

超小型衛星の衝撃応答予測に関するシミュレーション

畑村透, 増井博一, 趙孟佑 (九州工大)
前野一夫 (木更津高専)

The simulation about adjustment method of shock level of Nano satellites

by
Toru Hatamura, Hirokazu Masui, Mengu Cho (KIT)
Kazuo Maeno (KNCT)

ABSTRACT

Development of small satellites (50kg or less) is undergoing all over the world. Regardless its size, any satellite has to be tested for space environment. Various environment tests, such as vibration, vacuum, low and high temperature are necessary. Especially, shock test is one of the most difficult tests. The shock test satisfies the SRS (shock response spectrum) requirement imposed by the launcher. If the SRS obtained in the test does not exceed the imposed SRS level, the test is invalid. At the same time, the SRS level as low as possible while satisfying the requirement is desired to protect the satellite from the overstress. SRS obtained by an air-gun type shock machine was analyzed using LS-DYNA to investigate the SRS at low frequencies, 100 to 300Hz, which is very difficult to control in the actual test. The analysis showed that controlling the friction of the slide table is effective to change the slope of SRS at the low frequencies, the lower the friction, the higher slope is obtained.

1. はじめに

近年、世界各地で超小型衛星（50 kg以下）の開発が盛んに行なわれている。人工衛星が宇宙に飛び立つまでには、振動や真空、高温・低温といった様々な試験を行い、宇宙環境に十分に耐え得るものであるか確認する必要がある。その中でも衝撃試験は、開発サイド、試験実施サイドが共に、頭を悩ませている試験である。

我々は、超小型衛星の衝撃試験を請け負っている数少ない機関の一つであるが、ある重要な課題を抱えている。衝撃試験は、ロケット打ち上げサイドがある基準レベルを設け、衛星開発サイドに試験実施を課している。衛星開発サイドは、その基準レベルに対し、必要最小限の負荷となるような試験を望む傾向にある。つまり我々は、過負荷となるような試験は極力避けなければならない。

具体的な問題解決には、①試験機の再現性を高めることと、②試験レベルの調整を高度にコントロールすること、ができるようにならなければならない。試験機の再現性は、ここ数年で大きく改善してきているが、それでも50 kgクラスの衛星で高周波側（例：2600Hz）の狙い値付近で最大20%、低周波側（例：100Hz）の狙い値付近で最大35%程度の誤差が発生する。よって衝撃試験はこの誤差を鑑みて、セッティング、強度を考える必要がある。ちなみに、低周波側、高周波側の2種類の試験を行うわけではなく、一度の衝撃印加でロケットサイドが提示しているSRS加速度レベルを超える試験を行わなければならない。SRSとはShock Response Spectrumの略称で、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。この再現性の問題については、地道な努力を続け、少しずつ改善を重ねていく以外に無いと思われる。

もう一つの問題点については、上記に比べると急務を要する。試験時の衝撃レベルに対する評価の例を図1に示す。クリアしなければならない低周波側の衝撃レベルは、ロケット打ち上げサイド毎に差が大きくついており、数十倍の差にもなる。それに比べ、高周波側で要求される衝撃レベルの差は小さく、問題にはならない。さらに、低周波側のレベルは高周波側に比べて、調整できる手立てが少なく、試験の際には苦勞が絶えない。高周波側は、被衝撃対象と

なる物体の前に、ゴムシートやアルミプレートを含み込みことによる減衰効果も大きく、調整は比較的容易である。

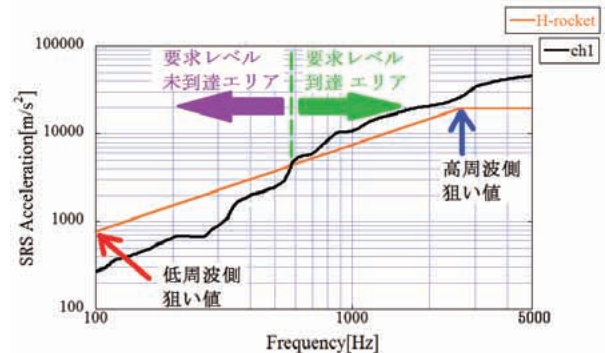


図1 衝撃レベルに対する評価例

以上の内容から、過去の試験では、低周波側（200～300Hz以下）で基準レベルを達成できなかったことが多い。

また、超小型衛星の試験シミュレーション技術に関して、衝撃解析は、熱・振動解析に比べると大幅に遅れを取っていると考えられる。当センターに試験を訪れる衛星開発機関でも、事前に衝撃解析をしたという話はあまり聞かない。しかし、衛星試験全般に言えることだが、コンポーネント単体でも試験を行うことがある。その際、衝撃レベルの予測を行うことができず、衛星本体と同じ試験規格で、衝撃試験を行うことがある。しかし、衛星内部で衝撃レベルは減衰するため、ほぼ間違いなく過負荷な試験となってしまう。これでは損傷が起こったとしても、本当に修繕が必要かどうか判断できない。これらの内容は、衝撃解析の必要性を示唆するものが、我々は試験実施サイドとしての観点から、通常の衛星内部の応答予測とは、少し違った見方で検討を行った。衛星実機での衝撃試験で、レベル未達成によるやり直しは、可能な限り避けなければならない。よって、衝撃が印加されたかどうかの判断基準になる計測位置で、その応答がどうであるかを最も重視することにした。

今回我々は、独自に製作したMOバルブ型衝撃試験装置を利用し、比較的単純な構成でダミー衛星の衝撃実験を行った。また、その際の試験構成を模擬したCAEモデルを作成し、実験結果との比較を行った。

2. 研究目的

この研究の目的は、衝撃試験において、調整の難しい低周波側の衝撃レベルを、うまくコントロールする方法を見つけることである。また、その手段の一つとして CAE 解析を用いるため、実験データとの相関を確認する。

3. 検証方法

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 解析を行う。それによって SRS 加速度と周波数のデータに変換される。そのデータを元に実験値と 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。その結果妥当であれば、試験機の改善に影響する可能性のあるパラメータを入れ、その影響について考察する。

SRS は打ち上げ機関によって規定されており、いくつかのパターンがあるが、今回は参考までに国内のロケットに対応した SRS 値を、グラフデータ (図 5~8) に記載する。

4. 衝撃試験機

使用する試験機は、所謂空気銃方式で、水平方向へ打てるようセッティングしてある。我々は MO バルブ式衝撃試験機と呼んでいる (図 2)。まず、コンプレッサーでタンクに圧力空気を充填させる。発砲時のトリガー機能としては、タンク内部に MO バルブと呼ばれる機構を使っており、すばやい圧力開放ができる特徴がある。計測方法は、図 2 にも示したように、ダミー衛星 (50cm 角) を載せている治具へ向かって弾丸を打ち込み、電荷を加速度ピックアップで読み取り、チャージアンプで増幅した後で、PC で電圧データとして読み込み、加速度へ変換する。

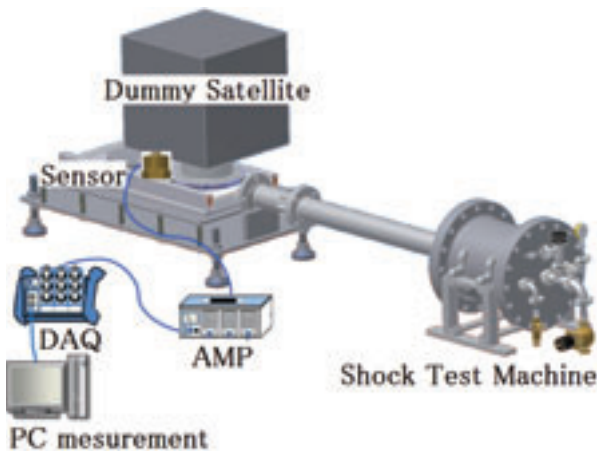


図2 MOバルブ式衝撃試験機

5. CAE解析

モデリングは、圧力容器や銃頭部等、解析に影響の薄い箇所は極力省略した。図3に各部品の位置と名称を示す。弾丸から受けた運動量によりスライド治具がレール上を移動し、その際の摩擦でストップする。

メッシュサイズ・質量は表1の通り。曲率も考慮し、ボルトの穴周辺やフィレット部分は、きめ細かいメッシュとした。最も重視している固定治具は、この中では最も小さいメッシュサイズ 8mm とした。総節点数は 44450 個、総要素数 171743 個である。

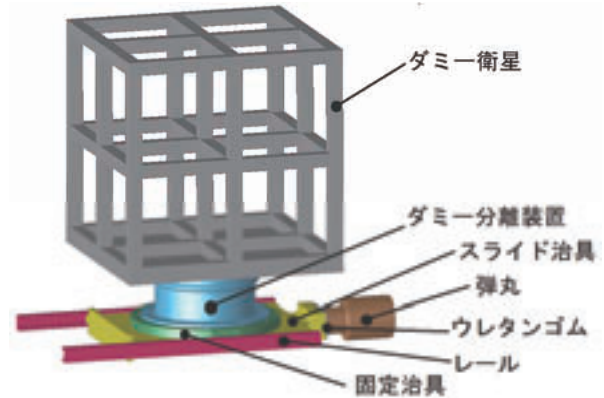


図3 各部の位置と名称

表1 メッシュサイズ

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
スライド治具 (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

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。表2のようなセッティングを行った。これらの条件で、LS-DYNA の非線形陽解析を行った。

表2 境界条件

項目	条件
Sampling rate	100000 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
ボルト拘束	剛体拘束

6. センサーポジション

センサーポジションは、図4の位置で、実験、CAE 解析ともに加速度を取得した。この試験セッティングは、水平衝撃試験用である。最も重視すべきポイントは、衛星分離装置直下にある固定治具上のポイント、CH1 (X) である。この CH1 の値が評価基準になる値である。

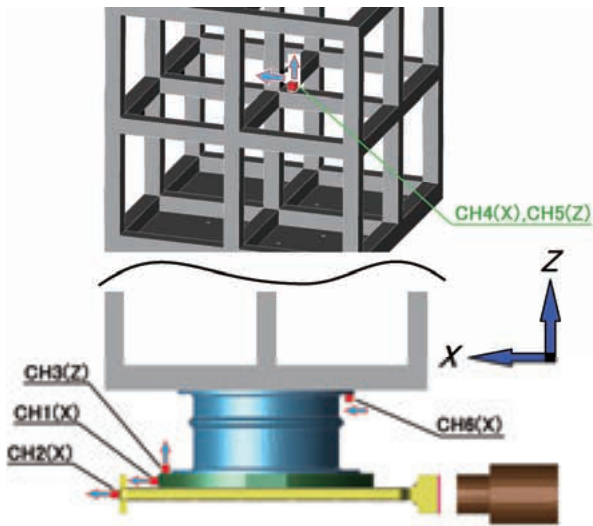


図4 センサーポジション

7. 実験・解析結果

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5が実験結果、図6が CAE 解析結果である。参考にロケットサイドの要求値となる SRS も記載する。要求値-10%の値まで OK とされている。

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。

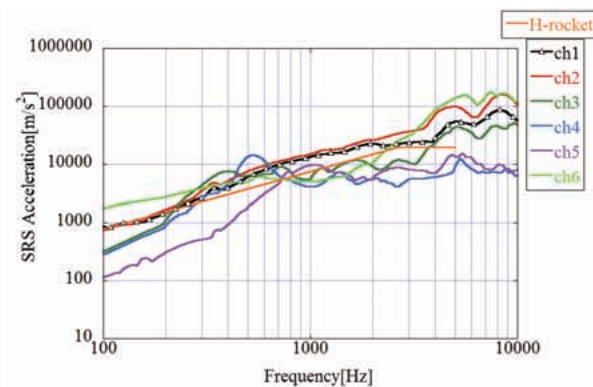


図5 実験結果SRS(100~10000Hz)

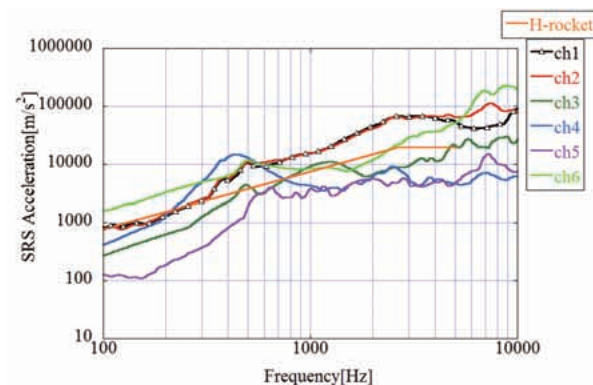


図6 CAE解析結果SRS(100~10000Hz)

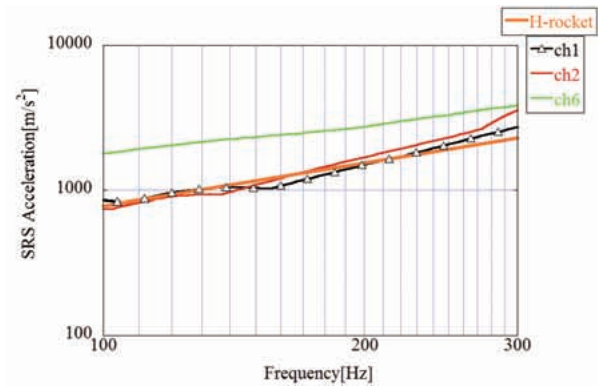


図7 実験結果SRS(100~300Hz)

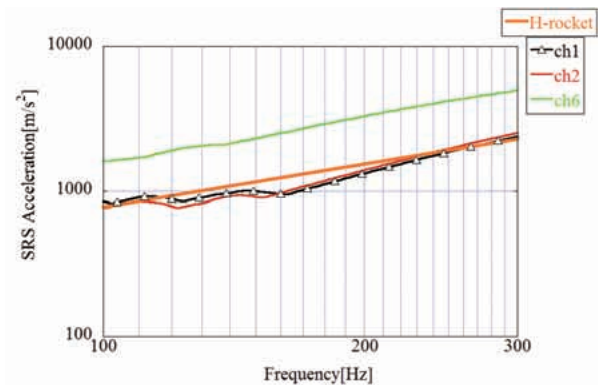


図8 解析結果SRS(100~300Hz)

今回特に確認したかった、100~300HzでのX軸方向のCHをしたものが、図7と図8である。このグラフからCH1は波形や強度がほぼ一致していることがわかる。さらに、解析値の実験値に対する倍率を表3に示す。50Hz間での平均を取った値で比較している。

表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

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、再現性の誤差もあることを考えると、悪くない精度である。

さらに、スライド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9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。

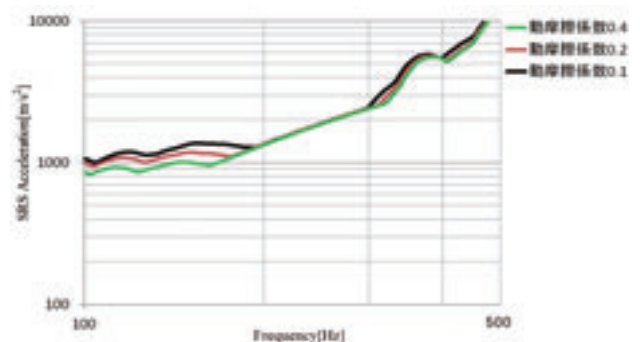


図9 摩擦係数違いによるSRS値比較(CH1)

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に示す。初期値である0.4のデータを基準値とする。

表4 摩擦係数変化によるSRS値の変化(CH1)

Frequency[Hz]	動摩擦係数0.4	動摩擦係数0.2	動摩擦係数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

動摩擦係数0.2や0.1の場合、特に100～150Hzの間でSRSが大きくなっていることが確認できる。上記についてさらに検証するため、振動解析で構造体の共振周波数を調べるために、広く使用されているPSD解析を行った(図10)。PSD値は、特に300Hz以下で明らかな差が生じていることがわかる。これらのことは、摩擦係数の差により低周波側の衝撃レベルに、強い加速度が与えられたことを示している。また、高周波側については、目立った差は生じていなかった。

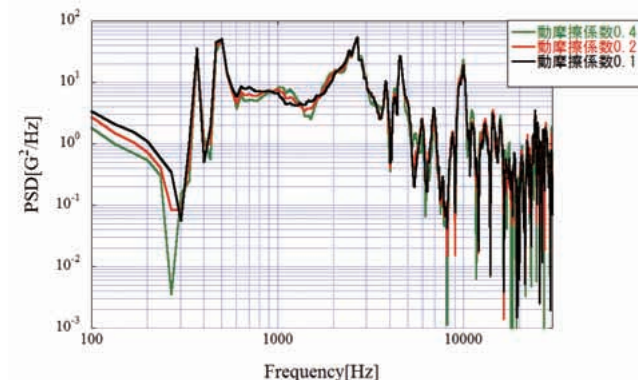


図10 摩擦係数違いによるPSD値比較(CH1)

8. 結論

実験結果とCAE解析結果の比較を行った結果、100～300Hzの周波数域においてよく一致した。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、衛星を設置する治具が持つ摩擦係数に着目し、CAE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。また、高周波側は殆ど変化が無いことから、低周波側の調整弁として使い勝手が良いと考えられる。

今回のCAE解析により、経験的に行ってきたことが間違いでないことが確認できた。また、製作してからでないことが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、高性能な衝撃試験設備構築へ向けて、コスト削減に繋げていけるものとする。

謝辞

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。

参考文献

- 1) T. Hatamura, S. Kimoto, H. Masui, M. Cho, :Development of a shock test method suitable for Nano-satellites; Basic Study, Proceedings of 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013

- 2) T. Hatamura, S. Kimoto, H. Masui, M. Cho, :Development of a shock test method suitable for Nano-satellites; Performance evaluation, 5nd Nano-Satellite Symposium, Tokyo, Japan, Nov. 2013.
- 3) K. Maeno, T. Ohno, H. Honma : A Study of Hypersonic Shock Tunnel with a Diaphragmless Driver Section, Proc. 21st International Symposium on Shock Waves (21st ISSW), Panther Publ. & Print., Vol.2 (1997), pp.1379-1384.