

平成 26 年度 博士学位論文

超小型衛星に適した衝撃試験方法の開発

Development of a shock test method suitable
for nano-satellites

指導教員：趙 孟佑 教授

九州工業大学大学院工学府博士後期課程

先端機能システム工学専攻

畑村 透

ABSTRACT

近年、世界各地で超小型衛星（50kg 以下）の開発が盛んに行なわれている。超小型衛星は低コスト・短納期という特徴があるが、それは地上民生用の既製品（以下、COTS 品）を利用することで成し遂げられることが多い。COTS 品は宇宙用に設計されたものではない。宇宙環境試験は、超小型衛星の信頼度向上に重要な役割を担っている。宇宙環境試験では、振動・衝撃・熱真空・熱サイクルなど、さまざまな種類の試験を行う。その中でも衝撃試験は、最も実施困難な試験の一つで、未だ確実な手法が確立できていない。これらの状況から、超小型衛星用の衝撃試験機の開発が、超小型衛星市場の拡大や、信頼性の向上に繋がる急務であると判断し、研究・開発を進めるに至った。

本論文の第 1 章では、研究背景や衝撃試験の評価方法のレビューを行い、ロンチャー側・衛星開発者それぞれの立場における試験目的を説明している。ロンチャー側が衝撃試験を行う目的の根幹にあるものは、主衛星の相乗りが基本である超小型衛星が、構造破壊や誤作動によって主衛星へ被害を及ぼさないことを確認することである。衛星開発者側の試験目的は、ロンチャーの要求事項を満たすこととも言えるが、打ち上げや衛星分離によるダメージに耐え、無事に宇宙へ届けたいという思いも当然持っている。よって打ち上げ前に、衛星機能が衝撃環境に耐え得るかを確認することは、大いに意義のあることである。以上に加えて、超小型衛星向けの衝撃試験機がどのような要素を持つべきなのか考察を行い、最終的に、低コスト、衝撃レベルのコントロールしやすさ、再現性の良さを満たした試験方法の開発を、本研究の目的として定義している。

第 2 章では、衝撃試験機にどのようなタイプがあるかレビューを行い、超小型衛星用として最も適している試験方法を考察している。その中でも衝撃レベルの調整の自由度が大きい「機械的インパクト試験方式」が、最も超小型衛星に適していると判断した。その結果から、同じ「機械的インパクト試験方式」に分類される、コンパクトハンマー式や MO（前野・小口）バルブ式衝撃試験機(以下 MO バルブ式)を製作したので、その紹介を行う。また、衝撃計測のプログラムとして、市販品は非常に高価な上にフルオートで計測・解析等ができない。そこで、汎用の計測制御ソフトである LABVIEW®を用いて計測プログラムを作成した。この計測プログラムの特徴や使用方法についても説明する。

第 3 章では、第 2 章で製作した 2 つの試験機とさらにもう 1 機(吊り上げ型錘落下式)を加えた 3 機で、衝撃試験を行った結果を記載する。衝撃試験はダミー衛星を用いており、衝撃レベルの評価を行うベース部分及び、及びダミー衛星内部の衝撃レベルを比較し、考察を行った。その結果から、吊り上げ錘落下式が 300Hz 以下で、衝撃レベルが不足しやすいこと、コンパクトハンマー式は、衝撃レベルを十分満足できる反面、300Hz～2000Hz で若干強めに出る傾向にあること、MO バルブ式が最もコントロールしやす

い試験機であることを示している。

第4章では、実験とCAE(Computer Aided Engineering)解析の両方を比較検討することで、衝撃試験の問題点として挙げられる、低周波側の衝撃レベルを制御する手段を考案した。CAE解析では、主に300Hz以下の領域において実験値と解析値の比較を行った。その結果、衝撃レベルを判断する計測位置（衛星を設置するベース板）において、CAE解析値は実験値を最大約11%の誤差で再現できた。このように、先ず解析の精度を確認した上で、別の境界条件に応用した。本論文では、衛星を設置するベース板の摩擦係数に着目し、摩擦係数を変化させることで衝撃レベルを制御することを考えた。CAE解析を行った結果、300Hz以下の低周波側において衝撃レベルが変化することが示され、仮説が実証された。

第5章では、本論文の総括を行い、コストや衝撃レベルのコントロール性や再現性の観点から、超小型衛星に適した衝撃試験方法は、MOバルブ式を用いたものであることを結論づけている。また、CAE解析の今後の可能性についても言及した上で、今後の研究の方向性についてもまとめている。

LIST OF FUGURES

Title	page
図 1-1 衝撃の種類	4
図 1-2 SRS 解析の手順	6
図 1-3 SRS 評価例	6
図 2-1 落下衝撃試験方式	11
図 2-2 動電型加振機システムの例	12
図 2-3 エアハンマー式	14
図 2-4 吊り上げ錘落下式	14
図 2-5 コンパクトハンマー型衝撃試験機	16
図 2-6 試験機のサイドフレーム	18
図 2-7 ハンマー支持部の構成	19
図 2-8 錘部分構成	20
図 2-9 MO バルブ式衝撃試験機	22
図 2-10 MO バルブ式全体図	23
図 2-11 MO バルブ式垂直方向試験時	23
図 2-12 MO バルブ式垂直試験時全体図	24
図 2-13 MO バルブ式 バルブ・機器類	26
図 2-14 銃口部の構造（断面図）	27
図 2-15 MO バルブ構造	29
図 2-16 モード別フランジの位置	30
図 2-17 故障したアナログ式圧力計	32
図 2-18 デジタル式圧力計	32
図 2-19 MO バルブのシリンダ	33
図 2-20 O-ring の硬度とはみ出し限界	34
図 2-21 摺動フランジ	35
図 2-22 弾丸速度計測	39
図 2-23 銃口部気抜き管の図面	40
図 2-24 衛星設置部分	45
図 2-25 計測・解析ソフト	47
図 2-26 計測プログラムのシステムフロー	48
図 3-1 試験コンフィギュレーション	49
図 3-2 加速度ピックアップ位置	50
図 3-3 ダミー衛星への取り付け方法	50
図 3-4 吊り上げ錘落下式 SRS_ch1～ch6	51

LIST OF FUGURES

Title	page
図 3-5 吊り上げ錘落下式 SRS_ch7～ch12	52
図 3-6 吊り上げ錘落下式 SRS_ch13～ch15	52.
図 3-7 コンパクトハンマー式 SRS_ch1～ch6	53
図 3-8 コンパクトハンマー式 SRS_ch7～ch12	54
図 3-9 コンパクトハンマー式 SRS_ch13～ch15	54
図 3-10 MO バルブ式 SRS_ch1～ch6	55
図 3-11 MO バルブ式 SRS_ch7～ch12	56
図 3-12 MO バルブ式 SRS_ch13～ch15	56
図 3-13 衝撃レベル評価位置同士の倍率比較	57
図 3-14 応答倍率比較_ch2	58
図 3-15 応答倍率比較_ch3	59
図 3-16 応答倍率比較_ch4	59
図 3-17 応答倍率比較_ch5	60
図 3-18 応答倍率比較_ch6	60
図 3-19 応答倍率比較_ch7	61
図 3-20 応答倍率比較_ch8	61
図 3-21 応答倍率比較_ch9	62
図 3-22 応答倍率比較_ch10	62
図 3-23 応答倍率比較_ch11	63
図 3-24 応答倍率比較_ch12	63
図 3-25 応答倍率比較_ch13	64
図 3-26 応答倍率比較_ch14	64
図 3-27 応答倍率比較_ch15	65
図 3-28 衛星の高さ方向の距離と応答倍率の関係	67
図 3-29 吊り上げ錘落下式_再現性比較	69
図 3-30 コンパクトハンマー式_再現性比較	70
図 3-31 MO バルブ式_再現性比較	70
図 3-32 錘吊り上げ式_時系列加速度	74
図 3-33 コンパクトハンマー式_時系列加速度	74
図 3-34 MO バルブ式_時系列加速度	75
図 3-35 試験条件毎の SRS 値の変化	77
図 3-36 缶サット ALENG	79
図 3-37 ALENG の加速度データ（参考）	79

LIST OF FUGURES

Title	page
図 4-1 低周波がコントロールできていない SRS 例	81
図 4-2 CAE 解析に使用した部品	82
図 4-3 加速度ピックアップの位置	83
図 4-4 拘束条件	85
図 4-5 実験結果 SRS (100~10000Hz)	86
図 4-6 解析結果 SRS (100~10000Hz)	87
図 4-7 ch1_実験・解析比較 SRS (100~300Hz)	87
図 4-8 ch2_実験・解析比較 SRS (100~300Hz)	88
図 4-9 ch6_実験・解析比較 SRS (100~300Hz)	88
図 4-10 レールの摩擦係数と SRS の関係 (ch1)	90
図 4-11 レールの摩擦係数と PSD の関係 (ch1)	91

LIST OF TABLES

Title	page
表 2-1 試験方式別の比較	15
表 2-2 コンパクトハンマー式衝撃試験機的主要仕様	17
表 2-3 吊り上げ錘落下式とコンパクトハンマー式の比較	17
表 2-4 MO バルブ式衝撃試験機的主要仕様	24
表 2-5 エアハンマー式と MO バルブ式の比較	25
表 2-6 MO バルブ式弾丸速度	38
表 2-7 ハイスピードカメラの仕様	39
表 3-1 計測セッティング	49
表 3-2 応答倍率の周波数区間別アベレージ	66
表 3-3 周波数区間別の再現性	69
表 3-4 M-V ロケット 主衛星搭載位置衝撃加速度計測データ	75
表 3-5 試験時調整パラメータ	77
表 4-1 各部品の材質・最大メッシュサイズ・質量	84
表 4-2 境界条件	84
表 4-3 解析値の実験値に対する倍率	89
表 4-4 摩擦係数変化による SRS 値の変化(ch1)	90

NOMENCLATURE

CAE : Computer Aided Engineering

c_i : 減衰係数

DAQ : Data Acquisition

EM : Engineering Model

FM : Flight Model

g_i : 標準重力加速度 [m/sec²]

k_i : バネ定数

m_i : 質量 [kg]

MO バルブ : 前野・小口バルブ

PAF : Payload Attach Fitting

PSD : Power Spectral Density [Hz/G²]

Q : Quality factor

SRS : Shock Response Spectrum [m/sec² or G]

STM : Structure Model

y_i : 振幅

ζ_i : 減衰比

ω_i : 固有振動数 [Hz]

W : エネルギー [J]

TABLE OF CONTENTS

ABSTRACT	i
LIST OF FIGURES	iii
LIST OF TABLES	vi
NOMENCLATURE	vii
第1章 序論	1
1.1 研究背景	1
1.2 衝撃試験機の現状	3
1.3 人工衛星が受ける衝撃	4
1.4 衝撃試験の評価方法	5
1.5 衝撃試験を行う目的	7
1.6 超小型衛星向け衝撃試験機に必要な要素	8
1.7 研究目的	9
第2章 試験機の製作	10
2.1 衝撃試験機の種類	10
2.2 試作機の種類選定	15
2.3 コンパクトハンマー式衝撃試験機	16
2.3.1 コンパクトハンマー式概要	16
2.3.2 コンパクトハンマー式各部の解説	18
2.3.2.1 サイドフレームの結合	18
2.3.2.2 ハンマー支持部	19
2.3.2.3 錘調整	20
2.3.3 コンパクトハンマー式試験手順	21
2.4 MOバルブ式衝撃試験機	22
2.4.1 MOバルブ式概要	22
2.4.2 MOバルブ式各部の解説	26
2.4.2.1 バルブ・機器類	26
2.4.2.2 MOバルブ式銃口部	27
2.4.2.3 MOバルブ式構造	28
2.4.2.4 MOバルブ式用圧力計の選定	31
2.4.2.5 MOバルブ式発射可能圧力	33
2.4.2.6 MOバルブ式パイプ長さ検討	36

2.4.3	MO バルブ式弾丸速度計測	38
2.4.4	MO バルブ式試験手順	41
2.5	衛星設置部構造	45
2.6	計測・解析プログラム	46
第3章 衝撃試験		49
3.1	試験コンフィギュレーション	49
3.2	加速度ピックアップ位置	50
3.3	試験結果	51
3.3.1	SRS	51
3.3.1.1	吊り上げ錘落下式	51
3.3.1.2	コンパクトハンマー式	53
3.3.1.3	MO バルブ式	55
3.3.1.4	衝撃レベル評価位置同士の比較	57
3.3.2	応答倍率	58
3.4	試験結果の考察	68
3.4.1	コントロール性	68
3.4.2	再現性	68
3.5	考察	71
3.6	総括	80
第4章 衝撃試験特有の課題解決に向けた取り組み		81
4.1	衝撃試験の問題点	81
4.2	検証方法	82
4.3	加速度ピックアップ位置取り付け位置（実験・解析共通）	82
4.4	解析条件	84
4.5	実験・解析結果比較	86
4.5.1	実験値と解析値の比較	86
4.5.2	解析値レール摩擦係数変更	90
4.5.3	PSD 解析値	91
4.6	実験・解析結果の考察	92
第5章 総括		93
参考文献		95
謝辞		98

第1章 序論

1.1 研究背景^{[1][2][3]}

近年、世界各地で超小型衛星の開発が盛んに行なわれている。日本における超小型衛星の定義は、サイズが 50cm 以下の立方体で、重量が 50kg 以下とされており、従来の衛星と比べて、サイズのにもコスト的にもスケールの小さい衛星である。超小型衛星には低コスト・短納期という特徴があるが、それは地上民生用の既製品（以下、COTS 品）を利用することで成し遂げられることが多い^[1]。COTS 品は宇宙用に設計されたものではない。宇宙環境試験は、超小型衛星の信頼度向上に重要な役割を担っている。宇宙環境試験では、振動・衝撃・熱真空・熱サイクルなど、さまざまな種類の試験を行う必要がある。その中でも衝撃試験は、最も実施困難な試験の一つで、未だ確実な手法が確立できていない。

また、低コスト・短納期という超小型衛星の特徴に見合った試験基準は未だ発展途上の段階である。これまでは、大型衛星の基準に習って宇宙環境試験を行うケースが多かった。大型衛星の基準^[2]では、衝撃試験を行う場合、宇宙で実際に使われる火工品を用いた衝撃試験を行うことが基本である。また、コンポーネント類は、オプション扱いとなり行う義務はない。しかし、火工品による試験は、超小型衛星にとっては費用が掛かりすぎる。このような状況の中、近年まで超小型衛星の衝撃試験はあまり積極的に行われていなかったが、最近ではシステム試験としては要求項目として一般化されつつある。

超小型衛星の衝撃試験の目的は、相乗り打上げ中の衝撃による破損や誤作動によって主衛星やロケットに悪影響を与えないことを検証する、衝撃によって超小型衛星自身の機能が損なわれないことを検証する、の 2 点である。超小型衛星の開発者にとって、前者はロンチャーからの要求による「やらされる試験」である。後者は開発者側でどの程度のリスクを許容するかで決まる。これまでは、超小型衛星開発者側に衝撃試験を行うという積極的な動機がない中で、超小型衛星に適した衝撃試験方法についての研究も進展してこなかった。

大型衛星にとって衝撃試験は、火工品による衝撃に個々の部品が耐えるかを確認するものであることに対し、主衛星の相乗りが基本である超小型衛星の場合には、印加すべき具体的な衝撃レベルがロンチャーから提示されており、そのレベルを確実に満たすことが求められる。しかし、火工品衝撃を模擬しつつ、衝撃レベルをコントロールすることは容易ではなく、さまざまな衝撃レベルに対応できる衝撃試験機の開発は遅れている。

九州工業大学では 2010 年に超小型衛星試験センター^[3]を開設し、超小型衛星の宇宙環境試験に特化した世界初の衛星試験施設として、全国の大学や企業様へ利用して頂いている。大型衛星で使用するような試験装置で、超小型衛星の試験を行うことは可能だ

が、大きすぎて莫大なコストや準備に時間が掛かることから、当センターでは、超小型衛星に特化し、開発者がすぐに試せる場を提供することを心掛け、低コストと信頼性のバランスが取れた試験設備や試験方法を日々研究している。特に衝撃試験については、全国的にも設備は限れており、開発への期待は大きいものの、それに答えるだけの設備や試験方法が確立できていなかった。自動車や家電の製造工場でも、どれか一つのラインが不調をきたすと、すべての部品を組み合わせで完成する製品は、結果的に不調なラインのスピードに引きずられてしまい、大幅に生産スピードが落ちてしまうことが知られている。最悪の場合、品質管理の基準を緩めてしまうことになりかねない。このまま衝撃試験機の開発が遅れると、日本の超小型衛星の開発でも同様の現象が起きかねない状況である。超小型衛星は日本が世界を牽引してきた分野の一つだが、近年ではその手軽さから、新興国からの追い上げも著しい。

これらの状況から、超小型衛星用の衝撃試験機の開発が、超小型衛星市場の拡大や、信頼性の向上に繋がる急務であると判断し、研究・開発を進めるに至った。

1.2 衝撃試験機の現状^[4]

人工衛星の構造試験としては、一般的に衝撃試験と振動試験がある。振動試験機は、ロケットの打ち上げ環境を模擬し、衛星の構造的な欠陥やボルトの緩み等を確認できる装置である。振動試験機は、コントロール用の加速度ピックアップに与えた加速度を常に読みながら、最適な加速度が得られるよう制御できる。そのため、訓練を受ければ誰でも安定した試験を行うことが可能である。そのため、一見すると衝撃試験も同様に思われることもあり、衝撃試験機の開発が、なぜ困難であるのか疑問に思われる方も多い。最も大きな違いは、衝撃試験は一発の印加であり、セッティングによってすべてが決まる、ということである。

また、振動試験機は、仕様の範囲内であれば、衛星の質量や重心、剛性等が異なっても、自動的に最適な制御を行うため、試験方法を修正する必要が無い。それに対して、衝撃試験の場合は、衛星毎に試験のセッティングを細かく見直す必要がある。つまり、ほとんどの衝撃試験機は、フィードバック制御をすることは不可能である。これらのことが、衝撃試験機の開発を困難にしている。振動試験機は、機械やエレクトロニクス等の他分野でも使える汎用装置が、衛星試験に適用できる。国内でもいくつかのメーカーが汎用の振動試験機を発売しており、凌ぎを削っている。これらは衛星試験の規格にも十分対応できるものである。逆に、衝撃試験機については、衛星に十分使用できるような仕様の商品は現在発売されていない。これらが示すことは、衝撃試験は、試験機単品では意味を成さず、試験手法も含めて、細かく丁寧な調整が必要ということである。加えて、最近では衝撃試験をランダム振動試験で置き換えることができないか研究されている^[4]。下手をすると衛星にとって過負荷になりかねない衝撃試験を避けたいという思いは、衛星開発者にとっては当然の感情と言える。しかし逆に言えば、信頼できる衝撃試験方法の確立は、宇宙市場にとって大きな需要があるという証拠とも言える。

1.3 人工衛星が受ける衝撃

人工衛星が衝撃を受けるのは、主に①フェアリング部分が開頭する時、と②衛星をロケットから切り離す時である。フェアリングは図 1-1 に示すように、ロケットの先端部分であり、ここに主衛星と主衛星を取り囲むような形でいくつかの超小型衛星が搭載される。

①はフェアリングを開頭する際に火薬を爆発させるため、フェアリング内部を伝播してきた衝撃波が衛星に与えられる。

②は衛星をロケットから切り離す際に、インターフェース部を留めているマルマンクランプバンドを締結するボルトを火薬によって切断し、解放する際に衝撃波が発生する。②については、最近では機械的に分離させて衝撃を最小限に抑える研究や、国際宇宙ステーションから衛星を直接飛ばすこともあるため、すべての衛星が対象ではない。また、国内においては FM(Flight Model)の段階で JAXA に持ち込んで、火工品によるインターフェース分離試験を行うことも可能である。これは火工品による実レベル試験であるため、衝撃の要求スペックも無視して良い。以上から、超小型衛星試験センターのような組織で、②の模擬試験を行う必要は必ずしもない。

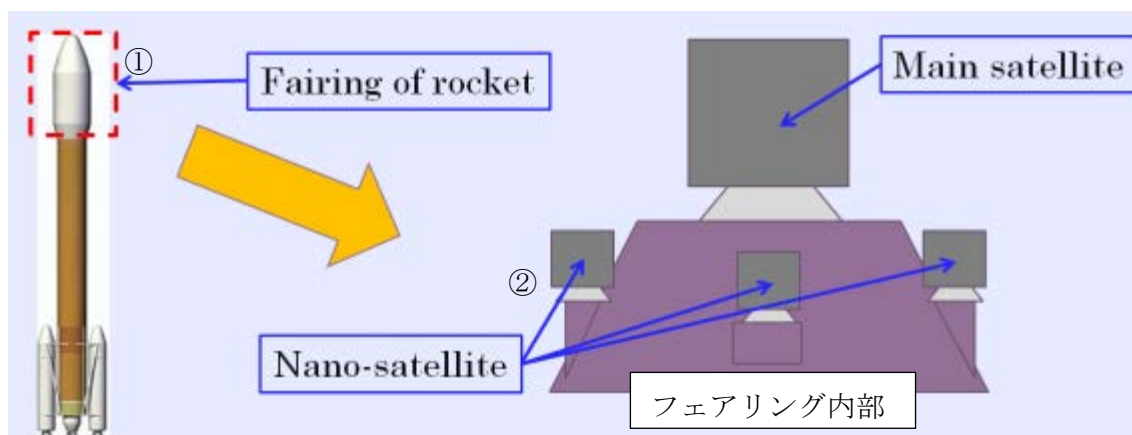


図 1-1 衝撃の種類

1.4 衝撃試験の評価方法^{[5][6][7]}

衝撃試験の評価基準は SRS (shock response spectrum) であり、ロケット毎に規定されている。SRS とは、ある供試体（この場合人工衛星）が受けた衝撃に対し、そのダメージポテンシャルを評価するための解析手法である。ただし、衛星や宇宙分野の専門家であっても、SRS についての理解はあまり浸透していない。SRS についてわかりやすく解説した専門書を見つけることが困難な事も一因と思われる。また、衝撃試験機は、振動試験機とは根本的な違いがあることは述べたが、一方で SRS を正確に理解するには、振動工学を必要とする場面もある。SRS については、本論文に常に付き添う概念であるため、できる限り簡潔な形で解説をしたい。

SRS は、計測位置において、印加されたショックによって発生する応答加速度を規定するもので、その際の Q 値は通常 10 に規定している(減衰比 $\zeta=0.05$ と同義)。ただし、実際の Q 値は周波数毎に同じ値を取るわけではないため、SRS は真の応答加速度を示すものではない。つまり、ある供試体に課された目標の SRS レベルが意味することは、【その供試体が、全周波数領域で $Q=10$ であるとして、その場合に受ける応答加速度、を得るような入力（供試体設置部分への衝撃印加）】を規定したもの、である。

SRS 解析の手順を図 1-2 に示す。以下でその解説をする。

- ①SRS 解析用の加速度 (G or m/sec^2) が印加される
- ②SRS の計算を行う伝達関数モデル (バネ(k_i)・マス(m_i)・ダンパ(c_i)系) に適用する。
上記 3 つは変動するが、この時、減衰比は $\zeta_i=0.05$ で固定されているものとする。
- ③各バネ・マス・ダンパ系の出力信号 (衝撃応答) を得る。
- ④各バネ・マス・ダンパ系の共振周波数(ω_i)と、それに対応する衝撃応答 (振幅(y_i)) の最大値(g_i)をすべてプロットする。⇒ SRS 解析結果 (単位は①入力値時と同様)。

試験時の衝撃レベルに対する評価の例を図 1-3 に示す。この例では、次章で述べるコンパクトハンマー式衝撃試験機を使い、治具単品で水平方向へ衝撃印加している。また、すべて ch で印加方向の計測をしている。JAXA の H ロケットの要求スペックを超えるように試験しており、下限値をすべての周波数で超えていることがわかる。要求スペックに対する許容値はロケット毎にさまざまで、下限値でいうと規定値に対して概ね 90%~50%程度である。JAXA の場合は 90% (規定値-10%) と許容範囲が狭く、他の規格に比べ非常に難しい。上限値は、規定していないロケットもあり、規定されている場合でも、実際は有って無いようなものである。実際 90%~150%の間の SRS 値を得るような試験はほとんど不可能である。また、治具単品ではなく、衛星を載せて試験する場合は、この試験結果のように凸凹の少ない直線的な SRS 値を得ることが難しくなる。

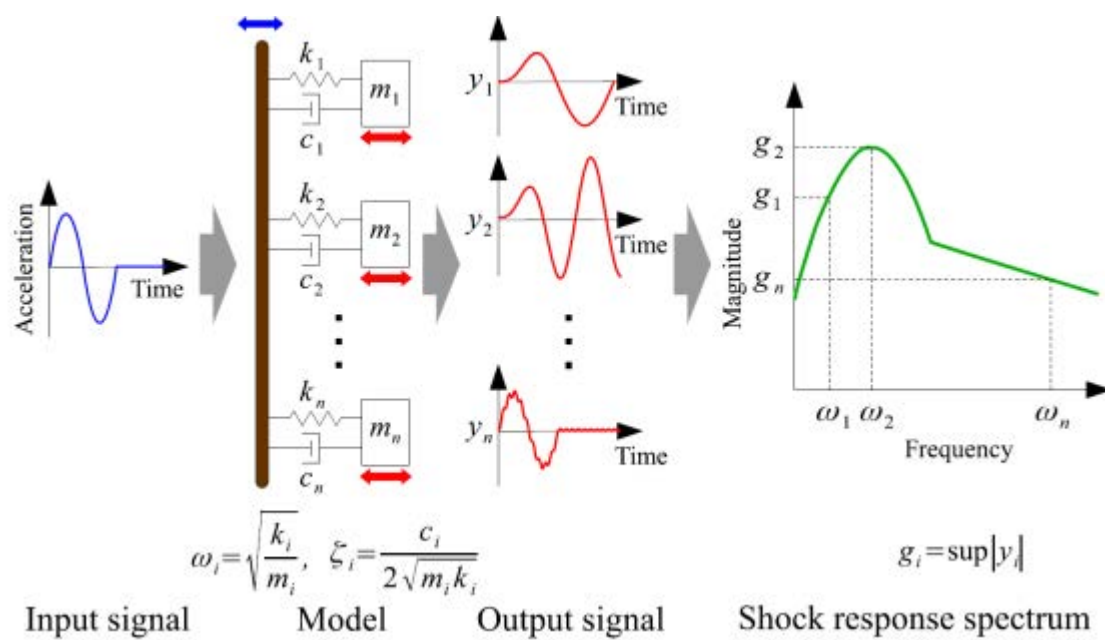


図 1-2 SRS 解析の手順^[5]

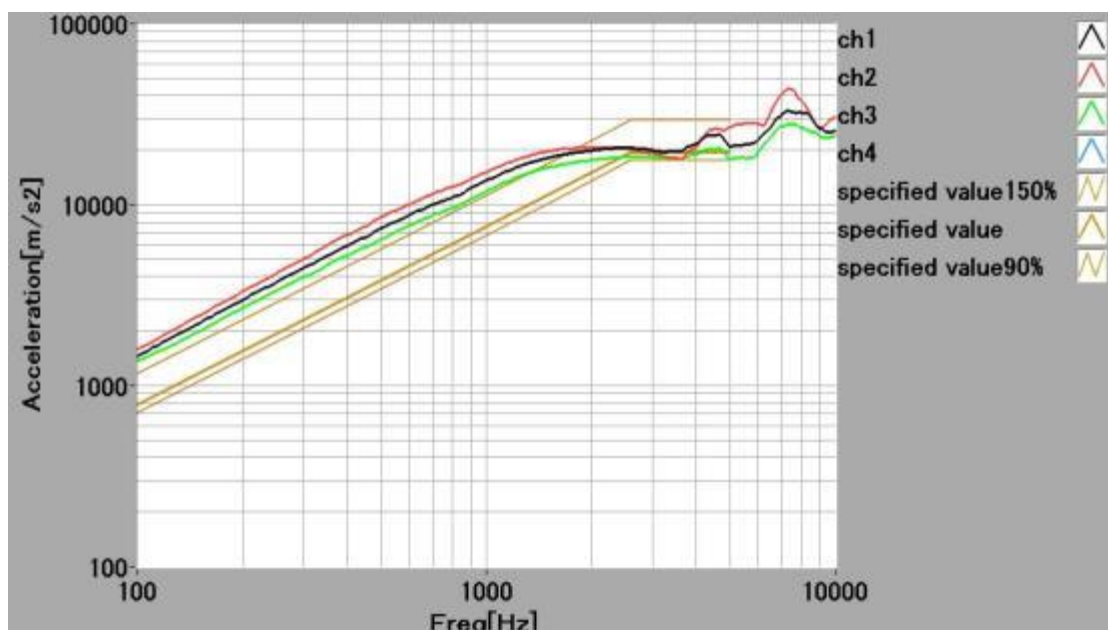


図 1-3 SRS 評価例

1.5 衝撃試験を行う目的

超小型衛星の衝撃試験は、基本的にロランチャーの要求で行うことが多い。電子機器、光学機器等のコンポーネント単体での衝撃試験は、基本的には要求ではなくオプション扱いとなり、開発者の希望で行うことがある。ここでは衛星本体の衝撃試験を行う目的について、明確にしておく。

ロランチャー側の目的は、「相乗り衛星の構造破壊や誤作動による、主衛星への被害」が起こる可能性を摘むこと、

衛星開発者の目的は、「誤作動や電子部品の破損」が起きないかどうかを確かめること、

である。

ロランチャー側は、どのように構造設計をしたか不明なため、構造破壊を心配する。しかし、実際に設計した開発者からすると、高周波成分の強い衝撃において構造破壊の心配は、誤作動や電子部品の破壊に比べると、懸念の度合いは低いと考えている。よって、より根本的な部分から、試験目的をより簡潔に述べると、

ロランチャー側は、相乗り衛星の安全性を確保できるか確かめたい、

衛星開発者は、衛星機能の健全性を確かめたい、

と言える。

ただし、ここで注意しないといけない点があり、衝撃試験は、高速変形が起こりえる状況であるため、一見して塑性変形等がなく問題がない構体であっても、脆性破壊が進行している可能性がある。そのため、今現在は一般化されていないが、試験目的が達成されたか確実に確認するためには、衝撃試験の後に、振動試験によって固有値に変化がないか確認をすべきである、と考える。

1.6 超小型衛星向け衝撃試験機に必要な要素

超小型衛星のロケットへの搭載条件は、大型衛星と比べ厳しい。それは搭載位置がロケットの主構造上ではなく、主構造の補助部材を構造部材として利用しているからである。つまり、超小型衛星を搭載するための専用設計を行っているわけではなく、乗り心地は悪いがついでは乗せてあげますというスタンスである。加えて、前節で述べたように主衛星の安全を考慮し、超小型衛星の構造破壊等による飛び火が起きないように強度的な余裕を持たせたいからである。そのため、超小型衛星の衝撃試験は、ロンチャーに要求された衝撃レベルを、確実に満たさなければならない。そのため、衝撃試験機は、コントロール性と再現性、を高める必要があると考える。

・コントロール性

衝撃試験の要求スペック(SRS)は、ロンチャー毎に大きく異なる。また、超小型衛星は、開発初期段階では、どこで打ち上げるかわからないことや、途中でロンチャーを変える可能性もある。よって、さまざまな要求スペックに対応することができる、衝撃試験機である必要がある。

・再現性

衝撃試験機はセッティングが肝要であるため、少しのセッティングのズレでも、試験結果が変わる可能性がある。よって、ダミー衛星等で事前試験を行い、十分な SRS が得られると判断していたとしても、本番では変わってしまうことがある。逆に再現性が高ければ、最低限の衝撃レベルを狙うことが可能になる。さらに何度も試験をやりなおす可能性が下がり、衛星のダメージ軽減につながる。

1.7 研究目的

衛星開発者は、基本的に衝撃試験をすることに消極的である。それは、「よくわからないけど壊れそう」、「ちゃんと試験ができず、何回もしないといけないかもしれない」、「規定レベルを大幅に超える試験になったら大変」というような、さまざまな理由があると思われる。しかし、ほとんどは漠然とした理由とも言える。低周波域においては、振動試験で代替する考え方もあるが、それはそれほどまでに衝撃試験を避けたい、という心情があると解釈することができる。それだけ衝撃という現象が、未だに解明されていない部分が多く、衛星開発者は自信を持って「この衛星は衝撃試験をしても大丈夫」だと考えることができていないことが多い。さらに、現実にかかるであろう衝撃の印加を本当に正しく模擬してもらえるか懐疑的だと考えられている可能性もある。つまり、衝撃試験によって何等かの破損が起こったとして、それを素直に受け止めるには、衝撃試験機も含めその試験自体が信頼されている必要がある。これで壊れても、仕方ないという試験でない限り、衛星開発者は、丹精込めて作った衛星に、欠陥はないと思いたい心情が働く。このような状況ではあるが、実際に打ち上げれば、衛星に衝撃が加わるという事実は間違いなく存在し、それに対処することは必要である。

これらのことを踏まえて、本研究では、以下に示すような特徴を持った、超小型衛星に適した衝撃試験方法を開発することを目的とする。

- ・ 安価な試験手法
- ・ SRS を自在にコントロールできる
- ・ 再現性の高さをもつ

この意味は、ロランチャーの要求に答えることはもちろんであるが、超小型衛星の開発者が納得できる衝撃試験は、「費用が安価で、最低限の試験レベルを、最小限の試験回数」、を達成できるものである。

第2章では、代表的な衝撃試験機とその特徴を記述しており、過去の試験機において、上記すべての要素を併せ持つ可能性のある試験方式はどれか示している。

第2章 試験機の製作^{[8][9][10]}

2.1 衝撃試験機の種類

この節では、一般的に衝撃試験に用いられる試験方式の種類や特徴などを説明する。それらの特徴が試作機選定の動機づけとなっている。

■ 実環境模擬方式

火工品を使用した、実環境に最も近い方式である。この方法は、基本的にコンポーネント単品で行われることはなく、サブシステムレベル以上のものに適用される。衝撃発生源を実機と同等にすることができるため、かなり正確な実環境の模擬試験と考えることができる。

使用される例としては、衛星をロケットから切り離す時の PAF 分離試験や、太陽電池パドルの展開試験で、締結ボルトを切断する際に用いられる。

【実環境模擬方式の特徴】

利点

- ・実環境レベルの試験であるため、ロンチャーの指定する試験レベルを無視できる。
- ・取り付け剛性が実機と同等であり、冶具と機器類の共振による過負荷の心配がない。

欠点

- ・火工品を用いるため、試験コストが高い。
- ・実環境レベルの負荷しかできないため、設計マージンを考慮した試験は行えない。
- ・搭載機器の単体での試験はできない。
- ・火薬類取締法を順守する必要があり、有資格者しか取り扱えない。
- ・試験場所は、静電気や発火しやすいものについて十分な配慮をしなければならない。
- ・フェアリング開頭の実環境模擬には、コストが掛かり過ぎるため通常行わない。

■ 落下衝撃試験方式

落下衝撃試験方式の例を図 2-1 に示す。この装置は、MUSCAT スペース・エンジニアリング社製で 2010～2011 年にかけて、試作機として製作されたものである。

試験方法としては、剛性の高い架台の上に供試体を設置し、高さを調整した後に自由落下させ、試験機の底面の突起部分に衝突させ、衝撃加速度を印加するものである。

【落下衝撃試験方式の特徴】

利点

- ・装置の開発、試験コスト共に安い。
- ・装置の操作が容易である。

欠点

- ・取り付け剛性が高くなりがちで、共振による過負荷の恐れがある。
- ・SRS の傾斜の調整が難しい。
- ・他の試験方式と比べると SRS は高周波側が弱め、低周波側は強めに出やすい。
- ・二度当たりし易い。
- ・両振幅にならないケースも多く、両振幅で規定された試験条件では、正負両方向の試験を行う必要がある。→試験回数の増加
- ・機軸直交方向の衝撃試験は、50cm クラスの衛星では困難。

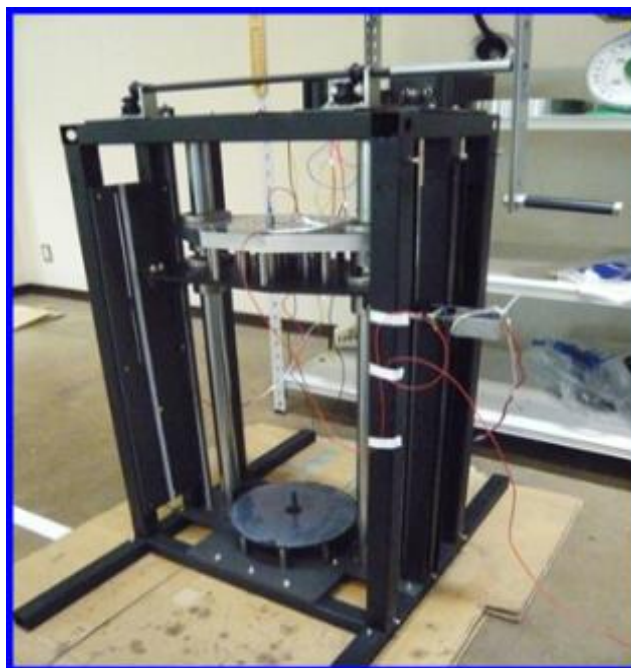


図 2-1 落下衝撃試験方式^[8]

■ 動電型加振機方式

例としては振動試験機の機能を利用したものがあり、制御プログラムによって、正弦半波や、三角波、ノコギリ波を生成し、片振幅のパルスを印加する方法がある。

他にも SRS の規定レベルから Wavelet 解析等を用いて瞬間的な波を生成し、重ね合わせてできた両振幅の減衰波形を印加する方法がある。

【動電型加振機方式の特徴】

利点

- ・試験コストは安い。
- ・装置の操作が容易である。
- ・さまざまな波形を印加することができ、SRS の傾斜もある程度調整可能である。
- ・予備加振を行うことで、精度の良い試験を行うことができる。

欠点

- ・取り付け剛性が高くなりがちで、共振による過負荷の恐れがある。
- ・加振機自体が高価である。
- ・加振機の性能によって、得られる SRS に制限があり、ほとんどの場合、超小型衛星の要求スペックを満たすことはできない。

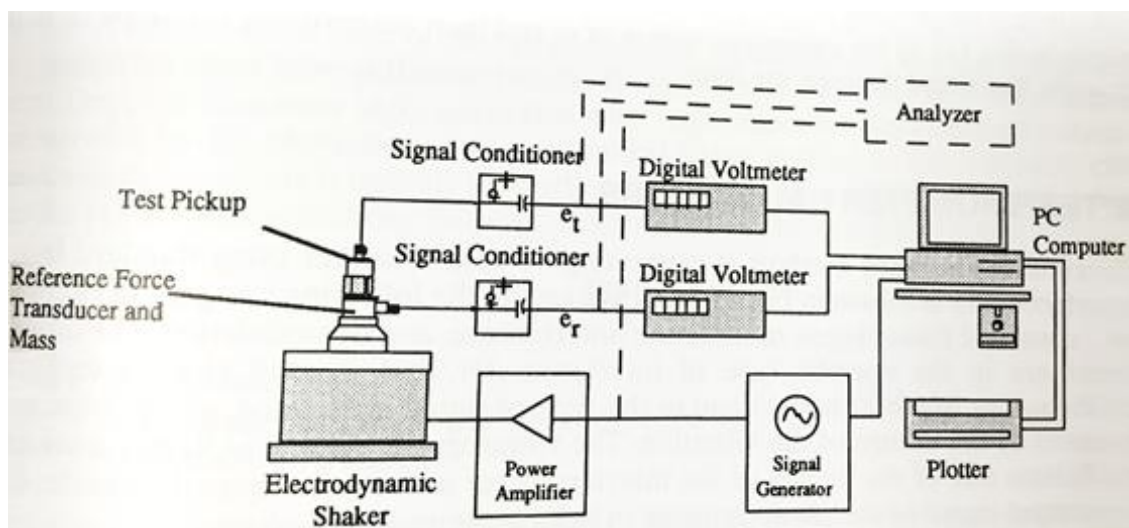


図 2-2 動電型加振機システムの例^[9]

■ 機械的インパクト試験方式

この方式は、供試体をプレートやビームなどの弾性体に取り付け、ハンマー等の錘をぶつけることによってパルスのような入力を印加する。プレートやビームの共振モードを利用したり調整することで、さまざまな SRS 波形を得ることが可能である。また、衝撃の入力方法はいくつも考えられるが、代表的なものとして錘落下式や、空気圧式のアクチュエーターを用いた方法としてエアハンマー式（図 2-3）^[9]等がある。

図 2-4 は、錘落下式の一つで、本書内では吊り上げ型錘落下式と呼んでいる。底面に 10 mm のアルミ板を使用し、4 方向からロープで引っ張りテンションを掛け、天井クレーンで吊っている。その底面のアルミ板へ、真鍮の錘をぶつけて衝撃加速度を得ている。3 章の衝撃試験結果の比較で、この装置の試験結果を示す。

【機械的インパクト方式の特徴】

利点

- ・装置の開発、試験コスト共に安い。
- ・装置の操作が容易である。
- ・さまざまな波形を印加することができ、SRS の傾斜や折れ点周波数の調整も、ある程度調整可能である。
- ・衝撃印加の強弱が付けやすく、実環境レベル以上の印加をして設計マージンの確認を行うことが容易である。
- ・セッティングによっては、一回の試験で 3 軸へ同時に衝撃を与えることができる。

欠点

- ・低周波領域で、SRS の傾きが変動しやすい(6dB/oct～10dB/oct)
- ・3 軸同時、2 軸同時の衝撃印加は、印加方向(1 軸だけ)に特に大きな衝撃が入ることがある。

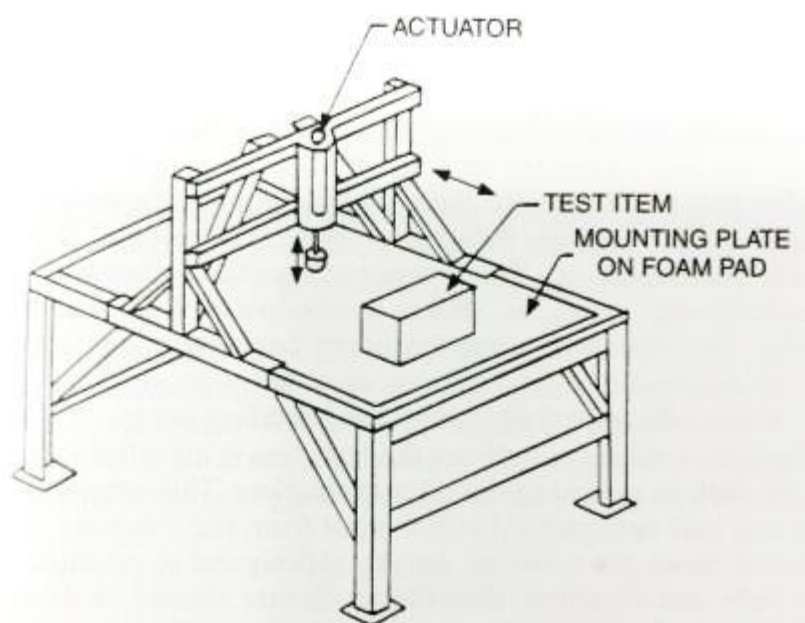


図 2-3 エアハンマー式^[9]



図 2-4 吊り上げ錘落下式^{[8][10]}

2.2 試作機の種類選定

2.1 節で記述した試験方式毎の特徴を、一部抜粋して表 2-1 に示す。この比較でもわかるように、機械的インパクト方式はこの中で最も条件が揃っていると思われる。特に SRS 波形の傾きの調整や強さの調整は、本研究において最も重視すべき項目であり、その点でも機械的インパクト方式が優れていると考える。

この判断を以て、機械的インパクト方式に分類されるコンパクトハンマー式衝撃試験機、及び MO バルブ式衝撃試験機、の 2 種類の試験機を製作するに至った。

表 2-1 試験方式毎の比較

	実環境模擬方式	落下衝撃試験方式	動電型加振機方式	機械的インパクト方式
試験コスト	×高い	○安い	○安い	○安い
試験機コスト	×高い	○安い	×高い	○安い
装置の操作	×要資格	○容易	○容易	○容易
試験場所の確保	×不可に近い	○可能	○可能	○可能
波形の種類	○両振幅	△片振幅の場合有り	△片振幅の場合有り	○両振幅
SRS 波形の傾き調整	×不可	△難しい	○可能	○可能
衝撃レベルの強度調整		△高周波側が不足しやすい	×不足	○調整は容易
機軸直交方向の試験	○可能	×50cm クラスでは困難	○可能	○可能
再現性	? 不明	? 不明	? 不明	? 不明

2.3 コンパクトハンマー式衝撃試験機^{[8][10][11]}

2.3.1 コンパクトハンマー式概要

試験機の全体像を図 2-5 に、試験の仕様を表 2-2 に示す。この試験機は機械的インパクト方式の中でも、錘落下型であるが、2.1 節で紹介した、より一般的な吊り上げ錘落下式(図 2-3)と違い、衛星は地面に近い所で固定、或いは印加方向のみに動く仕組みである。また、ハンマー自身も支持部分が左右方向は固定されており、錘を落下させる際に起こる不安定さを解消している。また、錘の調整は、錘すべてを交換せず、必要に応じてプレートを追加することが可能である。名前にあるコンパクトとは設置スペースを指しており、他の試験機に比べ、圧倒的に小さいスペースで試験を行うことができる。わかりづらいので、表 2-3 に吊り上げ錘落下式とコンパクトハンマーの違いをまとめる。

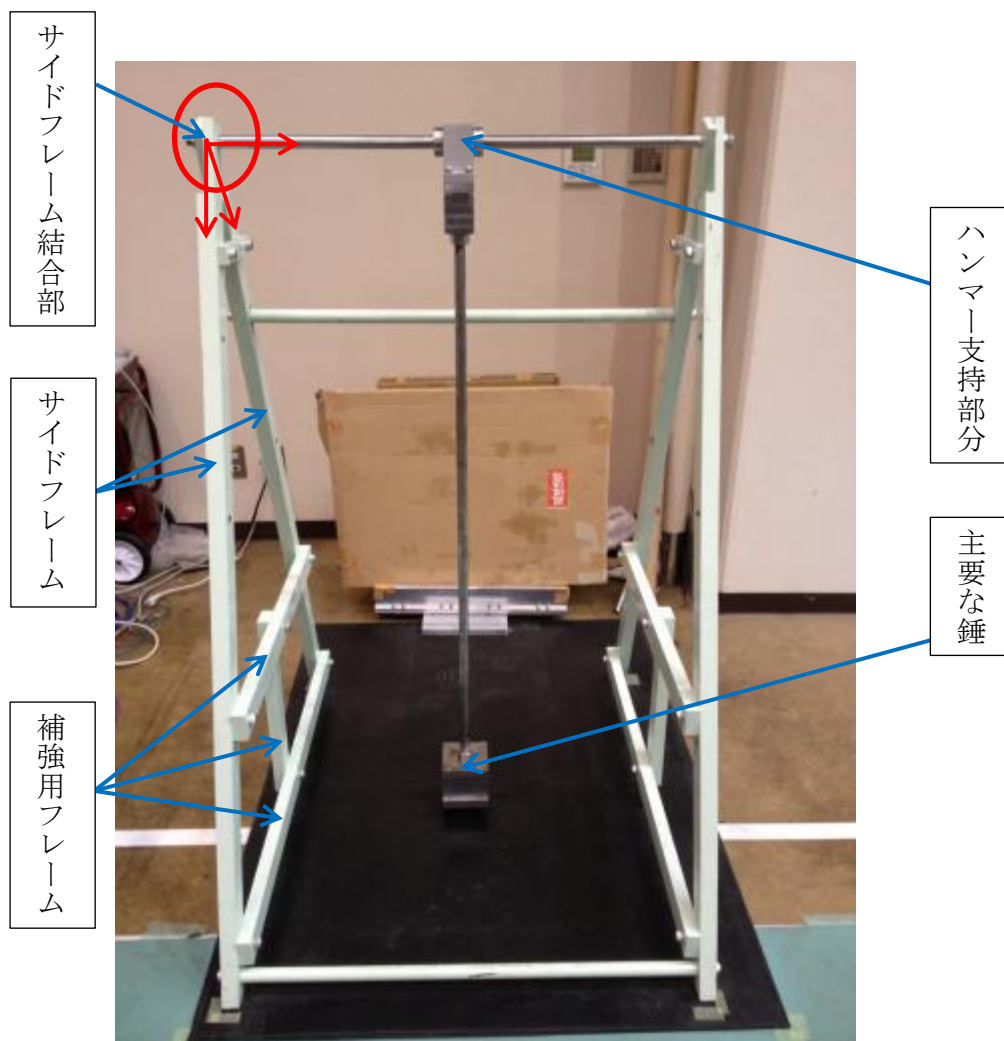


図 2-5 コンパクトハンマー型衝撃試験機

表 2-2 コンパクトハンマー式衝撃試験機の主な仕様

項目	仕様
サイズ	105cm×90cm×140cm (length) (width) (height)
試験機質量	130kg
錘の質量	7.2～ 14.1kg
落下高さ	Max.220cm
製作費	約 30 万円
ランニングコスト	数十円/回

表 2-3 吊り上げ錘落下式とコンパクトハンマー式の比較

	吊り上げ錘落下式	コンパクトハンマー式
衛星の設置環境	プレートの上に設置し、プレートはロープでテンションを掛けている。 ⇒衝撃印加時にテンションが弱まり、連続しての試験が困難。	地面に近い位置で固定、或いは、印加方向へのスライド。
ハンマーの動き	ハンマーの支持部分も吊っているため、ハンマーを振り下ろす際に重心も変化し、前後左右にフラフラしやすい。	ハンマー支持部は、土台に固定されているため、ふらつかない。
錘の調整	可能だが、取り付けられる錘は一つであるため、毎回取り外しを行う必要あり。	可能。ベースとなる錘を取り付けたまま、必要に応じて追加していく。
試験に必要なスペース	約 12m ²	約 2m ²

2.3.2 コンパクトハンマー式各部の解説

2.3.2.1 サイドフレームの結合

通常このようなブランコ型の骨組みの結合には、3方向すべてを同時に固定するようなホルダー状の留め具が使われることが多い。この試験機を支えている4本のサイドフレームは、図2-6に示すように120mmの段差を作っており、同じ部品を表裏で重ね合わせてボルト結合している。このようにすることで、図2-5に示すサイドフレーム結合部の箇所に専用の留め具を製作するコストを省いている。もしも作る場合は、専用の留め具となるため、2つで30万程度は掛かる見込みである。また、この固定方法ではサイドフレームの面の高さがすべて揃うため、補強用のフレームを結合することが容易となる。

図2-6のA部も、組立て状態で足の部分が平面で設置できるように70°でカットしており、安定感の良い試験機になるよう心掛けている。

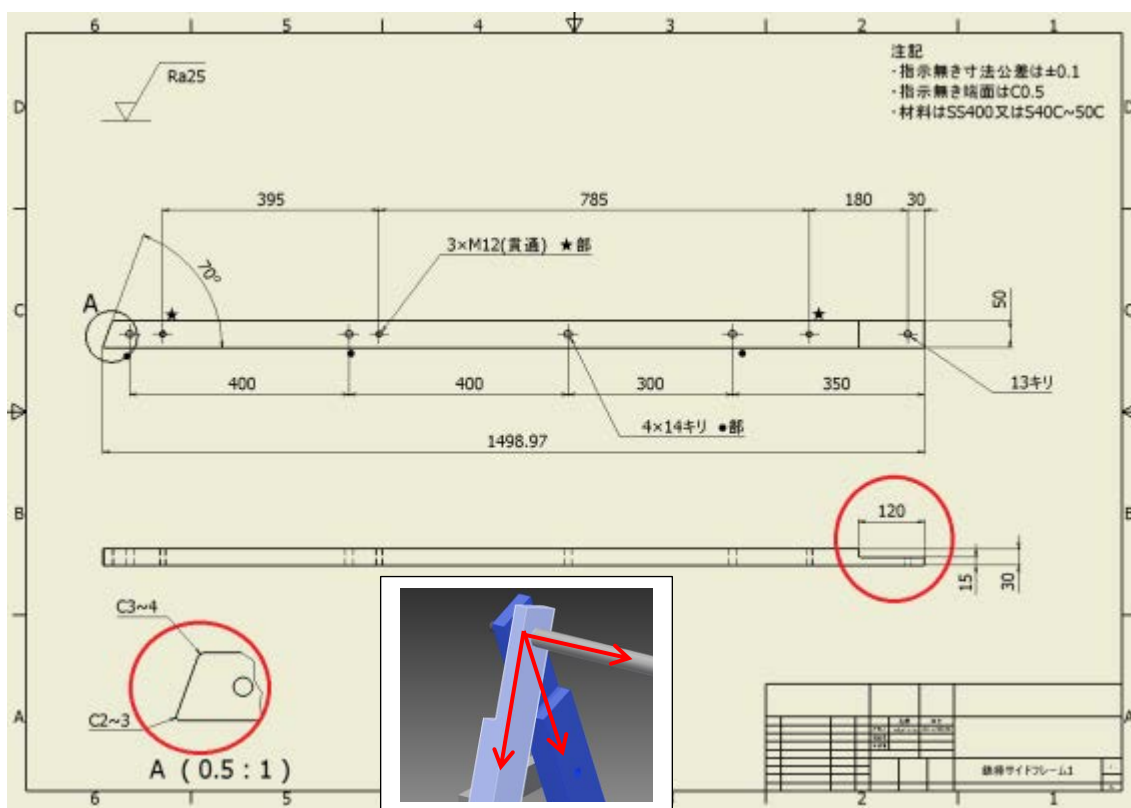


図 2-6 試験機のサイドフレーム

2.3.2.2 ハンマー支持部

ハンマー支持部は、図 2-7 のような構成となっている。ベアリングホルダは、内部にラジアルベアリングを装備しており、水平シャフトの円周方向の力に対して滑らせている。また、ベアリング内は低発塵グリースを使用しており、クリーンな環境に対しても対応できるように配慮してある。

ベアリングホルダは、水平シャフトの軸方向にも摺動する可能性があるため、それを防ぐため、両サイドにシャフトカラーを用いて固定している。シャフトカラーは M6 のボルトを開け閉めすることで、固定したり解除したりすることができるため、供試体の位置と錘の位置ずれを微調整する際に、調整することが容易である。

さらにベアリングホルダには直接ハンマー用シャフトを挿すことはできないため、アダプタの役目をするシャフトホルダを製作した。シャフトホルダは、シャフト用ハンマーとの連結用に M20 のネジ穴を 1 つと、ベアリングホルダとの連結用に M8 ボルト用のキリ穴を 4 つあけている。

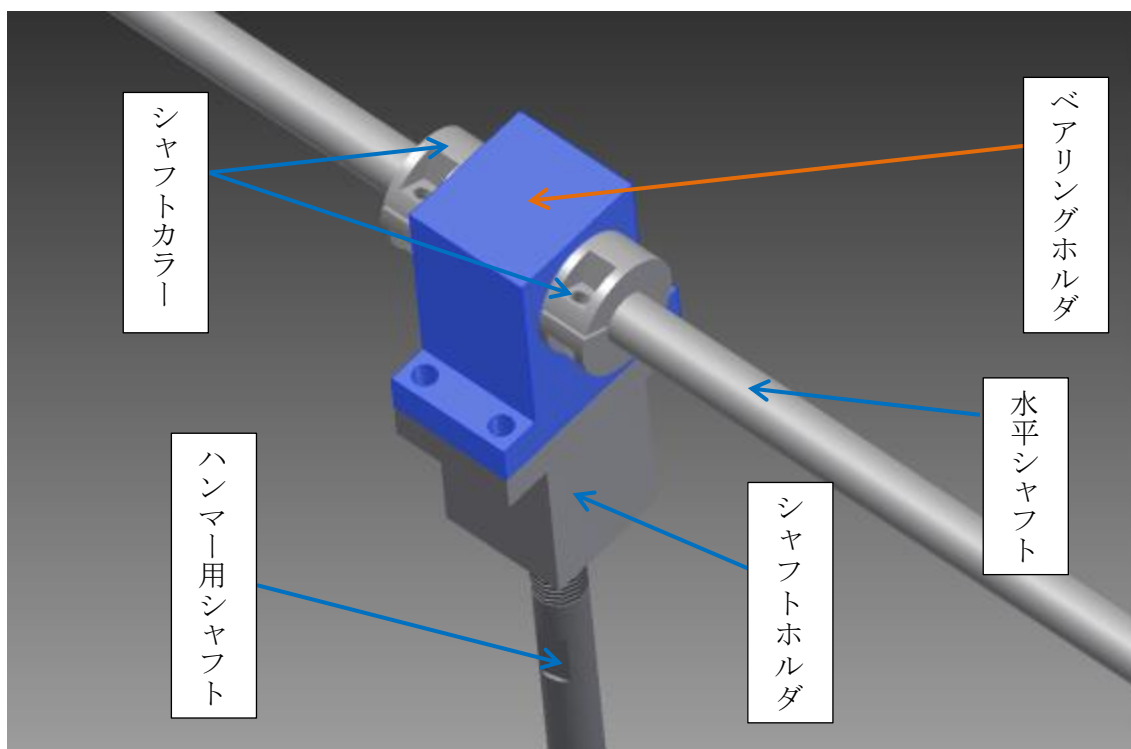


図 2-7 ハンマー支持部の構成

2.3.2.3 錘調整

錘部分は、図 2-8 のような構成になっている。ベースの錘は約 7.2 kg である。ベースの錘では質量が不足する場合は、調整用の錘を取り付けることが可能である。調整用の錘は、一つが約 2.3 kg であるため、最高で 14.1 kg 程度の重さまで増やすことが可能である。ベースの錘は M20 のネジ穴が開けられており、その穴にシャフトを挿入した後、さらに上からナットを締めることで固定する。ナットの締め付けは、200N・m 程度で問題ないと考えられるが、衝撃印加時に面同士で接触できていない場合は緩みが出ることがある。逆に強く締めすぎてガチガチにすることは、試験機のどこか（ベアリング部等）に無理が行き、破損しやすくなるため行っていない。

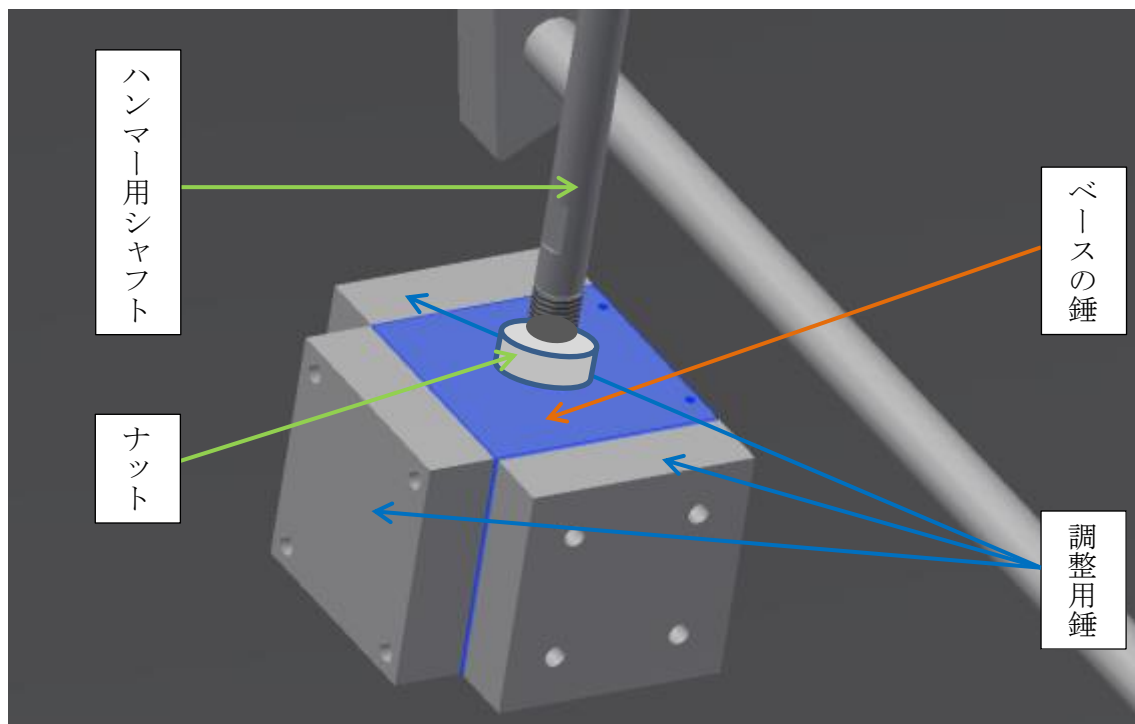
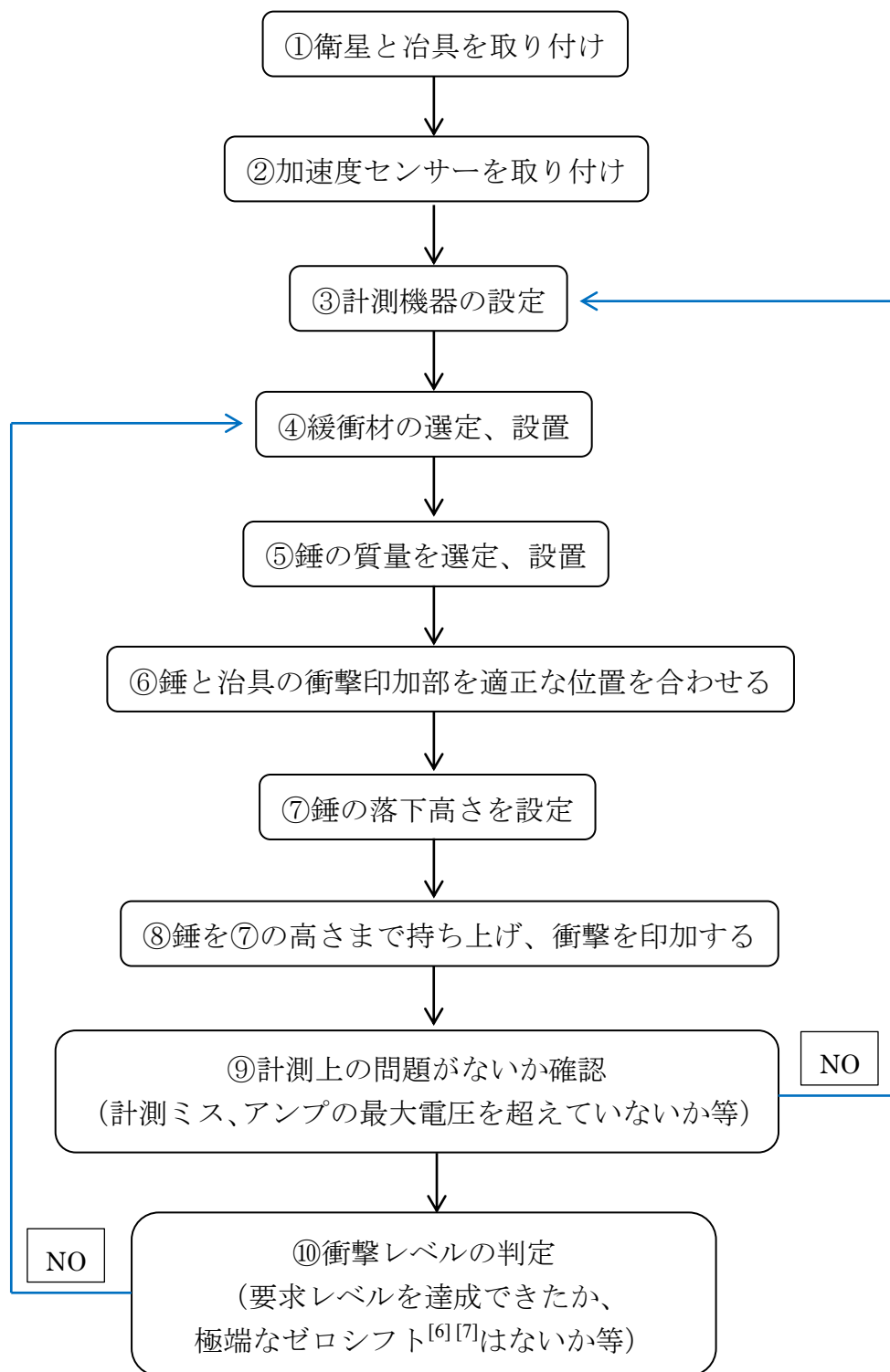


図 2-8 錘部分構成

2.3.3 コンパクトハンマー式試験手順

コンパクトハンマー式でレベル出しを行う際の試験手順を、フロー化して説明する。



2.4 MO バルブ式衝撃試験機^{[8][10][11][13]}

2.4.1 MO バルブ式概要

MO バルブ式の水平試験時を図 2-9 に、全体像を図面化したものを図 2-10 に示す。垂直方向印加時は図 2-11 に、全体像がわかる図を図 2-12 に示す。試験機的主要仕様を表 2-4 に示す。この試験機は、コンパクトハンマーと同様に機械的インパクト方式ではあるが、一般的なエアハンマーとは異なり、空気銃の一種である。この方法を採用した理由は、表 2-5 に示すように、主にエアハンマーとの自由度の違いである。

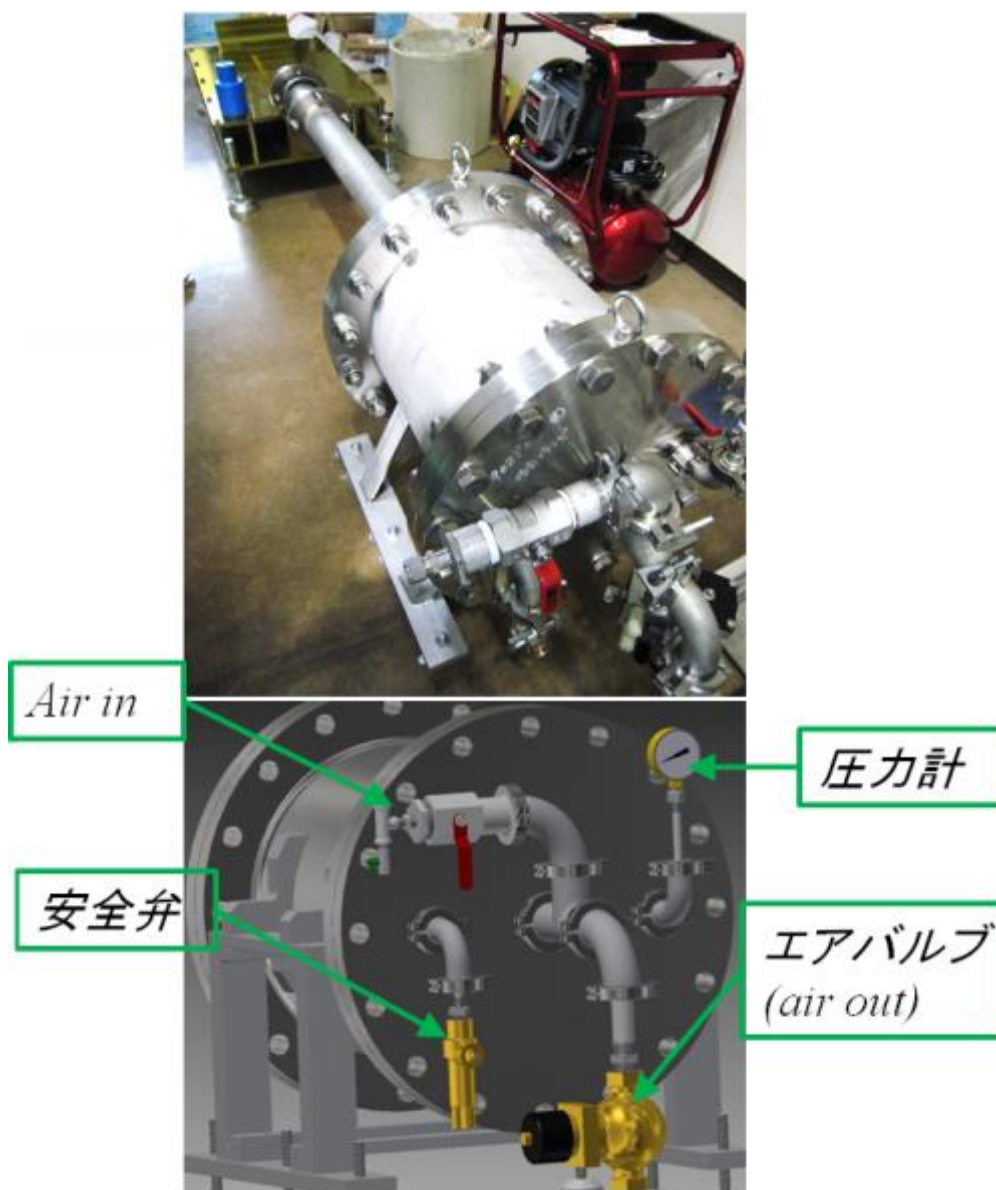


図 2-9 MO バルブ式衝撃試験機

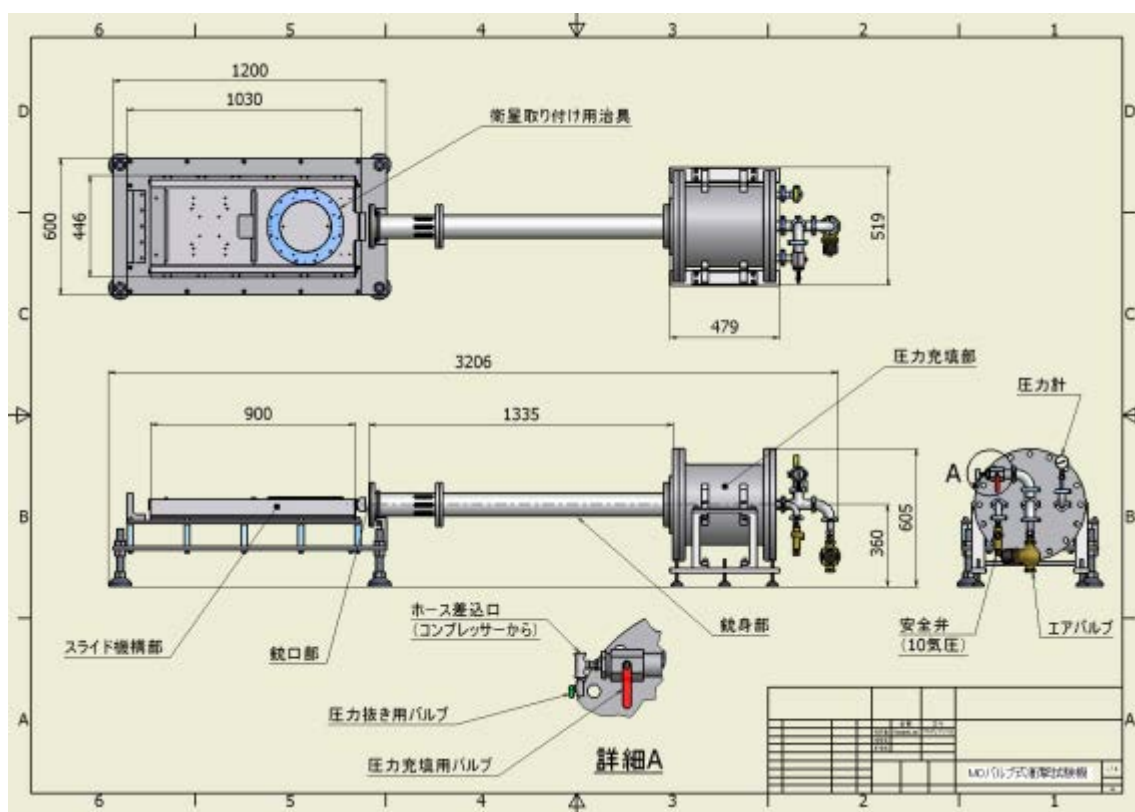


図 2-10 MO バルブ式全体図

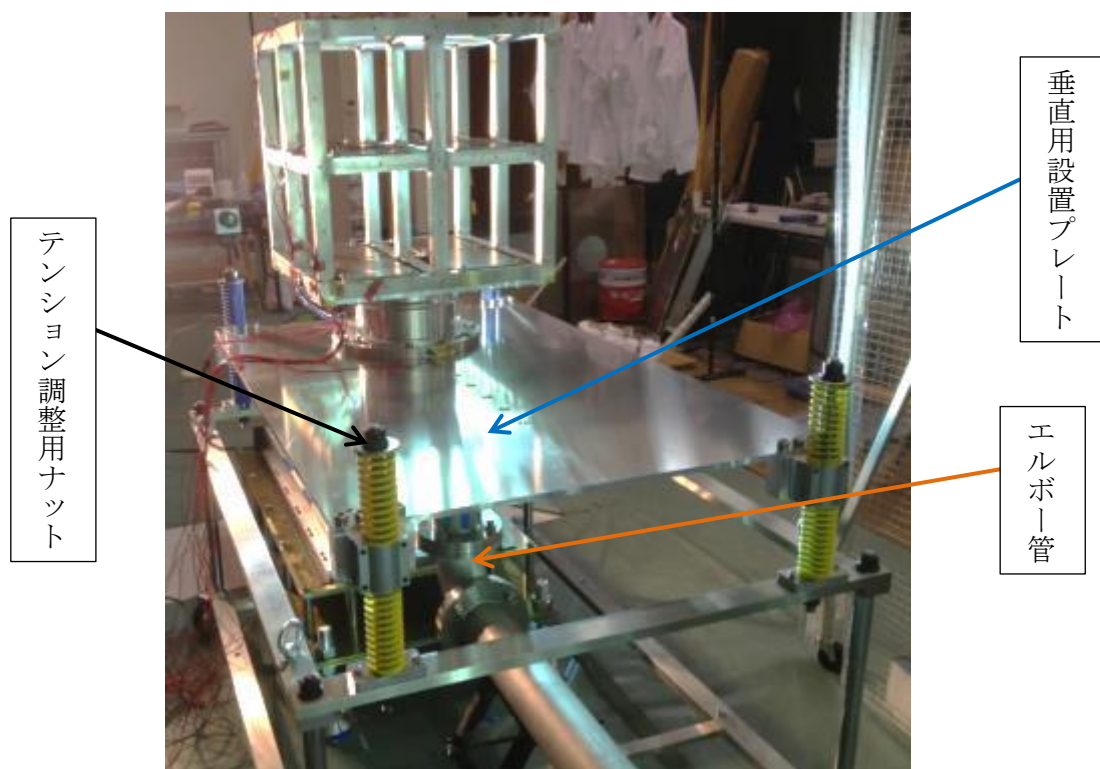


図 2-11 MO バルブ式垂直方向試験時

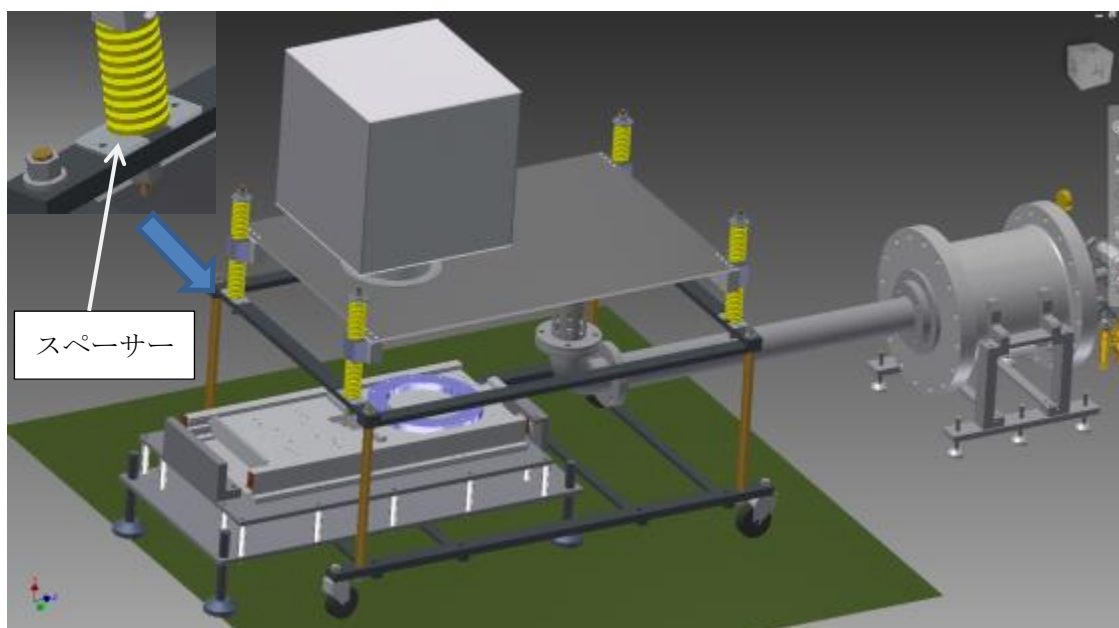


図 2-12 MO バルブ式垂直試験時全体図

通常の水平試験を行った際に、垂直方向の衝撃レベルが不足する場合もある。そのため、直接垂直方向に弾丸を当てることができるよう、架台を製作した。弾丸を当てるプレートの位置は自由に調整できる。垂直用設置プレートの上は、硬質のスプリングで支えられており、テンションの調整も可能である。また、図 2-12 に示すように、スプリングの下にスペーサー状の部品を入れ込み、高さ調整が可能である。

表 2-4 MO バルブ式衝撃試験機の主な仕様

項目	仕様
サイズ	320cm×60cm×60cm (length) (width) (height)
試験機質量	200kg
弾丸の質量	0.7～ 3.1kg
弾丸移動距離	Max.110cm
圧力	Max.1.0Mpa
製作費	約 150 万円
ランニングコスト	数百円/回

表 2-5 エアハンマー式と MO バルブ式の比較

	エアハンマー式	MO バルブ式
弾丸（ハンマー）の 質量・材質変更	基本的には不可。材質は主に鉄やステンレス。	可能。弾丸の径さえ合わせれば、どんな材質のものでも使用できる。
弾丸（ハンマー）の 衝突速度調整方法	タンク圧力の調整	タンク圧力の調整、 弾丸の移動距離の調整
弾丸（ハンマー）の 印加方向変更	基本的に固定のため不可。 そのため水平と垂直両方に印加したい場合、いずれかの方向の時に衛星が横向きになる。	可能。 パイプの向きをエルボー管で変えることができる。
圧力解放方法	主に電磁バルブ （解放スピードは 0.01~0.1sec で、バルブ径を 極端に大きくできない）	MO バルブ （解放スピードは 0.01~ 0.025sec ^[13] 、で機械的な開放 のため安定的。バルブ径が 大きく作れるため、解放面積が 大きくでき、弾丸を一気に加速 させることができる）
メンテナンス性	ハンマー部分は、発射時に 10cm 程度の伸縮運動をする ため、内部の O-ring と摺動 する。その際に、O-ring は摩擦や熱の影響で劣化 する。 また、ハンマー自体が痛んだ 場合は、ピストン構造になっ ている装置内部を開けて、 ハンマーを交換する。	内部に O-ring を使用してい るが、バルブの開閉目的であ るため、摺動距離は 3~4cm 程度。機能上、摺動する面同 士も軽く接していれば良い ため痛みにくい。 また、弾丸は痛んだら別の弾 丸に入れ替えるだけで良い。 一発だけで使い捨てにする 事も可能。

2.4.2 MO バルブ式各部の解説

2.4.2.1 バルブ・機器類

図 2-13 に主要なバルブ・機器類の構成を示す。この装置は、基本的にコンプレッサーによってチャンバー内へ圧力を充填し、その溜まった圧力を一気に開放させることで、弾丸を発射させるものである。その際、チャンバー、機器類が危険な状態になることを避けるため、圧力が 1.0MPa 以上になると安全弁で空気を逃がす。また、コンプレッサー自体も 0.8MPa 程度まで圧縮されると止まるようにセッティングしてあり、2 重で対策している。弾丸発射の際は、エアバルブを使って差圧を発生させている。エアバルブは AC100V で作動するが、エアバルブ自体にも 0.7MPa 程度の圧力を掛けておく必要があり、これを行わずに作動させようとすると配線がショートすることがある。

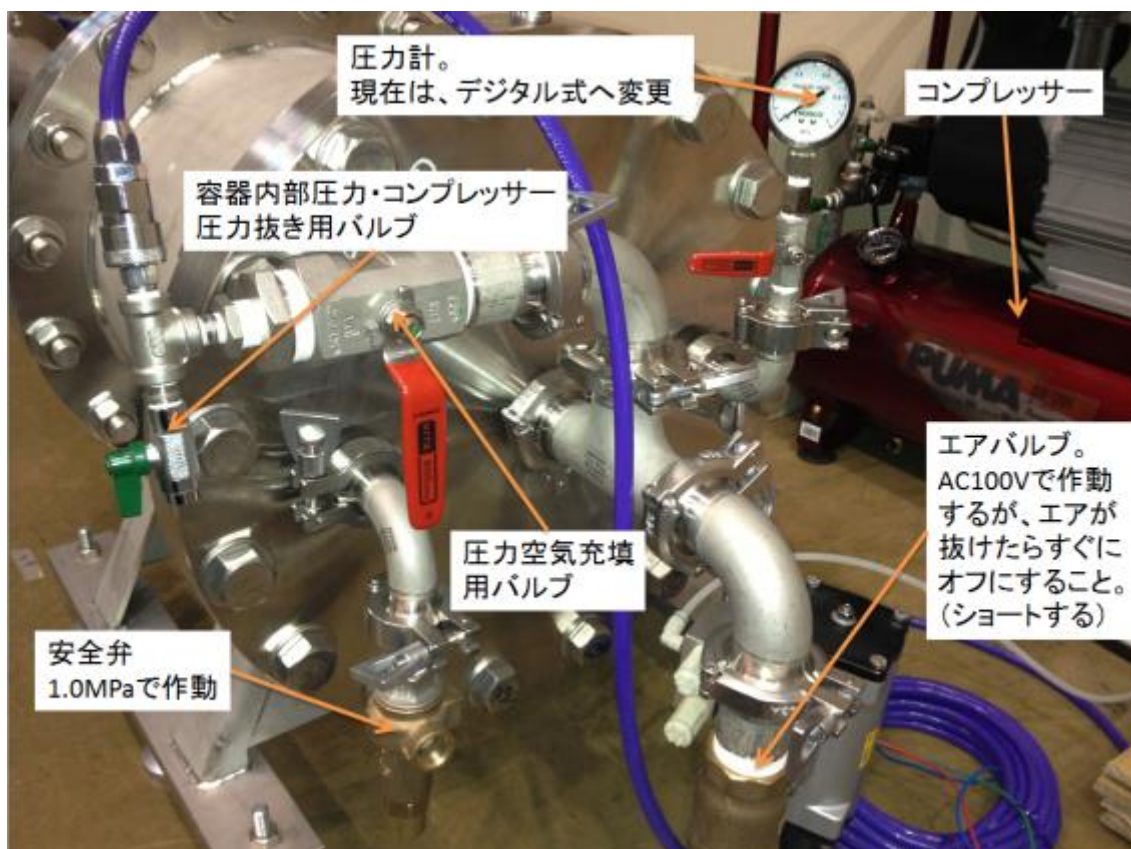


図 2-13 MO バルブ式 バルブ・機器類

2.4.2.2 MO バルブ式銃口部

機械的インパクト方式の課題とも言えるが、特に MO バルブ式の場合には空気銃タイプであるため、弾丸の後方からしばらくの間圧力空気が流れ込み、2 度当たりの心配がある。また、高速で弾丸を飛ばすため、弾丸が万一にも衛星に当たらないように配慮する必要がある。

2 度当たりを防ぐ方法として、図 2-14 に示すようにパイプの側面にスリッドを入れ、弾丸がスリッドを通過した後は空気が抜けるような構造にした。それでも完全に防げるわけではないが、少なくとも大きなパワーをもった 2 発目の衝撃が来ることはない。

弾丸が衛星に当たらないようにする方法としては、弾丸に段差をつけ、カバーで弾丸の外側を抑えることができるようにし、弾丸の一部のみがカバーから飛び出す構造にした。さらにカバーの内側にラバーを張り付け、樹脂の弾丸であっても、破片等が飛ばないようにした。

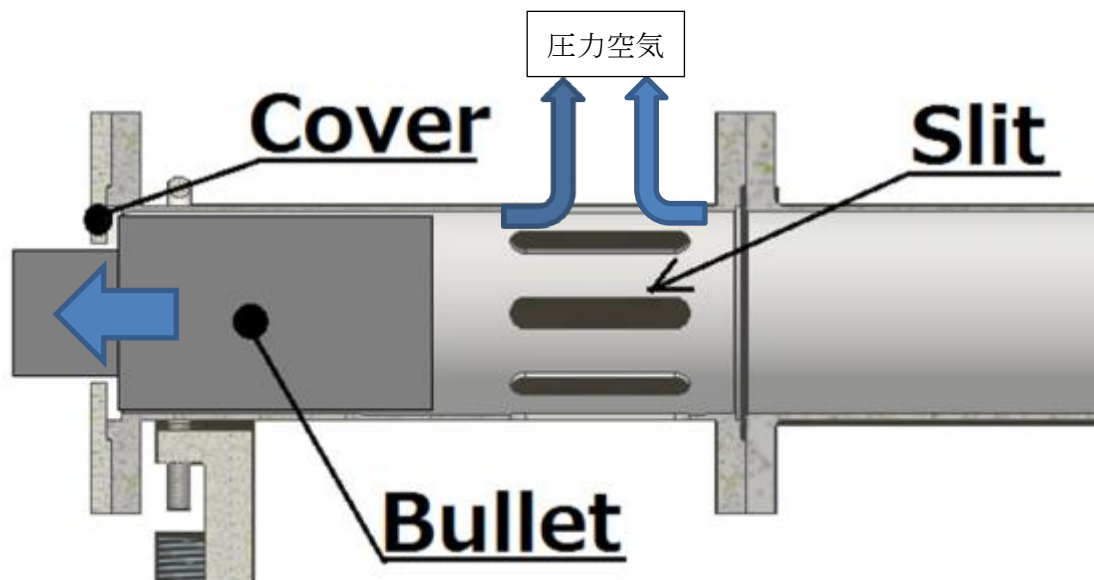


図 2-14 銃口部の構造（断面図）

2.4.2.3 MO バルブ式構造^{[14][15][16]}

製作した MO バルブの構造を図 2-13 に示す。MO バルブとは 1970 年代に前野と小口により発明されたバルブ構造である^{[14][15][16]}。その原理を利用して、可能な限りシンプルかつローコストになるよう設計した。図 2-16 にフランジの位置をモード別に示す。

以下で、圧力充填から発射までの間の空気の流れや動きを時系列に説明する。今、コンプレッサのタンク内に 0.8MPa 程度の圧力が充填してある状態であると仮定し説明する。

【IN】

①バルブ A を開放し、コンプレッサから圧力空気が流れ込む。

⇒②B 部に空気が充填される

⇒③フランジが左側へ押し出され、空気が E 部へ流れ込まない状態になる（図 2-15 の状態、図 2-16 で言うところの圧力充填中～充填完了の状態）

⇒④シリンダのキリ穴から空気が漏れ、C 部の圧力が B 部と同じになる。

（この時、フランジを右へ戻そうとする力は、フランジ左端の面取り部分のみであり、内部から左へ押す力の方がはるかに大きいので、この均衡状態はちょっとした刺激では崩れない仕組み→暴発防止。フランジの形状によっては、面積計算を行う必要有り）

【OUT】

⇒⑤発射スイッチが押されると、バルブ D が解放される。

⇒⑥B 部の圧縮空気は大気との差圧により、右側へ流れる。それに引っ張られるようにフランジも右側へ移動する。（この際、フランジの移動量が大きくなりすぎないように設計すべき→シリンダとの衝突によるフランジの変形を防ぐ）

⇒⑦フランジが移動したことで密封状態が崩れ、C 部の圧縮空気は E 部へ流れる。

⇒⑧E 部の圧力が急激に高まり、弾丸が左側へ飛んでいく。

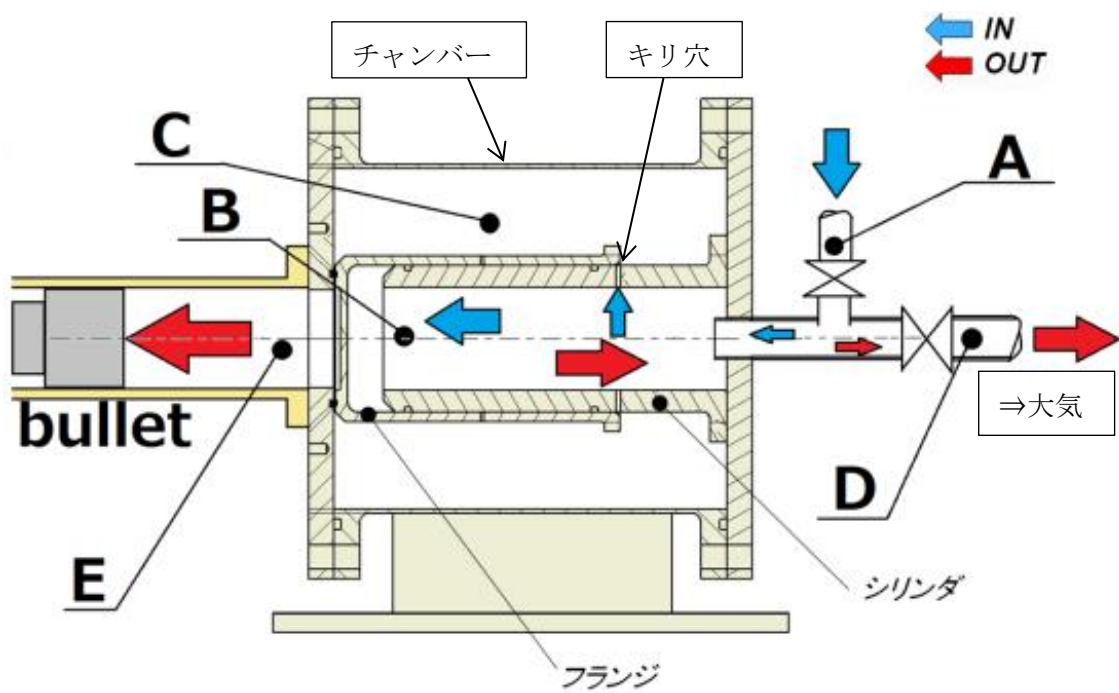
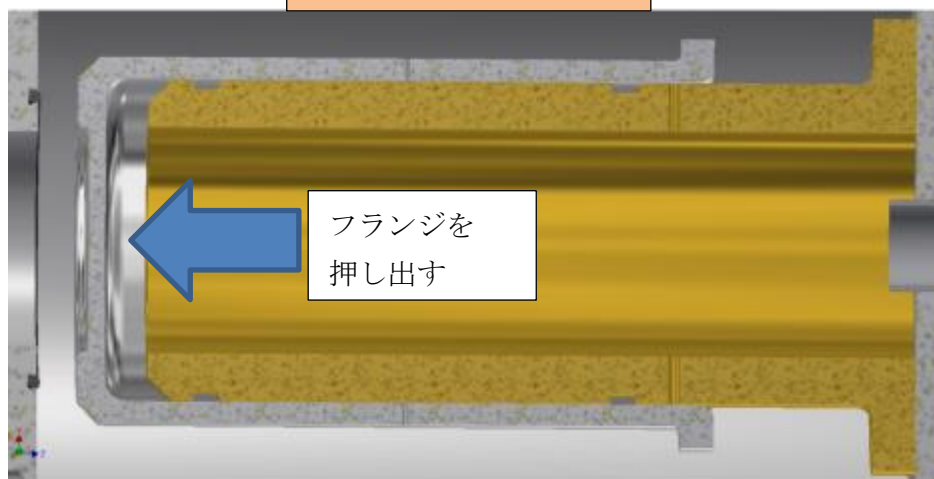


図 2-15 MO バルブ構造

圧力充填前 or 発射後



圧力充填開始～充填中



圧力充填中～充填完了

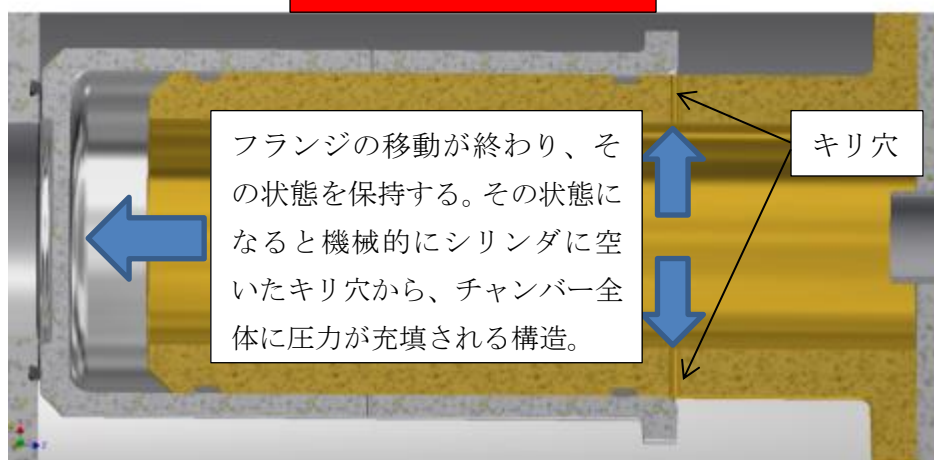


図 2-16 モード別フランジの位置

2.4.2.4 MO バルブ式用圧力計の選定

開発中に圧力計に関連する 2 つの課題が発生した。その対応について記述する。

【①圧力の変動】

MO バルブ式の試験を行う際、タンク内部を高圧にするため、コンプレッサーで加圧する。その際、圧力計を確認しながら目標圧力になったことを確認し加圧を止める。しかし、試験機の構造上、一定時間(1 分前後)は、圧力がわずかずつ下がっていく。例えば 0.2MPa で止めても一分後 0.19MPa になっている。超小型衛星の衝撃試験においては、この程度の差でも試験結果に影響があることが十分考えられる。しかし目視では圧力低下がどれくらいあるのか判断が難しい。計測範囲をさげることで対応できる見込みはあったが、以下でも述べているように、急激な圧力変動が起こる使用環境では、耐久性を犠牲にしてしまう可能性があった。

【②耐久性】

MO バルブ式は、衛星に衝撃印加す際に試験機自体にも衝撃が伝わる。さらに試験機に取り付けてある圧力計にもその衝撃は伝わり、数回の試験で圧力計が故障した。図 2-17 にある圧力計はすべて実際に使用していたものである。初期対応としては、圧力計と試験機の間にパイプを噛ませることを行い、50 回前後はもつようになったが十分と言える状態ではなかった。またこれ以上のパイプ延長はスペースの問題があった。耐久性については、衝撃が加わったことが有力ではあるが、急激な圧力の変動も圧力計が故障する原因の一つである。急激な圧力変動による圧力計への悪影響を小さくするには、計測できる最大圧力を大きくすることである。しかし、圧力の実使用範囲は 0.2～0.3MPa 前後であり、計測最大圧力を増やすことは、目視で圧力を確認することが困難になる。現状でも計測最大圧力が 1.5MPa で故障しており、これ以上計測範囲を広げるのは不可能であった。

対策

上記で述べた二つの問題点を同時に解決するため、図 2-18 に示すデジタル式の圧力計を、ゴムチューブで連結する方法を考えた。

デジタルで 0.001MPa 単位で変動が明確にわかるため、減圧分を後で加圧することが容易となった。計測圧力の繰り返し精度も 0.2% と十分で、試験への影響はほぼない。

耐久性についてもゴムチューブで連結しているため、衝撃はほとんど伝わらず、故障することはなくなった。加えて試験直前に、圧力計の弁を締めて念押しで保護している。

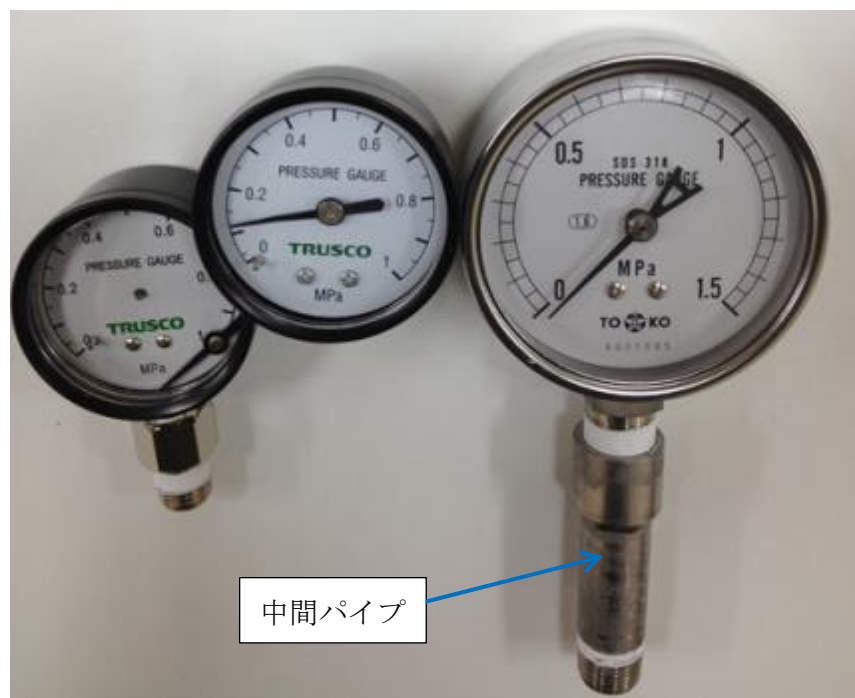


図 2-17 故障したアナログ式圧力計



図 2-18 デジタル式圧力計

2.4.2.5 MO バルブ式発射可能圧力

MO バルブ式は内部のシリンダとフランジの設計により、発射可能な圧力に影響が出る。実際に一回目の製作では、発射可能圧力は 0.2~0.6MPa で安定しなかった。また、0.6MPa では超小型衛星用の衝撃試験としては、圧力が高すぎるため大きな問題である。

図 2-19 に MO バルブに使用しているシリンダを示す（不具合対策用に試験機から取り外したもの）。



図 2-19 MO バルブのシリンダ

対策① O-ring の潰し代を修正

一般的な O-ring の潰し代の範囲は 8.4~14.2 (11.3 ± 2.9) %である。

初期設定では、ごく一般的な 11.4%で組み立てた。

対策としては、潰し代を 11.4→8.7%とし、下限の 8.4%に可能な限り近づけた。作業内容自体は、シリンダの O-ring 用の溝を切り直し、O-ring の内径とほとんど同じ径とした。

対策② O-ring の硬さ変更

圧力部のシリンダとフランジの径方向の直径隙間は約 1mm にしていた。また、使用していた O-ring の硬度は、デュロメーターA の 70°（一般的硬さ）だった。実際には O-ring のみではなく、バックアップリングも使用しているため、図 2-20 の O-ring のはみ出し限界がそのまま適用されるわけではないが、はみ出しが起こっている可能性があった。これは図 2-16 で左側の O-ring がバックアップリングの間から外れ、右に寄っていることからほぼ間違いない（元々 O-ring は 2 つのバックアップリングの間にセットしていた）。対策としては、デュロメーターA の 90° の O-ring に変更を行った。それでもはみ出しの不安はあったが、バックアップリングの効果により緩和されると判断した。（NOK のアイアンラバーなら 1mm 以上も問題なかったが、サイズが無かった）

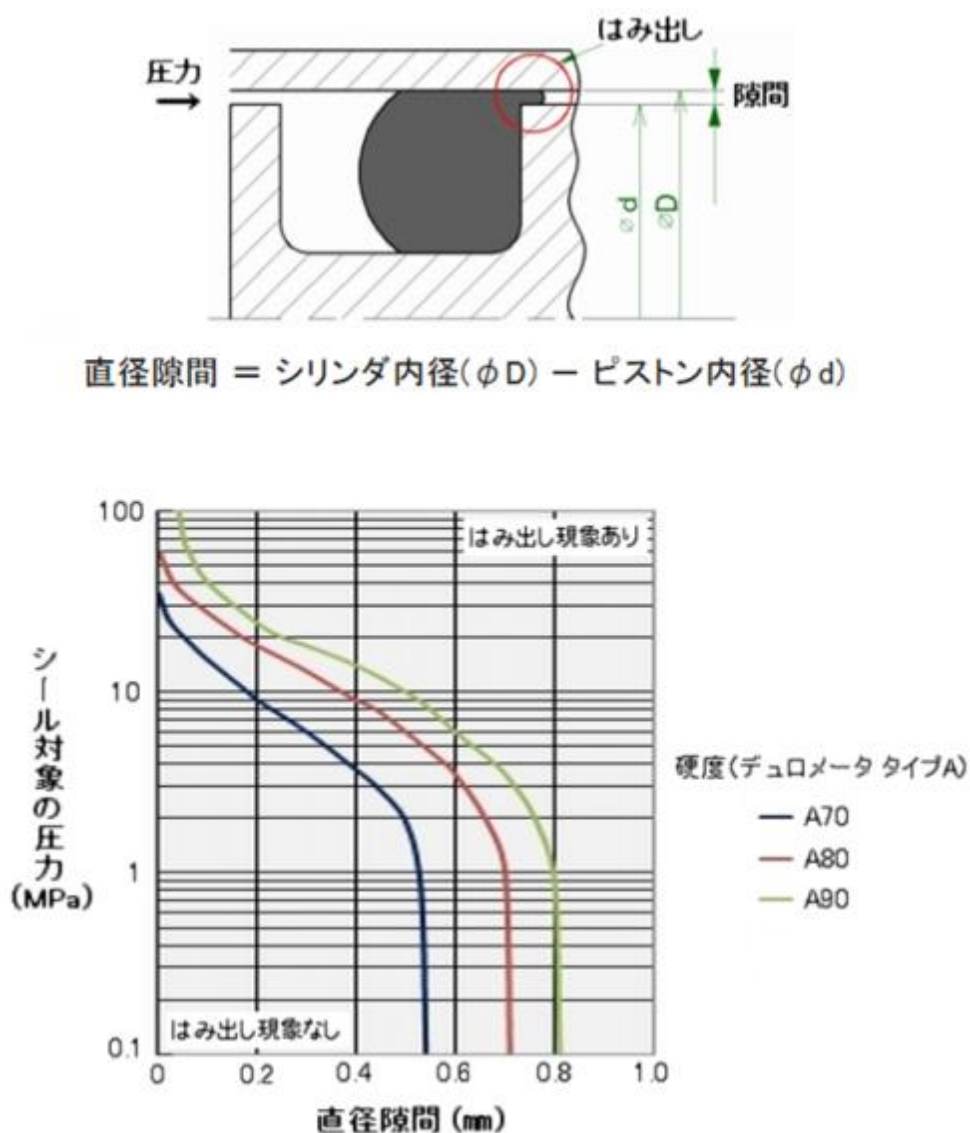


図 2-20 O-ring の硬度とはみ出し限界

対策③ フランジのフッ素樹脂コーティング

フランジの滑りを少しでも良くするため、図 2-21 に示すようにフランジの内面（シリンダの O-ring が接する面）一体に PTFE と言われるフッ素樹脂のコーティングを行った。膜厚は 30 μ m 程度で、静摩擦係数・動摩擦係数 0.2 以下である。また、一般的な樹脂コーティングの使い方ではないため、寿命等はわかっていない。

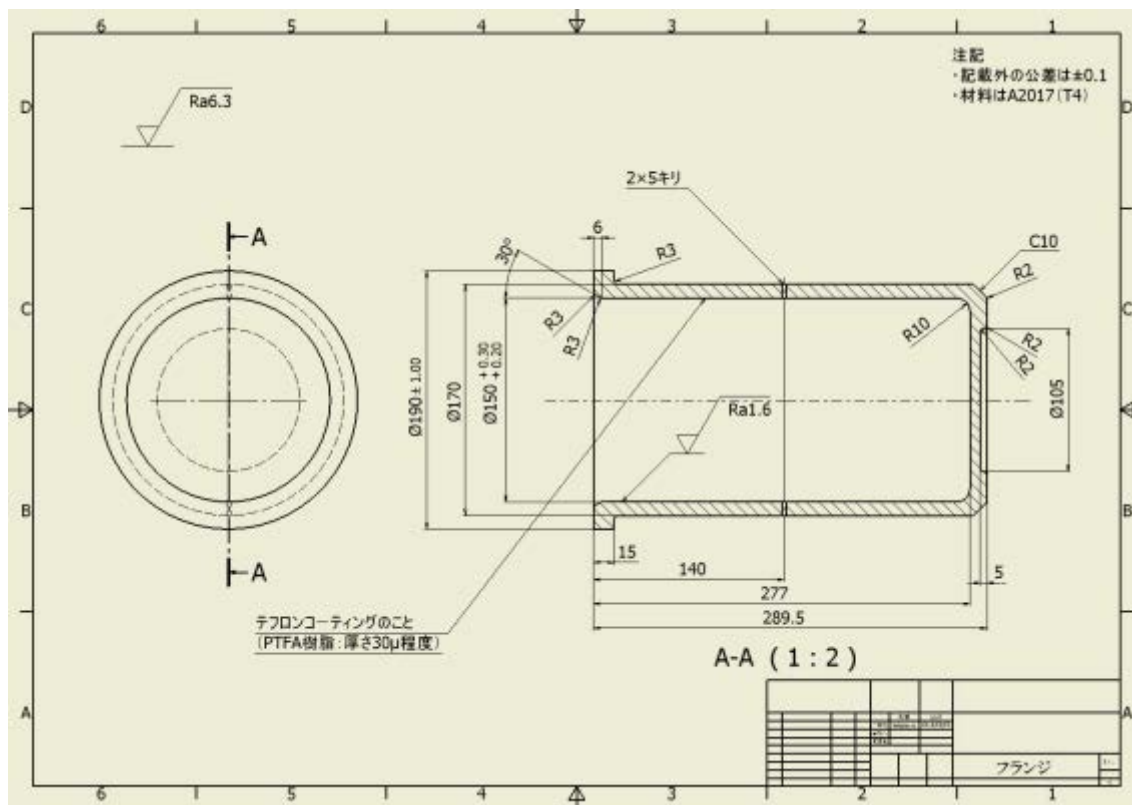


図 2-21 摺動フランジ

【対策①②③をすべて行った結果】

発射可能圧力は当初 0.2～0.6MPa 程度と安定しなかったが、対策後は 0.15MPa 程度でも安定して発射可能となった。0.15MPa よりも低い圧力で使用する機会がほとんど考えられないことや、低すぎる圧力ではバルブ開閉スピードが安定しない可能性も考えられるため、これにて問題は解決とする。

2.4.2.6 MO バルブ式パイプ長さ検討

コストの安いコンパクトハンマーを先に製作し、どれくらいのエネルギーを必要とするか目安ができた所で、MO バルブ式は製作している。コンパクトハンマー式は、緩衝材をどうするか次第ではあるが、概ね錘 7.2kg で高さ 1.3m 程度以上から衛星試験に使える衝撃レベルを得ることができた。

次に MO バルブでどれほどのエネルギーが必要を検討する必要がある。以下の①のエネルギーロス、及び②③の安全代を含んでいる必要がある。

①MO バルブで発生するエネルギーは、そのまま弾丸に伝わるわけではなく、管との摩擦や管の隙間からの漏れ、エネルギー変化が完全に完了する前に弾丸が治具まで到達する可能性もあり、それによりエネルギーのロスがある。不確定なものが多く正確な値は製作して実測しなければわからないが、ここでは 60%程度と仮定した。

②MO バルブの弾丸がハンマーに比べて軽いことから、エネルギーが低周波側より高周波に振れるため、低周波を強く出したい時に緩衝材を多めに入れて強く打つ必要があると考えられ、余裕をみて 2 倍程度の強いエネルギーで打つ必要がある可能性を考慮する。

③衛星の設置状況・固定状況で SRS レベルは大きく変化することがあり、今後衛星設置部の構造を変更する可能性もある。その際、ハンマーは後から、錘を重たくできることに対して MO バルブ式の場合、設置スペースの制約やチャンバーの耐圧性能を後から変更することが困難であることから、2 倍程度の余裕を見ておく必要がある。

以上から、MO バルブの最大エネルギーを発生できるセッティング状態で、コンパクトハンマーで使用するエネルギーの中央値の 10 倍程度（①2.5 倍（60%のロス）×②2 倍×③2 倍）を確保することを目標に、設置スペースを取り過ぎない長さを検討した。

コンパクトハンマーのエネルギー計算

・[下限値] 錘 7.2kg、落下高さ 1.3m でのエネルギー W_{\min}

$$W_{\min.} = m \times g \times h = 7 \times 9.8 \times 1.3 = 92 \text{ [J]}$$

・[最大値] 錘 14.1kg、落下高さ 2.2m でのエネルギー $W_{\max.}$

$$W_{\max.} = 14.1 \times 9.8 \times 2.2 = 304 \text{ [J]}$$

上記の範囲内で使用することが多いコンパクトハンマー式のエネルギーは、92～304 [J]の範囲である。よって中央値は約 200 [J]として、MO バルブ式で Max.2000 [J]のエネルギーが得られることを目標とする。

MO バルブ式のエネルギー計算

圧力部体積： $V_0[m^3]$ 、初期圧： $P_0[atm]$ 、パイプ長さ： $L[m]$ 、パイプ断面積： $A[m^2]$ 、
弾の移動距離： $x[m]$ 、仕事（エネルギー）： $W [J]$ 、物体に働く力： $F [N]$ とする。

チャンバー内に圧力が溜まった状態から、MO バルブが開き等温変化で $P_0 \Rightarrow P$ 、 $V_0 \Rightarrow V$ になったとすると $P_0 V_0 = P V = P (V_0 + A x)$

$$\text{よって} \quad P = P_0 V_0 / (V_0 + A x)$$

そのときの物体の微小変位： dx とすると、力がした仕事は $dW = F dx$ である。

$$\text{つまり} \quad W = \int F dx$$

さらに、 $F = P \times A$ であるから

$$\int P A dx = P_0 V_0 \int A dx / (V_0 + A x) \quad \text{①} \quad \text{【積分範囲は } 0 \sim L \text{】}$$

ここで $V = V_0 + A x$ ②であり、 x は $0 \Rightarrow L$ であるから V は $V_0 + AL$ まで変化する
また V_0 は一定であることから、 $A dx = dV$ ③の関係（体積変化）が成り立つ
ここで①へ②③を代入する

$$\begin{aligned} W &= P_0 V_0 \int dV / V = P_0 V_0 [\log V] \quad \text{【積分範囲は } V_0 \sim V_0 + AL \text{】} \\ &= P_0 V_0 \{ \log(V_0 + AL) - \log V_0 \} \quad \text{④} \end{aligned}$$

この試験機は最大で 10atm にすることが可能だが、安全対策して 8atm 程度まで使用予定である。また、各記号の詳細は以下のように計算した。

$$P_0 = 8 \text{ atm} = 8 \times 1.013 \times 10^5 \text{ [N/m}^2\text{]}$$

$$V_0 = 0.03 \text{ m}^3 \quad (\text{チャンバー体積から MO バルブ部分の体積を引いたもの})$$

管の直径は $\phi 95.6 \text{ mm}$ であることから

$$\begin{aligned} AL &= \pi \times (0.0956 \times 0.5)^2 \times L \\ &= 0.0072 \times L \end{aligned}$$

$$W \geq 200 \times 10 = 2000 \text{ [J]}$$

上記を④へ代入する

$$\begin{aligned} 2000 &\leq P_0 V_0 \times \{ \log(V_0 + AL) - \log(V_0) \} \\ 2000 &\leq 24312 \times \{ \log(0.03 + 0.0072L) - \log(0.03) \} \\ 2000 / 24312 &\leq \log(0.03 + 0.0072L) - \log(0.03) \\ 0.082 - 1.52 &\leq \log(0.03 + 0.0072L) \\ \log(0.03 + 0.0072L) &\geq -1.438 \quad \text{⑤} \end{aligned}$$

⑤が成立する L は約 0.9 m 以上である。検討上は 0.9 m で良いが、1 m 程度まではスペース確保が可能であるため、最終的には 1 m + エア抜き部 0.3 m の合計 1.3 m とし、弾丸を充填する距離を調整可能な構造とする。

2.4.3 MO バルブ式弾丸速度計測

弾丸の速度(m/sec²)は、下記に示した弾丸の質量(kg)、助走距離(m)、チャンバーの圧力(atm)によって調整される。また、前節で計算したエネルギーの計算と、下記の速度や距離によって導かれるエネルギーの差によって、ロスがどの程度あるか計算する。その結果、エネルギーロスを考慮し余裕を持って試験機を製作したが、最大でも 57.2[J] (約 15%) のロスで収まった。ただし、使用範囲外だが弾丸の充填距離を極端に短くすると、弾丸が動き出した直後に衝突するため、もっとロスは増える見込みである。以下で 前節のエネルギー計算式④に、実際のパラメータを代入してエネルギーを計算する。また、Vo、A は前節と同様である。

$$W = P_o V_o \times \{\log(V_o + AL) - \log(V_o)\}$$

$$= 0.03 P_o \times \{\log(0.03 + 0.0072L) - \log(0.03)\}$$

この式に下記に表 2-6 から、距離を L に、圧力を P_o に代入して W を求める。

例えば No.1 の場合

$$= 0.03 \times 2.5 \times 1.013 \times 10^5 \times \{\log(0.03 + 0.0072 \times 0.4) - \log(0.03)\}$$

$$= 7597.5 \times \{\log(0.03 + 0.0072 \times 0.4) - \log(0.03)\}$$

$$= 7597.5 \times \{\log(0.03288) - \log(0.03)\}$$

$$= 7597.5 \times \{\log(0.03288) / (0.03)\}$$

$$= 7597.5 \times \{\log(1.096)\}$$

$$= 302.5 \text{ [J]}$$

さらに、速度から求められる運動エネルギーは、

$$W = 0.5 \times m(\text{質量}) \times V^2 \quad (\text{速度})$$

$$= 0.5 \times 1 \times 24.62^2$$

$$= 303.1 \text{ [J]}$$

表 2-6 MO バルブ式弾丸速度

No.	質量 [kg]	距離 [m]	圧力 [atm]	速度 [m/sec ²]	等温変化によるエネルギー計算[J]	実測データからのエネルギー計算[J]	エネルギーロス[J]
1	1	0.4	2.5	24.6	302.5	303.1	-0.1
2	1	0.4	3.0	25.2	363.0	316.8	46.2
3	1	0.5	2.5	25.2	373.9	316.8	57.2
4	1	0.5	3.0	29.3	448.7	430.1	18.6
5	0.5	0.4	2.5	34.4	302.5	295.0	7.4
6	0.5	0.4	3.0	36.4	363.0	330.5	32.4
7	0.25	0.4	2.5	47.9	302.5	286.3	16.1

弾丸の速度計測は、ハイスピードカメラを用いて計測した。セッティングは表 2-7 に示す。銃口部のスリッドから見える弾丸の移動距離とフレームレートから、速度を計算する。カメラは照準にするスリッドに対して垂直になるように設置する。スリッドのサイズ（図 2-23）を元に、画像上の弾丸の移動距離を実際の移動距離（m）に換算し、速度を割り出した。

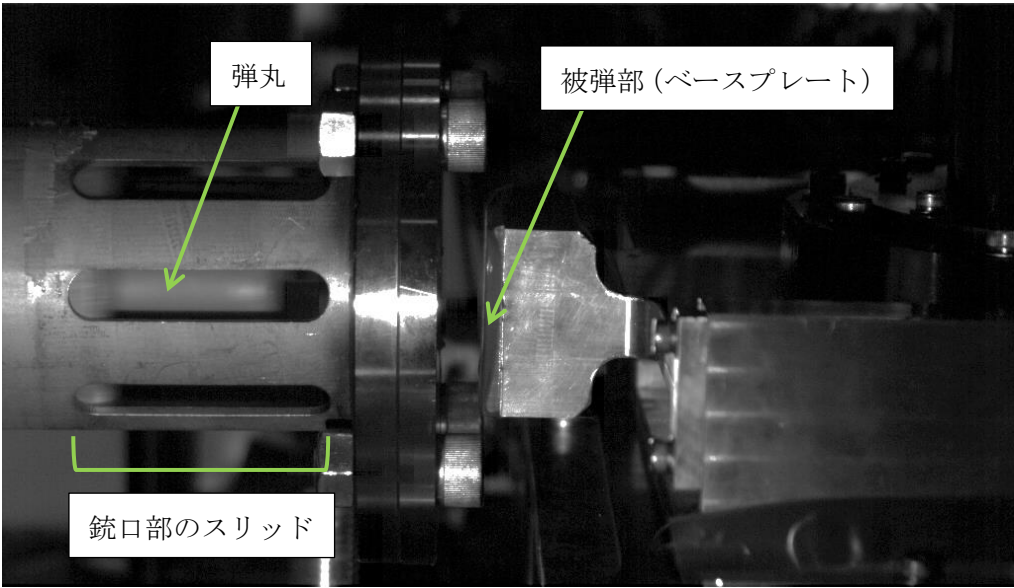
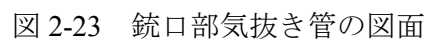


図 2-22 弾丸速度計測

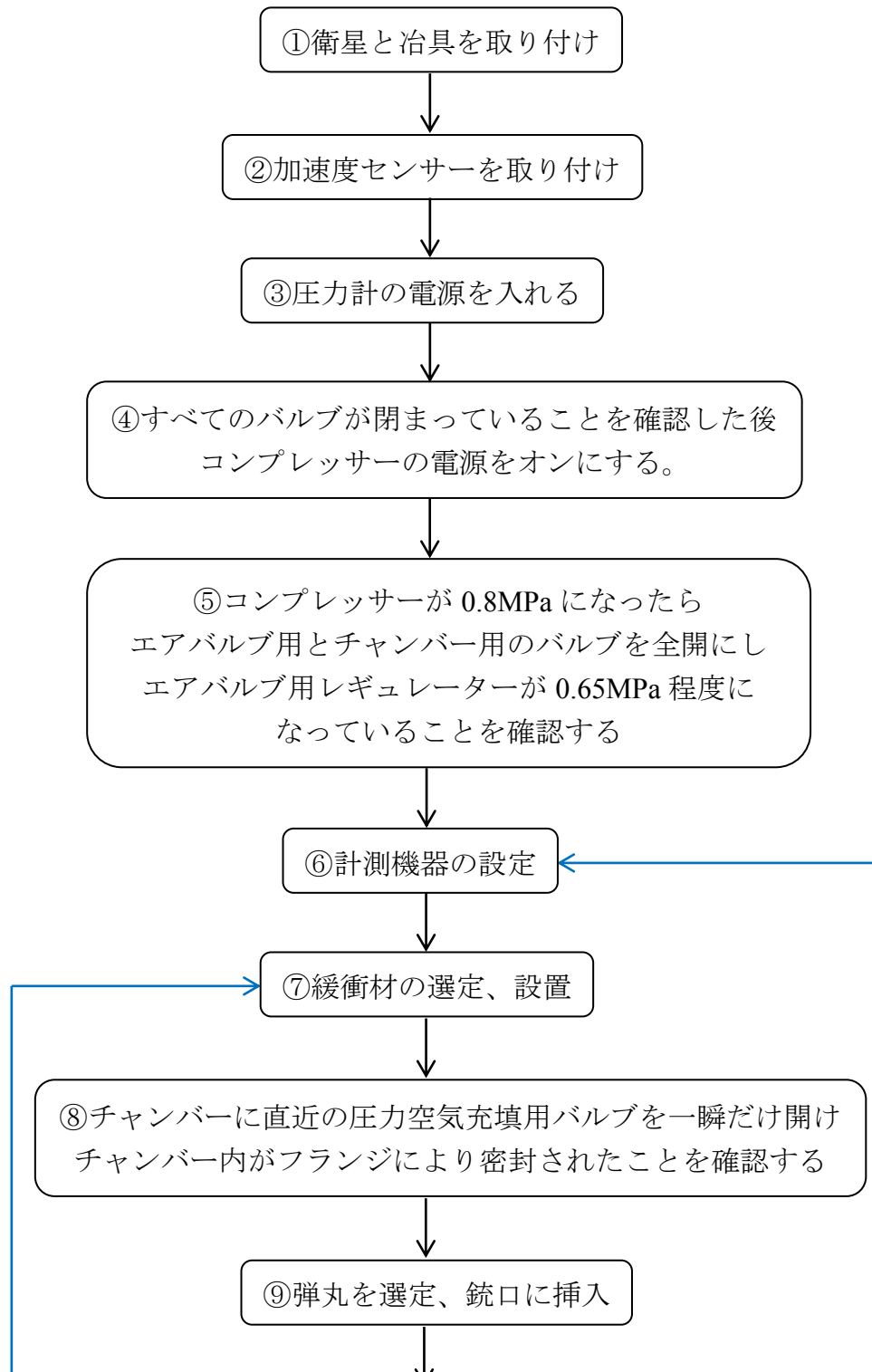
表 2-7 ハイスピードカメラの仕様

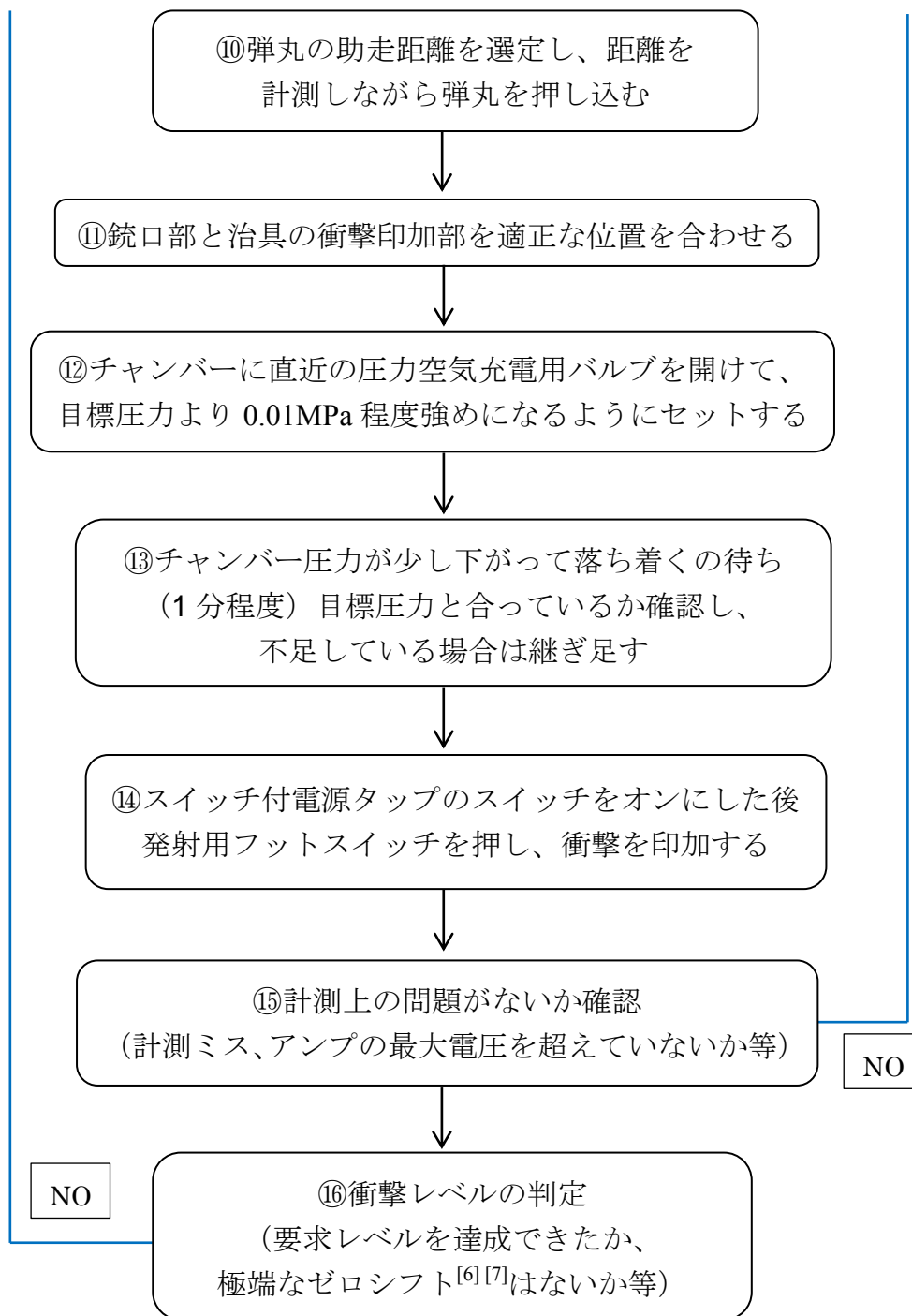
ハイスピード カメラ	光源	フレーム レート (fps)	録画 サイズ	トータルフ レーム数	ファイル 形式
FASTCAM SA3FSP [フォトロン社 製]	PCS-MH375RC [日本ピー・ア イ社製]	3000	1024× 576	約 1300	AVI 及び PNG



2.4.4 MO バルブ式試験手順

MO バルブ式でレベル出しを行う際の試験手順を、フロー化して説明する。

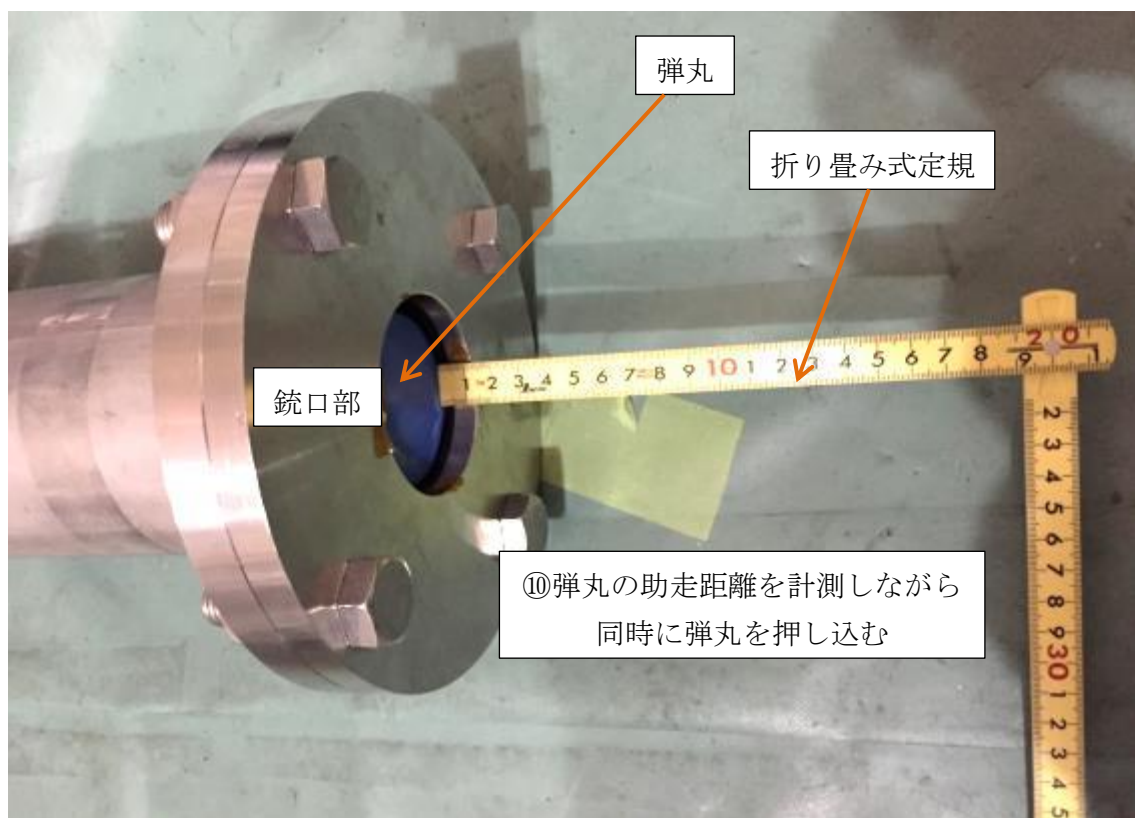




コンパクトハンマー式の手順は、ほぼ文書で意味が通じるが、MO バルブ式の場合は文章だけでは不明な部分もあるため、必要部分は以下に、上記の各丸数字に対応した図を示す。⑧⑫の圧力空気充填用バルブは、既に図 2-13 に示してあるので省略する。



- ⑤エアバルブ用のレギュレーターに送る
ためのバルブをオン。
- ⑤チャンバーへ圧力空気を送るバルブをオン。



2.5 衛星設置部構造

衛星設置部分の全体図を図 2-24 に示す。衛星を設置する部分の構造は、SRS にも影響を及ぼすため、衝撃試験機と並んで重要な部分である。コンパクトハンマー式と MO バルブ式の共通部分であり、水平方向の試験時に使用している。

①ベースプレートの上に、ロンチャー毎の②固定治具を M8 ボルト 12 本で固定している。固定治具の上に衛星のインターフェースが取り付けられる。ベースプレートは③樹脂レールの上を滑らせることができるようになっている。その理由は MO バルブ式衝撃試験機に弾丸を充填する際に、ベースプレートがあると干渉し充填できないからである。④ベースプレート固定具は、レールに挟まず出し入れが容易なようにしてある。またボルト・ナットで長さ調整ができるようになっている。

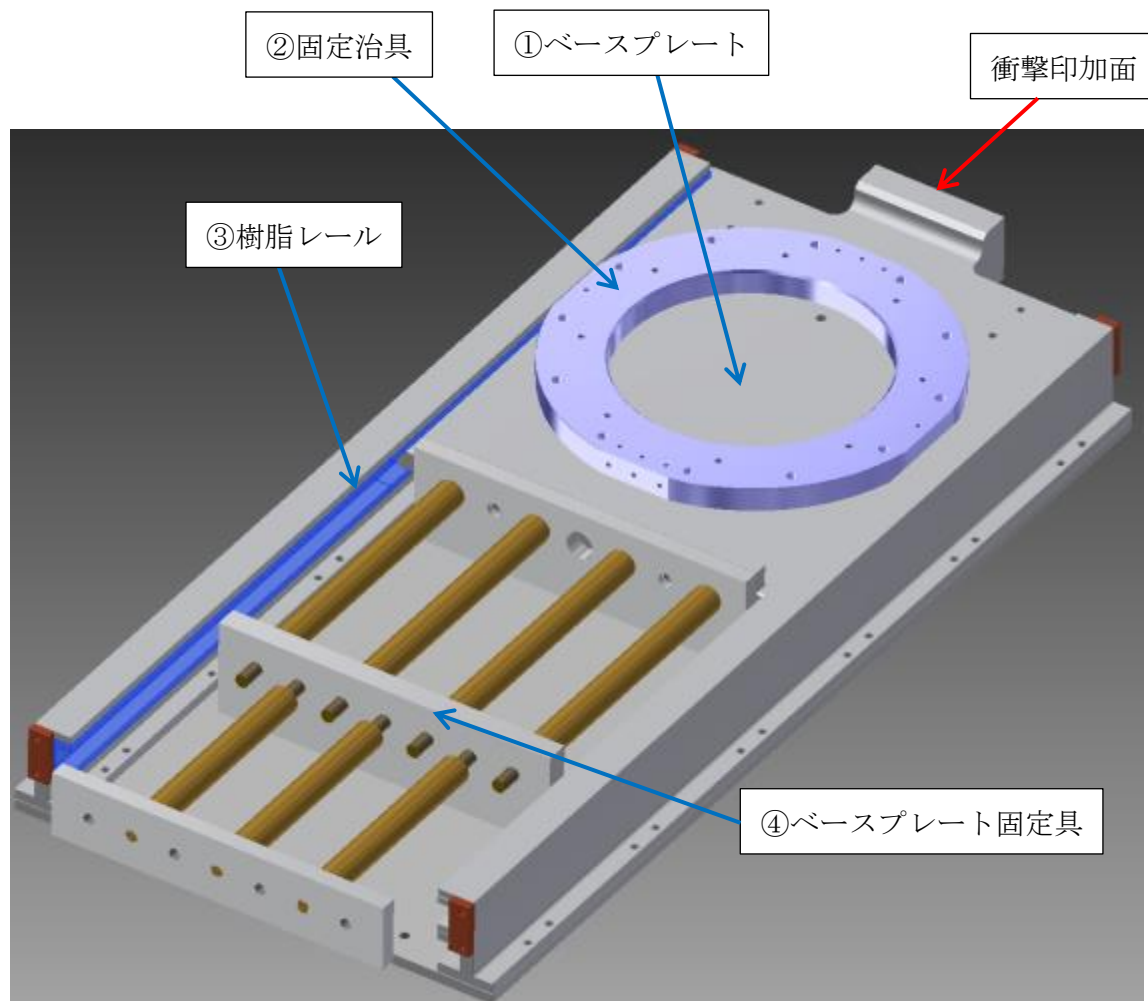


図 2-24 衛星設置部分

2.6 計測・解析プログラム

衝撃試験を行うには、衝撃波形を計測して、SRS 解析を行わなければならない。
市販されている計測及び SRS 解析装置を利用する手もあったが、計測 ch 数が少なかつたり、解析は 1ch ずつ手動であつたりと、制約も多かった事から、自作した。

プログラムの製作は LABVIEW[®]を使用した。図 2-25 に製作したプログラムのフロントパネルを示す。

以下で、フロントパネル上で設定する項目について説明する。

- ・計測 ch は、4～24ch まで可能である。
- ・サンプリングレートは、基本的に固定で 100,000 Sample/sec である。これは計測機器 DAQ モジュール NI 9215 の限界であるが、将来的には NI 9222 へ置換することで 500,000 Sample/sec まで上げることができる。
- ・データ長は、自由に調整可能であるが、ほとんどの場合は 30msec 程度で足りる。減衰の遅い衛星の内部でも、50msec 以上必要なことはほとんどない。
- ・1G あたりの電圧は、チャージアンプで設定した値を入力する。1mV/G の場合、±10V のチャージアンプであれば、10000G 程度まで計測可能である。
- ・トリガーポジションは、衝撃印加によるトリガー検知の数 msec 前に戻って、計測を記録する機能である。画面上では 3msec 戻るように設定している。
- ・トリガーレベルは、トリガーが掛かる電圧を設定している。センサーのノイズよりは高く、予測される衝撃印加時のレベルよりは小さくする必要がある。別の使い方として、計測系に問題がないか確認するため、治具のセンサー取り付け位置付近を樹脂製のハンマーで叩いてタップチェックを行うが、その際にはトリガーレベルを小さくして、軽い衝撃でも測れるようにする。

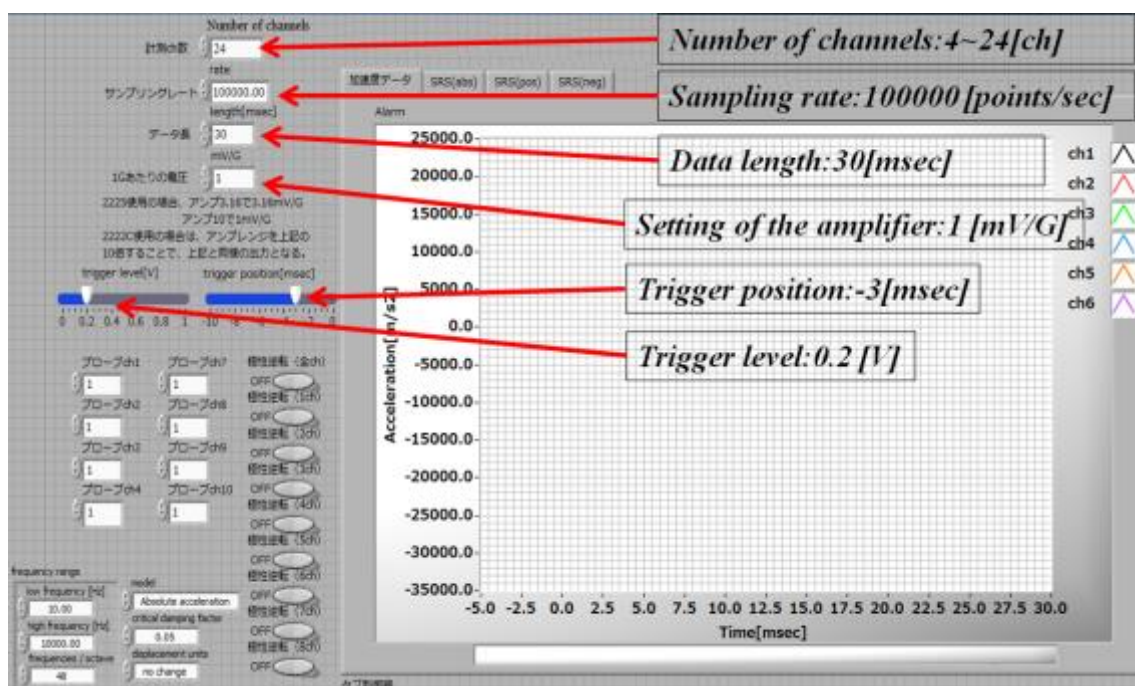


図 2-25 計測・解析ソフトのスクリーンショット

図 2-26 で、プログラムの大まかなシステムフローについて説明する。プログラムは、トリガーを検知すると、その後は最後まで自動で実行されるようになっている。オシロスコープで計測を行う場合や、市販ソフトを使う場合、24ch の計測・解析であればインターバルが少なくとも 15 分以上は必要と思われるが、このシステムであれば、3 秒程度ですべて終わることができるため、大幅な試験時間短縮に繋がっている。

また、あらかじめ作成しておいたロンチャーの規定レベルのファイルを試験時に画面表示させ、即座にレベル達成、未達成の判断ができるようにしている。その他、異なる出力のチャージアンプを複数使えるように倍率の変更や、極性の異なる加速度ピックアップでも揃えることができるように、予め画面上にアイコンを準備している。これらは、自作ソフトであるからこそできる利点である。SRS 解析が正しく行われているかについても、市販品との比較を行い、問題ないことを確認している。

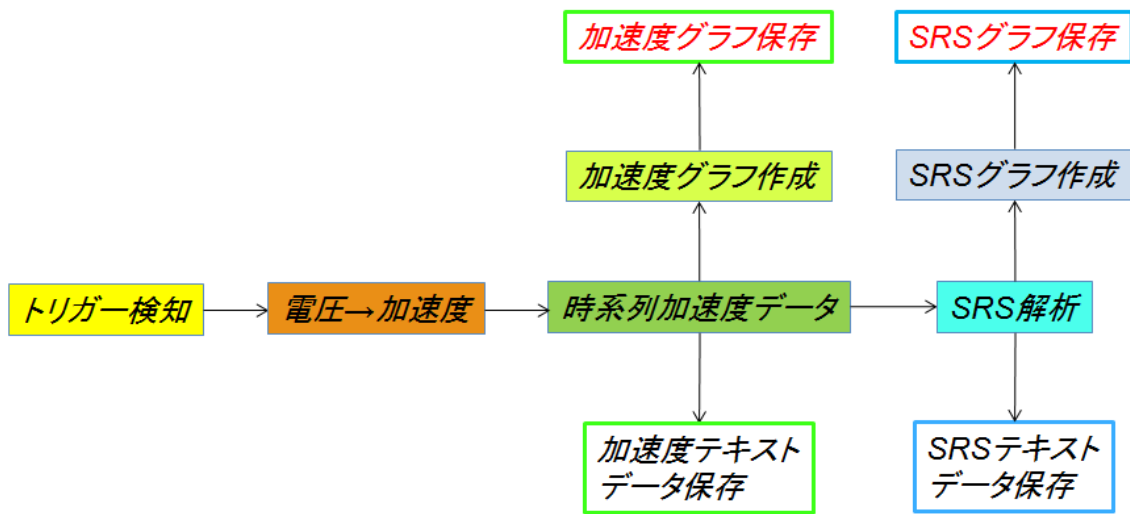


図 2-26 計測プログラムのシステムフロー

第3章 衝撃試験^[11]

3.1 試験コンフィギュレーション

試験コンフィギュレーションを図 3-1 に、計測のセッティングを表 3-1 に示す。MO バルブ式での例であるが、コンパクトハンマーや、吊り上げ錘落下式でも、加速度ピックアップから先は同様である。判断基準となる計測位置で、基準レベルにできるだけ近い波形を出すことを目標とする。試験の流れとしては、ベースプレートへ衝撃印加⇒加速度ピックアップ⇒チャージアンプ⇒DAQ（データ集録装置）⇒PC の順にデータが送られる。さらに、PC で電圧データ(V)を加速度データ(m/s^2)に変換し、SRS 解析を行う。

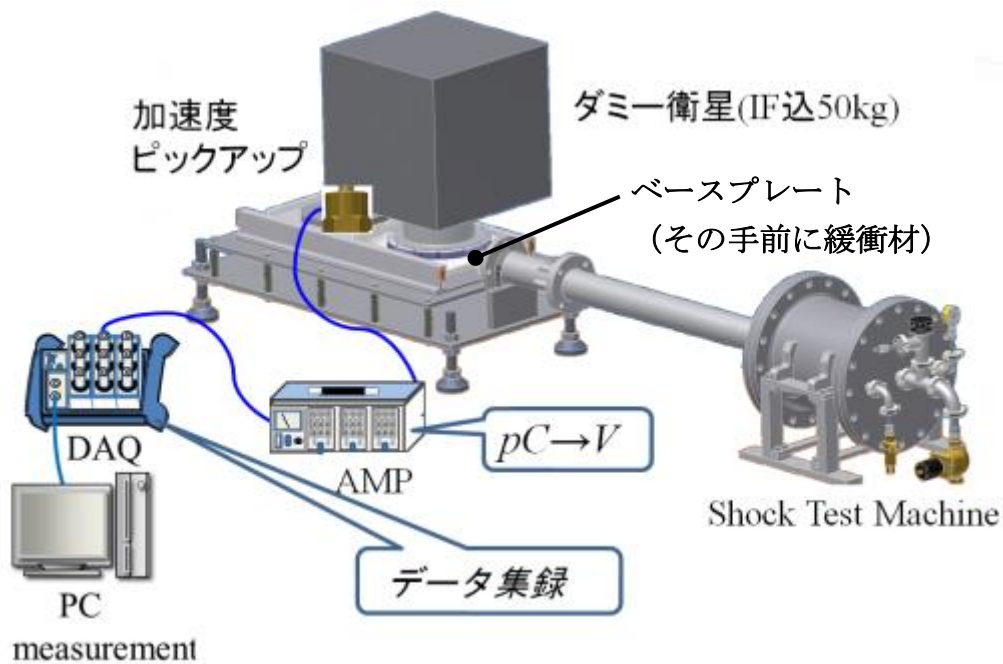


表 3-1 計測セッティング

項目	条件
サンプリングレート	100000 point/sec
データ長	30 msec
電圧・加速度変換	1 mv/G
トリガーレベル	0.3 V
トリガーポジション	-3 msec
計測周波数範囲	10～10000Hz
分解能（SRS）	48 frequencies/octave

3.2 加速度ピックアップ位置

図 3-2 に加速度ピックアップの位置を示す。ロンチャーが要求する衝撃レベルの評価に使う取り付け位置は ch1 である。ダミー衛星への取り付け方法は、図 3-3 のようにガラスエポキシ製のサイコロに 3 方向分張り付ける。

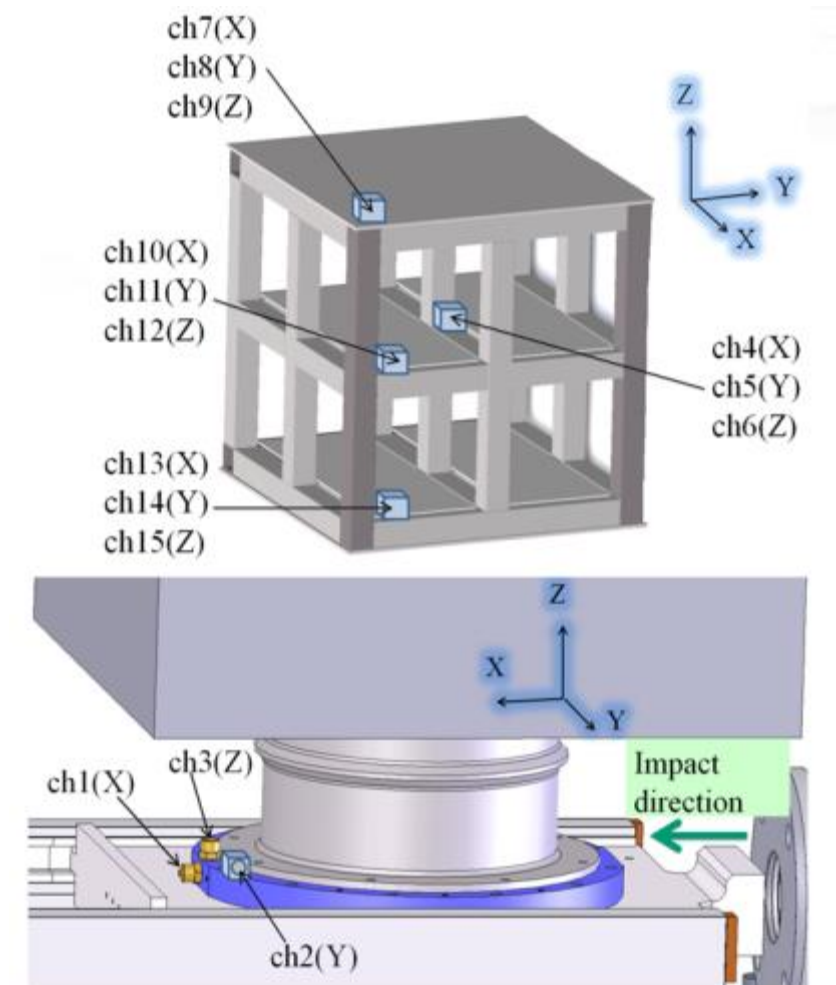


図 3-2 加速度ピックアップ位置

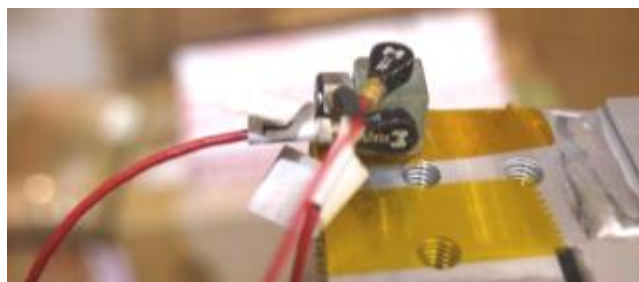


図 3-3 ダミー衛星への取り付け方法

3.3 試験結果

3.3.1 SRS

3.3.1.1 吊り上げ錘落下式

まず吊り上げ錘落下式の試験結果を示す。図 3-4 に ch1～ch6、図 3-5 に ch7～ch12、図 3-6 に ch13～ch15 の SRS グラフを示す。

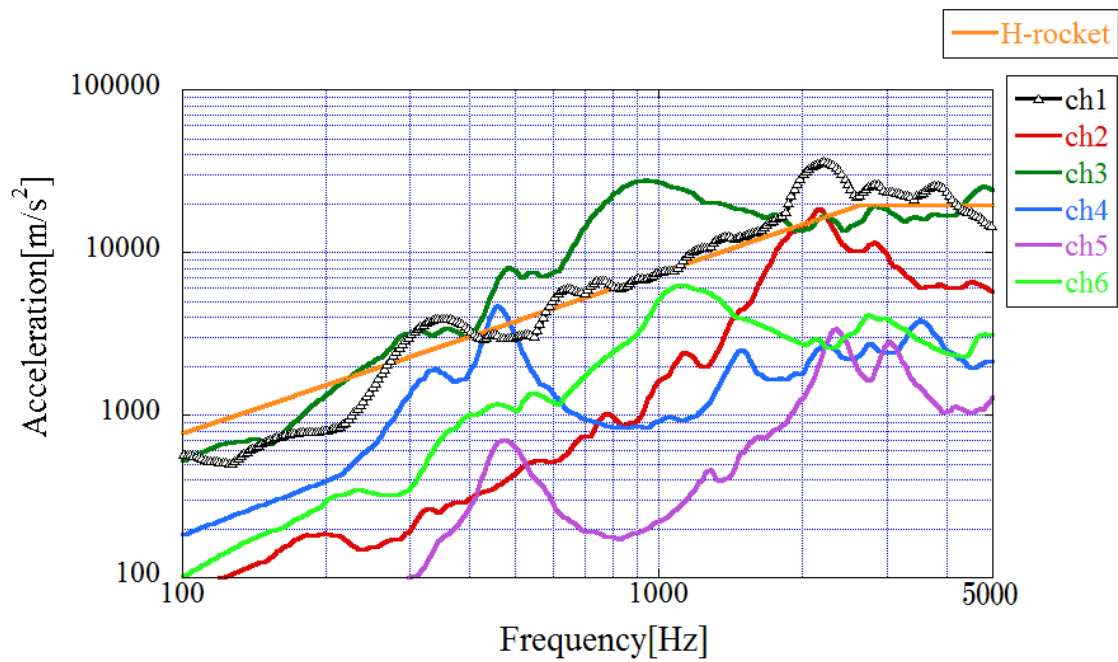


図 3-4 吊り上げ錘落下式 SRS_ch1～ch6

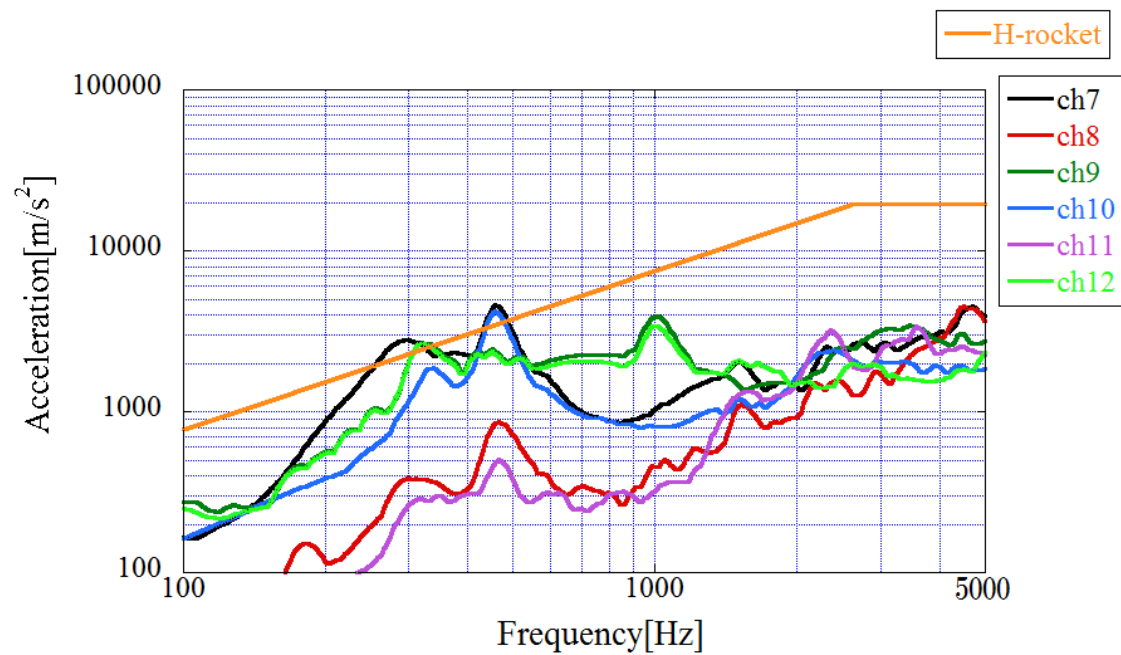


図 3-5 吊り上げ錘落下式 SRS_ch7~ch12

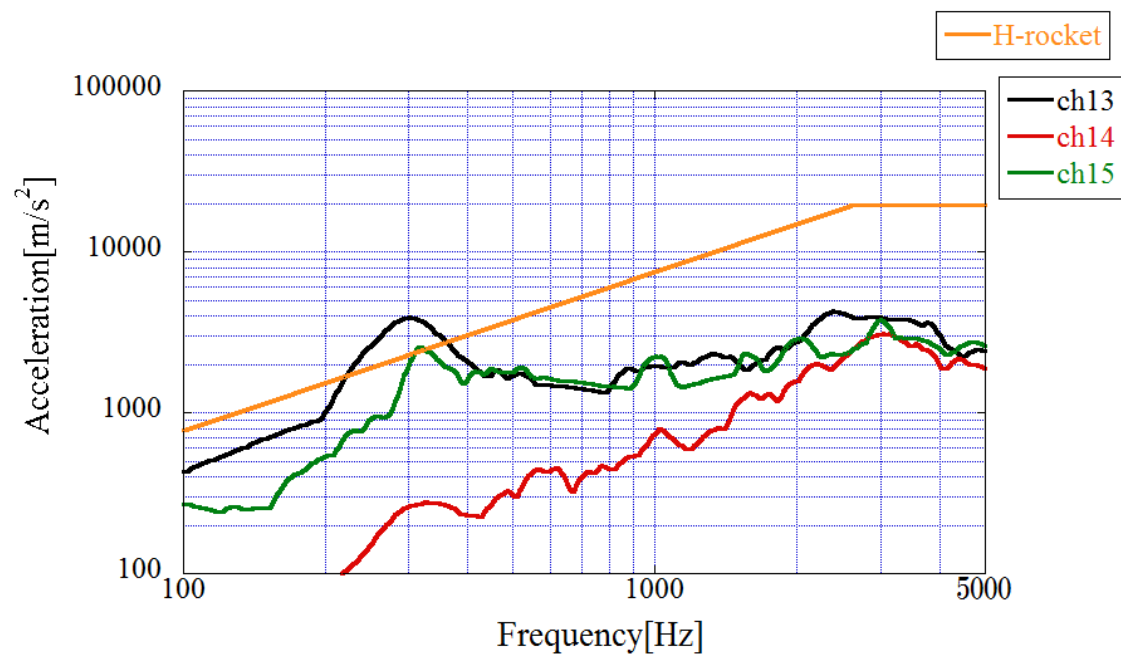


図 3-6 吊り上げ錘落下式 SRS_ch13~ch15

3.3.1.2 コンパクトハンマー式

次にコンパクトハンマーの試験結果を示す。図 3-7 に ch1～ch6、図 3-8 に ch7～ch12、図 3-9 に ch13～ch15 の SRS グラフを示す。

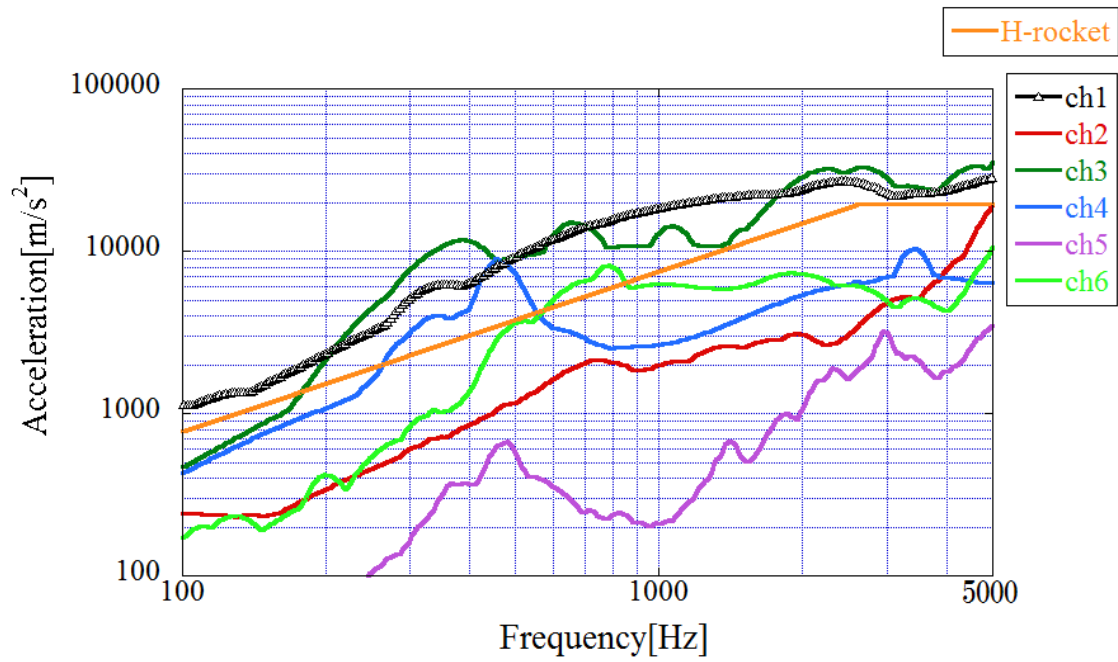


図 3-7 コンパクトハンマー式 SRS_ch1～ch6

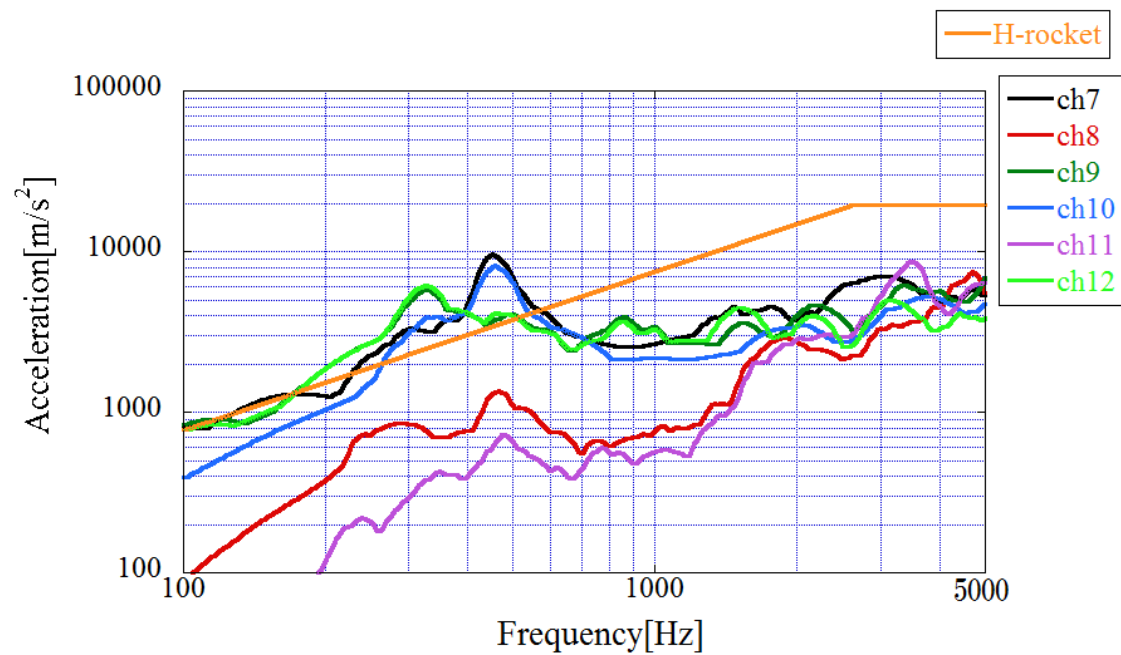


図 3-8 コンパクトハンマー式 SRS_ch7～ch12

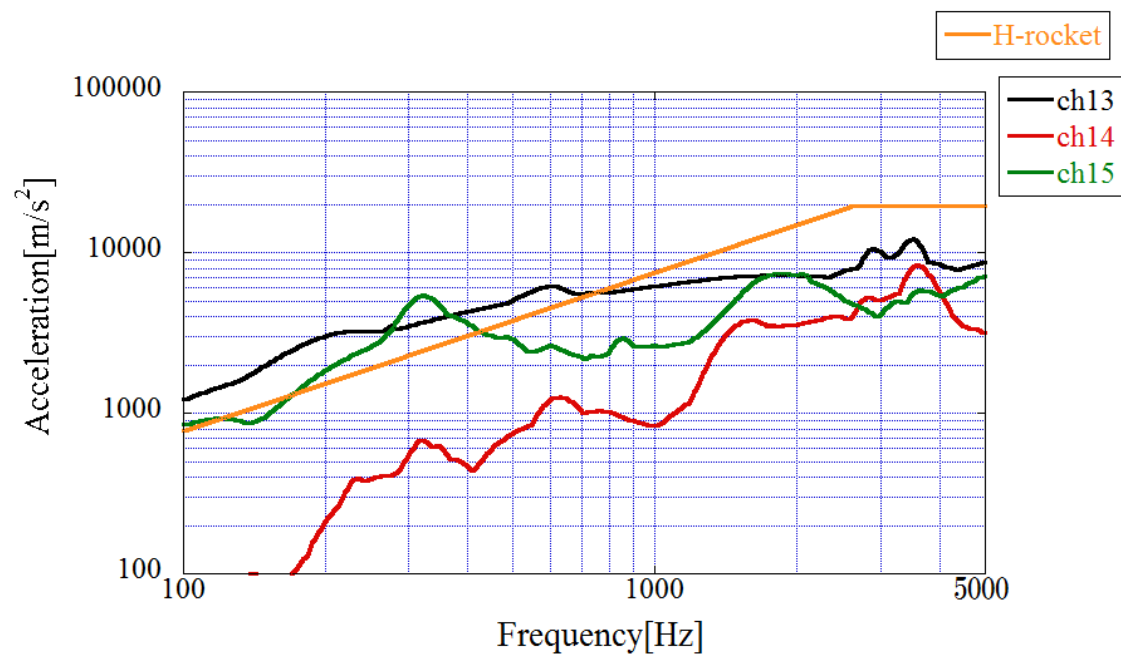


図 3-9 コンパクトハンマー式 SRS_ch13～ch15

3.3.1.3 MO バルブ式

次に MO バルブ式の試験結果を示す。図 3-10 に ch1～ch6、図 3-11 に ch7～ch12、図 3-12 に ch13～ch15 の SRS グラフを示す。

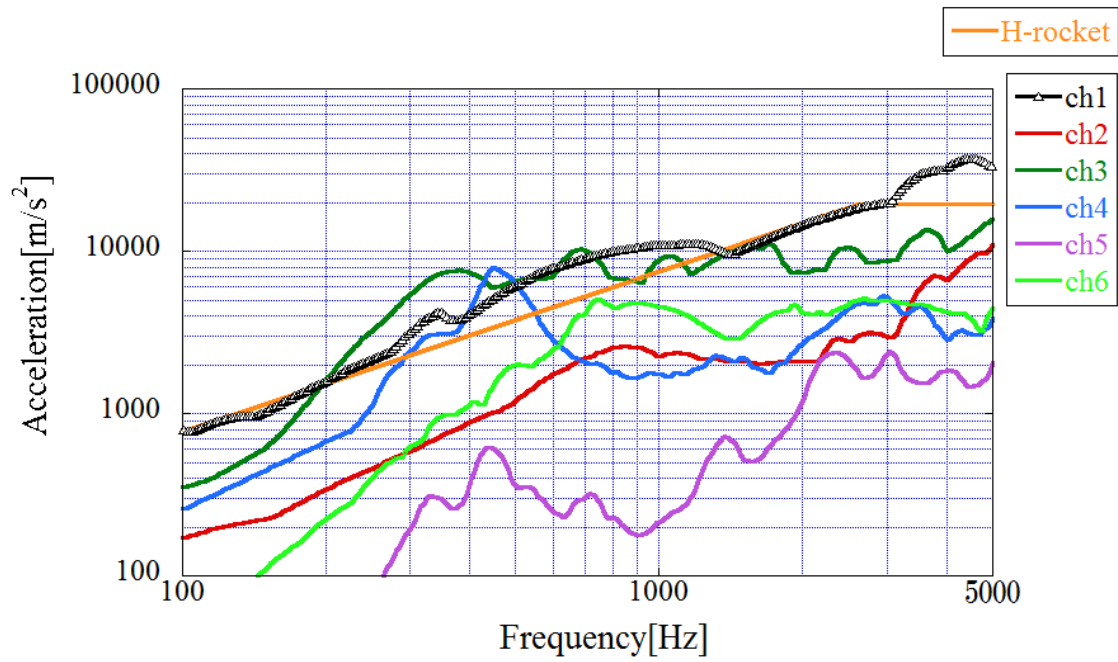


図 3-10 MO バルブ式 SRS_ch1～ch6

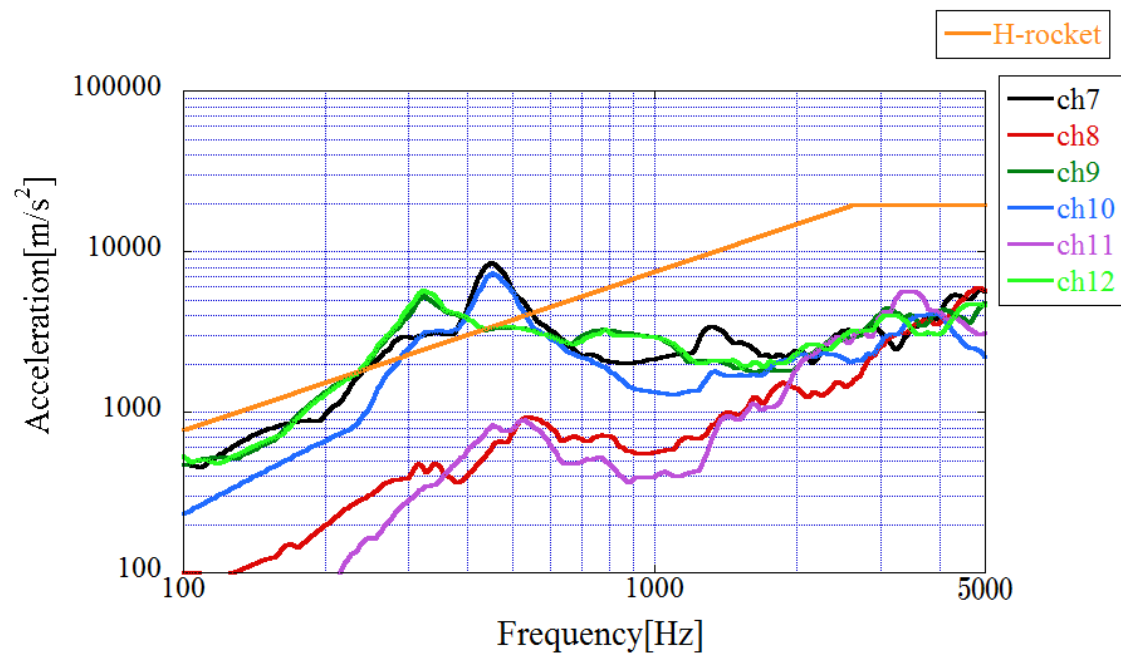


図 3-11 MO バルブ式 SRS_ch7～ch12

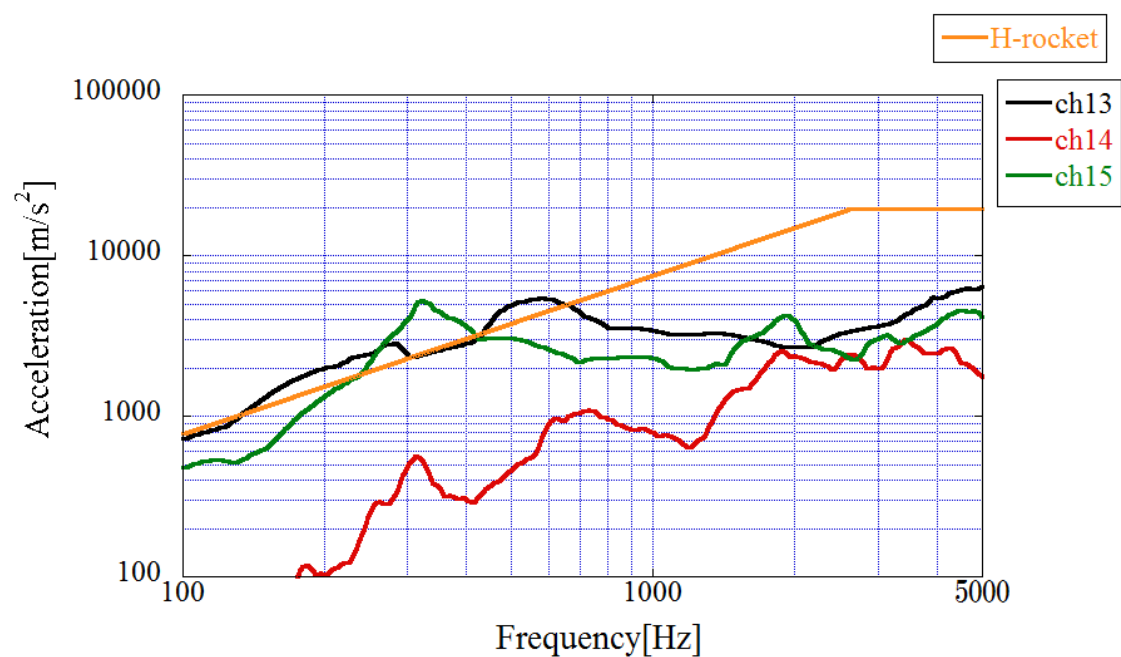


図 3-12 MO バルブ式 SRS_ch13～ch15

3.3.1.4 衝撃レベル評価位置同士の比較

ch1 同士で吊り上げ錘落下式、コンパクトハンマー式、MO バルブ式の比較したものが図 3-13 である。吊り上げ錘落下式の ch1 を基準としている。

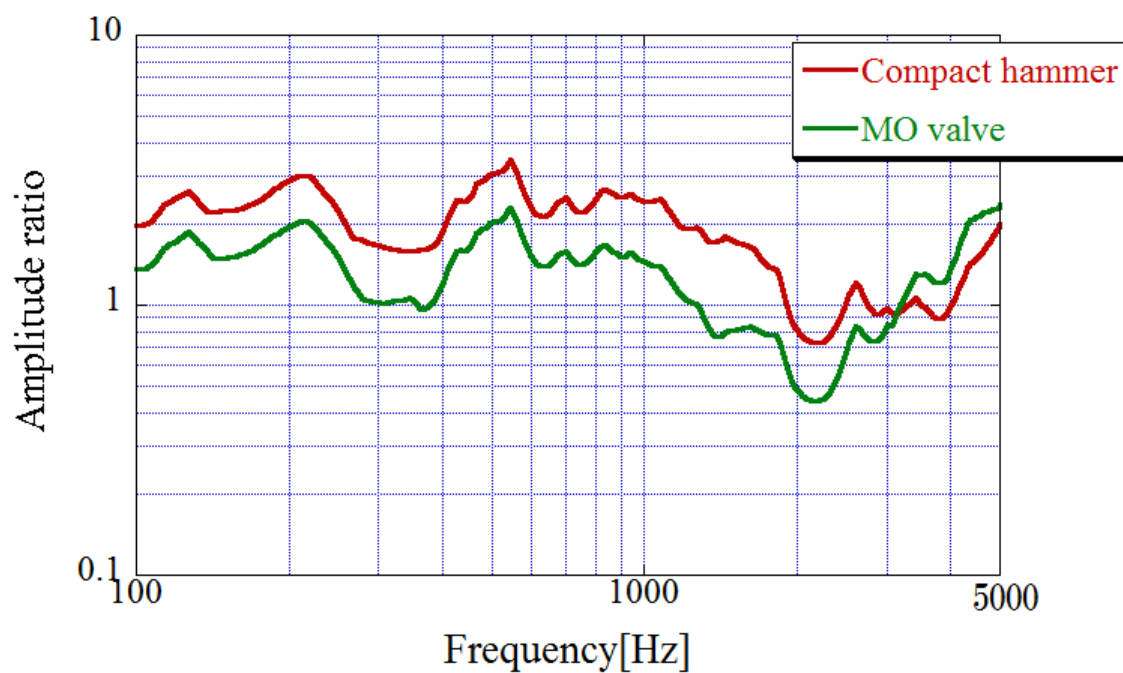


図 3-13 衝撃レベル評価位置同士の倍率比較（吊り上げ錘落下がベース）

3.3.2 応答倍率

図 3-14 から図 3-27 では各試験機の ch1 に対するそれぞれの ch の応答倍率を示し、吊り上げ錘落下式を Lifting、コンパクトハンマー式を Compact、MO バルブ式を MO と略記している。

また、各々の試験機の ch1 をベースとした応答倍率を、周波数区間別にアベレージを出したものが表 3-2 である。

図 3-28 は衝撃印加方向のみで、衛星の高さ方向の距離と応答倍率の関係を表している。

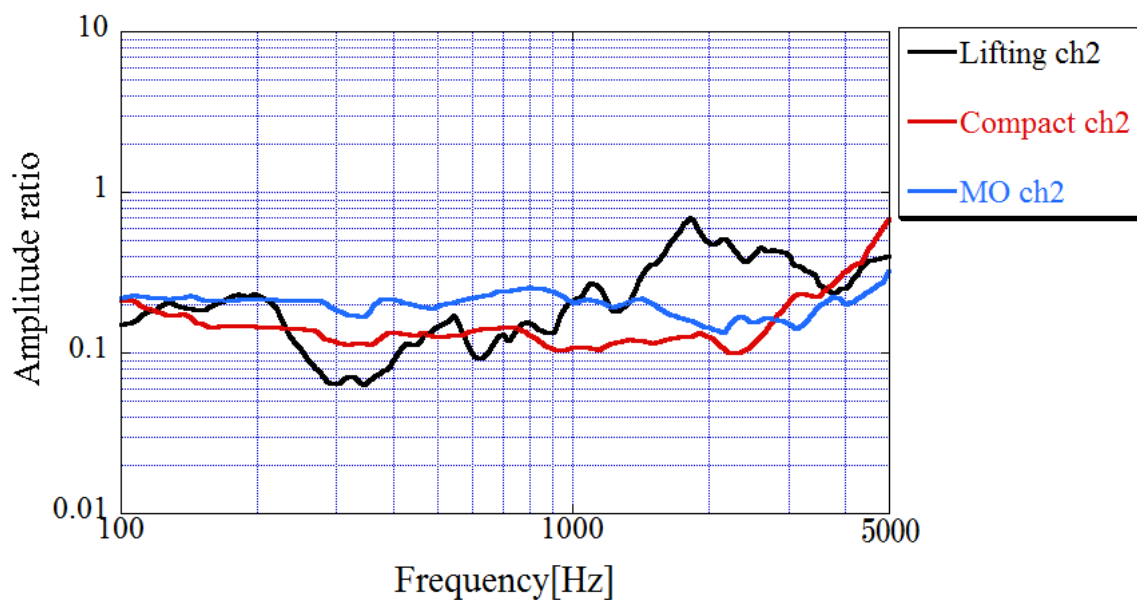


図 3-14 応答倍率比較_ch2

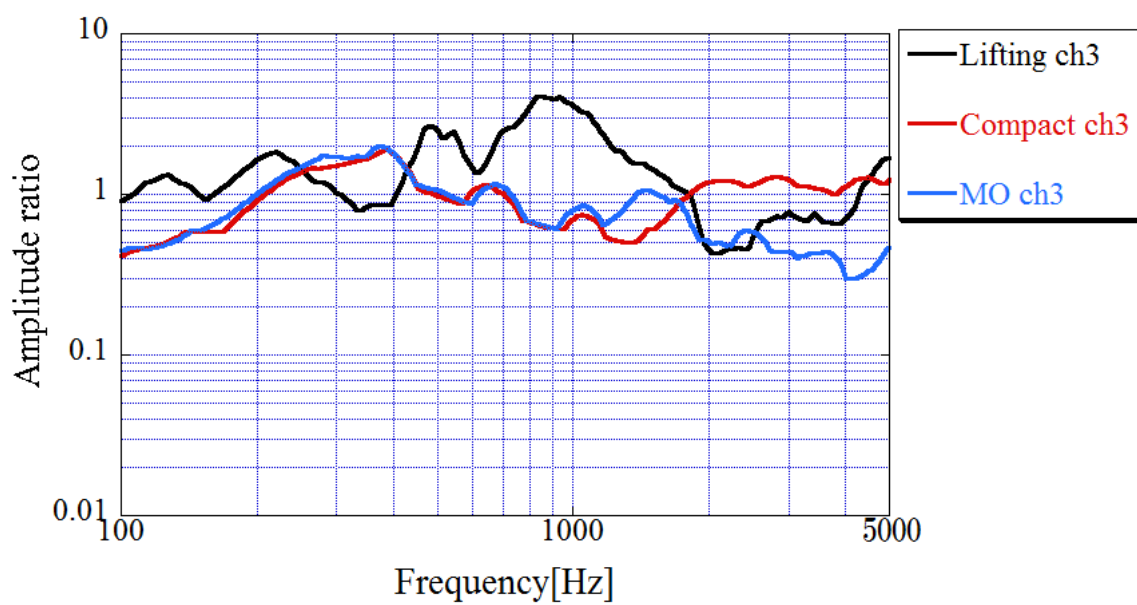


图 3-15 応答倍率比較_ch3

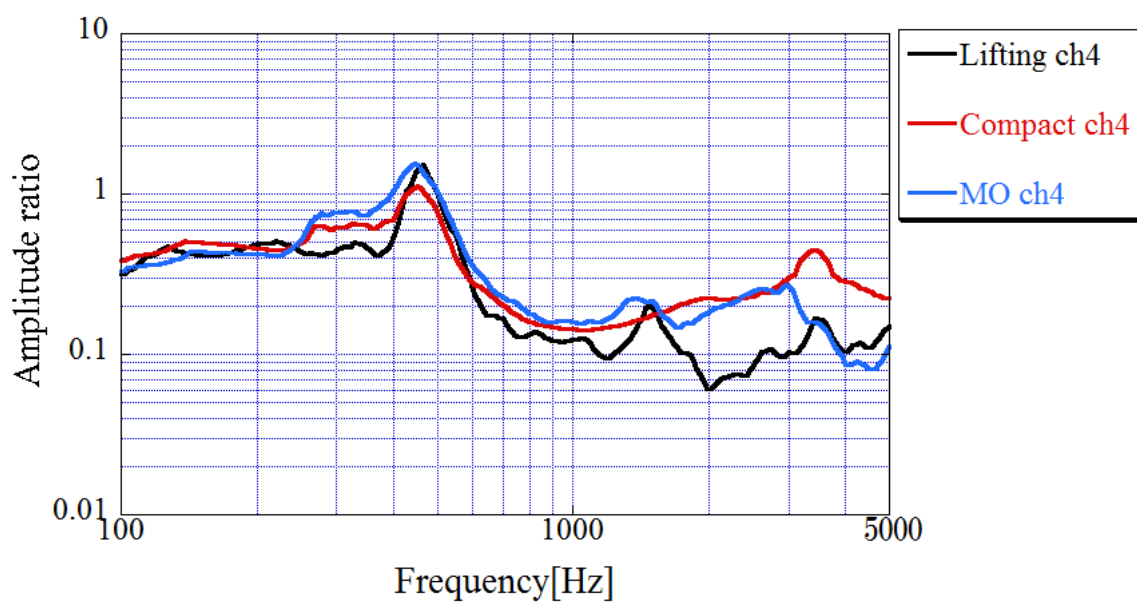


图 3-16 応答倍率比較_ch4

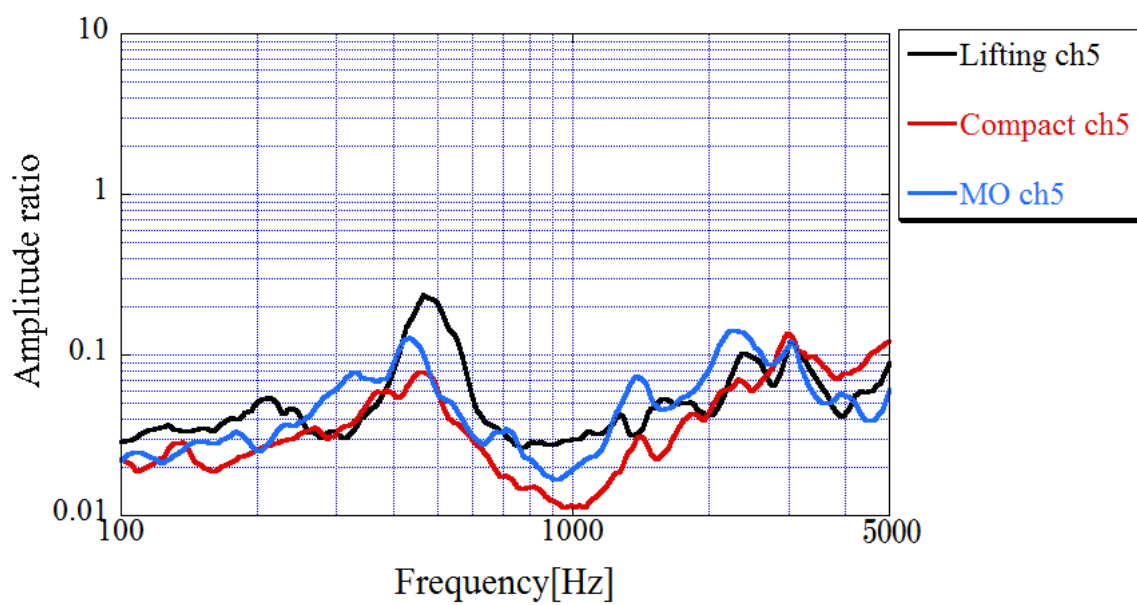


图 3-17 応答倍率比較_ch5

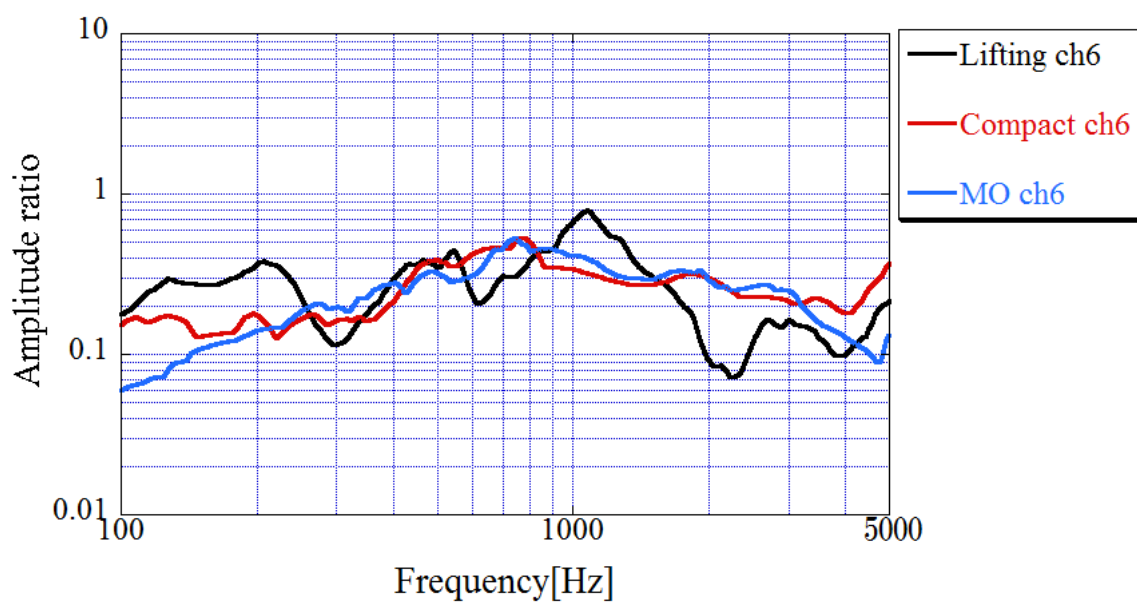


图 3-18 応答倍率比較_ch6

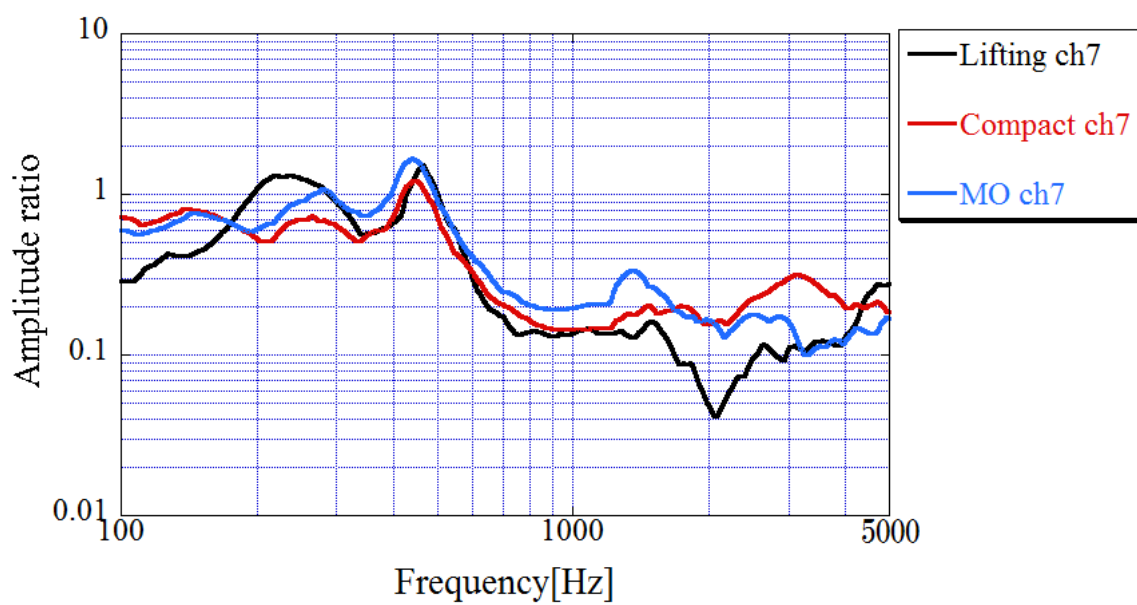


图 3-19 応答倍率比較_ch7

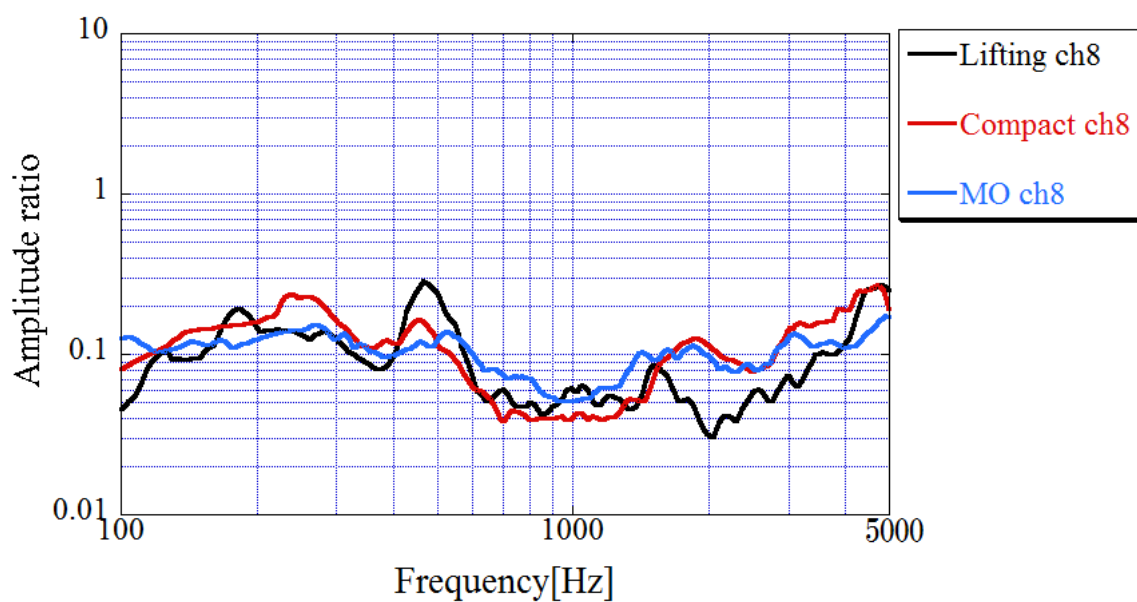


图 3-20 応答倍率比較_ch8

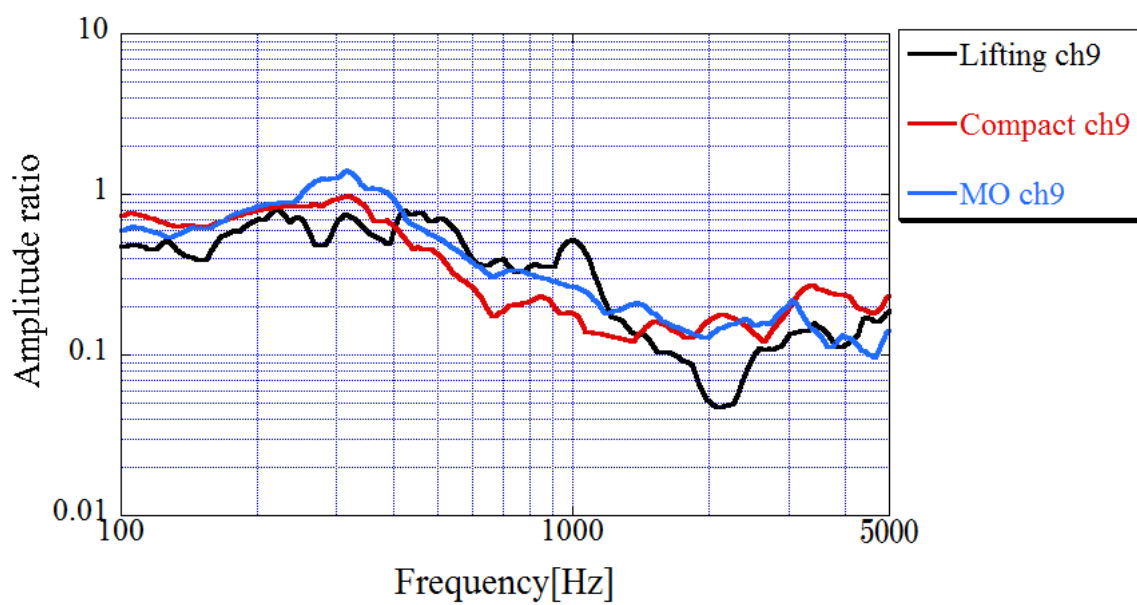


图 3-21 応答倍率比較_ch9

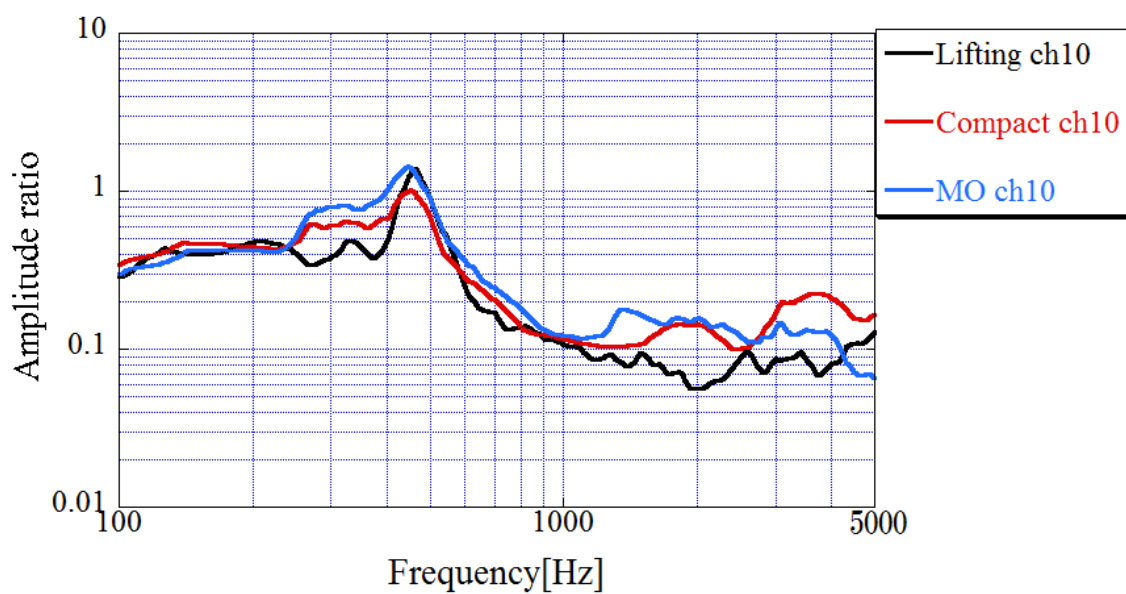


图 3-22 応答倍率比較_ch10

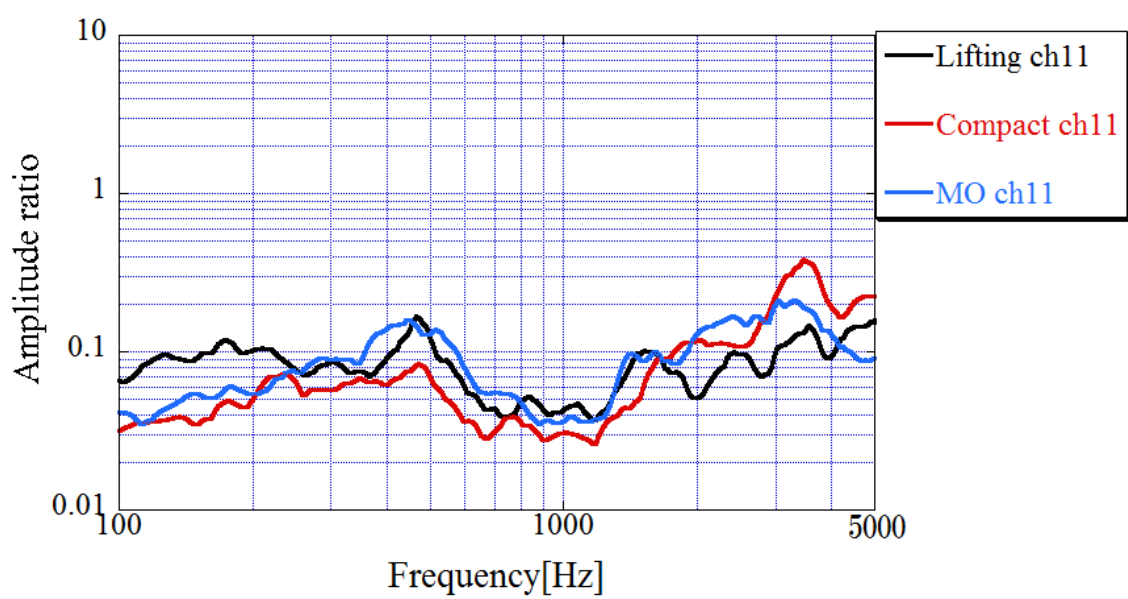


图 3-23 応答倍率比較_ch11

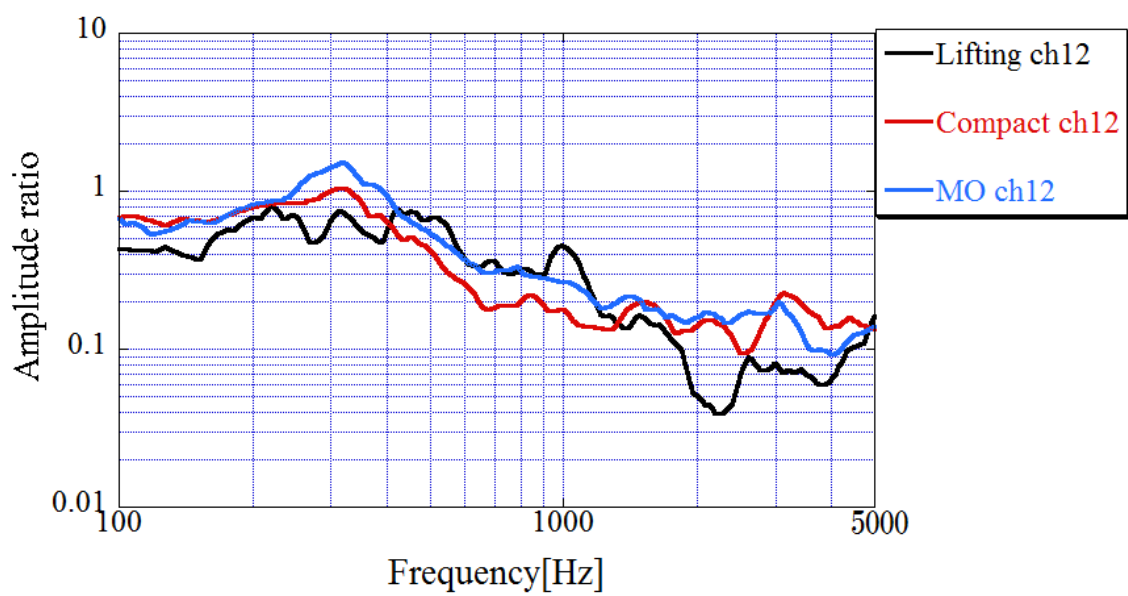


图 3-24 応答倍率比較_ch12

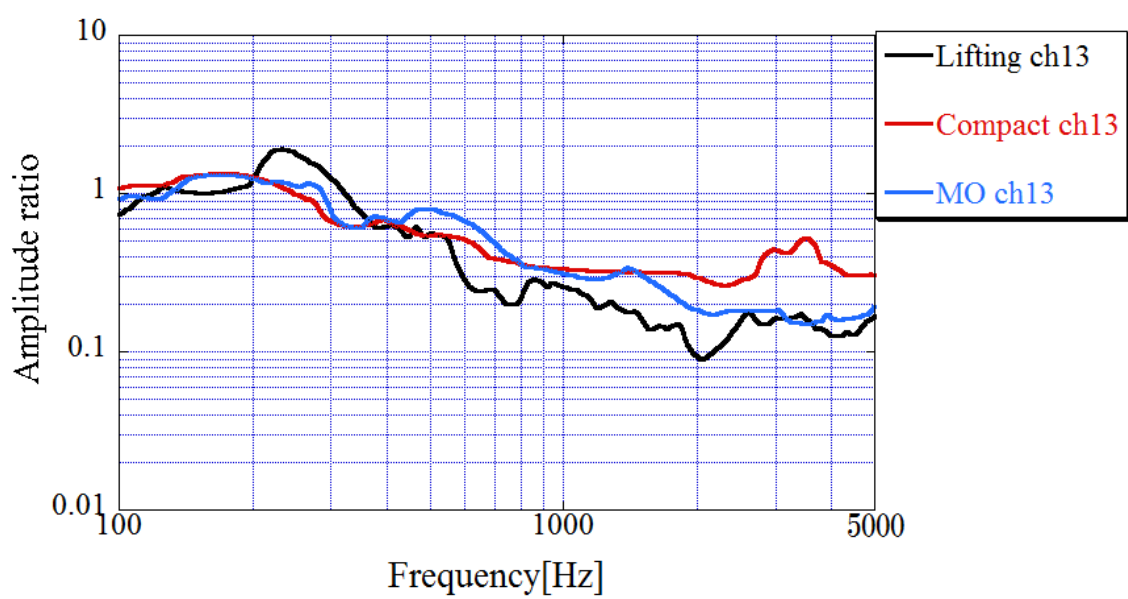


图 3-25 応答倍率比較_ch13

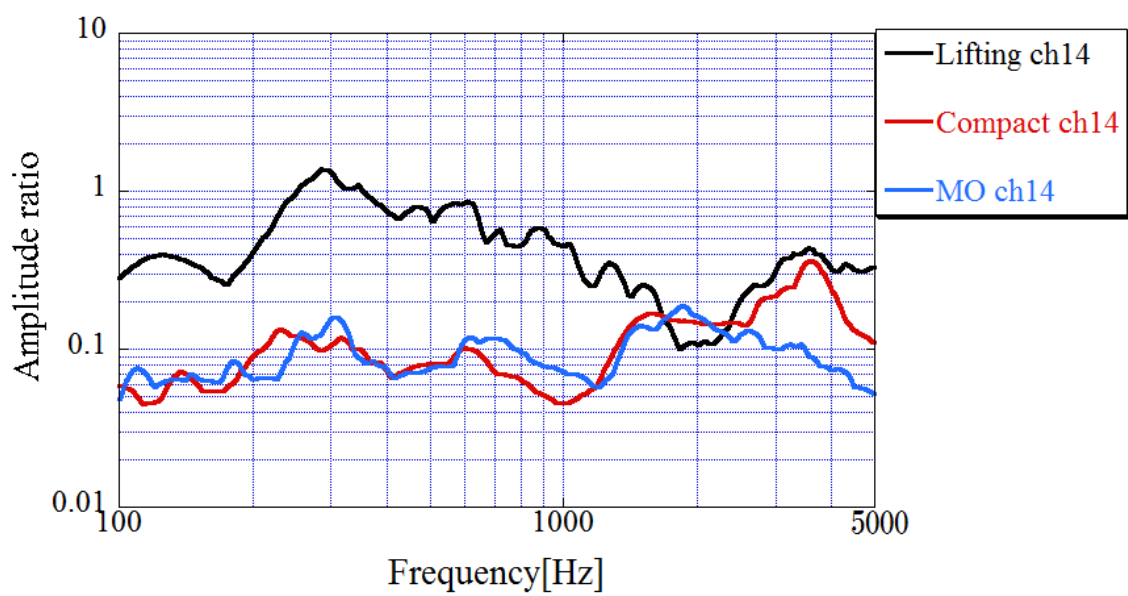


图 3-26 応答倍率比較_ch14

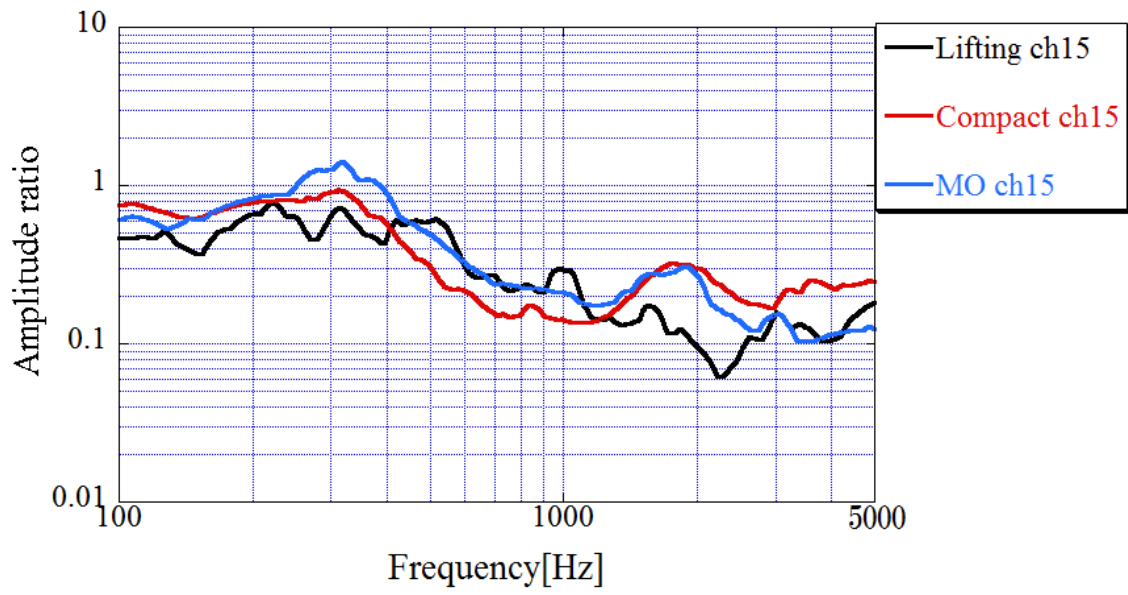


图 3-27 応答倍率比較_ch15

表 3-2 応答倍率の周波数区間別アベレージ

Machine	Frequency[Hz]	ch2(Y)	ch3(Z)	ch4(X)	ch5(Y)	ch6(Z)	ch7(X)	ch8(Y)
Lifting type	10-500(ave.)	0.1794	0.8042	0.3655	0.0496	0.1759	0.4845	0.0921
	500-2000(ave.)	0.2511	2.2617	0.1932	0.0497	0.3926	0.2026	0.0679
	2000-5000(ave.)	0.3739	0.7724	0.1081	0.0731	0.1293	0.1265	0.1052
	All Freq.(ave.)	0.2681	1.2795	0.2223	0.0575	0.2326	0.2712	0.0884
Compact hammer type	10-500(ave.)	0.6508	0.7141	0.7175	0.0364	0.1892	1.0185	0.1432
	500-2000(ave.)	0.1238	0.7934	0.2177	0.0243	0.3589	0.2206	0.0647
	2000-5000(ave.)	0.2485	1.1804	0.2838	0.0861	0.2360	0.2306	0.1525
	All Freq.(ave.)	0.3410	0.8960	0.4063	0.0490	0.2614	0.4899	0.1201
MO valve type	10-500(ave.)	0.3032	0.7494	0.6889	0.0338	0.1477	0.8988	0.1660
	500-2000(ave.)	0.2121	0.8584	0.2542	0.0395	0.3705	0.2887	0.0846
	2000-5000(ave.)	0.1874	0.4435	0.1744	0.0834	0.1985	0.1455	0.1122
	All Freq.(ave.)	0.2343	0.6837	0.3725	0.0522	0.2389	0.4443	0.1209
Machine	Frequency[Hz]	ch9(Z)	ch10(X)	ch11(Y)	ch12(Z)	ch13(X)	ch14(Y)	ch15(Z)
Lifting type	10-500(ave.)	0.5088	0.3225	0.0926	0.4596	0.8833	0.0651	0.5005
	500-2000(ave.)	0.3112	0.1667	0.0610	0.2937	0.2429	0.0806	0.2388
	2000-5000(ave.)	0.1175	0.0844	0.1057	0.0741	0.1423	0.0997	0.1166
	All Freq.(ave.)	0.3125	0.1912	0.0864	0.2758	0.4228	0.0818	0.2853
Compact hammer type	10-500(ave.)	0.6658	0.6363	0.0542	0.7626	1.0352	0.0877	0.6981
	500-2000(ave.)	0.1924	0.1804	0.0492	0.1948	0.3733	0.0948	0.2024
	2000-5000(ave.)	0.1978	0.1626	0.2011	0.1538	0.3544	0.2005	0.2249
	All Freq.(ave.)	0.3520	0.3264	0.1015	0.3704	0.5876	0.1277	0.3751
MO valve type	10-500(ave.)	0.6790	0.6471	0.0634	1.1540	0.9047	0.0798	0.6819
	500-2000(ave.)	0.2719	0.2241	0.0696	0.2731	0.3997	0.1056	0.2620
	2000-5000(ave.)	0.1475	0.1192	0.1515	0.1439	0.1710	0.1016	0.1376
	All Freq.(ave.)	0.3661	0.3301	0.0948	0.5237	0.4918	0.0957	0.3605

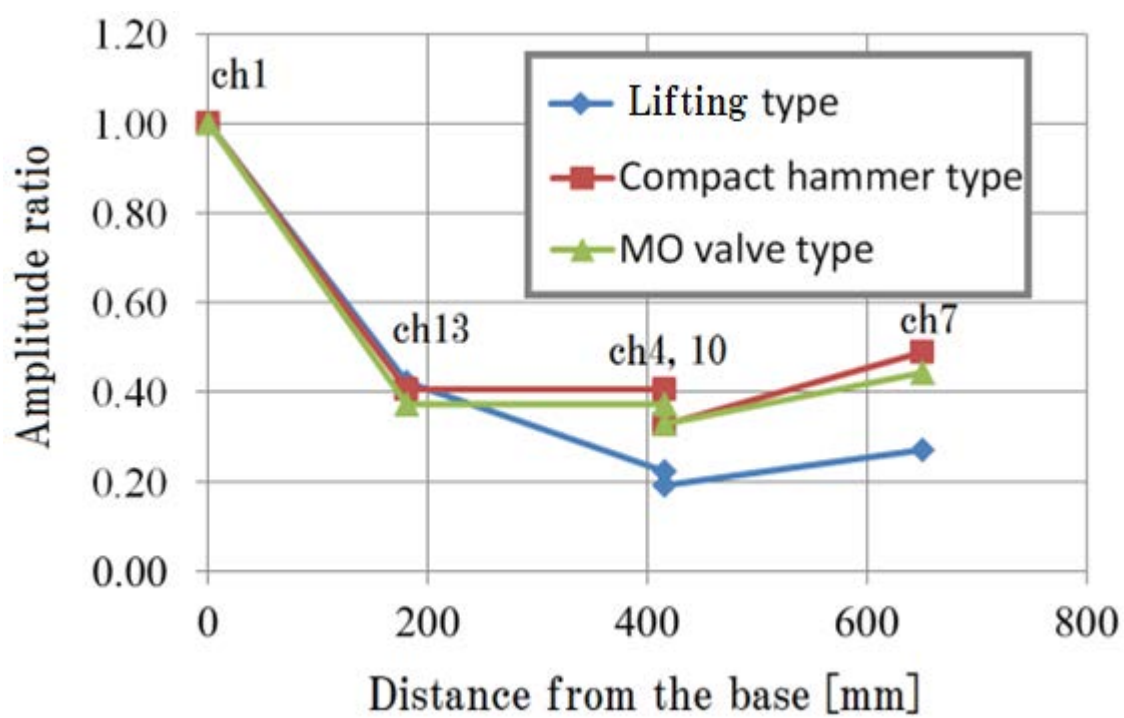


図 3-28 衛星の高さ方向の距離と応答倍率の関係

3.4 試験結果の考察

3.4.1 コントロール性

ベストデータがでるまでのレベル出しの回数については以下である。

- ・ 吊り上げ錘落下式 : 18 回目
- ・ コンパクトハンマー : 16 回
- ・ MO バルブ式 : 5 回目

上記の結果から MO バルブは、衝撃レベルの調整がしやすく、最速でレベル出しが行えることがわかる。

3.4.2 再現性

再現性とは、同じ試験を 2 回以上行って、その違いがどうであるかという意味で使用している。表 3-3 にそれぞれの試験機で 2 回の試験を行い、周波数区間別で SRS の一致率 (%) がどうであるかを示す。比較に使用した ch は、衝撃レベルの基準となる ch1 である。

また、図 3-29 に吊り上げ錘落下式、図 3-30 にコンパクトハンマー式、図 3-31 に MO バルブ式の SRS 比較を示す。

100Hz～300Hz の区間や、1500Hz～3000Hz の区間は、それぞれレベル出しを行う際の低周波側と高周波側の狙いとなる区間であるため、最も重要である。

吊り上げ錘落下式は、低周波側での一致率が極端に低く、これでは本番の試験前のレベル出しの意味が薄れてしまう可能性がある。

コンパクトハンマー式は、どの周波数でも比較的安定した一致率を示したが、高周波側は若干ばらつきやすい傾向にある。

MO バルブ式も、コンパクトハンマー式と同様に、全体的に高い再現性を示している。これは、コンパクトハンマー式と MO バルブ式で共通している、衛星設置部分の安定感による恩恵が大きいと思われる。MO バルブ式で特に良いのは、レベル出しの際の狙いとなる 2 つの区間で、非常に高い一致率を示していることである。これは、前述のコントロール性を高めている要素とも関連性があるものと考えられる。各回の再現性が高いために、トライ&エラーの回数を少なくして、容易に要求レベルに達することができる。

表 3-3 周波数区間別の再現性（一致率(%)）

Frequency[Hz]	吊り上げ錘落下式	コンパクトハンマー式	MO バルブ式
10-100(ave.)	74	96	98
100-300(ave.)	67	96	98
300-800(ave.)	90	96	93
800-1500(ave.)	86	98	95
1500-3000(ave.)	98	91	99
3000-5000(ave.)	100	79	87
5000-8000(ave.)	88	87	93

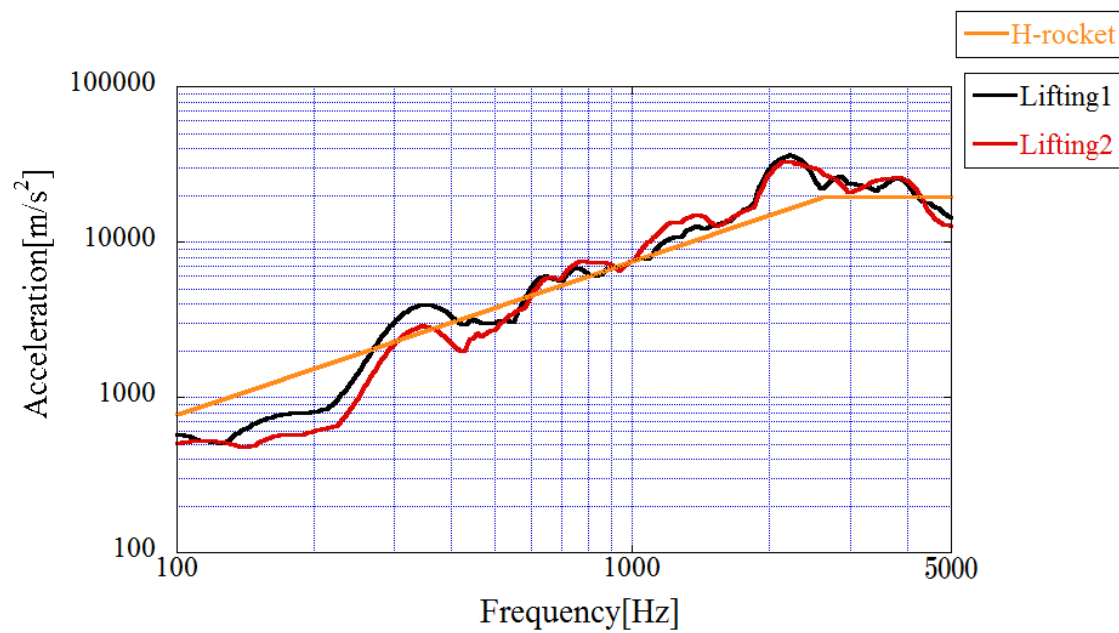


図 3-29 吊り上げ錘落下式_再現性比較

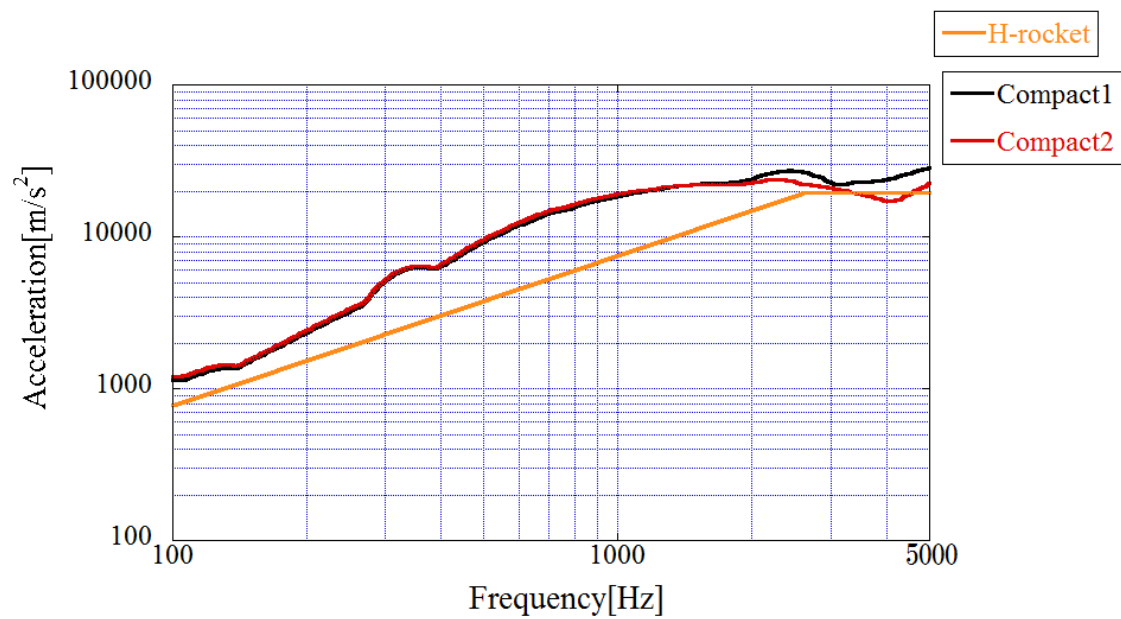


図 3-30 コンパクトハンマー式_再現性比較

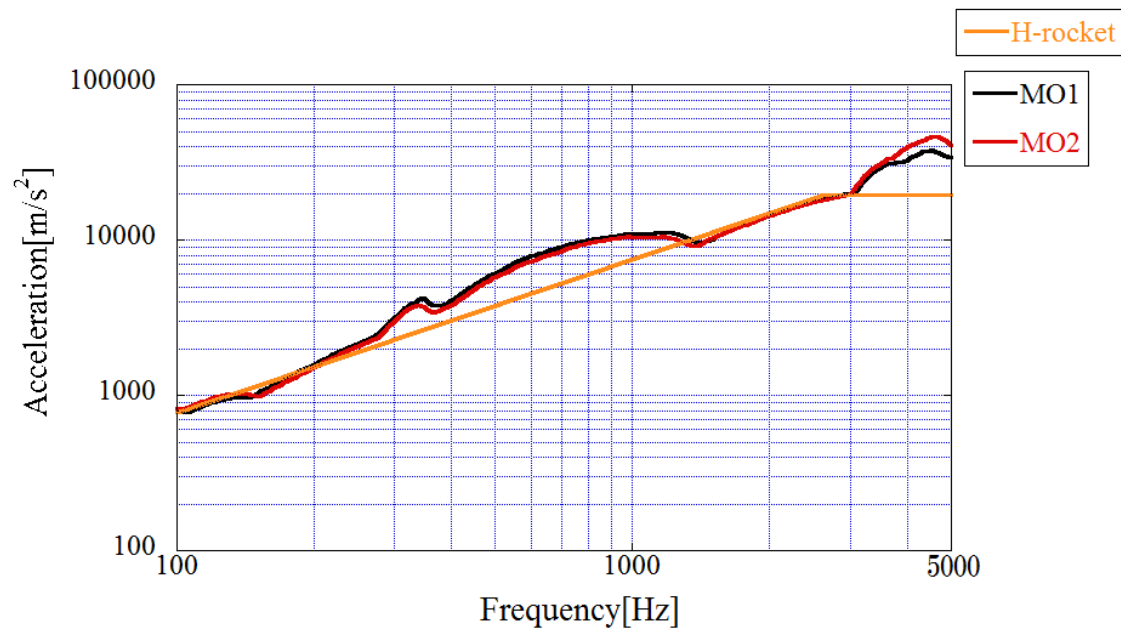


図 3-31 MO バルブ式_再現性比較

3.5 考察

SRS の達成度について

・吊り上げ錘落下式に関しては、高周波側は概ね満足しているが、4200Hz 以上と 300Hz 以下で要求レベルを達成できていない。原因として考えられる点は、この試験機は、ロープを使ってベース部分へテンションを掛けているが、試験の度にロープに緩みが発生しやすく、テンションを一定にするのが難しいことや、錘を落下させる際に試験機全体が不安定になる傾向があり、衝撃印加面が一定にならないことが考えられる。

・コンパクトハンマー式は、H-rocket の SRS 値をすべて満足している。ただし、300～2000Hz 前後は若干強めに出る傾向にあるため、その辺りの周波数領域を抑えることができれば、さらに理想に近づく。吊り上げ錘落下方式と原理的には同様であるにも関わらず、錘落下の際は安定しており、同じ面で衝撃印加ができていることが大きい。

・MO バルブ式に関しては、H-rocket の SRS 値に沿うような波形である。要求レベルギリギリを狙うことができ、必要以上の衝撃を加えたくないという要求に、この中で最も応えられる試験機と思われる。また、高周波側を強めに出すことが比較的容易で、他の 2 つの試験機のように 5000Hz 付近でレベルが下がり出さないか心配する必要がない。高周波側のレベルは、緩衝材による効果も大きいため、強くでる分には調整し易いことから、全体的に良好な結果と言える。

・衝撃レベル評価位置 (ch1) での、各試験試験機の比較では、コンパクトハンマー式と MO バルブ式がレベルの差はあるものの、2000Hz 前後までは同様の周波数特性があることがわかる。これは 2 機の共用としている衛星設置部分によるものと思われる。ただし、3000Hz 前後でレベルが逆転しており、3000Hz を超えるような高周波部分の SRS は、インパクト部分の違いによる影響の方が大きいことを意味している。

応答倍率について

・吊り上げ錘落下式は、ch3(Z 軸)が非常に強く出ており、1800Hz 前後以下では、ch1 とほとんど変わらないことがわかる (図 3-15 参照)。そのため 2 軸同時出しに向いていると言える。

その反面、X 軸に衝撃印加しているにも関わらず、Y 軸方向 ch2 の 2000Hz 前後や、同じく Y 方向 ch14 の 1400Hz 以下で強めの応答が出ており、試験機が前後左右上下へ暴れやすいと考えられる。そのためか、全体的に高周波側への応答は比較的小さかった。

・コンパクトハンマー式に関しては、ch3(Z 軸) が 2000Hz 以上と 300Hz～500Hz で ch1 と同等の値を示している (図 3-15 参照)。吊り上げ錘落下式の次に 2 軸同時出しに向いていると言える。また、ch2(Y 軸)や ch3(Z 軸)のベース部分の応答が、吊り上げ錘落下式と比べると周波数毎の上がり下がりが少なく、安定しているように見受けられる。ただし、ダミー衛星への応答は、若干ではあるが他の試験機に比べ、全体的に高周波の応答が大きいことが伺える。

・MO バルブ式に関しては、突出しているわけではないが多くの ch で応答倍率が低めに抑えられている (図 3-14～図 3-27 参照)。特に ch3(Z 軸)は、他 2 機に比べ明らかに小さい (図 3-15 参照)。これはインパクト方向以外には、あまり衝撃が伝わらないことを示している。MO バルブ式は、水平と垂直の 2 軸を同時にレベル達成できない可能性が高いが、初めから割り切って軸を分けて試験を行う場合には、他の 2 機に比べ、衛星への無駄な負荷を防ぐことができると考えられる。

最大加速度について

試験時に発生する最大加速度は、試験機毎（≒コンフィギュレーション毎）に大幅に異なるものであった。図 3-32～図 3-34 にそれぞれの試験機で、ch1 の SRS がベストデータとなった場合の時系列加速度を示す。吊り上げ錘落下式は SRS が若干未達であったことを鑑みても、最も最大加速度が低いと考えられる。その次に低いのはコンパクトハンマー式である。最も最大加速度が高いのは MO バルブ式である。これらから SRS 値が高周波側に強く出ている試験機の方（図 3-13 を参照）が、最大加速度が高くなる傾向であることがわかる。

最大加速度は、衛星試験の規格には指定はないものの、実際には衛星の内部応答へ影響する可能性がある。そのため試験模擬をより最適化するには無視することができない。ロンチャーからピギーバック衛星搭載位置の時系列加速度データを取得できれば、最大加速度のみならず、周波数解析もできるため最良であるが今の所は調整が付いていない。参考にできるのは M-V 型ロケットの主衛星搭載位置での計測データ（表 3-4）である。この資料によるとフェアリング開頭時の主衛星搭載位置における最大加速度データは、11500G～18500G である。ビギーバック衛星が乗るメインのロケットではないので参考データではあるが、比較的高周波成分が高めとなるように衝撃印加すべきであることを示唆するデータである。また、逆に高周波側に振りすぎて、例えば 50000G 以上を出すような試験は、あまり現実的でないことも推測できる。

MO バルブ式は今回使用した 1kg 弾丸から、数百グラム軽量なものへ変更した場合、速度が乗りやすくなるため、10000G 以上を出すことは容易である。吊り上げ錘落下式やコンパクトハンマー式は、どうしても落下速度が制限されてしまう。よって、今後ビギーバック衛星搭載位置の正確な時系列加速データを入手できた際に、MO バルブ式は最大加速度やその発生周波数域を最も調整しやすいと言える。ただし、最大加速度が高いことは、それだけで SRS 要求値（特に低周波側）を超えることには繋がらないため、SRS の要求値と最大加速度のバランスを考えた試験環境が望ましいと考える。

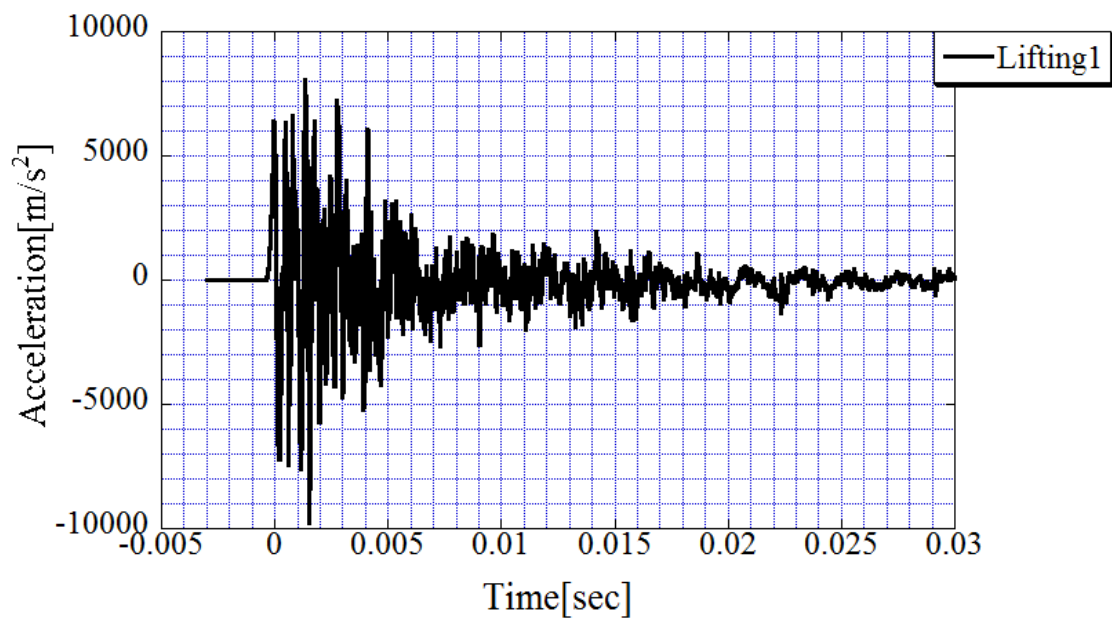


図 3-32 錘吊り上げ式_時系列加速度

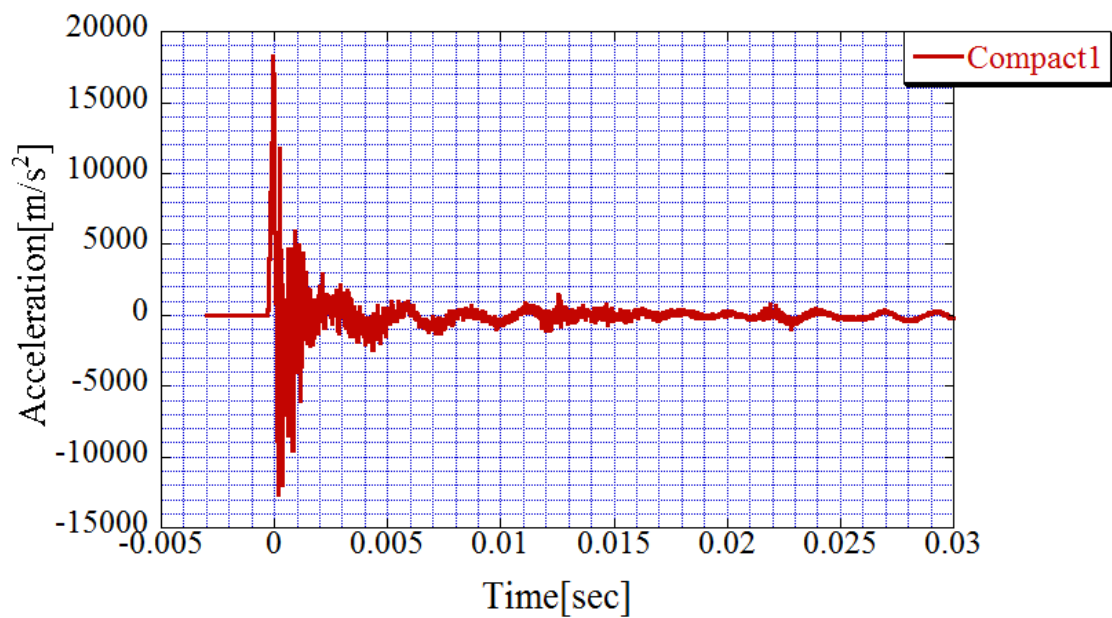


図 3-33 コンパクトハンマー式_時系列加速度

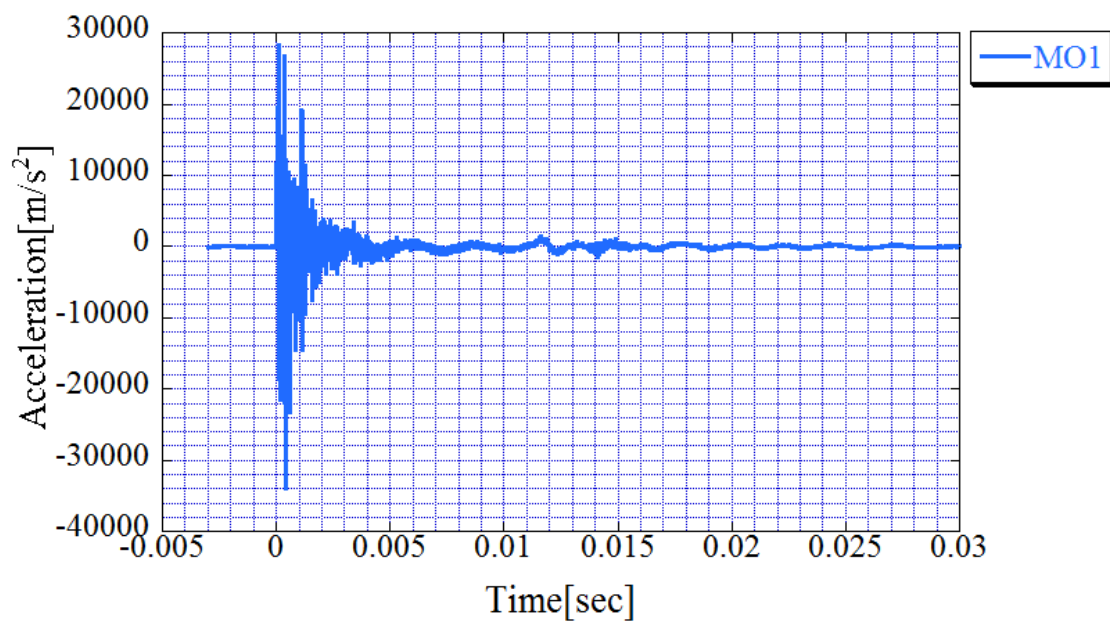


図 3-34 MO バルブ式_時系列加速度

表 3-4 M-V ロケット 主衛星搭載位置衝撃加速度計測データ^[17]

	衝撃レベル (QTレベル)			
	半径方向		機軸・周方向	
1/2 段分離衝撃 (1 段側)	50 ~ 1600Hz 1600 ~ 4000Hz	6dB/oct 31000G	50 ~ 2000Hz 2000 ~ 4000Hz	6dB/oct 10000G
1/2 段分離衝撃 (2 段側)	50 ~ 2100Hz 2100 ~ 4000Hz	6dB/oct 35000G	50 ~ 3000Hz 3000 ~ 4000Hz	6dB/oct 14000G
2/3 段分離衝撃	50 ~ 500Hz 500 ~ 4000Hz	6dB/oct 2200G	50 ~ 2000Hz 2000 ~ 4000Hz	6dB/oct 2200G
3/4 段分離衝撃	50 ~ 1000Hz 1000 ~ 4000Hz	6dB/oct 2300G	50 ~ 1000Hz 1000 ~ 4000Hz	6dB/oct 2300G
衛星分離衝撃	50 ~ 2000Hz 2000 ~ 4000Hz	6dB/oct 2800G	50 ~ 2000Hz 2000 ~ 4000Hz	6dB/oct 2800G
ノーズフェアリング 開頭衝撃	50 ~ 2000Hz 2000 ~ 4000Hz	6dB/oct 18500G	50 ~ 3000Hz 3000 ~ 4000Hz	6dB/oct 11500G

SRS 値の調整について (MO バルブ式)

SRS の調整は、弾丸の質量や材質、チャンバーの圧力、弾丸の充填距離、緩衝材の選択等によって行うことができる。また、調整とは意味が異なるが、衛星質量やベースプレート
の固定方法によっても変化する。

MO バルブ式のレベル出し中に調整したパラメータを表 3-5 に、その結果を図 3-35 に示す。パターン C は図 3-10 の ch1、図 3-31 の MO1 の試験パラメータである。

パターン A は、1000～2000Hz 前後の SRS が大きすぎており、逆に 200Hz 以下では不足している。この状態からパターン B、C の順に改善するよう調整した。パターン A と B の比較では緩衝材のみの変化であり、硬さの違う別の緩衝材を追加したことによって 100Hz 付近で 23%程度の減衰、1300～1500Hz 付近で 43%程度の減衰が見られる。高周波側は狙い通り大きく下がり問題ないレベルであるが、低周波側も同時に若干下がってしまった状態と言える。パターン C は B に対してさらに別の緩衝材を追加して、チャンバーの圧力を高めた。その結果、パターン C は 1300～2000Hz 前後の周波数域はパターン B とほぼ同じで、かつ不足していた低周波側のレベルを高めていることがわかる。

SRS の調整は、試験機のタイプや固定方法、衛星質量やその剛性・重心等のコンフィギュレーションによる変化も考えられ、上記の結果がすべての場合に当てはまるとは言えないが、SRS 値が不足している場合の調整方法として、概ね以下のようなことを行うことで解決する場合が多い。

高周波側の SRS 値を上げるには

- ・緩衝材・・・薄く、硬い
- ・弾丸・・・硬く、速度が早い

低周波側の SRS 値を上げるには

- ・印加レベルを全体的に上げつつ、緩衝材を厚く、柔らかくする（高周波側を減衰させる）
- ・弾丸・・・柔らかく、重い（≒体積を増やす）

表 3-5 試験時調整パラメータ

パターン	弾丸[kg]	チャンバー圧力 [MPa]	弾丸充填距離 [cm]	緩衝材 (弾丸~ベースプレート間)
A	1	0.25	45	ウレタン ショア硬さ 95 5mm 厚 1 枚
B	1	0.25	45	ウレタン ショア硬さ 95 5mm 厚 1 枚
				ウレタン ショア硬さ 70 5mm 厚 1 枚
C	1	0.3	45	ウレタン ショア硬さ 95 5mm 厚 1 枚
				ウレタン ショア硬さ 95 4mm 厚 1 枚
				ウレタン ショア硬さ 70 5mm 厚 1 枚

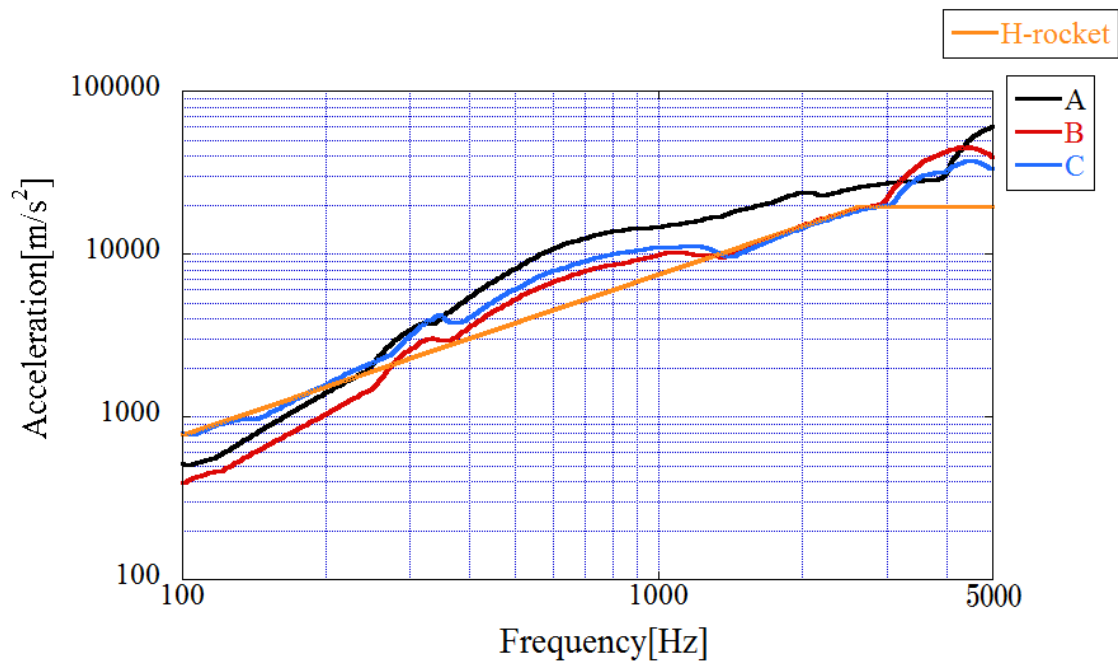


図 3-35 試験条件毎の SRS 値の変化

衝撃試験機の応用について

今回作った衝撃試験機は、他の産業界でも応用的に使用できる可能性がある。衝撃試験が実際に行われている商品としては携帯電話がある。携帯電話の衝撃試験は、ケースや液晶、IC チップの剥がれ、はんだ部分の破壊の有無などを、主に落下衝撃試験によって確認される。携帯電話業界としても落下試験方法を統一しようという流れになってきているが、今回開発した再現性の高い MO バルブ式に変える、或いは落下試験の併用で、落下試験単体よりも高精度な試験を行うことができる可能性がある。MO バルブ式は印加レベルの調整幅が大きいことから、試験の際に加速度やひずみを計測しながら、どこまでが限界なのかを段階的に調べることができる。同様に、アルミダイカストの鋳物や金属加工後の部品を裸の状態で配送する際に起こる、積み荷の崩れや落下による破壊も調査することが可能と思われる。

さらに、MO バルブ式は弾丸を飛ばすだけでなく、風圧のみを起こすことも可能なことから、突風によって破損する可能性の高い構造物（看板や標識など）の実験に使用することも可能と考えられる。

衛星と最も近い所では、缶サットで着地時の衝撃が問題となっている。缶サットはパラシュートを使って衝撃を和らげながら着地するが、実際には強風に煽られることも多く、パラシュートが思ったように機能しない場合も多い。このような場合に、シャフトに強い衝撃が加わり、破損に繋がるケースが多い。参考として本学缶サットチームが製作した機体（ALENG、図 3-36）を約 30m の高さ（本学総合研究 1 号棟の屋上）から、パラシュートを使って落下させた際の加速度データを図 3-37 に示す。順調にパラシュートが開いて静かに落下した場合のデータであるため、加速度は 7~8G 程度である。しかしながら缶サットでの加速度計測は、現状ではサンプリングレートが 10Hz 程度のデータしかないため、ピーク値は取り逃している可能性が高い。そのため、実際には、より高いサンプリングレートで、多少落下時に問題があった場合を想定したデータを取得する必要がある。落下時に不測の事態が起きた場合を模擬するには、MO バルブ式の垂直試験用のコンフィギュレーションにして、タイヤを治具で固定した状態で試験を行う必要がある。データ取りには、オンボードオシロスコープ^[18]を使用することで、SRS 解析に十分なサンプリングのデータをできる見込みである。重いデータとなるが、その際は必ずしも通信でデータを送る必要はなく、缶サット内で保存できれば良い。チャージアンプもチャージコンバーターと言われる超小型で数十グラムのものが概に市場にある。電源の搭載は、チャージコンバーターの中には 15V 程で作動するものもあり、実験時のみの搭載であれば特に支障はないと考えられる。

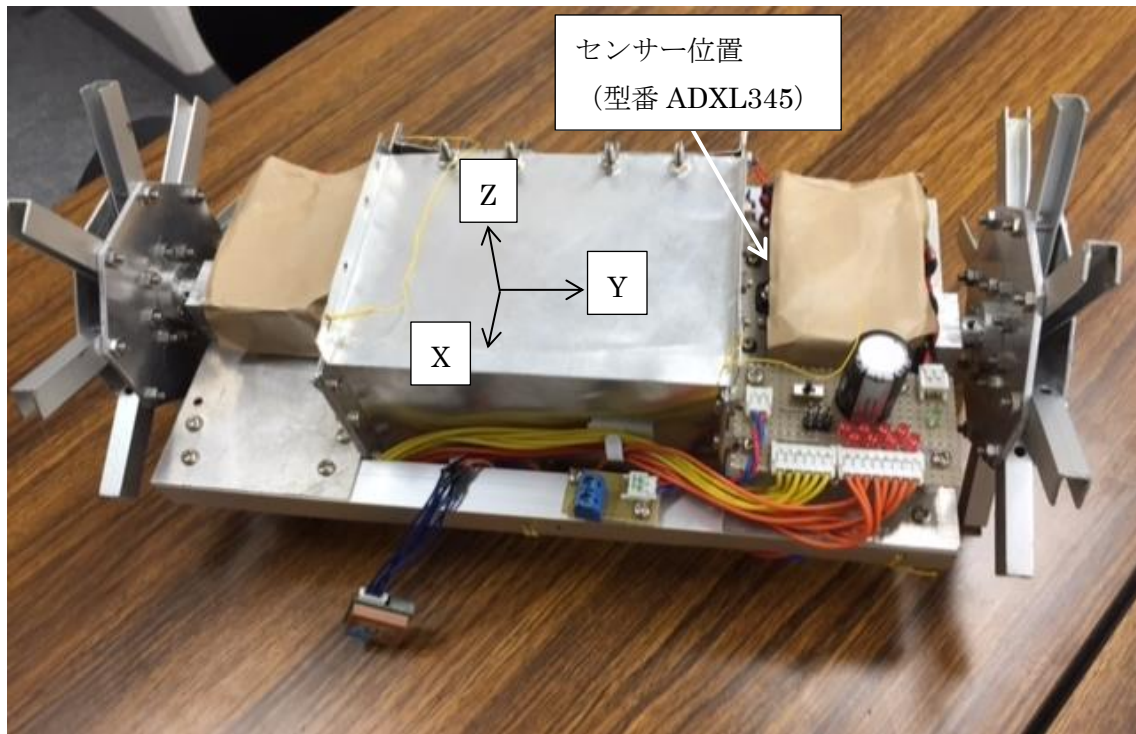


図 3-36 缶サット ALENG

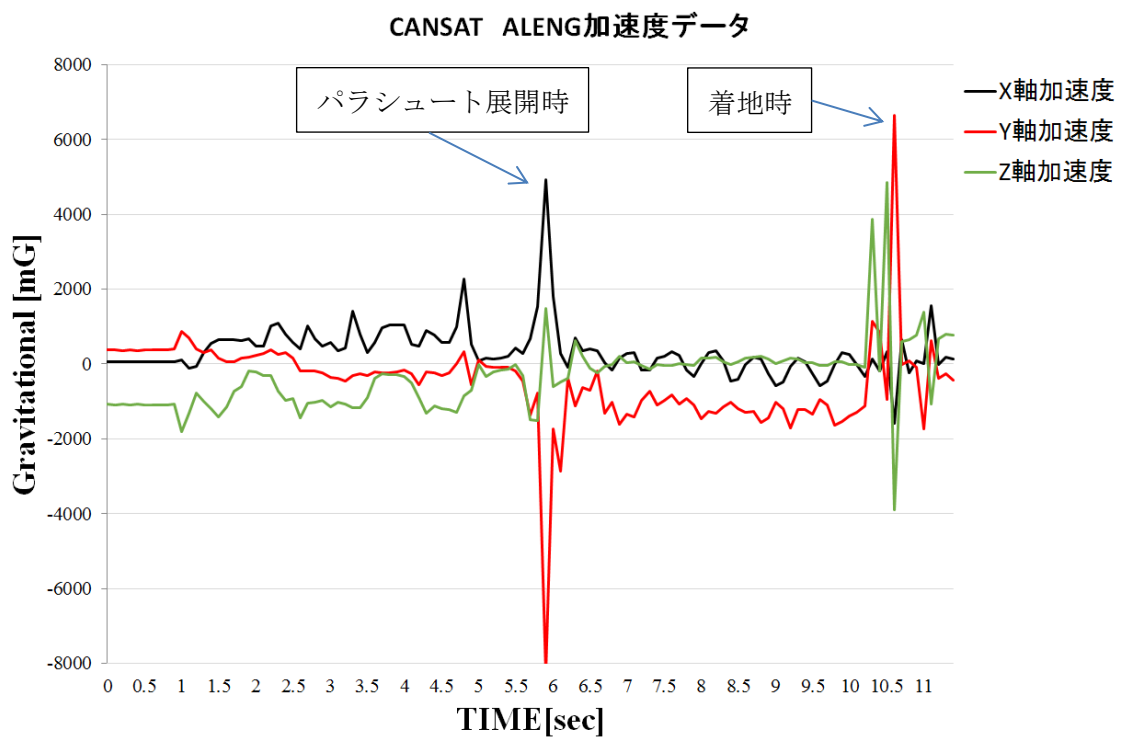


図 3-37 ALENG の加速度データ (参考)

3.6 総括

過去に衝撃試験を実施した CUBESAT で、コンパクトハンマーを用いて試験した際、2 軸（水平・垂直）同時出しを狙って、衛星取り付け部に変形が見られたことがある。垂直方向のレベルを達成させるため、水平方向のレベルを余分に強める必要があることが、原因の一つであると考えられる。

以上を踏まえ、確実に規定レベルギリギリの所を狙って、各軸別々に試験する方が安全である、と判断する。

既に述べたように、MO バルブ式は、規定レベルを達成させるまでに掛かる試行回数が少なく、印加方向以外への負荷が少ない特徴がある。再現性についても、MO バルブ式が最も高い。さらに、最大加速度や SRS の調整をするパラメータの自由度も高く、さまざまな要求レベルに答えることができる可能性が高い。

また、MO バルブ式は垂直方向への打撃が行えることや、空圧のみを起こすことも可能であることから、衝撃が問題となるような他の産業分野でも有効に使用することが可能と考える。

総合的に判断して、以後、MO バルブ式をメインの試験機として
使用していく。

第4章 衝撃試験特有の課題解決に向けた取り組み^{[19][20]}

4.1 衝撃試験の問題点

超小型衛星試験センターに持ち込まれる衛星は、H-2A ロケットとドニエプルロケットに搭載される可能性が最も高い。中でも H-2A ロケットは、低周波側の衝撃レベルが高く設定されており、図 4-1 にある例のように特に 300Hz 以下でレベル未達に成りやすい。低周波側のレベルをコントロールすることは、衝撃試験実施者にとって大きな課題である。

また、これまで数多くの実験を行ってきた結果から、衛星を設置しているベース板のスライド量と低周波側のレベルに、因果関係があることが予測できた。しかし、厳密なスライド量の計測は試験機の構成上難しい。そのため、CAE 解析を利用して、課題解決、及び現象の検証を行うことを考える。

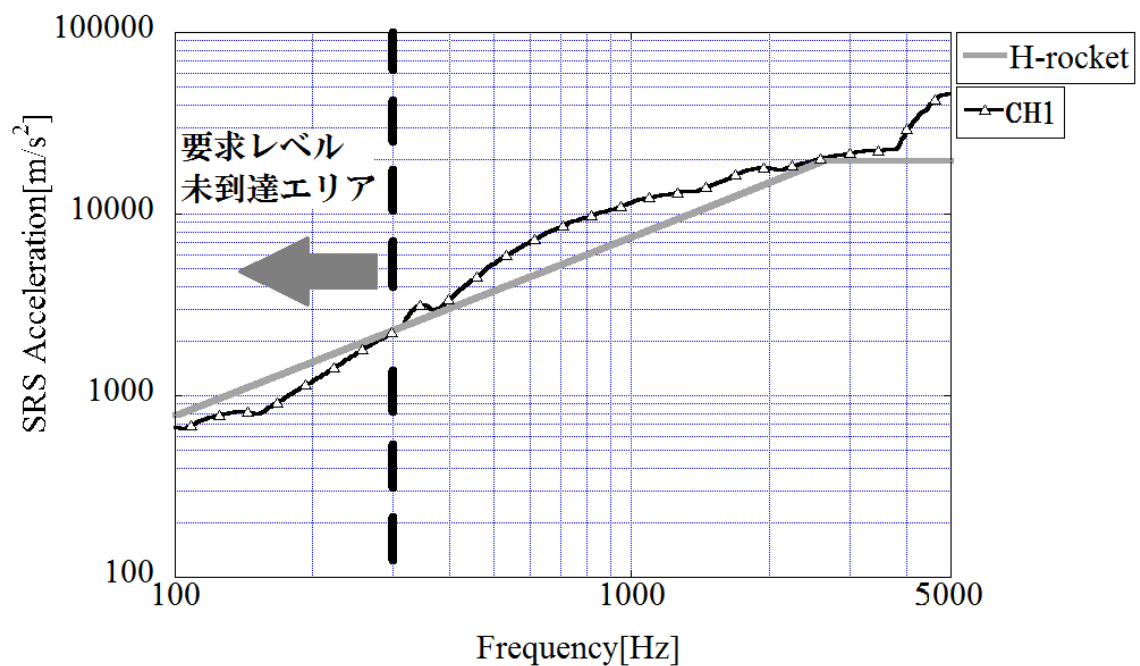


図 4-1 低周波がコントロールできていない SRS 例

4.2 検証方法

〔1〕 実験データと CAE 解析データから、それぞれ加速度の時系列データを取得し、SRS 解析を行い、実験値と CAE 解析値の比較を行う。特にレベル達成が難しい 300Hz 以下の周波数域において、重点的に確認する。



〔2〕 〔1〕の結果が妥当であれば、試験機の改善に影響する可能性のあるパラメータを CAE に入れて、その影響について考察する。

4.3 加速度ピックアップ位置取り付け位置（実験・解析共通）

CAE 解析で考慮した部品は図 4-2、加速度ピックアップの位置は図 4-3 に示す。

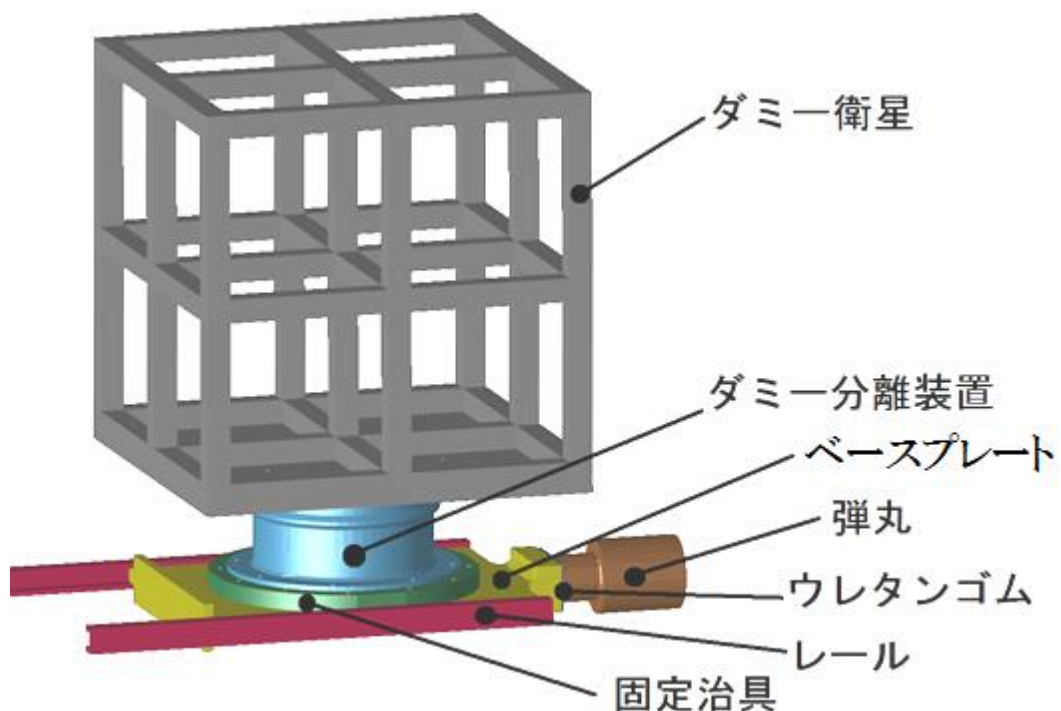


図 4-2 CAE 解析に使用した部品

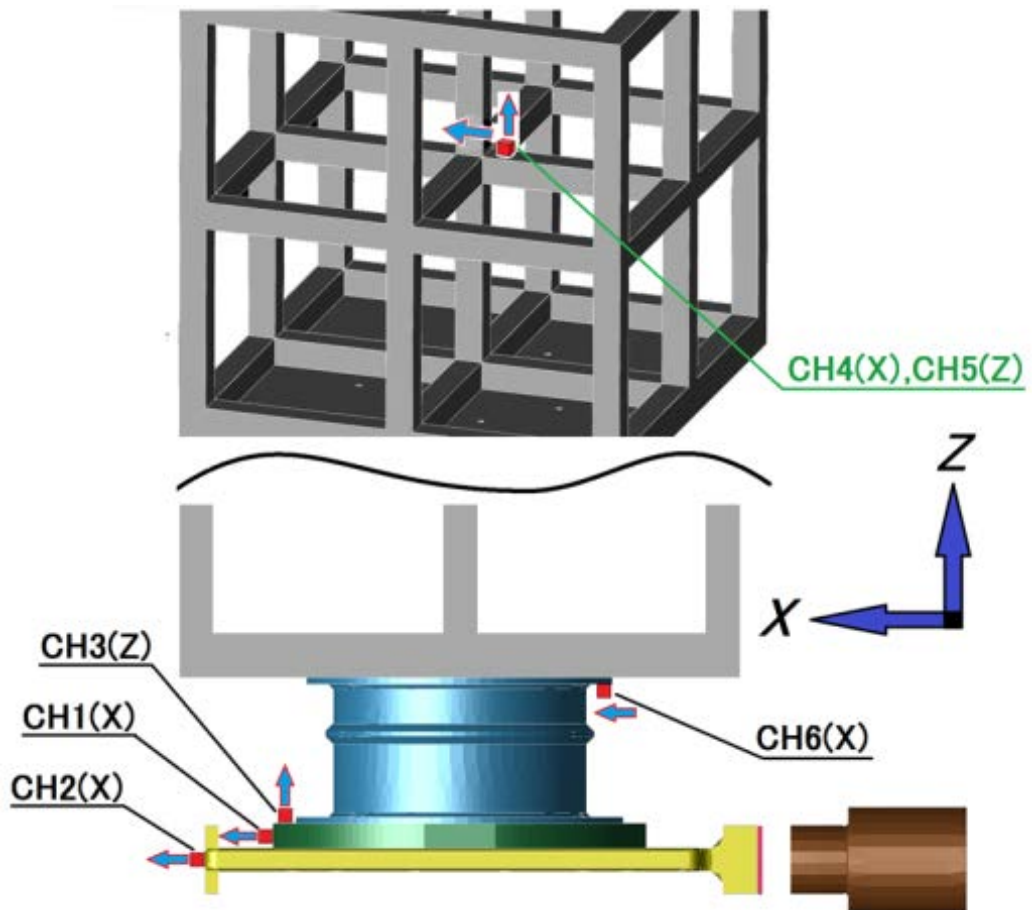


図 4-3 加速度ピックアップの位置

4.4 解析条件

各部品の材質や最大メッシュサイズ、質量を表 4-1 に、境界条件を表 4-2 に示す。
境界条件の設定は、LS-DYNA[®]のプリポストプロセッサ JVISION を使用した。
これらの条件で、LS-DYNA[®]の非線形陽解析を行った。

表 4-1 各部品の材質・最大メッシュサイズ・質量

部品名 (材質)	最大メッシュ サイズ(mm)	質量 kg
ダミー衛星 (A5083)	15mm	35.62
ダミー分離装置 (A2017-T4)	12mm	2.77
固定治具 (A2017-T4)	8mm	2.88
ベースプレート (A2017-T4)	15mm	9.91
弾丸 (MC ナイロン)	12mm	1
レール (MC ナイロン)	20mm	-
ウレタンゴム	5mm	0.03

表 4-2 境界条件

項目	条件
Sampling rate	100,000 point/sec
データ長	30 msec
減衰係数	0.15
レール摩擦係数	静止摩擦 0.5、動摩擦 0.4.
弾丸速度	25m/sec (実測値)
重力定義	全体に 1G
拘束条件	図 4-4

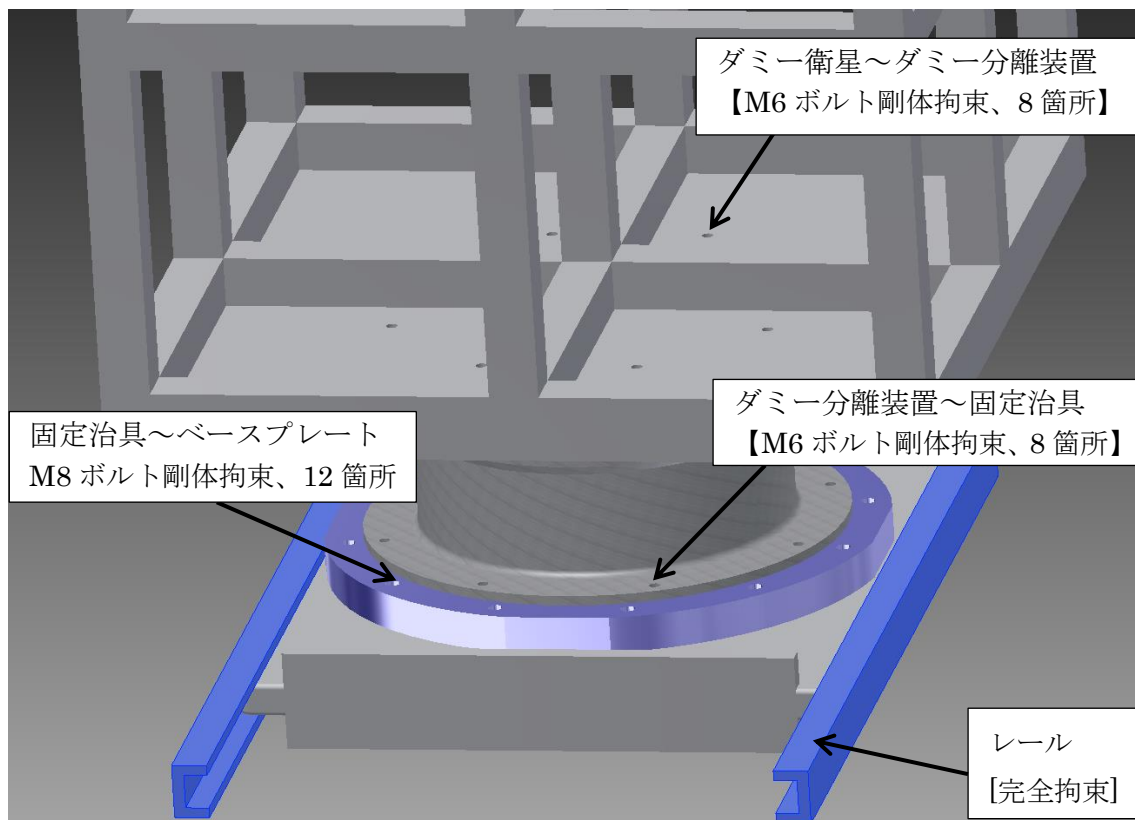


図 4-4 拘束条件

4.5 実験・解析結果比較

4.5.1 実験値と解析値の比較

最初に全体の傾向を知るために 100Hz～10000Hz での比較を行った。図 4-5 が実験結果、図 4-6 が CAE 解析結果である。

実験値と解析値を比較すると、周波数上昇に沿った SRS 値の推移の仕方は、全体的に似た傾向にある。

今回特に確認したかったのは、100～300Hzでの印加方向のch1,ch2,ch6である。それを示したのが、図4-7～図4-9である。このグラフから100～300Hzにおいて印加方向のSRS値がほぼ一致していることがわかる。

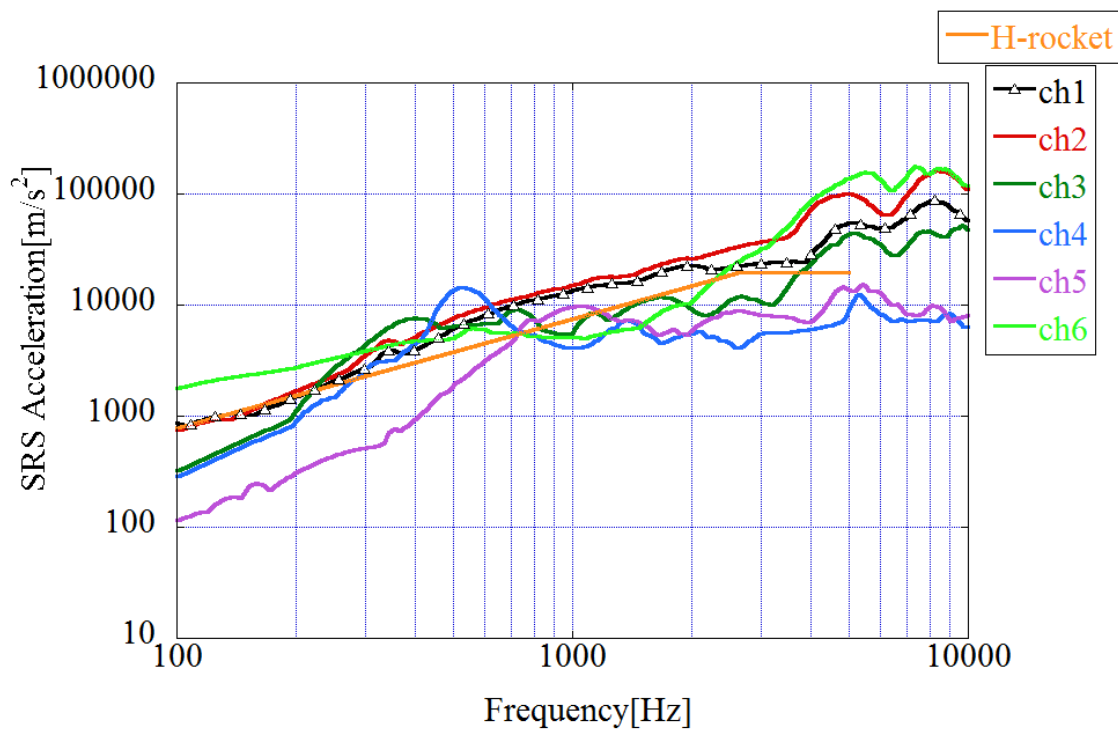


図 4-5 実験結果 SRS (100～10000Hz)

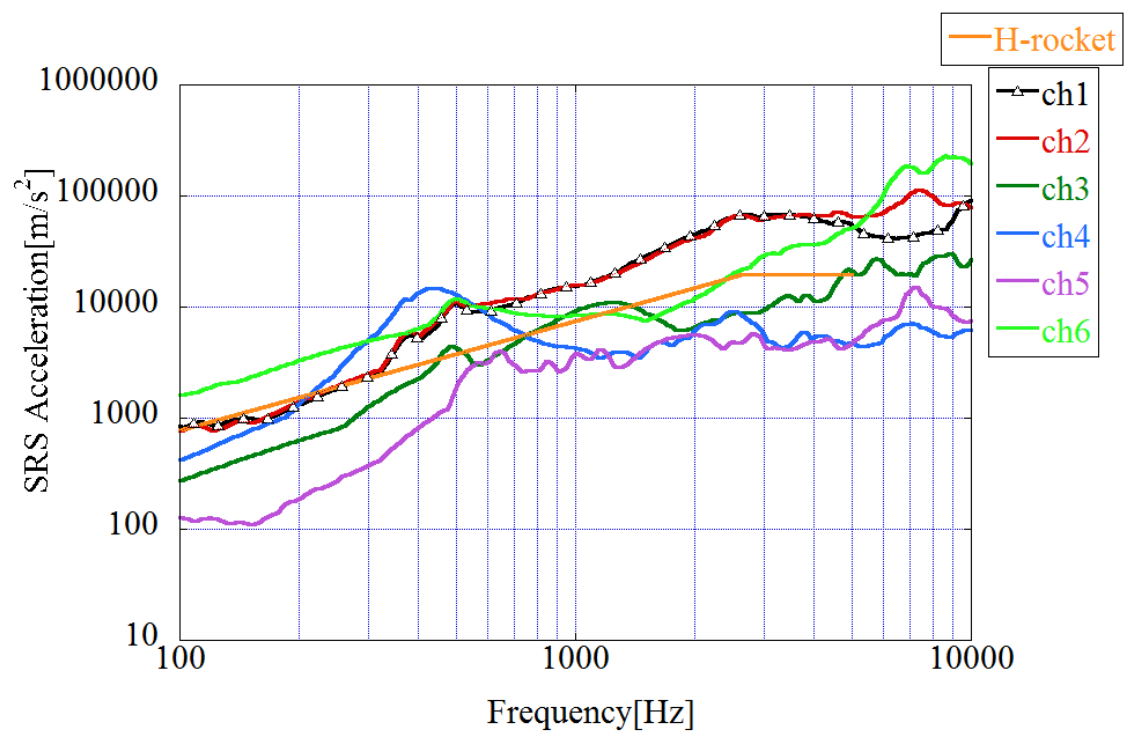


図 4-6 解析結果 SRS (100~10000Hz)

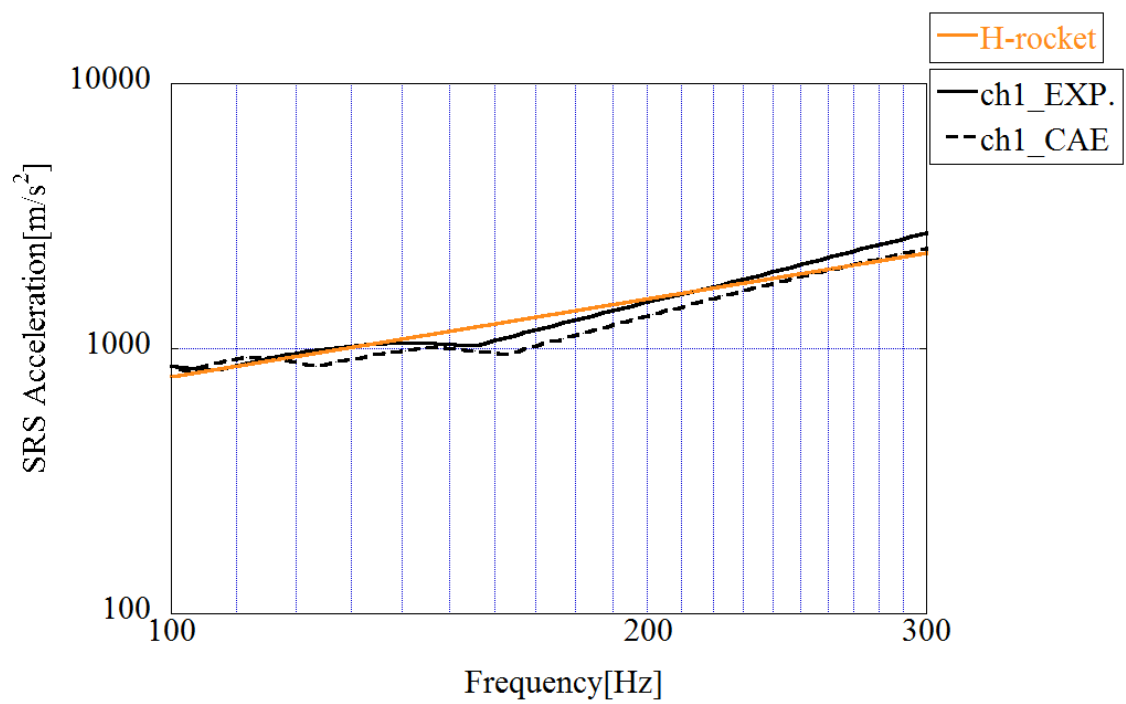


図 4-7 ch1_実験・解析比較 SRS (100~300Hz)

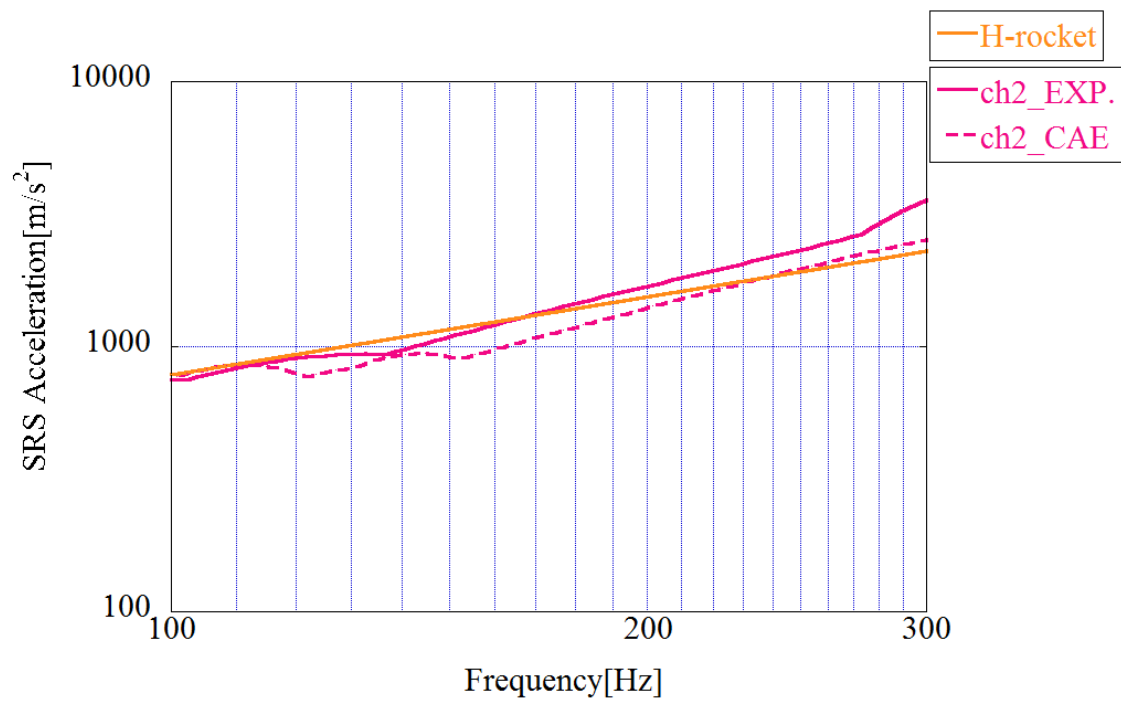


図 4-8 ch2_実験・解析比較 SRS (100~300Hz)

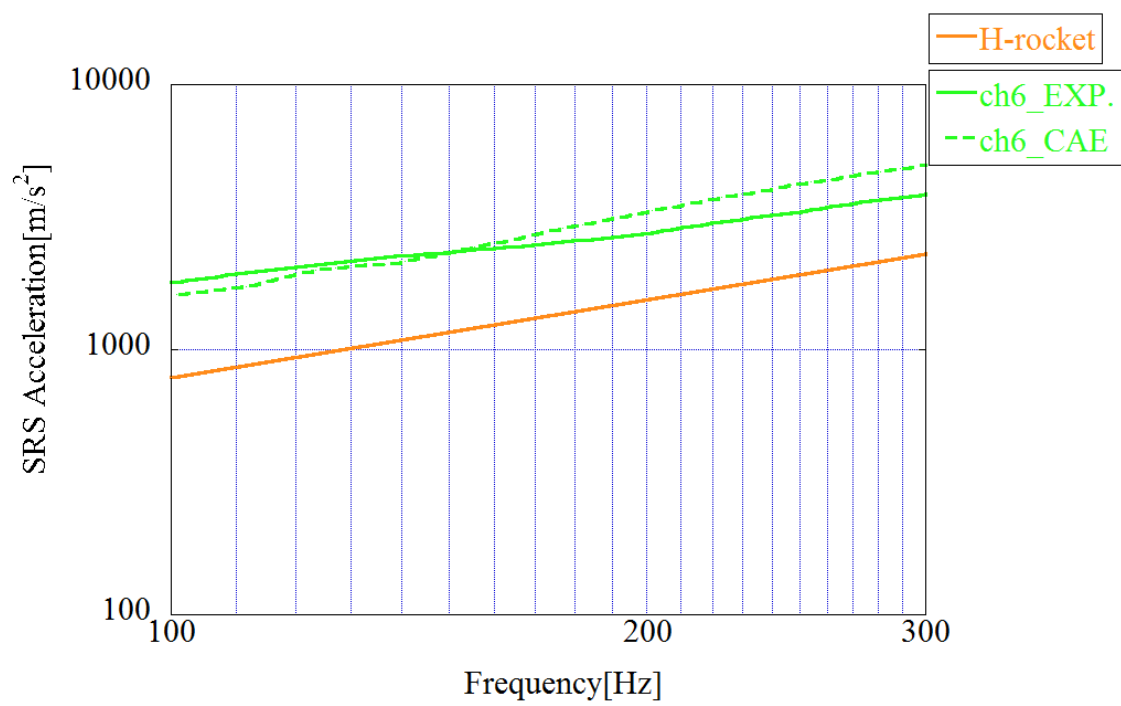


図 4-9 ch6_実験・解析比較 (100~300Hz)

解析値の実験値に対する倍率を表4-3に示す。50Hz間での平均を取った値で比較している。評価基準となるch1に関しては、実験値に対し最大約11%の誤差である。実験自体の計測誤差が最大5%程ある可能性があり、再現性の誤差もあることを考えると、良い精度と言える。

表 4-3 解析値の実験値に対する倍率

レール摩擦係数	Frequency[Hz]	ch1(X)	ch2(X)	ch6(X)
	100-150(ave.)	0.959	0.947	0.930
静止摩擦0.5	150-200(ave.)	0.892	0.813	1.105
動摩擦0.4	200-250(ave.)	0.899	0.840	1.233
	250-300(ave.)	0.889	0.804	1.275

4.5.2 解析値レール摩擦係数変更

解析精度の確認ができたことから、レール部分の動摩擦係数を0.4から0.2、0.1に変更してCAE解析を行った。図4-10は、ch1の低周波数域で、レールの摩擦係数とSRSの関係を示すグラフである。以下、便宜的に動摩擦のみ記載しているが、静止摩擦も0.5から0.25、0.125と修正している。

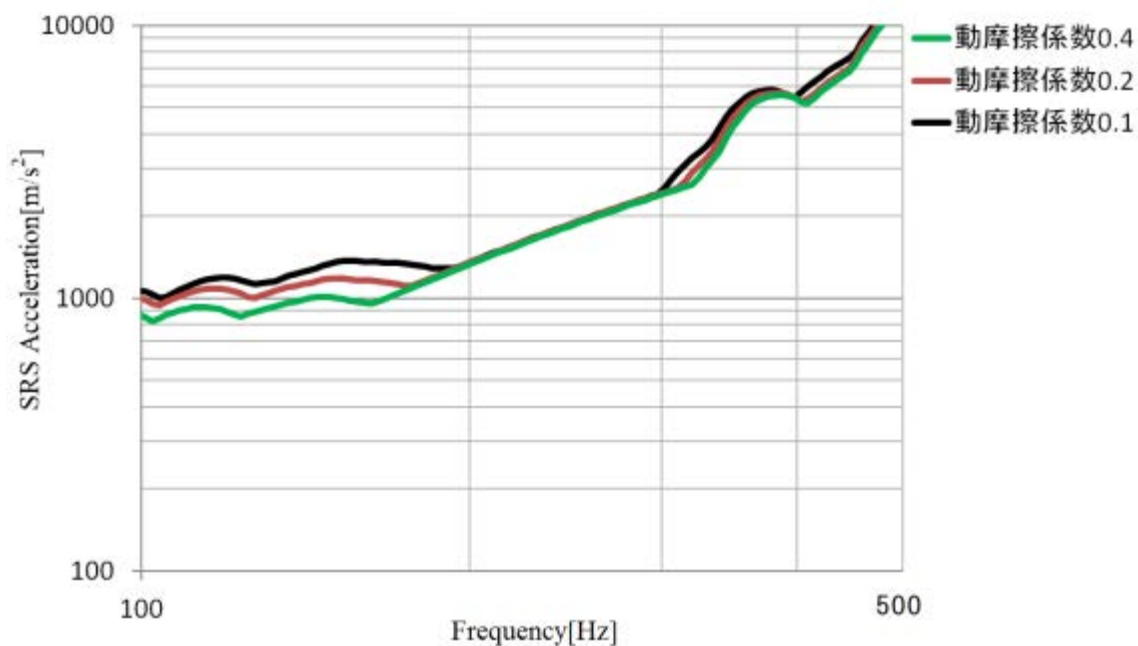


図 4-10 レールの摩擦係数と SRS の関係 (ch1)

200Hz以下で、SRSに違いが出ていることがわかる。

動摩擦係数を0.4から0.2や0.1に変化させた場合、具体的にSRSの倍率がどう変化するか、先程と同様に50Hz間で平均を取った値を使って表4-4に示す。初期値である0.4のデータを基準値とする。特に動摩擦0.1の時に100-150Hz間は大きく上昇し、1.5倍近いことがわかる。

表 4-4 摩擦係数変化による SRS 値の変化(ch1)

Frequency[Hz]	静止摩擦 0.5 動摩擦 0.4	静止摩擦 0.25 動摩擦 0.2	静止摩擦 0.125 動摩擦 0.1
100-150(ave.)	1.0	1.151	1.474
150-200(ave.)	1.0	1.095	1.243
200-250(ave.)	1.0	1.012	1.014
250-300(ave.)	1.0	1.012	1.014

4.5.3 PSD 解析値

4.5.2節で摩擦係数とSRSの変化について確認できたが、さらに検証するため、振動解析で構造体の振動エネルギーの分布を調べるために、広く用いられているPSD(Power Spectral Density)解析を行った(図4-11)。PSDは周波数毎に実際のエネルギー分布を示すものであり、より確実に実際に起きた現象を表現している。約300Hz以下の周波数域において、PSD値が上昇していることが確認できる。

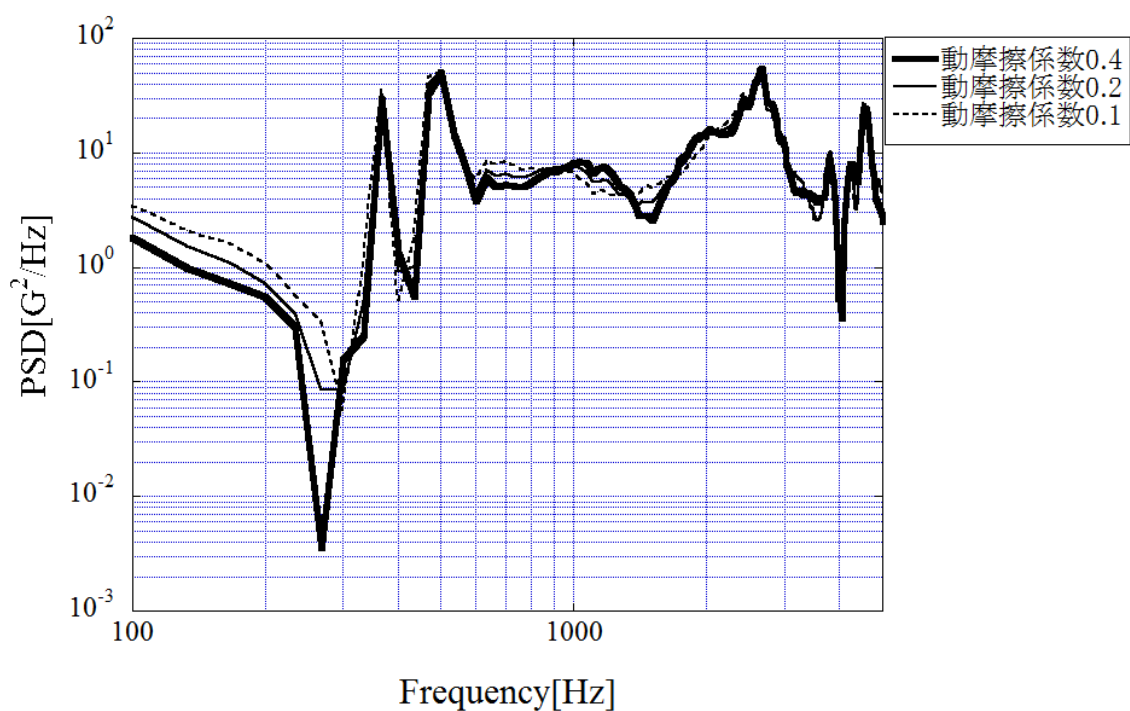


図 4-11 レールの摩擦係数と PSD の関係 (ch1)

4.6 実験・解析結果の考察

実験結果とCAE解析結果の比較を行った結果、全体的なSRSの傾向は似ており、特に必要とされる低周波側の100～300Hzの周波数域においてよく一致した。100～300Hzの周波数域で、衝撃試験の評価基準となる位置（ch1）のSRSは、CAE解析によって実験結果を最大11.1%の誤差にて、再現可能であることがわかった。

さらに、衝撃試験における低周波側のレベル調整の手段の一つとして、衛星を設置するベース部分に着目し、CAE解析の境界条件の一つとして摩擦係数を変えて、再度解析を行った。

その結果、摩擦係数と低周波側の衝撃レベルに関係性があることがわかった。特にSRSで見た場合、200Hz以下では、表4-4に示すように顕著な変化があった。

さらに、PSD解析を用いて、実際のエネルギー変化がどうなのか確認したところ、300Hz以下で変化があることがわかった。また、高周波側には殆ど変化が無かったことから、高周波側のレベルは変えたくないが低周波側のレベルだけが少し不足する場合など、便利に利用できるのではないかと考える。

今回用いた動的な陽解法は、元々衝突や衝撃等の解析を行うために開発されてきたものである。LS-DYNA[®]も元々陽解法の解析ツールであった。しかし、最近では陰解法で解くことも可能となっている。陰解法は、細かくステップを刻む必要のある陽解法よりも効率的に解析をすることが可能な場合が多く、特に静的な解析や動きの少ない解析に有効である。ただし、今回作ったモデルのように弾丸がゴム等の緩衝材にめり込むような解析には、やはり陽解法が適している。実際に、今回のモデルで陰解法を行ってみたが良好な結果は得られなかった。とは言え、今回のように単純なモデルであれば、数時間から1日程度で解析が完了するが、実衛星のように複雑なモデルを扱う場合は、この数倍の時間が掛かっても不思議ではない。そのような場合の解析手法として将来的には、弾丸から緩衝材までを陽解法で解き、その時の衝撃を何らかの方法で一般化し、そこから先は陰解法で治具に入力する、という手法もできる可能性があると考ええる。

第5章 総括

本研究では、超小型衛星に適した衝撃試験方法の開発を目的とした。現時点で考えられる衝撃試験機を調査し、製作コストやランニングコスト、設置スペース、衝撃レベルの調整のし易さなど、超小型衛星用として適した方式として、機械的インパクト方式が最良と判断した。

その中でも「コンパクトハンマー式」、「MO バルブ式」を製作した。製作費はコンパクトハンマー式が 30 万円、MO バルブ式が 150 万円程で、ランニングコストはほとんど無視できる程度であった。それらに加え「吊り上げ錘落下式」の 3 つで、実際に衝撃試験を実施し、コントロール性、再現性の高さ、各軸別々に試験を行う方針など、総合的に判断し、MO バルブ式をメインの試験機として、さらに深く研究することを決めた。

九州工業大学超小型衛星試験センターに持ち込まれる衛星は、低周波側の衝撃レベルが高く設定されているロンチャーからの打ち上げが多いこと、衝撃試験は高周波側の調整に比べ低周波側の調整の方がはるかに難しいことから、低周波側（300Hz 以下）の SRS を上げる手段を見つけることが急務となった。

これまでの実験結果からベース板のスライド量と低周波側のレベルに因果関係があるのではないかと考え、検証の手段として CAE 解析を行った。まず、CAE と実験結果が一致するか検証し、100～300Hz の周波数域において最大誤差 11.1% で一致することを確認できた。その後、ベースプレートの摩擦係数を変化させて、同様に検証した結果、300Hz 以下の周波数域において影響があり、SRS 値を上昇させることが可能であることがわかった。

今後の研究の方向性については、衝撃印加方法、衛星設置条件などが、衛星内部への加速度やひずみの伝達に、どのように影響するか調査することを考えている。

CAE の解析が可能になったことで、製作してからでないとうわからなかったことを事前に予測することができるため、さらに高性能な衝撃試験設備構築へ向けて、コスト削減、性能向上に繋げていけるものと考ええる。

最後に、衛星試験は、衛星開発者の思いが詰まった大事な衛星に対して行うものであり、衝撃試験は最も怖がられる試験の一つである。また、如何に良い衝撃試験試験機を製作しても、衛星開発者がどのような試験を希望しているかは別問題であり、しっかりと対話を行って、試験目的を明確にしておく必要がある。例えば、衛星を試験段階で壊したくないと思っている場合や、逆に打ち上げ時に壊れないようにマージンを多めに取った試験をしたい等、思いはさまざまであると考えられる。また、それは同じ衛星開発

者であっても STM、EM、FM という開発段階の違いによって、マージンを増やしたいかどうかは異なるはずである。こういった衛星開発者の考えをしっかりと汲み取り、精神的に満足のいく試験を行うことも、衛星試験試験作業者の腕の見せ所であり、流れ作業のような試験にならないよう、常日頃から注意を払っておくべきであると考え。

参考文献

- [1] Ryu Funase, Yuya Nakamura, Masaki Nagai, Akito Enokuchi, Mitsuhiro Komatsu, Shinichi Nakasuka, Shirou Kawakita : Development of COTS-based Pico-Satellite Bus and Its Application to Quick and Low Cost On-orbit Demonstration of Novel Space Technology, *Transactions of the Japan Society for Eeronautical And Space Sciences*, Space Technology Japan, Vol. 6, PP.1-9, 2008
- [2] 宇宙航空研究開発機構 安全・信頼部 : JERG-2-130 「宇宙機一般試験標準」, 2012年
- [3] 増井博一, 趙孟佑, 赤星保浩, 豊田和弘, 岩田稔, Khan Arifur Rahman, Chen Yu, 遠藤泰史 : 九州工業大学宇宙環境技術ラボラトリーの活動について (宇宙機帯電と宇宙デブリから超小型衛星開発まで), *スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集, Space Engineering Conference 2010*, Vol.19, 2011年
- [4] 丹羽智哉, 施勤忠 : ランダム振動環境との比較による衝撃試験の省略方法, *宇宙科学技術連合講演会講演集*, Vol.58, 2014年11月
- [5] 熱海武憲, ウィリアム C. メスナー : ナイキスト周波数を越えた機構系残留振動の抑制方法 : *日本機械学会論文集 C 編*, Vol.78, No.789, P1362-1377, 2012
- [6] 施勤忠, 安藤成将 : 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, *宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-020*, PP.1-14, 2005年2月
- [7] Tom Irvine : An Introduction to the Shock Response Spectrum, july 2012.
http://www.vibrationdata.com/tutorials2/srs_intr.pdf
- [8] 畑村透, 増井博一, 趙孟佑, 前野一夫 : 超小型衛星向け衝撃試験機の開発～初期性能テスト, *衝撃波シンポジウム*, 2013年3月, 北九州国際会議場
- [9] Allan G.Piersol, Thomas L. Paez : *Harri's Shock and Vibration Handbook (Six Edition)*, McGraw-Hill Professional, 2009

- [10] Toru Hatamura, Shingo Kimoto, Hirokazu Masui, Mengu Cho, Kazuo Maeno :
Development of a shock test method suitable for nano-satellites; basic study, *29th International Symposium on Space Technology and Science*, Nagoya, Japan, June 2013.
- [11] Toru Hatamura, Shingo Kimoto, Hirokazu Masui, Mengu Cho, Kazuo Maeno :
Development of a shock test method suitable for Nano-Satellites; Performance evaluation, *5th Nano-Satellite Symposium*, Tokyo, Japan, Nov. 2013.
- [12] Shingo Kimoto, Toru Hatamura, Hirokazu Masui, Mengu Cho, Kazuo Maeno
Distribution Measurement of Nano-Satellite Components for Shock Level Estimation, *5th Nano-Satellite Symposium*, Tokyo, Japan, Nov. 2013.
- [13] 生井武文, 松尾一泰, 山本芳久 : 衝撃波管用急速開口弁の研究 (第1報, 構造と性能), 日本機械学会論文集 (第2部), Vol. 42, No. 359, pp. 2127-2132, 1976
- [14] 小口伯郎, 船曳勝之, 佐藤俊逸 : 無隔膜ショック・チューブの特性と衝撃波形成に関する実験, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第10巻第4号 (B), 1974年
- [15] 小口伯郎, 船曳勝之, 佐藤俊逸, 前野一夫 : CO₂ ガス・ダイナミック・レーザーに関する衝撃波管の実験, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第14巻第2号 (B), 1978年
- [16] 前野一夫, 織笠晋, 山崎昭弘, 花岡裕 : 常温以下の気体中の衝撃波特性と凝縮現象 (第1報, 低温実験用無隔膜衝撃波管の開発), 日本機械学会論文集 B編, Vol. 51 No. 462, PP. 688-692, 1985年
- [17] 小野田淳次郎, 峯杉賢治 : M—V 型ロケットの構造・機構, 宇宙科学研究所報告特集第 Vol.47, 2003年3月
- [18] Shimizu, T., Fukuda, H., Toyoda, K., Cho, M., "Development of In-Orbit High Voltage Experiment Platform: HORYU-4", *13th Spacecraft Charging Technology Conference*, Pasadena, USA, June 2014
- [19] 畑村透, 増井博一, 趙孟佑, 前野一夫 : 超小型衛星の衝撃応答予測に関するシミュレーション, 第46回流体力学講演会/第32回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2014年7月, 弘前文化センター

[20] 畑村透, 増井博一, 趙孟佑, 前野一夫 : 超小型衛星の衝撃試験レベル調整方法に関するシミュレーション, 日本航空宇宙学会論文集, 2015 年

謝辞

本研究の遂行ならび作成にあたり、ご指導を頂きました九州工業大学先端機能システム工学研究系趙孟佑教授に、厚くお礼申し上げます。

加えて、研究するにあたり数々の貴重な御助言を頂いた九州工業大学宇宙環境技術研究センター豊田和弘准教授、岩田稔准教授、増井博一助教に、深く感謝すると共に厚くお礼申し上げます。また、同センター赤星保浩教授の試験装置（軽ガス銃等）を見学させて頂いたことが非常に参考になり、MOバルブ式開発の良い足掛かりとなりました。さらに論文の審査の際に、同センター奥山圭一教授に多くのご助言やご指摘を頂きましたことを感謝致します。

MOバルブ式衝撃試験機の開発で、MOバルブのコアの部分に非常に有用なご助言を頂きました木更津高専の前野一夫校長、MUSCATスペース・エンジニアリングの八田真児様に、心より感謝致します。

CAE解析に際しては、株式会社JSOLの猿渡智治に献身的なサポートをして頂きました。特に、ご教授頂きました解析の高速化を行うテクニックによって、飛躍的に解析スピードを高めることができ、さまざまなバリエーションの解析を試すことができました。本当にありがとうございました。

また、事務的なサポートをして頂いた秘書の白川久美子様、井山加苗様、スタッフの河野誠司様にお礼申し上げます。

最後に、私が社会人ドクターに進むことを快く了解し、見守ってくれた妻と、いつも元気を与えてくれた息子に感謝します。

本研究の一部は、総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラムにより、日本学術振興会を通じて助成されたものです。このような試験機開発の機会を頂きましたことを、心より感謝致します。

2015年3月
著者