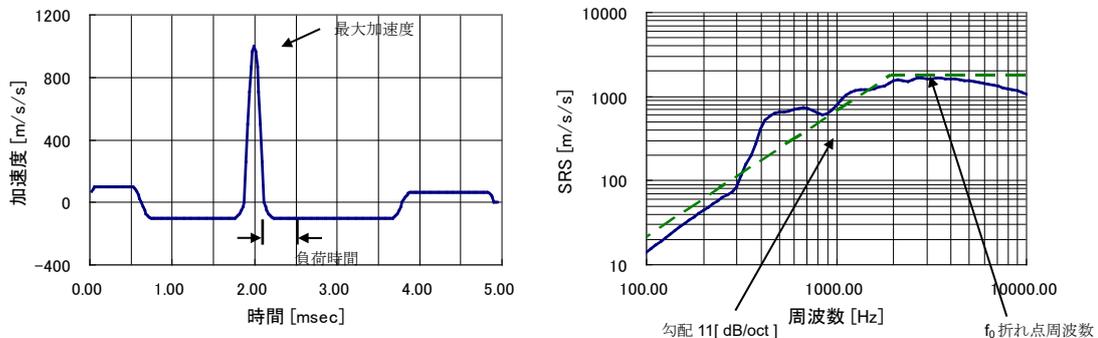
(a) 正弦半波

(b) 1 自由度モデルの応答

図 G4-3 正弦半波と 1 自由度モデルのパワースペクトル

(2) 動電型加振機を使用したパルス加振

図 G4-4 に正弦半波を例にとり、実際の衝撃試験で用いられた加振波形とその衝撃応答スペクトルを示す。



(a) 実際の加振波形

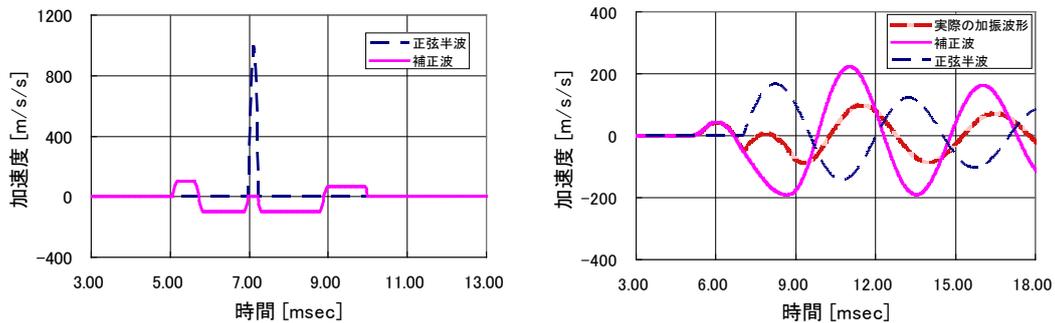
(b) 衝撃応答スペクトル

図 G4-4 動電型加振機による正弦半波の加振波形と衝撃応答スペクトルの一例

図 G4-1 に示した理想的なパルス波形に対し、図 G4-4(a)に示す動電型加振機を用いた実際の加振波形は負側にも加速度を有していることが分かる。

これは、実際の動電型加振機による加振では加振後に加振機の色度と変位をゼロにする必要があるためである。

図 G4-5 に実際の加振波形を理想的な正弦半波と補正波（加振終了時の速度と変位をゼロとするために必要な加振波形）に分けて 1 自由度モデルに与えた結果を示す。



(a) 実際の加振波形

(b) 1自由度モデル (200Hz) の時刻歴波形

図 G4-5 動電型加振機による正弦半波の加振波形と 1 自由度モデルの時刻歴波形

図 G4-5(b)から、実際の加振波形は、理想的な正弦半波が作用したときの応答と補正波が作用したときの応答の線形和として考えることができる。

このとき、理想的な正弦半波と補正波が作用したときの 1 自由度モデルの応答はお互いに打ち消し合うように作用するため、実際の加振波形の **SRS** 値は理想的な正弦半波の **SRS** 値よりも小さくなる。

この影響は衝撃応答スペクトルの低周波数帯で顕著に見られるが、これは、低周波数帯の加速度ほど速度や変位に影響を与え、加振後の速度や変位をゼロにするために生じる補正波の影響を受けやすくなるためである。

そのため折れ点周波数までの勾配は、理想的なパルス加振波形では **6dB/OCT** となるのに対し、実際の加振波形では使用する制御装置のソフトウェア等で決定される加振波形の負側の形状に依存し、必ず **6dB/OCT** よりも大きくなる (図 G4-4 の例では、概ね **11dB/OCT**)。

なお、パルス加振波形による衝撃試験を動電型加振機で行う場合は、最大加速度と負荷時間によって折れ点周波数 (図 G4-4(b)参照) が変化するが、折れ点周波数までの勾配はこれらのパラメータが変わっても変化しない。

G-5 参考文献

- [G-1] “18 トン振動試験設備ユーザーズマニュアル”, 宇宙航空研究開発機構環境試験技術センター, Apr.2010

<Appendix. H> 衝撃試験における衝撃応答のばらつきについて

衝撃試験における衝撃応答のばらつきについて検討した結果を紹介する。

H-1 項において衝撃試験結果を整理し、同一コンフィギュレーションで 2 回の衝撃試験を実施したときの衝撃応答のバラツキ（標準偏差） σ_{test} を求めた。次に、H-2 項においてモンテカルロ法による数値シミュレーションを行い、H-1 項で得られた標準偏差 σ_{test} を補正し、衝撃試験全体の衝撃応答のバラツキを推定した。

H-1 衝撃試験結果の整理

筑波宇宙センターで行われた実衛星 4 機の試験結果を整理した。対象とした衝撃試験は、いずれも同一コンフィギュレーションで 2 回の衝撃試験を行ったものである。衝撃応答の再現性の検討は、1) 近傍環境、2) 中間・遠方環境の 2 つの環境に対して実施した。表 H1-1 に統計処理で用いた衝撃試験データの概要を示す。

表 H1-1 試験データの概要（実衛星 4 機分）

環境	計測点の位置	コンフィギュレーション数 P	計測点数 M
近傍環境	V バンドクランプ取付部	6	32
近傍環境	ボルトカッター取付部	10	54
中間・遠方環境	衛星パネル上 (ボルトカッター取付パネル)	82	611

衝撃試験結果の整理は以下の手順で実施した。

- (1) 同一コンフィギュレーションで実施した 2 回の衝撃試験の結果（SRS 値）を式 (H1-1) を用いて対数スケールに変換する。そして、同一コンフィギュレーション、同一計測点での 2 つの結果の平均値を式 (H1-2) で計算する。以上の計算を全コンフィギュレーションの全計測点で実施する。

$$y_{f_0}^{i,j,k} = 20 \log_{10} \left(SRS_{f_0}^{i,j,k} \right) \quad (\text{H1-1})$$

$$\mu_{f_0}^{i,j} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^2 y_{f_0}^{i,j,k} \quad (\text{H1-2})$$

H-1

i : コンフィギュレーション数 (=1~P)

j : 計測点数 (=1~M)

k : 試験回数 (=1, 2)

$SRS_{f_0}^{i,j,k}$: 周波数 f_0 の SRS 値

- (2) 全コンフィギュレーションの全計測点に対して、平均値からの誤差を以下の式で計算する。誤差 $\delta(y_{f_0}^{i,j})$ のサンプル数は、 $P \times M$ 個となる。図 H1-1 に誤差のイメージ図を示す。

$$\delta(y_{f_0}^{i,j}) = \left| y_{f_0}^{i,j,k} - \mu_{f_0}^{i,j} \right|_{k=1 \text{ or } 2} \quad (\text{H1-3})$$

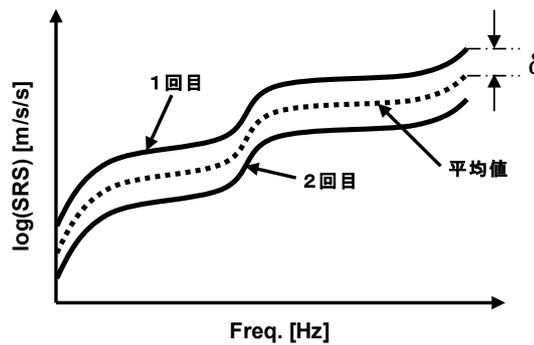


図 H1-1 統計処理のイメージ図

- (3) 上記(2)で求めた 2 回の衝撃試験結果における平均値からのバラツキ（標準偏差 $\sigma_{f_0, test}$ ）を以下の式で計算する。

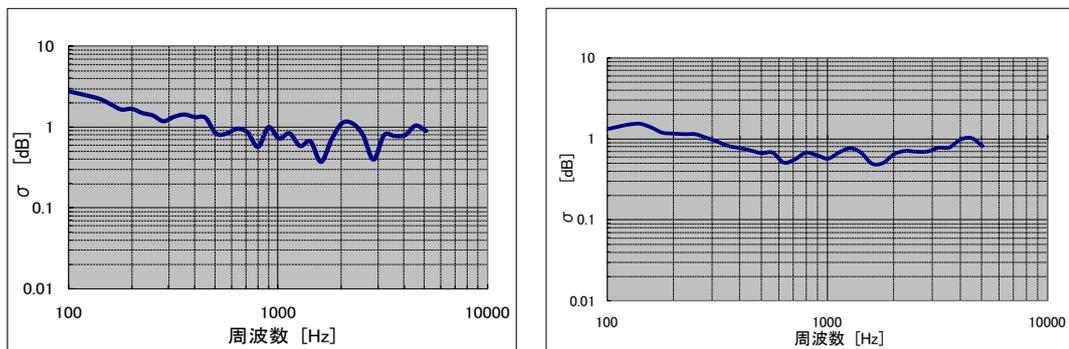
$$\sigma_{f_0, test} = \sqrt{\frac{1}{PM - 1} \sum_{i=1, j=1}^{P, M} [\delta(y_{f_0}^{i,j})]^2} \quad (\text{H1-4})$$

P : コンフィギュレーション数、 M : 計測点数、

なお、本手順では、衝撃試験で得られた全計測データを混合して標準偏差 $\sigma_{f_0, test}$ を求めており、各センサの計測方向（面内・面外方向）は区別していない。

図 H1-2 と図 H1-3 に近傍環境ならびに中間・遠方環境における統計処理の結果を示す。横軸は SRS の周波数を示し、縦軸は式(H1-3)で求まる標準偏差 $\sigma_{f_0, test}$ [dB]を示す。図 H1-2 より、近傍環境については、低周波領域での標準偏差が 1dB 以上となっているものの、高い衝撃応答を示すことが多い 500Hz 程度以上での標準偏差は最大 1dB 程度である。また、図 H1-3 より、中間・遠方環境については全周波数領域において概ね一様な値となっており、その値は最大 1dB 程度である。

以上より、本検討では、衝撃試験において高い衝撃応答を示すことの多い周波数領域（500Hz 程度以上）について着目し、その標準偏差 σ_{test} は周波数に依らず 1.0dB とする。（注： $\sigma_{test} = 1.0\text{dB}$ は、同一コンフィギュレーションで 2 回の衝撃試験を実施したときの同一点の衝撃応答のバラツキである。衝撃試験全体の衝撃応答のバラツキについては、H-2 項において求める。）



(a) V バンドクランプ取付部

(P=6, M=32)

(b) ボルトカッター取付部

(P=10, M=54)

図 H1-2 近傍環境の衝撃応答の再現性

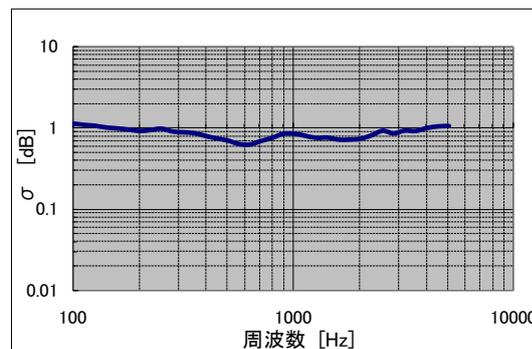


図 H1-3 中間・遠方環境の衝撃応答の再現性 (P=82, M=611)

H-2 衝撃試験全体の衝撃応答のばらつき推定

H-1 項では、同一コンフィギュレーションで 2 回の衝撃試験を行った際の衝撃応答のばらつきを求めた。このとき、衝撃試験全体の衝撃応答のばらつきは未知である。

本項では衝撃試験全体の衝撃応答のばらつきを推定することを目的とし、モンテカルロ法を用いた数値シミュレーションを行った。

モンテカルロ法を用いた数値シミュレーションは、以下の手順で実施した。

- (1) 平均値 $\mu_{sim,p} = 0$ 、標準偏差 $\sigma_{sim,p} = 1.0$ である標準正規分布に従う母集団（図 H2-1）よりランダムに 2 値を抽出し、2 値の平均値を求める。（式(H1-2)に対応）
- (2) 2 値と 2 値平均値との誤差 δ_{sim} を求める。（式(H1-3)に対応）
- (3) 上記(1), (2)を 1E+7 回繰り返し、サンプル数：1E+7 個の誤差 δ_{sim} を求める。
- (4) サンプル数：1E+7 個の誤差 δ_{sim} の標準偏差 σ_{sim} を求める。（式(H1-4)に対応）

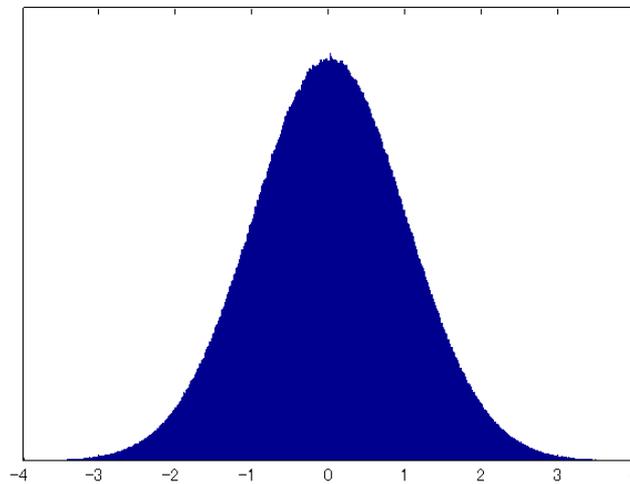


図 H2-1 平均値 $\mu_{sim,p} = 0$ 、標準偏差 $\sigma_{sim,p} = 1.0$ である標準正規分に従う母集団

数値シミュレーションの結果、誤差 δ_{sim} は平均値 $\mu_{sim} = 0$ 、標準偏差 $\sigma_{sim} = 0.707$ の標準正規分布に従うことがわかった（図 H2-2）。

数値シミュレーションでの母集団の標準偏差 $\sigma_{sim,p} = 1.0[\text{dB}]$ （H-1 項）と誤差 δ_{sim} の標準偏差 $\sigma_{sim} = 0.707$ の関係より、衝撃試験全体の衝撃応答の標準偏差 $\sigma_{test,p}$ は次式で推定される。

$$\frac{\sigma_{test}}{\sigma_{test,p}} = \frac{\sigma_{sim}}{\sigma_{sim,p}} \quad (\text{H2-1})$$

$$\begin{aligned} \sigma_{test,p} &= \sigma_{test} \times \frac{\sigma_{sim,p}}{\sigma_{sim}} \\ &= 1.0 [\text{dB}] \times \frac{1.0}{0.707} \\ &= 1.414[\text{dB}] \end{aligned} \quad (\text{H2-2})$$

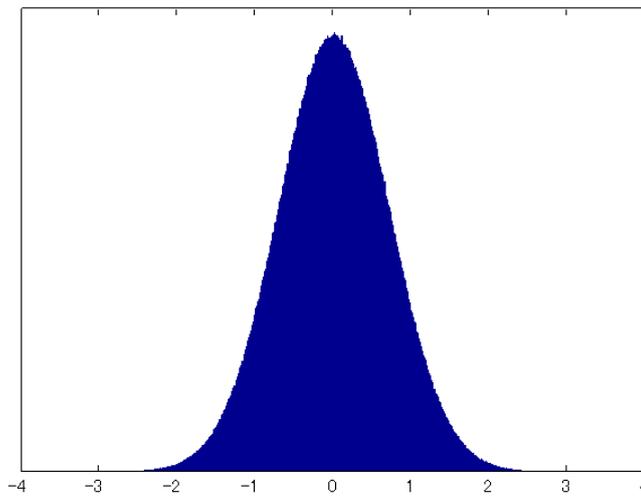


図 H2-2 母集団からランダムに抽出した 2 値と 2 値平均値との誤差 δ_{sim} の分布
（平均値 $\mu_{sim} = 0$ 、標準偏差 $\sigma_{sim} = 0.707$ ）

<Appendix. J> Vバンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法

Vバンドクランプ衝撃源直近の簡易応答解析法は、宇宙機をロケットから分離する際に宇宙機インターフェース部に負荷する衝撃環境を簡易的に予測する方法である。以下では、簡易応答解析法モデル化の仮定、及び簡易応答解析法を用いてVバンドクランプ衝撃源直近の衝撃環境条件を計算するプロセスについて示す。そして、実衛星4機のVバンドクランプ分離衝撃試験に対し、簡易応答解析法を適用した例を紹介する。

J-1 簡易応答解析モデル化の仮定

簡易応答解析法では、以下の条件を仮定してモデル化する。

- (1) 衛星リング上のVバンドクランプ締付け部を解析対象とし、図J1-1に示すように断面積一様な円環リング構造と仮定する。また、衛星リングとPAF側リングとの剛性が等しく、Vバンドクランプの締結力が両者に均等に負荷されると仮定する。なお、モデル化にあたって衛星リング上部及びPAF下部の円筒部の影響は無視している。

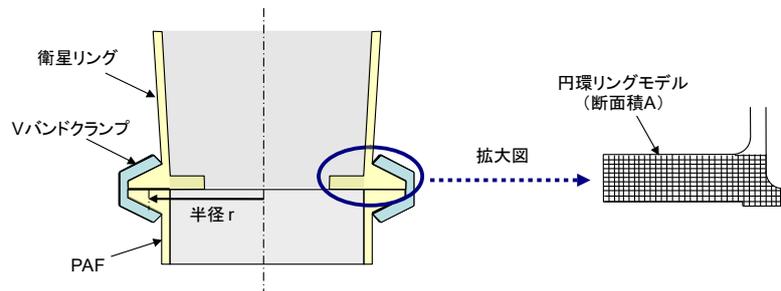


図 J1-1 円環リングの断面積の対応部分

- (2) Vバンドクランプ締付け部（円環リング部）について、衛星リング側とPAF側の構造パラメータは同一である。
- (3) Vバンドクランプを締結する箇所は2箇所（90°及び270°）とする（図J1-2）。このとき、衛星リング円周方向の荷重分布は次式で得られる【J-1】。なお、式(J1-1)中の T_0 はVバンドクランプの締結力を、 $P(\theta)$ は衛星リングのみの荷重分布を示す。

$$P(\theta) = \begin{cases} \frac{T_0}{a} \exp\left[\frac{\mu(\beta_1 - \theta)}{\sin \alpha}\right] & (0 \leq \theta < \pi) \\ \frac{T_0}{a} \exp\left[\frac{\mu(\beta_2 - \theta)}{\sin \alpha}\right] & (\pi \leq \theta < 2\pi) \end{cases} \quad (\text{J1-1})$$

(※記号が表わすパラメータについては表 J2-1 参照)

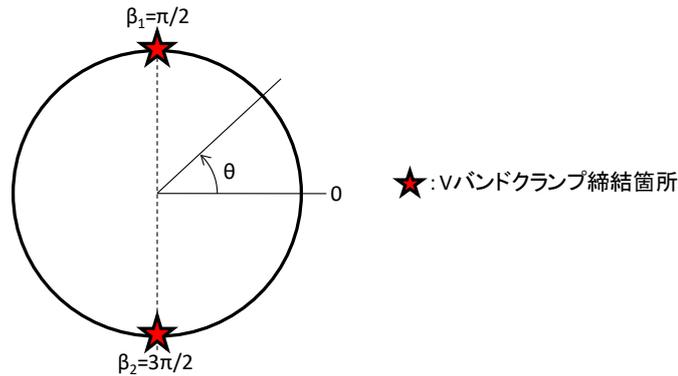


図 J1-2 Vバンドクランプ締結箇所

- (4) 円環リングの振動をモード座標系に射影して解析する。円環リングのモードは円環伸縮モード及び円環曲げモードからなる。これらのモードの固有角振動数 ω および固有振動モード形状 ϕ は次式で求められる。

$$\text{円環伸縮モード：} \begin{cases} \omega_k = \sqrt{\frac{E(1 + (k - 1)^2)}{\rho a^2}} \\ \phi_k(\theta) = \cos((k - 1)\theta + \lambda_k) \end{cases} \quad (\text{J1-2})$$

$$\text{円環曲げモード：} \begin{cases} \omega_k = \sqrt{\frac{EIk^2(1 - k^2)^2}{\rho Aa^4(1 + k^2)}} \\ \phi_k(\theta) = \cos(k\theta + \lambda_k) \end{cases} \quad (\text{J1-3})$$

(※記号が表わすパラメータについては表 J2-1 参照)

ここで、円環伸縮及び円環曲げの固有振動モード形状を、図 J1-3 に示す円環リング上の座標 (r, θ) を用いて表す。円環リングの半径を r 、接線方向変位を w 、半径方向変位を u すると、これらの間には $u = -rw$ の関係が成り立つ。

図 J1-4 及び図 J1-5 に、円環伸縮及び円環曲げ 1~4 次モードの接線方向及び半径方向の変位を、横軸を θ として示す。これらの図に示す通り、円環伸縮モードは接線方向（面内方向）に、円環曲げモードは半径方向（面外方向）に変位を生じ、モード次数が大きくなるにつれて節と腹の数が増える。また、図 J1-6 に、円環リングを上面から見た場合の固有振動モード形状を示す。この図に示す通り、円環伸縮 1 次モードは全周に同一の変位を生じる膨張収縮モードである。

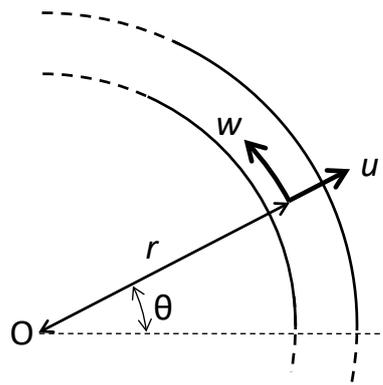


図 J1-3 円環リング上の座標

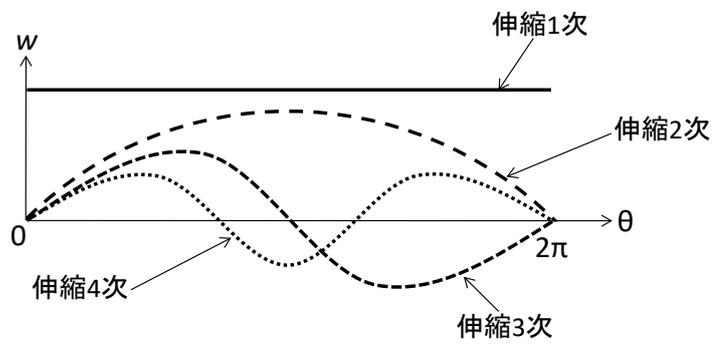


図 J1-4 円環伸縮の固有振動モード形状 (1~4 次)

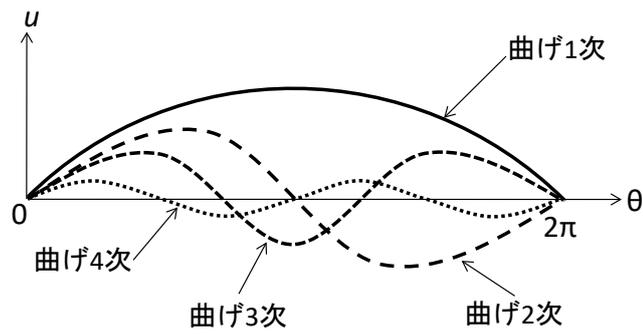
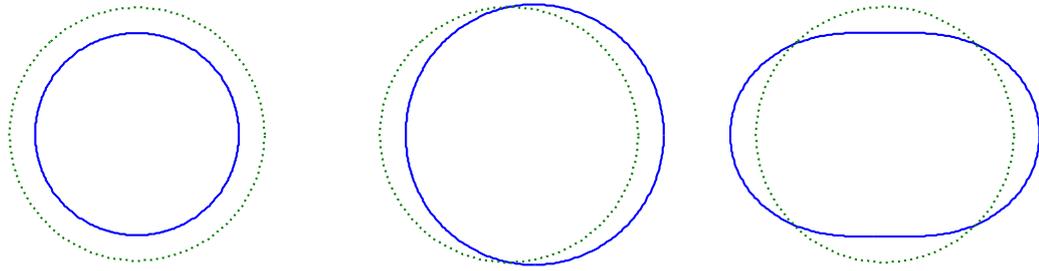


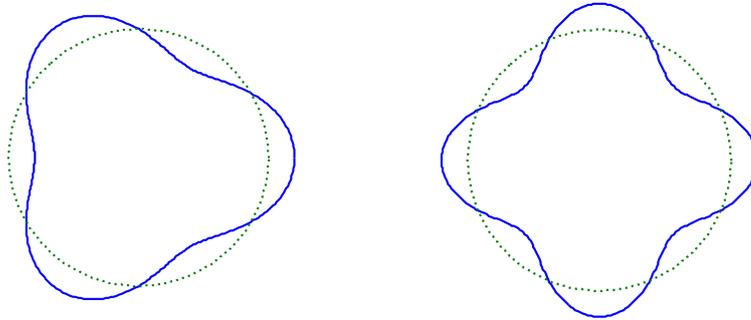
図 J1-5 円環曲げの固有振動モード形状 (1~4 次)



(a) 伸縮 1 次

(b) 伸縮 2 次、曲げ 1 次

(c) 伸縮 3 次、曲げ 2 次



(d) 伸縮 4 次、曲げ 3 次

(e) 曲げ 4 次

図 J1-6 固有振動モード形状 (1~4 次、円環リングを上面から見た図)

また、モード座標系の振動方程式は次式となる。

$$\ddot{q}_k(t) + 2\zeta_k\omega_k\dot{q}_k(t) + \omega_k^2q_k(t) = F_k(t) \quad (\text{J1-4})$$

$$\left[\begin{array}{ll} q_k(t) : k \text{ 次モード変位} & \zeta_k : k \text{ 次モード減衰比} \\ F_k(t) : k \text{ 次モード加振力[N]} & \end{array} \right]$$

(5) V バンドクランプの締結力解放は瞬時に行われる (次式)。

$$F_k(t) = \begin{cases} F_{k,0} & (0 < t < t_r) \\ 0 & (t_r \leq t) \end{cases} \quad (\text{J1-5})$$

ここで、 $F_k(t)$ は k 次モード加振力であり、式(J1-4)右辺と同一である。また、 $F_{k,0}$ は次式で求められる。

$$F_{k,0} = \frac{a}{\sqrt{m_k}} \int_0^{2\pi} P(\theta)\phi_k(\theta)d\theta \tag{J1-6}$$

$$m_k = \rho A a \int_0^{2\pi} \phi_k^2(\theta)d\theta \tag{J1-7}$$

- (6) 上記(4)に示した多自由度振動系について、円環リングの振動を円環伸縮 1 次モード（膨張収縮モード）で近似する。

図 J1-7 に、式(J1-6)より得られるモード加振力の一例を示す。円環伸縮 1 次のモード加振力は他のモード加振力より 20dB 以上大きく、円環伸縮 1 次モードが最も励起されることが分かる。

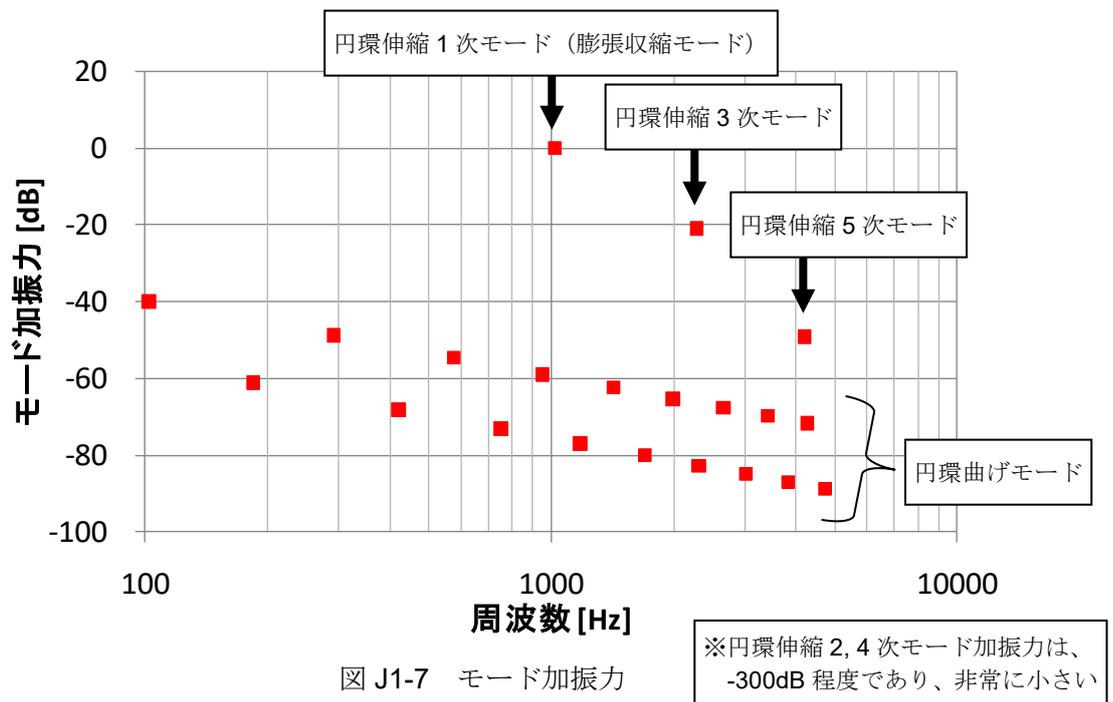


図 J1-7 モード加振力

次に、図 J1-8 に多自由度モデルで得られた衝撃応答解析結果を示す。横軸は円環伸縮 1 次モードの共振周波数、縦軸は SRS の最大値で正規化して示す。図 J1-8 より、周波数-SRS 曲線の最大値は円環伸縮 1 次モードの共振周波数に該当する。よって、衝撃応答の最大値を求める際には、円環リングの振動を円環伸縮 1 次モード（膨張収縮モード）で近似することは妥当であると考えられる。

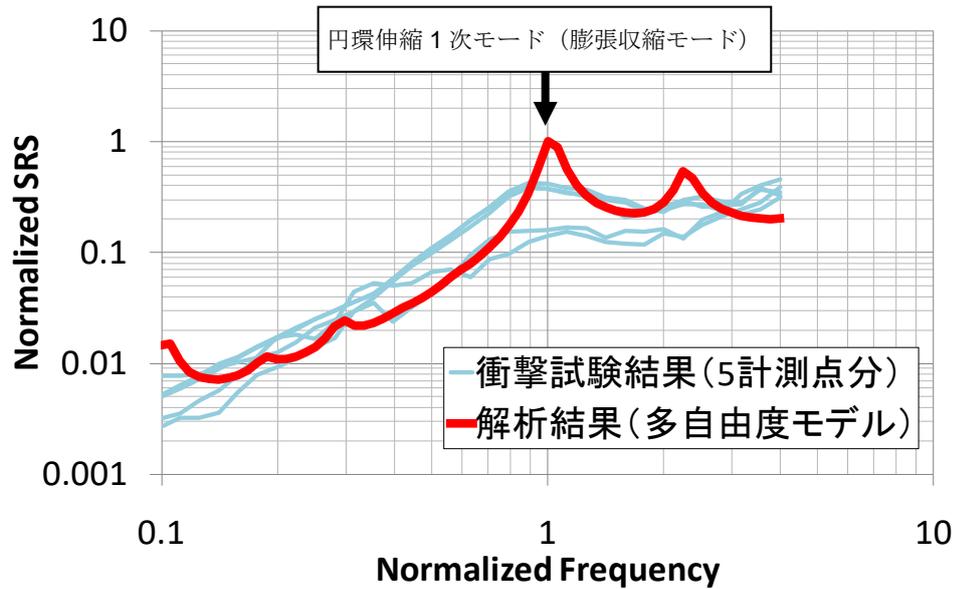


図 J1-8 多自由度モデルによる衝撃応答解析結果

J-2 簡易応答解析法の計算プロセス

簡易応答解析法は、Vバンドクランプ衝撃源直近の複雑な衝撃応答を円環伸縮 1 次モード（膨張収縮モード）で近似して解析を行う。以下に、簡易応答解析法の計算プロセスを示す。

(1) 解析パラメータの準備

簡易応答解析法を適用するにあたって必要となる解析パラメータを準備する。

表 J2-1 に必要となる解析パラメータを示す。

パラメータ	記号	単位
半径 ^{*1}	a	[m]
断面積 ^{*1}	A	[m ²]
衛星リング	ヤング率	E
	密度	ρ
	減衰比 ^{*2}	ζ
Vバンドクランプ	初期締結力	T_0
	V形状断面の角度	α
Vバンドー衛星リング間	摩擦係数	μ

^{*1} 図 J1-1 を参照。 ^{*2} 6%～9%の値をとる場合が多い（参考文献[J4-2]）。

(2) 衛星リング円周方向の荷重分布

式(J1-1)より、Vバンドクランプ締結による円周方向の荷重分布 $P(\theta)$ を求める。

(3) 膨張収縮モードの固有角振動数および固有振動モード形状

式(J1-2)及び式(J1-3)より、膨張収縮モードの固有角振動数および振動モード形状を求める。

(4) 膨張収縮モードに対する加振力

式(J1-5)～式(J1-7)より、膨張収縮モードに対する加振力（時系列）を求める。

(5) 過渡応答解析

1 自由度振動系の応答を、デュアメル積分（Duhamel Integration）を用いた過渡応答解析によって求める。減衰を考慮したデュアメル積分は次式で定義される。

$$q(t) = \frac{1}{m\omega_d} \int_0^t e^{-\zeta\omega(t-\tau)} \sin \omega_d(t-\tau) F(\tau) d\tau \quad (\text{J2-1})$$

ここで、 $\omega_d = \omega\sqrt{1-\zeta^2}$ であり、上式で得られる変位 $q(t)$ を時間微分することにより、速度 $\dot{q}(t)$ 及び加速度 $\ddot{q}(t)$ を得る（次式）。

$$\dot{q}(t) = \frac{dq(t)}{dt} \quad (\text{J2-2})$$

$$\ddot{q}(t) = \frac{d\dot{q}(t)}{dt} \quad (\text{J2-3})$$

(6) 折れ点 SRS の計算

式(J2-3)で求めた膨張収縮モードの加速度を SRS 値に近似変換する（次式）。

$$SRS_{sim} \approx \max\{|\ddot{q}(t)|\} \times Q \quad (\text{J2-4})$$

なお、上式の近似変換によって生じる SRS 値の誤差は 0.1dB 以下であり、無視できる。

(7) 衝撃環境条件の折れ点の計算

式(J2-4)で求めた折れ点 SRS を対数スケールに変換し、包絡マーヅンを加える（式(J2-5)）。式中に示す μ_{sim} は実衛星の衝撃試験（8 回分）との比較により統計的

に求めた解析結果 SRS_{sim} と試験結果の誤差の平均値、 σ は解析結果 SRS_{sim} と試験結果の誤差のばらつき及び試験結果の各計測点のばらつきを意味し、これらの値を表 J2-2 に示す [J-2]。また、 k は統計的な上限値 (P95/50 もしくは P99/90) を算出する際の定数であり、その値を表 J2-3 に示す。

式(J2-5)の計算結果を線形スケールに変換することで衝撃環境条件の折れ点加速度を求める。

$$20\log_{10}(SRS_{spec}) = 20\log_{10}(SRS_{sim}) + \mu_{sim} + k\sigma \quad (J2-5)$$

表 J2-2 μ_{sim} および σ

μ_{sim}	σ
-3.34	3.58

表 J2-3 係数 k

P95/50	P99/90
1.64	2.33

(8) 衝撃環境条件の設定

(7)で求めた衝撃環境条件の折れ点を基準として、図 J2-1 に示すように、2本の直線を引くことで衝撃環境条件を設定する。一般には、折れ点周波数より低い周波数帯では、6dB/OCT~9dB/OCTの間で勾配を設定する。

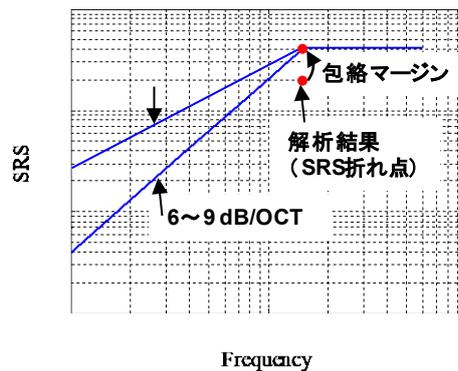


図 J2-1 衝撃環境条件の設定例

J-3 適用例の紹介

図 J3-1、図 J3-2 に、簡易応答解析法を用いて実衛星の V バンドクランプ衝撃源直近の衝撃環境条件を求めた例を示す。

図 J3-1 は、V バンドクランプの締付力を 2 段階に変化させて衝撃試験を実施した結果である。図 J3-2 は衛星分離部の構造特性が異なる実衛星 3 機の衝撃試験結果である。図の解析結果は、包絡マーシンの値として P95/50 の値を用いており、折れ点周波数より低い周波数帯では 9dB/OCT の勾配を設定した。また、表 J2-1 中の V バンドー衛星リング間の摩擦係数は 0 としている。なお、図の縦軸と横軸は、解析で得られた折れ点の値で縦軸・横軸ともに正規化している。

これらの図より、簡易応答解析法で求めた衝撃環境条件は、V バンドクランプ締結力及び衛星分離部の構造特性の違いに関係なく、衝撃試験結果を良い精度で包絡している。また、折れ点周波数より低い周波数帯の SRS の勾配も概ね 9dB/OCT に近い結果となっている。なお、同図 (a) で一部の高周波領域において予測結果を逸脱しているが、全体的によく包絡している。

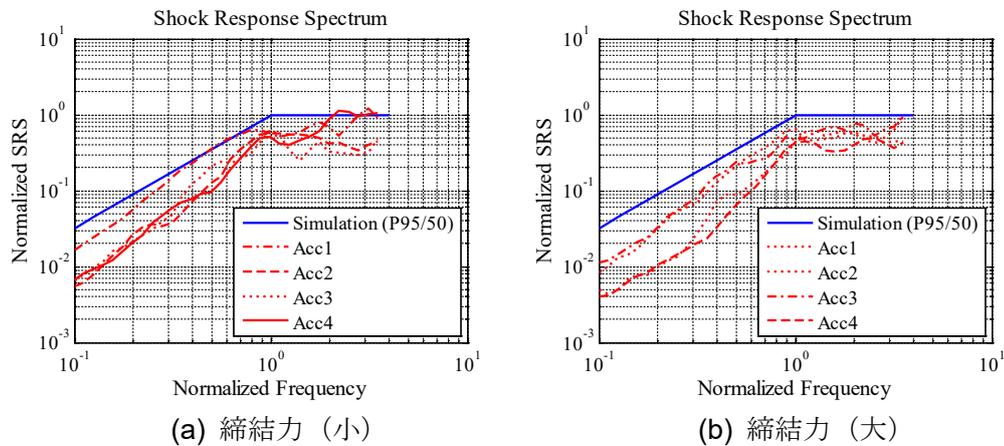


図 J3-1 締結力を変化させた際の衝撃環境条件の解析結果 (衛星 1)

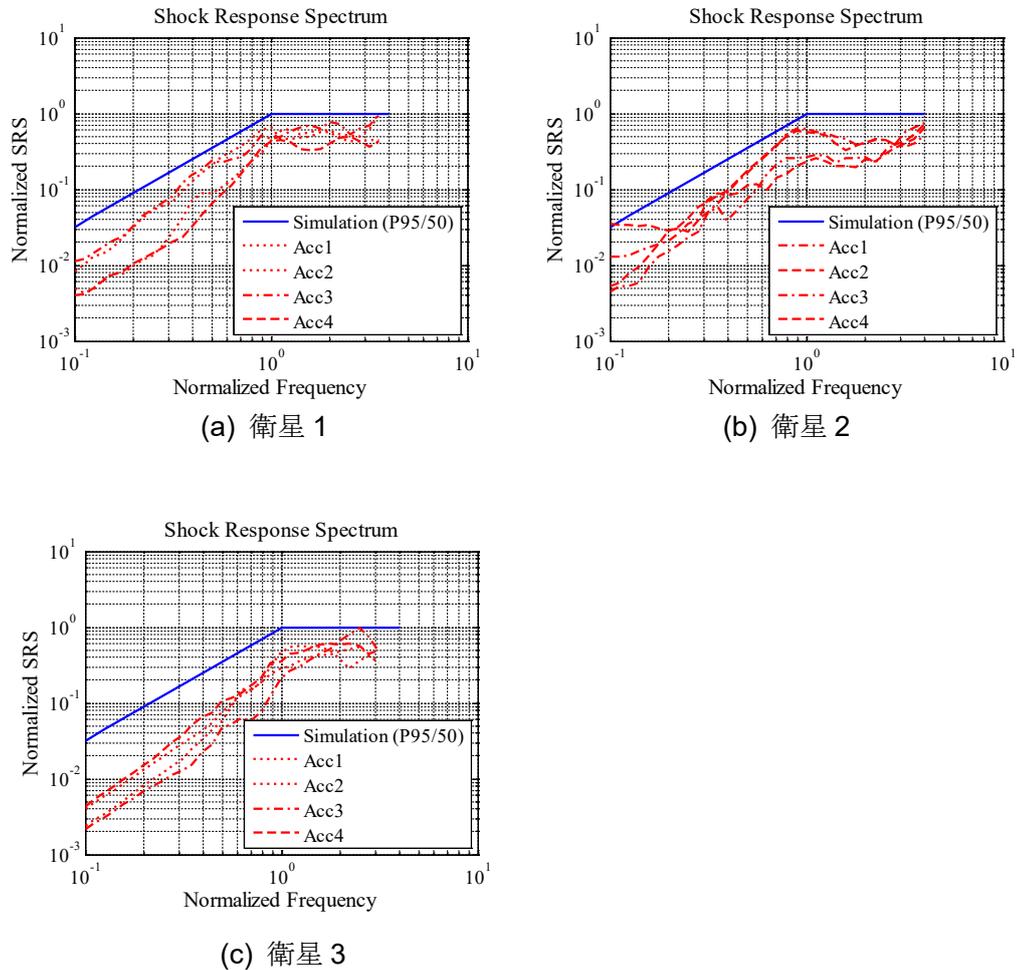


図 J3-2 実衛星 3 機の衝撃環境条件の解析結果 (衛星リング半径方向 (面外方向))

J-4 参考文献

- [J-1] K Shoghi, S M Barrans and H V Rao, "Stress in V-section band clamps," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: J. Mechanical Engineering Science, Vol. 218, No. 3, pp. 251-261, 2004.
- [J-2] T. IWASA and Q. SHI, "Calculation Method for Flight Limit Load of V-band Clamp Separation Shock," Journal of Space Engineering, Vol. 3, No. 1, pp. 15-23, 2010.

<Appendix. K> 衝撃試験実施時の入力衝撃波形に関する注意点

火工品を用いない機器単体の衝撃試験における衝撃環境条件の規定方法では、衝撃応答スペクトラム（SRS）で規定された衝撃（以下、「SRS 規定値」という）を負荷することを前提として、落下衝撃試験方式やハンマリングなどによる「1回の瞬時負荷」を基本としている（2項2.3）。しかしながら、衝撃試験設備の能力など試験実施上の制約から、1回の負荷ではSRS規定値をすべての周波数において達成することができず、「複数回の独立した入力衝撃波形」によって生成されたSRS規定値を満たす衝撃の入力（以下、「分割負荷」）により試験検証を行うことがある。

衝撃試験の分割負荷の考え方は、図K-1のように、SRS規定値以上の入力負荷を複数回の独立した入力衝撃波形（加速度入力）の包絡によって負荷条件を達成するというものである。この場合、機器の主要なモードが単一の場合（以下、「等価単一モード振動モデル」）は、衝撃入力に対する機器内部の応答加速度は単一モードのみを持つ1自由度系振動モデルと等価と捉えることができるため、分割負荷の入力SRSは1回の瞬時負荷SRSにより内部応答を近似することができる。しかし、主要なモードが複数存在する機器（以下、「複数モード振動モデル」）の場合は機器内部の応答加速度は1自由度系振動モデルと等価と捉えることができず、分割負荷の入力SRSは1回の瞬時負荷SRSと内部応答は近似できないため、負荷不足に注意が必要である。

本項では、分割負荷によってSRS規定値を満たす場合の注意点について、2つのモードを有する簡単な2自由度系振動モデルでの計算例を用いて解説する。計算例では、供試体のインターフェース部に2回の異なる加速度が負荷される場合について、供試体損傷の観点から供試体内部応答（2自由度系振動モデルの各質点応答加速度）の時系列波形を評価する。

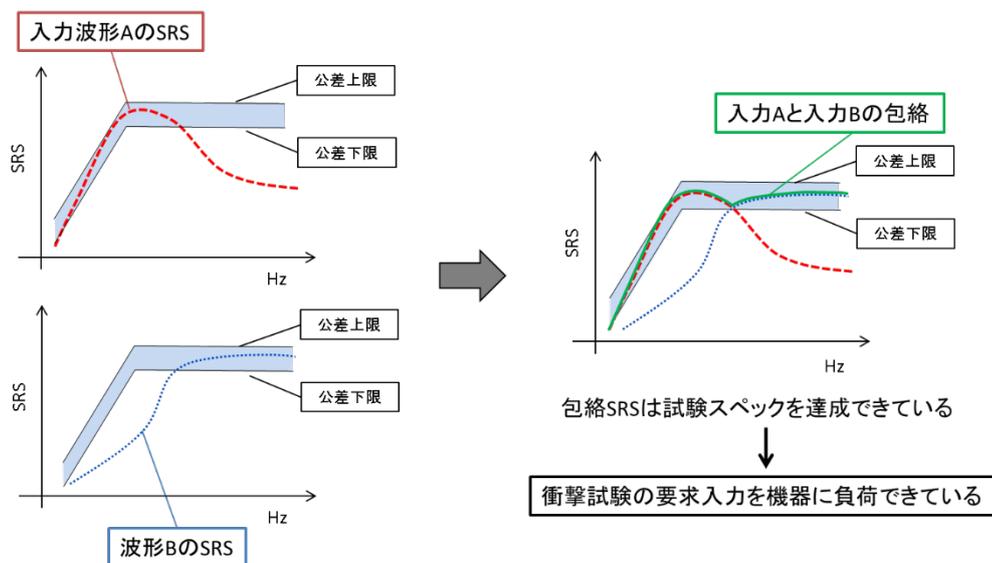


図 K-1 衝撃入力の分割負荷の考え方

K-1 2自由度系振動モデルによる数値計算例

図 K1-1 のような単純な 2 自由度系振動モデルを仮定し、(a)等価単一モード振動モデルと、(b)複数モード振動モデルの 2 パターンのモデルを準備する。振動モデルへの外部入力としては、ベース部に次の 3 つの入力加速度 \ddot{Y} を与える。それぞれ、①CASE 1 低周波の減衰正弦波 ②CASE 2 高周波の減衰正弦波 ③CASE 3 低周波と高周波を持つ減衰波（①②の周波数成分を 1 回で瞬時負荷する。以下、「同時負荷」とする。また、①②の入力 SRS の包絡と③の入力 SRS は同程度であるとする。(a)と(b)の 2 パターンの振動モデルに対し、これら①②③の入力をそれぞれ与えた際の振動モデルの各質点の応答加速度 (\ddot{X}_{a1} , \ddot{X}_{a2}) を比較し、(b) 複数モード振動モデルにおいて周波数ごとの分割負荷が③の入力ケース（①②の同時負荷）の際の応答より小さく、負荷不足となることを示す。

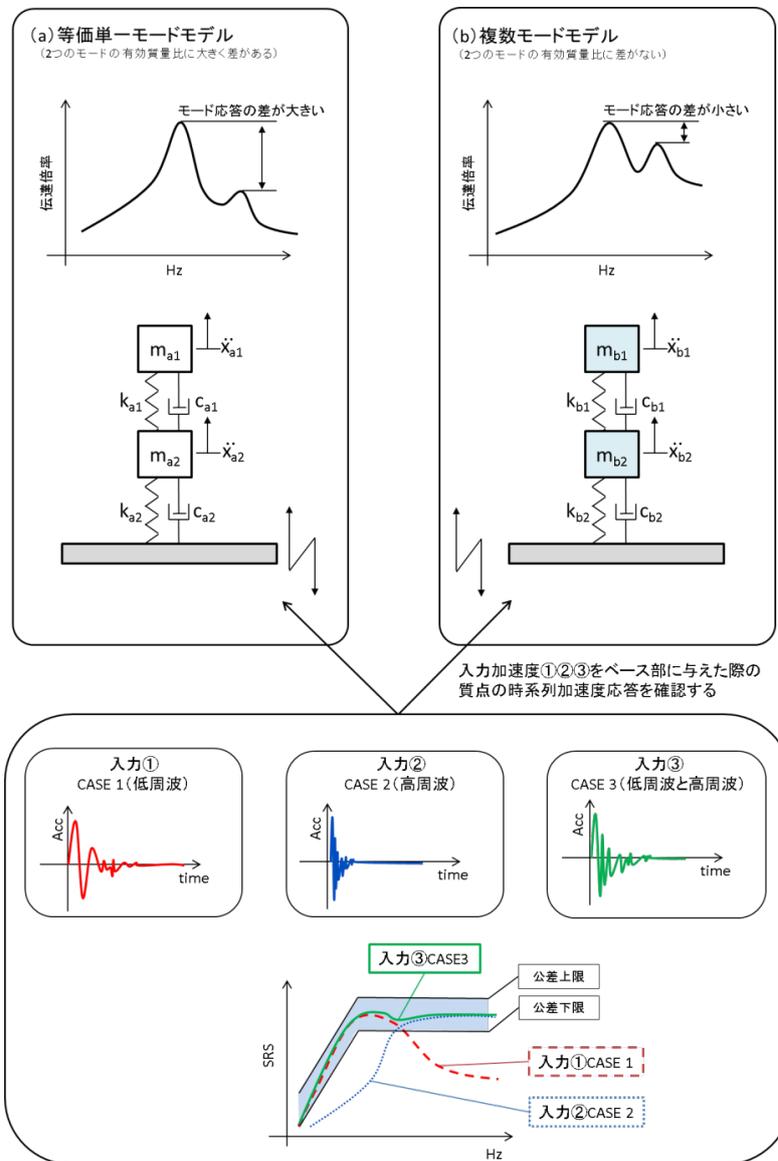


図 K1-1 2 自由度系振動モデルでの検証内容

(1) 入力加速度

ベース部への入力加速度波形は下記3 ケースとする。各入力の時系列波形とそれらの SRS についてを図 K1-1 の下段に示す。

- ① CASE1：低周波の減衰正弦波
- ② CASE2：高周波の減衰正弦波
- ③ CASE3：低周波と高周波を持つ減衰正弦波（①②周波数成分の同時負荷）

(2) 数値計算例

数値計算上の振動モデルのモデルパラメータを表 K1-1 に示す。

表 K1-1 振動モデルパラメータ

振動モデルパラメータ		(a) 等価単一モード 振動モデル	(b) 複数モード 振動モデル
質点 1 質量 [kg]	m_1	0.10	0.10
質点 2 質量 [kg]	m_2	0.20	0.60
質点 1 剛性	k_1	8.00e+5	4.00e+5
質点 2 剛性	k_2	8.00e+5	3.20e+6
1 次共振周波数 [Hz]	f_1	244	280
2 次共振周波数 [Hz]	f_2	588	419
Q 値	Q	10	10
1 次モード有効質量比 [%]	m_{e1}	97	61
2 次モード有効質量比 [%]	m_{e2}	3	39

表中の(a)「等価単一モード振動モデル」の有効質量比はそれぞれ1次モードが97%、2次モードが3%であり、この振動モデルの主要なモードは単一である（支配的である）と見ることができる。一方、表中(b)「複数モード振動モデル」の有効質量比は、それぞれ1次モードが61%、2次モードが39%であるため、どちらか一方のモードが支配的と判断できない振動モデルである。

ベース部へは式 K1-1 の入力変位を与え、ルンゲクッタ法による数値計算（初期条件は式 K1-2）により各質点の応答加速度を求める。また、初期条件の定数値を表 K1-2 に示す。なお、入力の正弦波周波数 ω は表 K1-1 に示す(a)および(b)の各振動モデルの共振周波数とする。例えば(a)の振動モデルの場合、低周波入力では $\omega=244\text{Hz}\times 2\pi$ とし、高周波入力の際は $\omega=588\text{Hz}\times 2\pi$ とする。また、同時負荷の入力（CASE 3）は、式 K1-2 で生成した2つの波形を足し合わせたものとする。各質点の最大応答加速度（絶対値で表す）のサマリを表 K1-2 に示す。入力および応答の計算結果のグラフについては(3)項にまとめる。

$$Y(t) = Ae^{-ct} \sin \omega t \quad (\text{K1-1})$$

$$\dot{Y}(t = 0) = 0 \quad (\text{K1-2})$$

*A,c は規定の負荷条件の範囲内とし、SRS ピークを合わせるように表 K1-2 の通り設定する

表 K1-2 解析初期条件

振動モデル パラメータ	(a) 等価単一モード振動モデル				(b) 複数モード振動モデル			
	低周波		高周波		低周波		高周波	
	A	c	A	c	A	c	A	c
CASE1	309.1	70	0	0	406.8	70	0	0
CASE2	0	0	1675.0	140	0	0	1066.8	140
CASE3	309.1	70	1438.4	140	406.8	70	820.6	140

表 K1-2 3 ケースの入力に対する(a)(b)の振動モデル各質点の最大応答加速度
計算結果サマリ (括弧内は、CASE3 の応答に対する割合を示す)

2 自由度系振動モデル	入力 \ddot{Y} パターン	質点 1 最大応答加速度 (m/s ²)	質点 2 最大応答加速度 (m/s ²)
(a) 等価単一モード振動モデル	CASE1	1.42e+04 [98% (-0.2dB)]	1.00e+04 [96% (-0.4dB)]
	CASE2	0.20e+04 [14% (-17.2dB)]	0.13e+04 [13% (-17.9dB)]
	CASE3	1.46e+04	1.05E+04
(b) 複数モード振動モデル	CASE1	6.66e+04 [84% (-1.43dB)]	1.71e+04 [63% (-3.9dB)]
	CASE2	2.99e+04 [38% (-8.4dB)]	1.80e+04 [67% (-3.5dB)]
	CASE3	7.86e+04	2.71e+04

(b)「複数モード振動モデル」の質点 2 については、分割負荷 CASE1、CASE2 それぞれの場合の入力に対する最大応答加速度 (この場合 CASE2 による応答が該当) は、同時負荷の CASE3 に対しては 67% (-3.5dB) しか出ておらず、1 回の瞬時負荷よりも負荷不足の結果といえる。一方、(a)「等価単一モード振動モデル」については、質点 1、質点 2 ともに CASE1 による応答が大きくなっている。分割負荷 CASE1、CASE2 の入力に対する最大応答加速度は、CASE3 の応答加速度に対して質点 1 は 98% (-0.2dB)、質点 2 は 96% (-0.4dB) と多少小さいが、入力と応答が線形関係と考えるとこれらは入力の試験公差範囲内 (+6dB/-3dB) である。

負荷不足の割合は振動モデルの主要なモードの有効質量によるが、計算例に示したように有効質量の割合が 100%に近づくほど、その割合は小さい。よって、試験を実施する前に供試体の有効質量をもって分割負荷による負荷不足程度を見積もることができるが、負荷不足にならないような分割負荷条件の検討が必要である。本項で示す注意点を実供試体に適用することにより、衝撃波形の分割負荷が検討可能である。

(3) 計算結果グラフ

参考として計算結果のグラフを以下に添付する。

A) 等価単一モード振動モデルの計算結果

- ・ ベース部の入力加速度

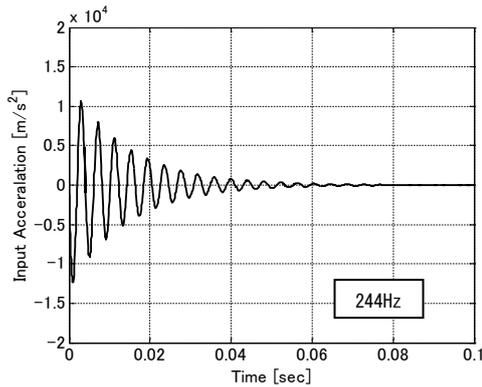


図 K1-2 入力加速度 CASE 1

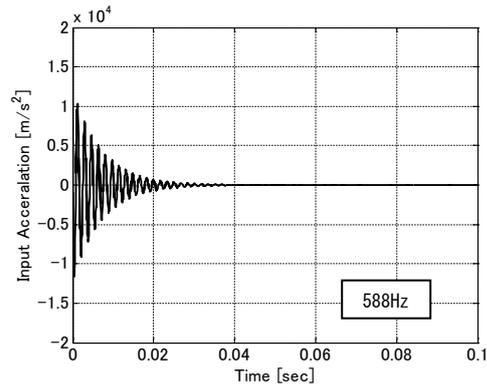


図 K1-3 入力加速度 CASE 2

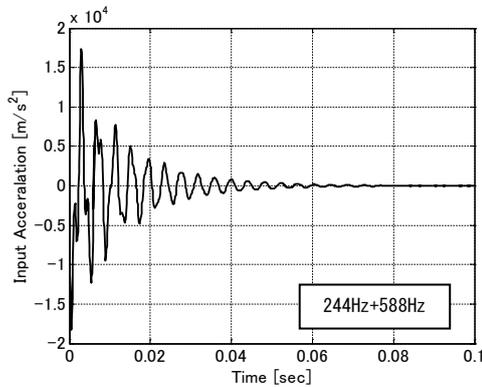


図 K1-4 入力加速度 CASE 3

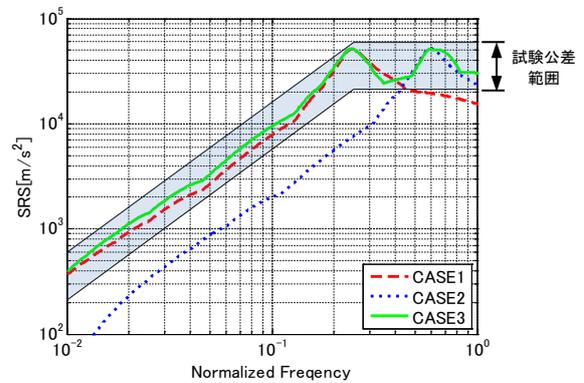


図 K1-5 入力加速度の SRS*

* 図 K1-5 に示すように、CASE3 の入力加速度は、振動モデルの共振周波数において CASE1 ~CASE3 で SRS レベルが同等となるように設定している。そのため、共振周波数以外では CASE3 が CASE1 及び CASE2 よりも大きな値となっている。今回のモデルに対しては、振動モデルの共振周波数以外では励振されないため、評価上の影響はない。

- ・各質点の応答加速度

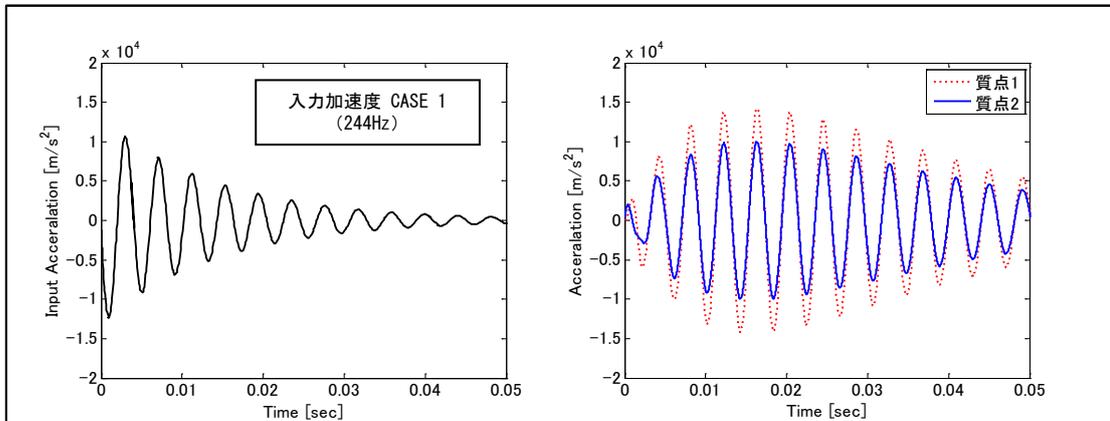


図 K1-6 入力加速度 CASE 1 に対する各質点の応答 (右図)

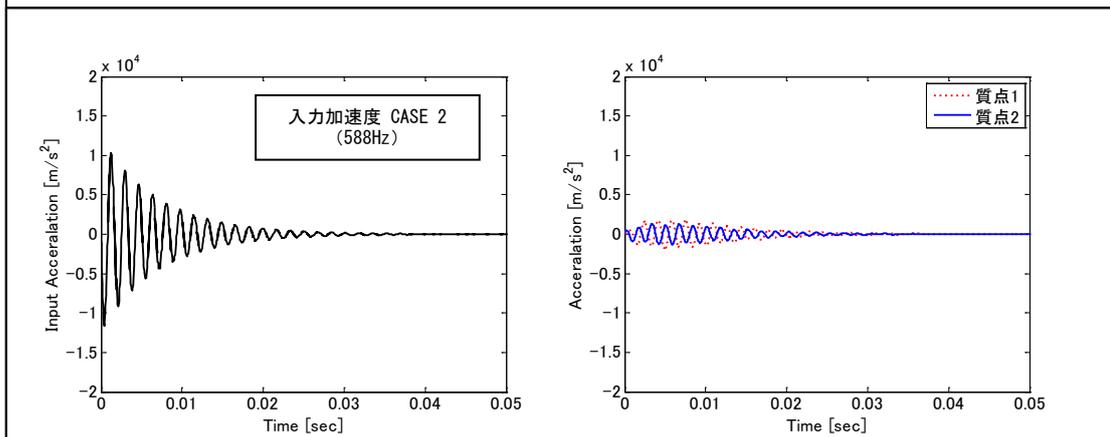


図 K1-7 入力加速度 CASE 2 に対する各質点の応答 (右図)

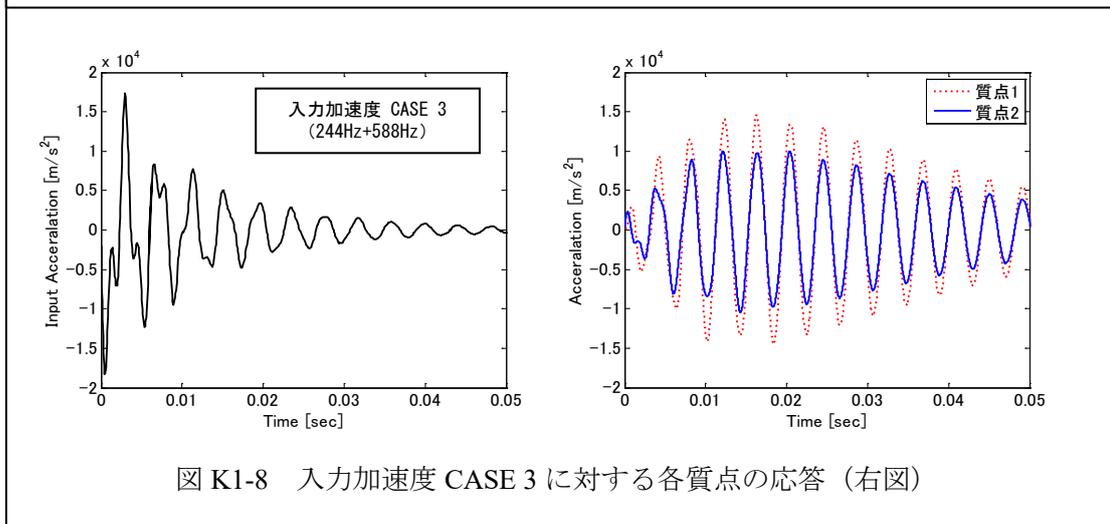


図 K1-8 入力加速度 CASE 3 に対する各質点の応答 (右図)

B) 複数モード振動モデルの計算結果

- ・ ベース部入力加速度

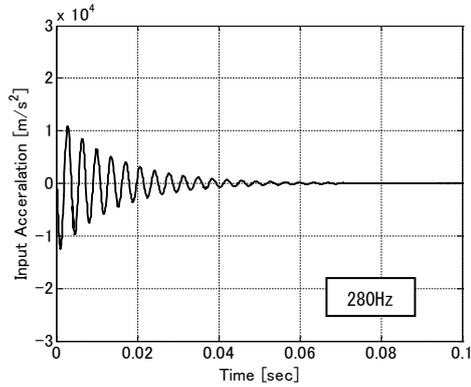


図 K1-9 入力加速度 CASE 1

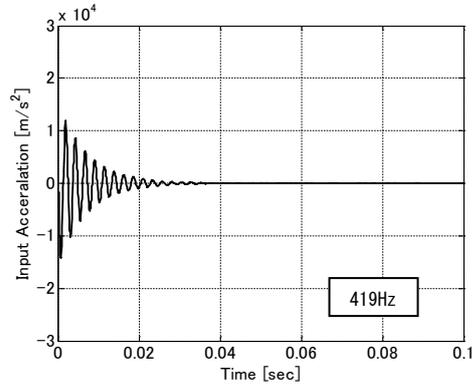


図 K1-10 入力加速度 CASE 2

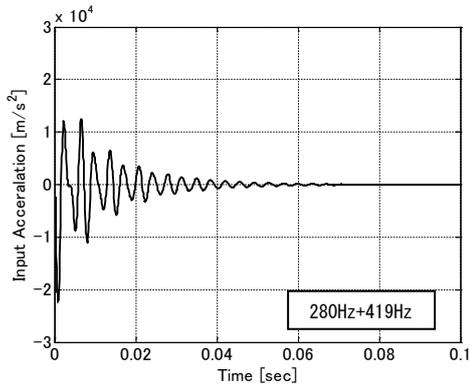


図 K1-11 入力加速度 CASE 3

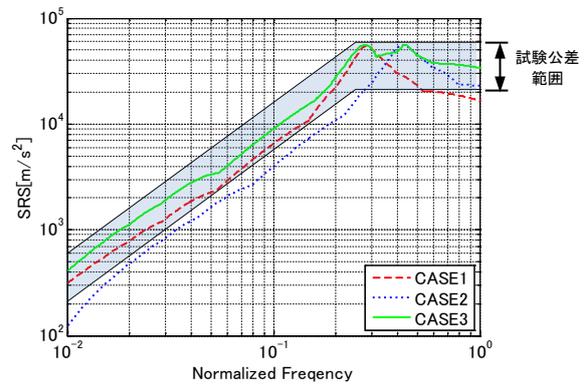


図 K1-12 入力加速度の SRS*

- * 図 K1-12 に示すように、CASE3 の入力加速度は、振動モデルの共振周波数において CASE1 ~CASE3 で SRS レベルが同等となるように設定している。そのため、共振周波数以外では CASE3 が CASE1 及び CASE2 よりも大きな値となっている。今回のモデルに対しては、振動モデルの共振周波数以外では励振されないため、評価上の影響はない。

- ・各質点の応答加速度

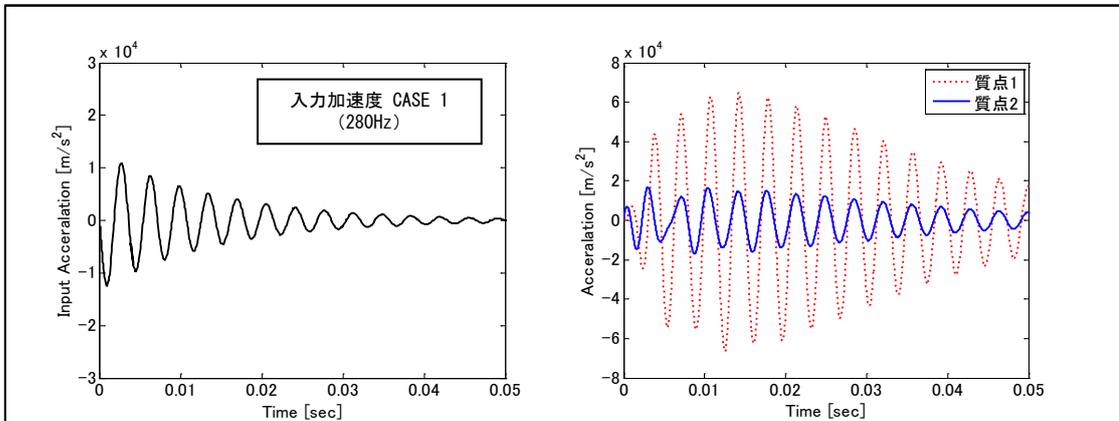


図 K1-13 入力加速度 CASE 1 に対する各質点の応答 (右図)

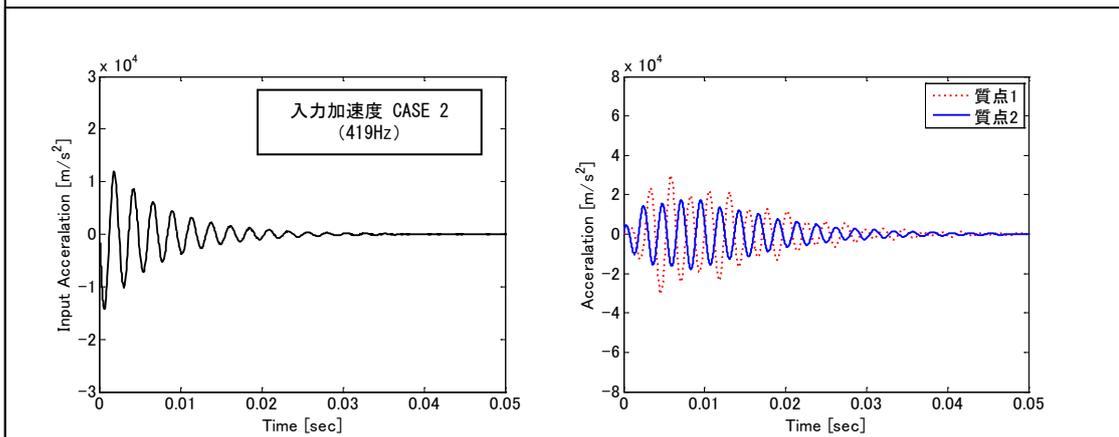


図 K1-14 入力加速度 CASE 2 に対する各質点の応答 (右図)

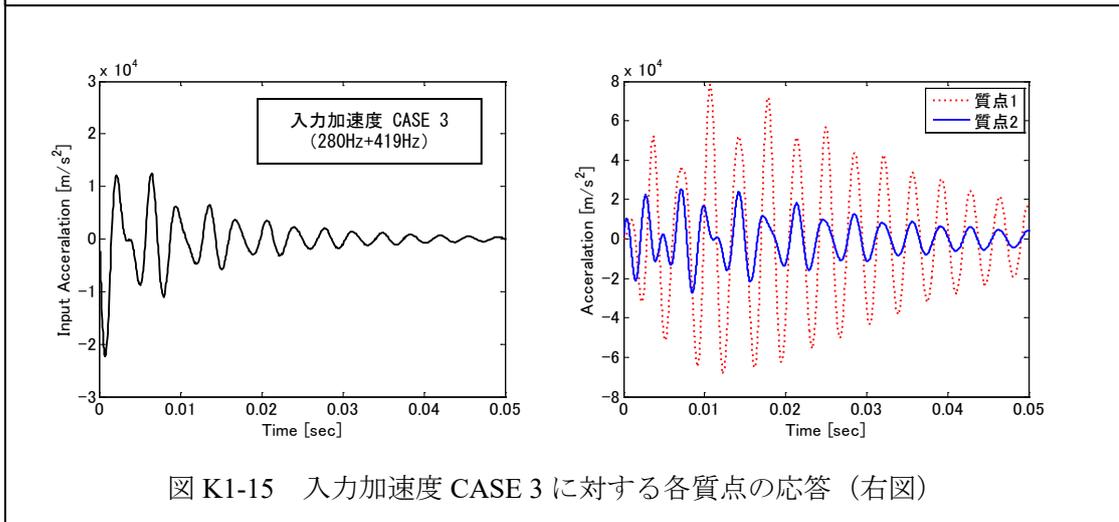


図 K1-15 入力加速度 CASE 3 に対する各質点の応答 (右図)

<Appendix. L> ランダム振動環境の予測ピーク値見積もり方法

ランダム波のピーク値見積もりとして2つの方法に関する理論についてL-1項およびL-2項にまとめる。また、これら方法による見積もりの特徴比較を、解析での検証と実試験データを用いた検証を行った結果をL-3項にまとめる。なお、いずれの方法についてもランダム波のピーク分布がレーリー分布に従うことをベースとしている。実試験のランダム波の応答データのピーク分布がレーリー分布に従うかについて、イレギュラリティ（正規分布からの外れ具合）という観点からL-4項にて考察する。

L-1 ピーク値の出現回数の期待値から求める方法

狭帯域ランダム過程のピーク分布はレーリー分布になることが知られている。理論の詳細は参考文献[L-1]~[L-4]にまとめられているのでそちらを参照されたい。ここでは、この理論を利用してランダム波のピーク期待値を求める立式について示す。

式(L-1)にレーリー分布の確率密度関数を示す。 σ_x はランダム波X(t)の標準偏差を、 z はX(t)が取り得るピーク値を示す。

$$P(z) = \frac{z}{\sigma_x^2} \exp\left(-\frac{z^2}{2\sigma_x^2}\right) \quad (\text{L-1})$$

ここで、 z が標準偏差の実数 λ 倍である確率 $P(\lambda\sigma_x < z < \infty)$ は式(1)を積分して、

$$\begin{aligned} P(\lambda\sigma_x < z < \infty) &= \int_{\lambda\sigma_x}^{\infty} \frac{z}{\sigma_x^2} \exp\left(-\frac{z^2}{2\sigma_x^2}\right) dz \\ &= \left[-\exp\left\{-\frac{1}{2}\left(\frac{z}{\sigma_x}\right)^2\right\}\right]_{\lambda\sigma_x}^{\infty} \\ &= \exp\left(-\frac{\lambda^2}{2}\right) \end{aligned} \quad (\text{L-2})$$

となる。式(L-2)を用いて、評価周波数を f_n 、加振時間を T とした場合のピーク数($f_n \times T$ となる)におけるピーク出現回数が1回である(つまり、その値がピーク値である)ということは、式(L-3)で表される。

$$\exp\left(-\frac{\lambda^2}{2}\right) f_n T = 1 \quad (\text{L-3})$$

λ について解けば式(L-4)が求まる。

$$\lambda = \sqrt{2 \ln(f_n T)} \quad (\text{L-4})$$

これより、ピーク予測値を $\beta = \lambda\sigma_x$ と表せば式(L-5)が求まる。なお式(L-5)はMIL-STD-1540E 10.2.6項にも紹介されている。この方法は、ピーク値そのものでなくピーク出現回数に着目してピーク値を求めているため、式(L-5)で算出したピーク値そのものについてはばらつきがあ

る点注意が必要である。なお、L-3 項の解析結果では、ピーク値としてはおよそ平均値となることが示されている。

$$\beta = \sigma_x \sqrt{2 \ln(f_n T)} \quad (\text{L-5})$$

L-2 Up-crossing risk spectrum(URS)を用いた導出

本手法は「ピーク値とそれを超える値が出現する確率」に着目する方法である。ピーク値超過確率については、許容リスク α という定数を定義する。 $\alpha=0.01$ (1%) として算出した値の意味するところは、「1%の確率でその値を超えるピーク値である」ということである。

狭帯域ランダム波のあるピーク値 z が任意の閾値 γ よりも小さくなる確率はレーリー分布を用いて式 (L-6) で表される。

$$\begin{aligned} P(z < \gamma) &= \int_0^\gamma \frac{x}{\sigma_x^2} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma_x^2}\right) dx \\ &= \left[-\exp\left\{-\frac{x^2}{2\sigma_x^2}\right\}\right]_0^\gamma \\ &= 1 - \exp\left(-\frac{\gamma^2}{2\sigma_x^2}\right) \end{aligned} \quad (\text{L-6})$$

評価周波数を f_n 、加振時間を T とした場合のピーク数 ($f_n \times T$ となる) において、 z がある任意の閾値 γ よりも小さい確率 $P_N(z < \gamma)$ は、

$$P_N(z < \gamma) = \left[1 - \exp\left(-\frac{\gamma^2}{2\sigma_x^2}\right)\right]^{f_n T} \quad (\text{L-7})$$

となる。式 (L-7) に、 z が閾値 γ を超えてしまう ($z > \gamma$ となる) 場合の確率 α を導入して式 (L-8) のように表す。これを γ について解くと、式 (L-9) を得る。

$$P_N(z < \gamma) = \left[1 - \exp\left(-\frac{\gamma^2}{2\sigma_x^2}\right)\right]^{f_n T} = 1 - \alpha \quad (\text{L-8})$$

$$1 - \exp\left(-\frac{\gamma^2}{2\sigma_x^2}\right) = (1 - \alpha)^{1/f_n T}$$

$$\exp\left(-\frac{\gamma^2}{2\sigma_x^2}\right) = 1 - (1 - \alpha)^{1/f_n T}$$

$$\gamma = \sigma_x \sqrt{2 \ln \frac{1}{1 - (1 - \alpha)^{1/f_n T}}} \quad (\text{L-9})$$

前述のとおり、 $\alpha=0.01$ の場合は、ある評価周波数 f_n における閾値 γ を超える確率は 1% ということである。ただし、 $f_n=1000\text{Hz}$ における $T=60\text{s}$ の場合の閾値 γ を超える回数の期待値は、 $1000 \times 60 \times 0.01 = 600$ 回であり、この場合 $\alpha=0.01$ でも閾値 γ を超える確率が十分高い。

L-3 手法の検証と比較

(1) 理論解の算出結果比較

前節までで示してきた2つの見積もり手法の有効性を検証する。算出条件のパラメータを理論式に代入して比較する。算出結果サマリを表 L-1 に、結果グラフを図 L-1 に示す。比較対象として 3σ 値を載せている。

図 L-1 の通り、URS による算出結果 ($L/N3 \cdot L/N4 \cdot L/N5$) を比較すると、 $L/N2$ と $L/N4$ はほぼ同じ値を示している。 $L/N5$ についてはこれらの中で一番下限の値を示している。また、いずれの手法も $L/N1$ よりも大きい結果であるが、これは前述したランダムピーク分布がガウス分布ではなくレーリー分布に従うことによるものである。

<算出条件>

ランダム波実効値 (標準偏差) σ : Miles の式にて算出

応答倍率 Q : 10

評価周波数 f_n [Hz] : 100,200,500,1000,2000Hz

ランダム加振時間 T [sec] : 60sec

許容リスク α : 0.01,0.50,0.95

加振スペック PSD : $0.2[G^2/Hz]$, 20-2000Hz 一律

表 L-1 f_n に対する各算出式におけるピーク値応答

L/N	ピーク値算出式	式	f_n [Hz] におけるピーク値 [G]					
			100 Hz	200 Hz	500 Hz	1000 Hz	2000 Hz	
1	3σ	-	53	75	119	168	238	
2	$\sigma\sqrt{2\ln(f_n T)}$	(L-5)	74	109	180	263	383	
3	$\sigma\sqrt{2\ln\left(\frac{1}{1-(1-\alpha)^{1/f_n T}}\right)}$	$\alpha=0.01$	(L-9)	91	133	216	313	453
4		$\alpha=0.5$		75	111	183	267	389
5		$\alpha=0.95$		69	102	170	249	365

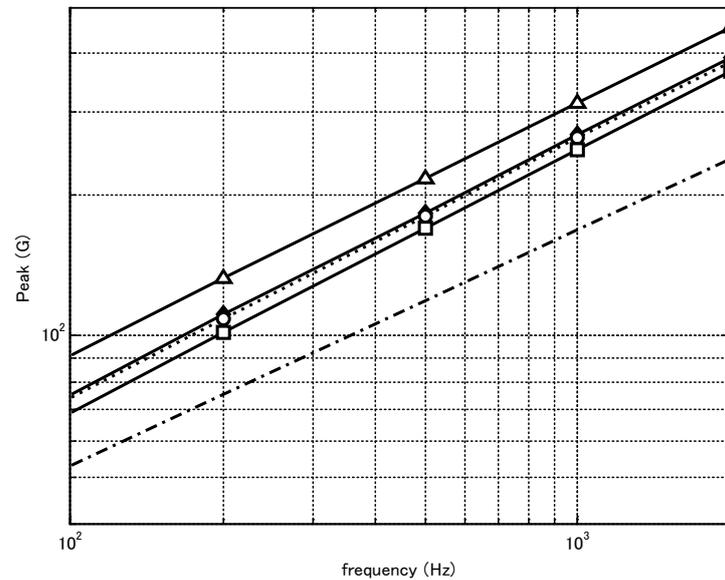


図 L-1 結果グラフ

(一点鎖線 : L/N 1、○鎖線 : L/N 2、△実線 : L/N 3、◆実線 : L/N 4、□実線 : L/N 5)

(2) 解析による検証

疑似ランダム時系列波形から直接ピーク値を求めて理論解と比較し、理論式の妥当性を確認する。

解析方法

- ① 分散 1G (サンプリング周波数 10kHz) 60 秒のホワイトノイズ時系列を Matlab2012a の `normrnd` 関数を使って作成する。
- ② 生成した時系列ランダム波を SRS 解析し、各周波数に対して 60 秒間におけるピークを求める。
- ③ n 回試行し、SRS 平均値を求める。
- ④ SRS 平均値と L/N2~L/N5 により求めた最大値と各周波数で比較する。

解析条件

- ・ 時系列長 T=60s
- ・ 理論式に適用する PSD : $f=10\sim 2000\text{Hz}$ 、 $10^{-3}[\text{G}^2/\text{Hz}]$ (分散 1G の白色ノイズを仮定)
- ・ 評価周波数 : 1/6 オクターブバンド
- ・ RRS、SRS の Q 値=10 (理論解と解析用ランダム波ともに同じ値であれば良い)
- ・ ランダム試行回数 n=500

解析結果

結果を図 L-2 に示す。L/N2 と L/N 4 は差が無く、SRS 平均値ともよく一致している。解析見積もりとしては問題ない精度であると言える。L/N5 (URS $\alpha=0.95$) の見積もりは、500 回試行の下限付近 (ほとんどがこのライン以上) である傾向が示されている。

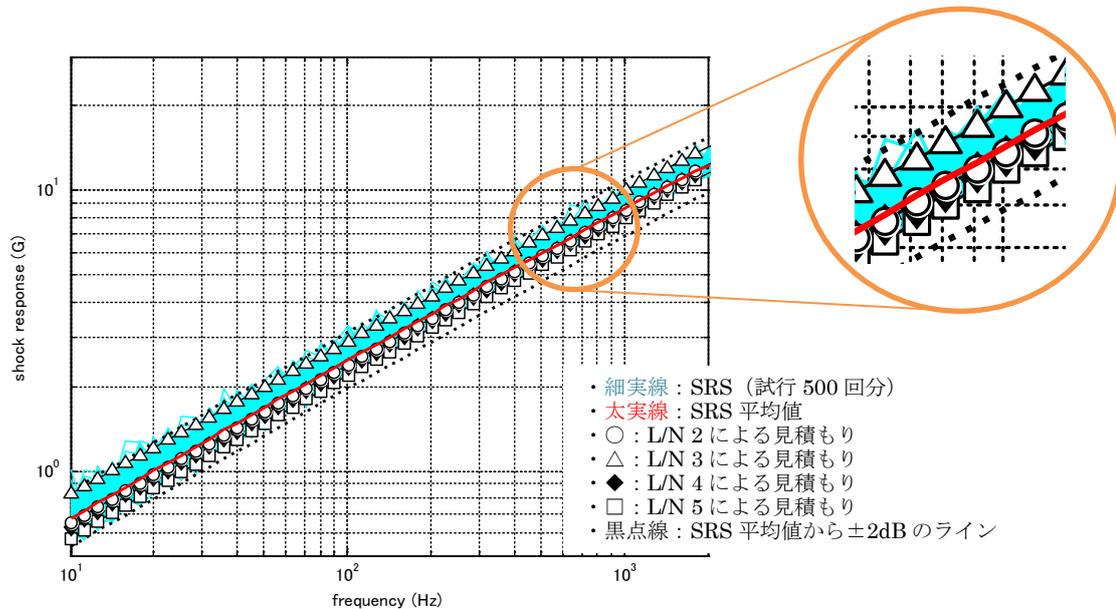


図 L-2 解析結果

(3) ランダム振動試験での機器応答時系列データを用いた検証

実試験ランダム振動データから直接ピークを取り出し、理論解による見積もり値との差について検証した結果を示す。結論としては、加振機の特長 (入力クリッピング) や試験コンフィグレーションによる非線形要素等の影響も見られず、理論解と相違がない結果が得られた。

解析にはコンポーネントランダム振動試験データを用い、時系列応答データから直接ピーク値を求め理論解との差異を比較する。

検証方法

ランダム振動試験結果の内部応答時系列を 1/6 オクターブの周波数において SRS フィルタに通し、フィルタリング後のピーク値と実効値の比を算出する。これと、(2) で作成した疑似ランダム波時系列を同じ SRS 処理をしてピーク値と実効値の比を算出したものとを比較する。(解析と実試験データのピーク値を正規化するためピーク値と実効値の比で比較)

実試験データ諸元

- ・誘導制御計算機コンポ (箱型、重量約 5Kg) の内部基板上加速度応答
- ・加振時間 60 秒

検証結果

左図 L-3 が解析結果、右図 L-4 が実試験データの結果である。解析結果と実試験結果では同じ傾向がみられ、理論との大きなずれはないことが分かる。URS $\alpha=0.95$ よりもさらに一部アンダーな箇所もあるがアンダー量は微小 (-1dB 以内) である。

(実線：算出結果、○：L/N 2、△：L/N 3、◆：L/N 4、□：L/N 5、破線：L/N 2 から±2dB のライン)

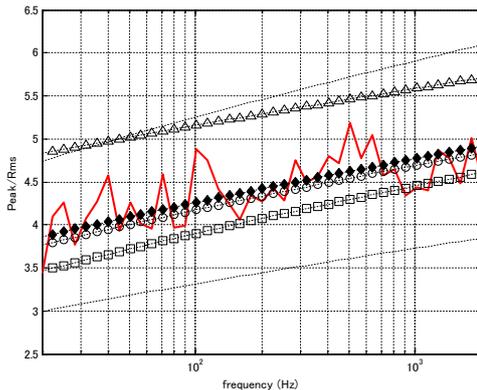


図 L-3 解析結果

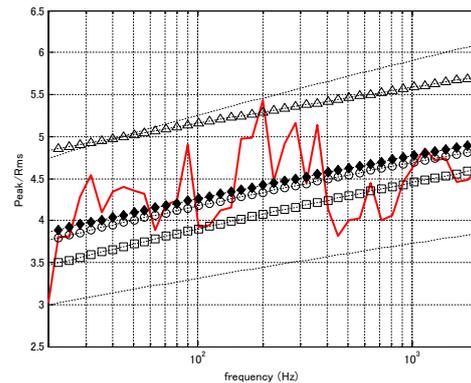


図 L-4 実試験データ結果

L-4 レーリー分布とイレギュラリティについての考察

単位時間あたりのピークの数 N 、このうちピーク値が γ 以下であるものの数を N_γ と置く。スレッシュホールド γ の確率密度関数は式 (L-10) で表される [L-7]。

$$P(\gamma) = \frac{1}{\sqrt{2}} \left[\varepsilon \cdot \exp\left(\frac{-\gamma^2}{2\sigma_x^2 \varepsilon^2}\right) + I_r \frac{\gamma}{\sigma_x} \exp\left(\frac{-\gamma^2}{2\sigma_x^2}\right) \int_{-\infty}^{\gamma I_r / \sigma_x \varepsilon} \exp\left(\frac{-x^2}{2}\right) dx \right] \quad (\text{L-10})$$

一般的にこの分布はライス分布とよばれ、 ε をスペクトル幅パラメータ、 I_r はイレギュラリティと呼び、 I_r は zero-crossing 数 v_0^+ とピーク数 N_A の比で表される。

$$I_r = \frac{v_0^+}{N_A} \quad (\text{L-11})$$

$I_r \approx 1$ の時、 $P(\gamma)$ はレーリー分布 (狭帯域ランダム) に近づき、 $I_r \approx 0$ の時はガウス分布に近づく。広帯域ランダムは $0 < I_r < 1$ の時である。

M.S. Longuet-Higgins [L-7] (参考文献(7)) によると、 $0 < I_r < 1$ のランダムピーク値 U_w はピーク分布のモーメントを用いた近似から式 (L-12) のように表せる。

$$U_w \approx \sigma_x \left(2 \ln f n T - 2 \ln(\sqrt{2\pi}) \right)^{\frac{1}{2}} \quad (\text{L-12})$$

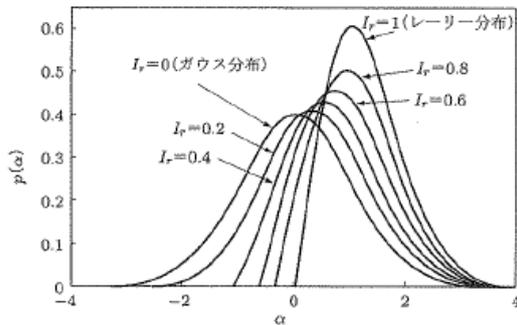
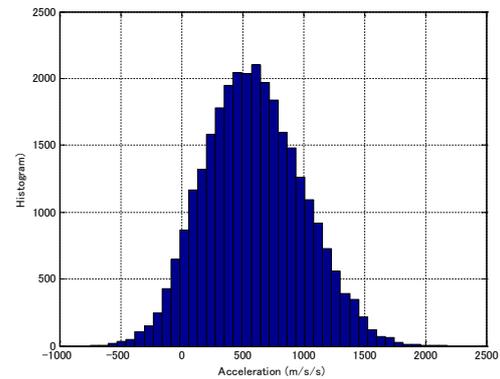


図 L-5 ライス分布 (参考文献(8))

図 L-6 L-2 項(3)で用いた実試験データの
500Hz 成分のピーク分布 ($I_r =$
0.88)

式 (L-12) 括弧内の第 2 項を 0 とすると、式 (L-5) となる。fn=100Hz、T=60s とすると、式 (L-12) と式 (L-5) の誤差はたかだか 0.484dB (式 (L-13)) であり、レーリー分布を仮定して導出(式(L-5)に等しい)して差支えない。

$$20 \log_{10} \frac{(2 \ln f n T)^{\frac{1}{2}}}{(2 \ln f n T - 2 \ln(\sqrt{2\pi}))^{\frac{1}{2}}} = 0.48 \text{ [dB]} \quad (\text{L-13})$$

なお、L-2 項(3)で用いた実際のランダム試験データにおいて、500Hz の成分のピーク分布を取り出してみると、図 L-6 となる。イレギュラリティは式 (L-11) を用いて算出すると $I_r = 0.88$ である。なお、この時の実際のピーク値は理論解との差は、L-2 項(3)で示したとおりである。

L-5 参考文献

- [L-1] N.C. Nigam, Introduction to Random Vibration, Massachusetts Institute of Technology, 1993.
- [L-2] S.H.Crandall, Random vibration in Mechanical Systems, 1963
- [L-3] Y. K. Lin, Probabilistic theory of structural dynamics, 1967
- [L-4] R.W.Clough, Dynamics of structure, 1975
- [L-5] C.Lalanne, Mechanical vibration and shock analysis Specification Development Volume5 2ndEd., 2009
- [L-6] C.Lalanne, Mechanical vibration and shock analysis Random Vibration Volume3, 2002
- [L-7] D. E. Cartwright and M.S.Longuet-Higgins, The statistical distribution of the maxima of a random function, 1956
- [L-8] 小松敬治, 機械構造振動学, 2009, 森北出版

<Appendix. M> V バンド衝撃に対する距離減衰の経験則モデルに

関する解説

V バンド（マルマンクランプバンドとも呼ぶ）の保持解放による衝撃を対象にした衝撃源からの距離に応じた減衰率の経験則モデル（以下、「経験則モデル」）を構築する方法が文献[M-1]に示されている。ここでは、経験則モデルの導出と適用性について解説する。なお経験則モデルにかかる詳細は参考文献[M-1]を参照のこと。

M-1 経験則モデル導出の補足

本経験則モデルは ECSS（文献[M-2]）に示されている V バンド衝撃を対象とした距離減衰の経験式をベースにし、過去の JAXA 衛星の試験データから求めた補正項を加えて改良したものである。式 M-1 に示す att が減衰の経験則モデルであり、 ξ が ECSS の距離減衰式、 α は JAXA 衛星の試験データから求める補正項である。ここで f は周波数[Hz]、 d は衝撃源からの距離[m]である。衛星内の距離減衰は衛星の構造様式によって異なることから、文献[M-1]において α は衛星の構造様式毎（シアパネル方式 or シリンダ方式）に求めている。式 M-1 の上付き文字 i において、 s はシアパネル、 c はシリンダを示している。

$$att(f, d) = \xi(f, d) \cdot \alpha^i(f) \quad (i = s, c) \quad (M-1)$$

$$\xi(f, d) = \exp [(-8 \times 10^{-4} f^{2.515} f^{-0.115})(0.0144d^3 - 0.2d^2 + 0.93d + 0.024)] \quad (M-2)$$

式 M-1 における補正項 α は式 M-3 で求められる。式 M-3 の $\overline{\Delta att}$ と σ は、過去の衛星分離衝撃試験で実測された距離 d の位置の SRS を衝撃源の SRS で割って求めた距離 d における減衰率と、式 M-2 で求まる ECSS の距離減衰式の値との差のそれぞれ平均[dB]と標準偏差[dB]である。式 M-3 では平均に標準偏差を加えることでデータのばらつきを考慮した上限値を求めている。表 M-1 は JAXA 開発衛星（シアパネル方式 2 機、シリンダ方式 2 機、いずれも 2~3t 級の地球観測衛星）の衛星分離衝撃試験データから、構造様式毎に求めた $\overline{\Delta att}$ と σ である（文献[M-1]）。表 M-1 の $\overline{\Delta att}$ と σ の算出にあたり、SRS は 1/6 オクターブバンドで処理されたものを 1/1 オクターブバンドに平滑化している。また、距離が $d > 2$ m の計測点の SRS は 100Gsrs 未満であり有意なレベルではないことから、 σ が過剰に大きくなることを抑制する意図で $d \leq 2$ m のデータが採用されている。

$$\alpha^i(f) = 10^{(\overline{\Delta att}_i + \sigma_i)/20} \quad (i = s, c) \quad (M-3)$$

なおシアパネル方式とシリンダ方式以外の構造様式の衛星に対して本経験則モデルを新たに導出することも可能で、その場合該当する構造様式の衛星における過去の試験データから新た

に $\overline{\Delta att}$ と σ を求め、式 M-3 に適用すればよい。なお表 M-1 の $\overline{\Delta att}$ と σ は 125 Hz～2 kHz の 1/1 オクターブバンド中心周波数における値であるが、これは 100 Hz～約 3 kHz の 1/6 オクターブバンド中心周波数刻みの試験データを 1/1 オクターブバンドで平滑化したためであり、さらに高周波まで処理された試験データの SRS がある場合には、2 kHz 以上の中心周波数における $\overline{\Delta att}$ と σ を求めることもできる。図 M-1 は、表 M-1 の $\overline{\Delta att}$ と σ から式 M-1～式 M-3 により求まる衝撃発生源からの距離による減衰量の経験則モデル $att(f, d)$ の計算結果である。距離 d について 0.4 m～2.0 m まで 0.4 m 刻みで計算した結果を重ねている。なお図 M-1(b)には距離減衰量が 1 を超えるものもあるが、これは式 M-3 において先述のとおり試験データの平均値 $\overline{\Delta att}$ に標準偏差 σ を加えデータのばらつきを含めた減衰量の上限を求めているためである。

表 M-1 過去の JAXA 開発衛星の試験データから求めた補正項 α における $\overline{\Delta att}$ と σ

Frequency [Hz]	Shear panel type satellites		Cylinder type satellites	
	Difference average $\overline{\Delta att}_s$ [dB]	Standard deviation σ_s [dB]	Difference average $\overline{\Delta att}_c$ [dB]	Standard deviation σ_c [dB]
125	-8.4	5.4	-2.0	4.7
250	-7.4	6.1	-0.7	5.4
500	-11.4	5.5	-2.4	6.6
1000	-13.4	5.6	-3.8	6.6
2000	-6.0	5.2	-4.0	7.5

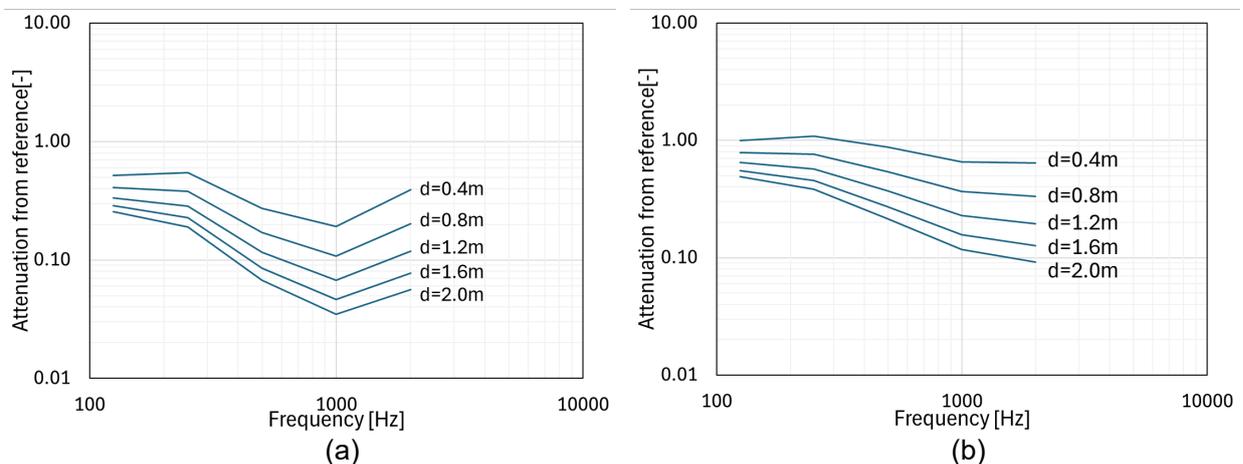


図 M-1 衝撃発生源からの距離による減衰量の経験則モデル $att(f, d)$
 ((a)シアパネル方式、(b)シリンダ方式)

なお、バンドの解放方法は火工品によって締結ボルトを切断する方法の他、バンド張力の解放速度を遅くする機構を具備することで発生する衝撃加速度を低減する方法がある。衝撃の発生メカニズムはいずれも V バンドに締結される部位の歪エネルギーの解放によるもので、発生した衝撃の伝播・減衰事象はこれら解放方法には依らないことから、本経験則モデルはいずれのバンド解放方法においても適用可能である。

M-2 経験則モデルの適用性

経験則モデルの適用性を確認するため、経験則モデルの導出に使用していない衛星の試験データを用いて、経験則モデルの見積もりと試験データを比較した。なお衛星の構造様式はシリンダ方式であり、距離は $d=0.6[m]$ とした。 $d=0.6m$ の衝撃環境 (= SRS_{est}) は式 M-4 により求め、衝撃源の SRS (= SRS_{ref}) は衝撃源で実測した SRS を 1/1 オクターブバンドで処理したものを適用した。

$$SRS_{est}(f) = SRS_{ref}(f) \cdot att(f, d = 0.6) \quad (M-4)$$

図 M-2 には試験データ（紫線）と経験則モデルによる見積もり（赤線）に加え、ECSS の距離減衰モデル[M-2]による見積もり結果（黒線）も重ねた。ECSS のモデルによる結果は、一部の試験データは包絡できていないが、経験則モデルは試験データを適切に包絡している。

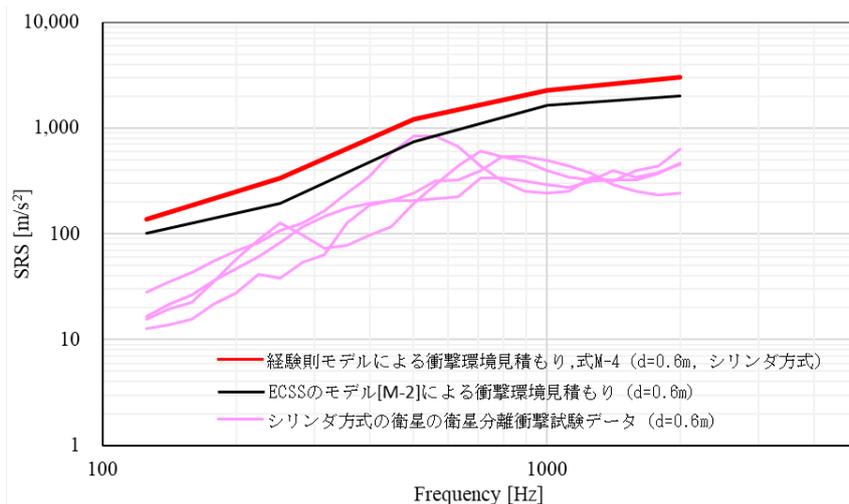


図 M-2 経験則モデルの導出に用いていない試験データへの適用結果

M-3 参考文献

- [M-1] 秋田尚樹, 丹羽智哉, 安藤成将, 施勤忠, “マルマンクランプバンド分離衝撃試験データに基づく衛星構体内の衝撃減衰のモデル化”, 日本機械学会論文集, Vol.90, No.929 (2024).
- [M-2] ECSS, “Space engineering Mechanical shock design and verification handbook”, ECSS-E-HB-32-25A (2015), pp.101-104.