

# コンポーネント単体の衝撃試験条件適正化に向けた試み

## 1. 背景

人工衛星とロケットの分離や太陽電池パドルやアンテナの展開により衛星構体に衝撃振動が発生するため、宇宙機およびそのコンポーネントの開発においては衝撃試験が実施される。コンポーネントの適正な衝撃試験条件を求める方法に数値シミュレーションがあるが、精度よく予測するには複雑な構造伝搬や高周波までの構造振動モード等を考慮しなければならないため、限られた時間やコストの中で行うことが難しい。そこで環境試験技術ユニットでは環境条件をより簡便かつ適切に見積もる方法の確立を目指しJAXA衛星開発における多数の実績データの統計分析を進めており、本資料ではその分析経過について紹介する。

## 2. 分析結果と考察

JAXAが開発した宇宙機2機（地球観測衛星）のシステムPAF分離衝撃試験におけるコンポーネント評価点の絶対値の最大SRS（Shock Response Spectrum）を対象とした。

### (1)コンポーネント衝撃試験条件の統計推定

全SRSデータ（79個、面内方向と面外方向の区別なし）について最小二乗法を用いてカーブフィットを行った。Fig.1に各計測点における絶対値の最大SRS[dB]とフィッティングカーブを示す。

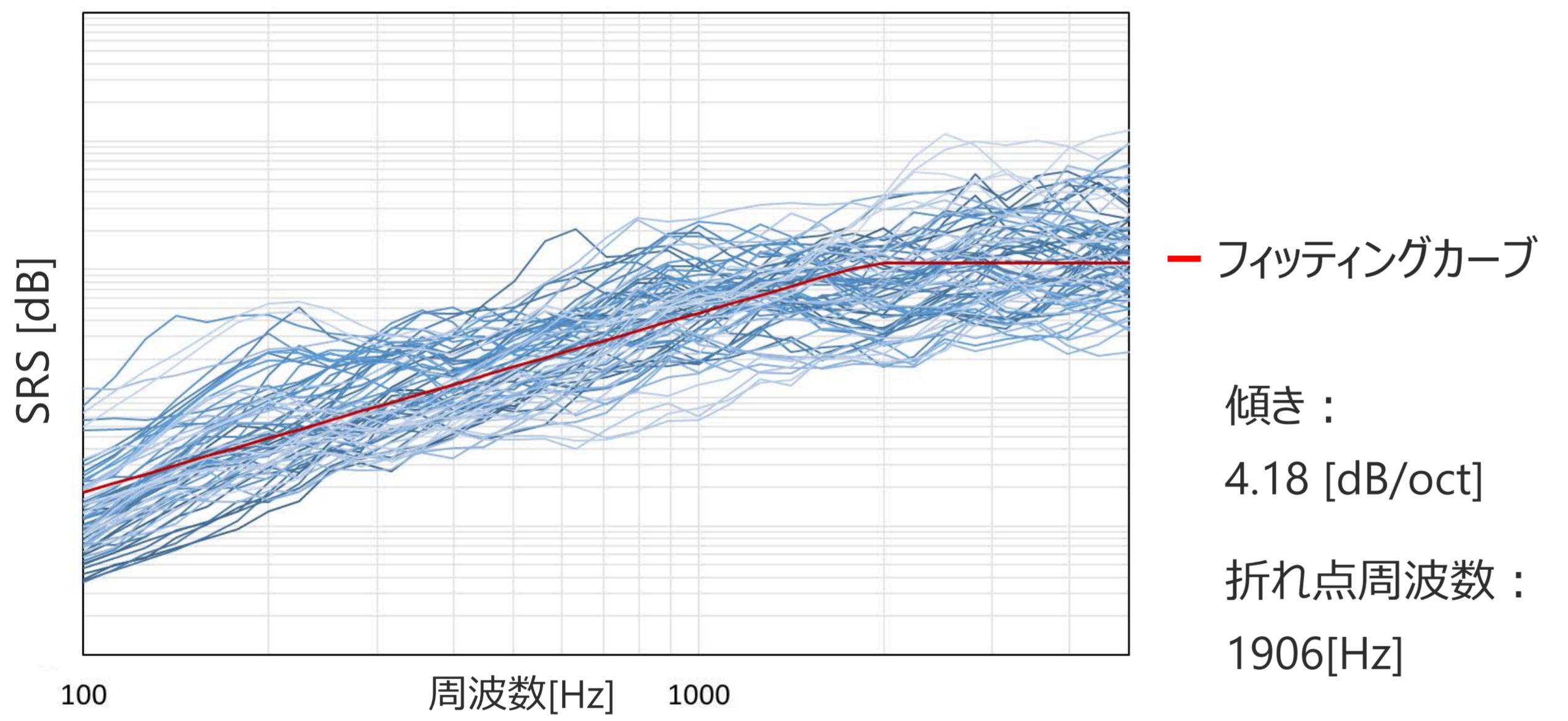


Fig. 1:各計測点におけるSRSとフィッティングカーブ

口火工品によるSRS波形の低周波領域における傾きは9～12dB/oct程度※1という報告があるが、JAXA開発衛星の試験データでは4dB/oct程度であった

※1 NASA-STD-7003A 3.2.4 Pyroshock Environmental Parameters

### (2) 搭載機器質量とコンポーネント衝撃試験条件の関係性の検討

SRSとエネルギーの関係は以下の関係が成り立つため、SRSを搭載機器質量の平方根で除して正規化した。対象データは搭載機器質量がわかる計測データ(76個)とした。

$$SRS_n(D_1) = SRS_r(D_1) \sqrt{\frac{E_n}{E_r}}$$

- $SRS_r$  : 振動源のSRS
- $SRS_n$  : 計測点のSRS
- $D_1$  : 振動源からの距離
- $E_r$  : 振動源のエネルギー
- $E_n$  : 計測点のエネルギー

NASA-STD-7003A A.3.1 Source Energy Scaling

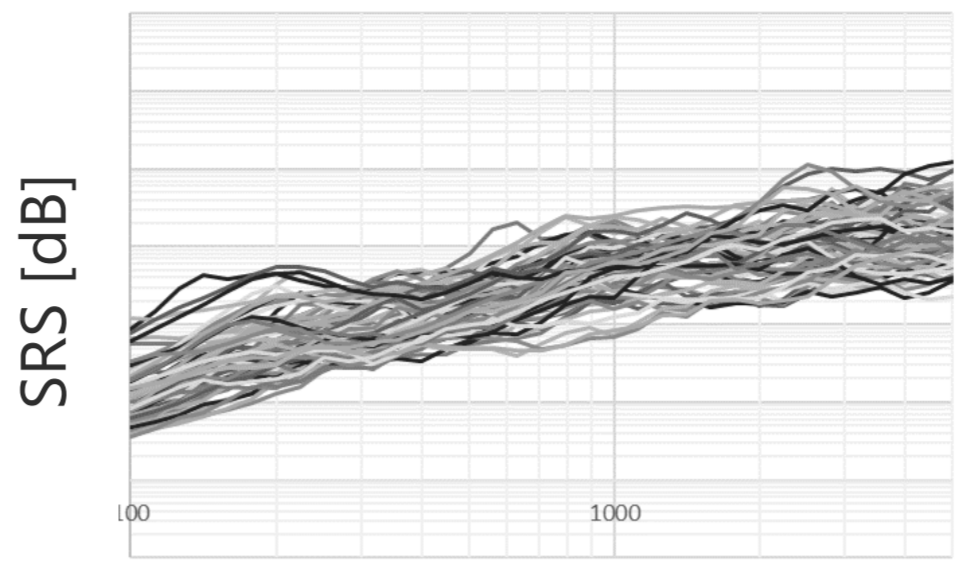


Fig. 2: 質量での正規化前

正規化  
➡

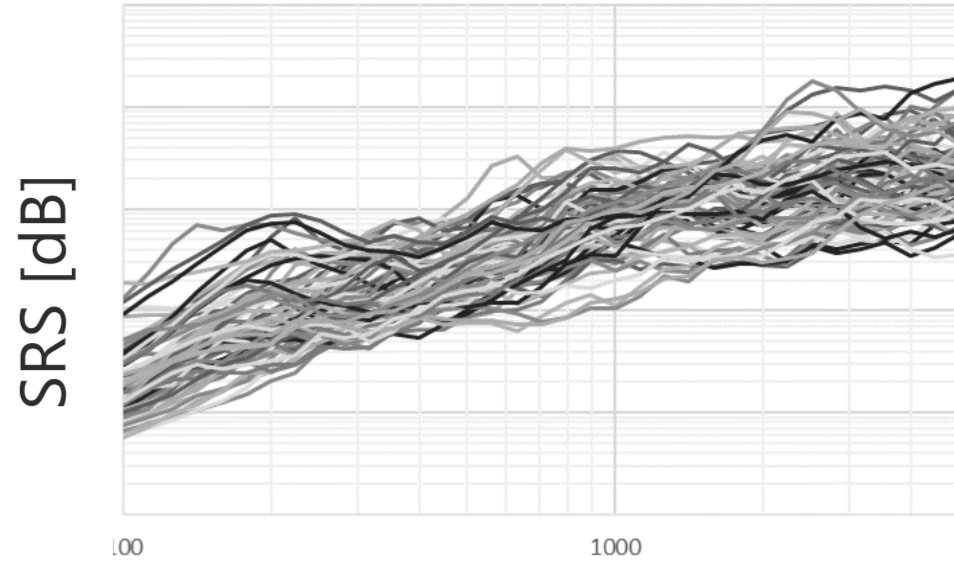


Fig. 3: 質量での正規化後

口各計測点における搭載機器の質量で正規化を行うとばらつきが大きくなる。

### (3)各計測点における面内方向と面外方向の差異

面内方向と面外方向のデータがある計測点(24か所)を対象とした。Fig.4に計測点ごとの面内方向と面外方向の比率と平均値を示す。

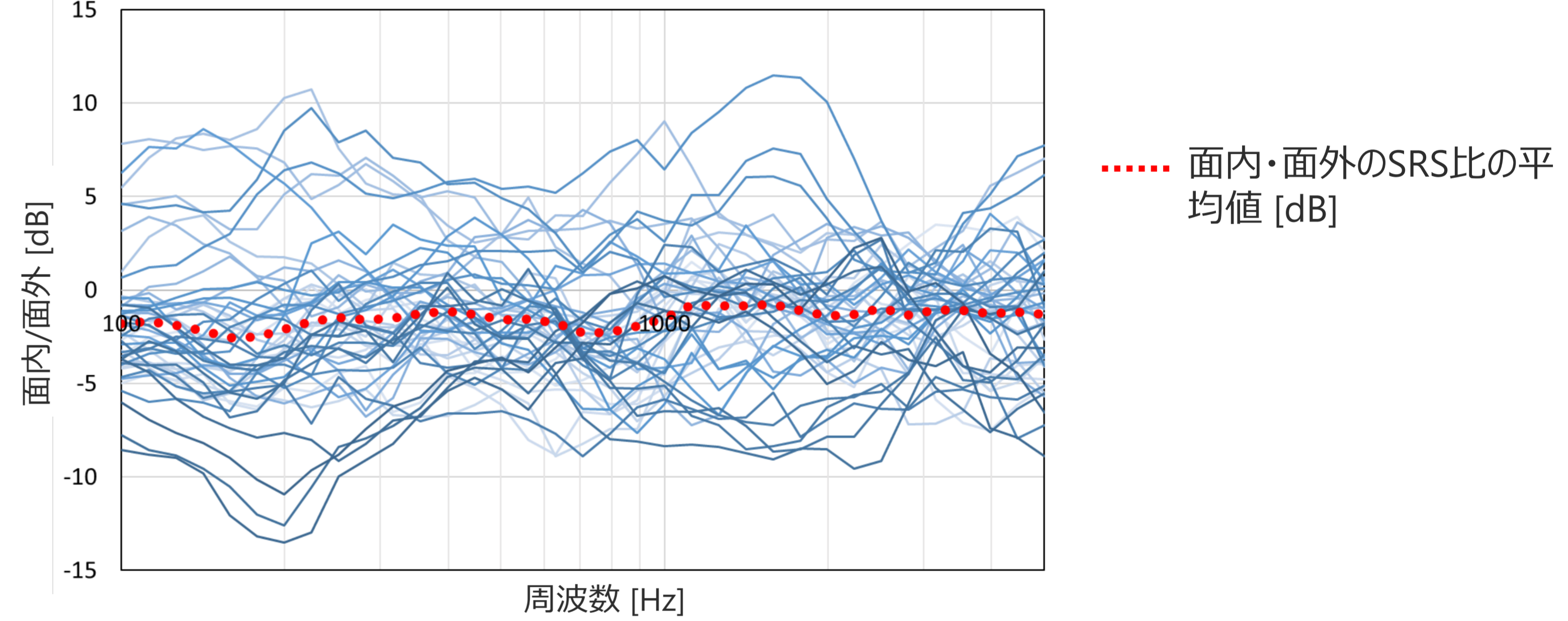


Fig. 4: 面内方向と面外方向の差異

口面外方向のSRSは面内方向より大きくなる傾向がみられる。

## 3. まとめ

JAXA開発衛星のPAF分離衝撃試験時のパネル状搭載機器評価点の面外・面内加速度SRSデータについて(1)～(3)の分析を行った結果、以下3点が明らかとなった。

1. **コンポーネントの衝撃試験条件SRSの低周波帯域における傾きはおよそ4dB/octと従来言われていた9～12dB/oct程度の傾きよりも緩やかであることが分かった。**
2. **搭載機器の質量はそれらの衝撃環境条件にあまり寄与しない。**
3. **面外方向の衝撃環境は面内方向よりも厳しい傾向がみられる。**

## 4. 今後の方針

本検討では距離による識別をせずに分析を行ったが、実際にはSRSは衝撃源からの距離に大きく依存するといわれているため※2、搭載位置（パネル）毎にデータ整理を行うことでより適切な統計分析を行うことが出来ると考えられる。また、本分析に使用した宇宙機2機以外のシステム衝撃試験のデータについても整理・統計分析を行うことで、環境条件をより簡便かつ適切に見積もる方法の確立を目指す。

※2 NASA-STD-7003A A.3.2 Source to Response Location Distance Scaling