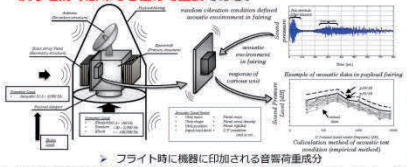
音響荷重条件適正化に向けた音響-質量加速度曲線(A-MAC)の導出

Test Effectiveness
Environmental Test Technology Unit

1. 背景・目的

- 宇宙機搭載機器は運用環境中、特にロケット打上げ時における加速度・振動・音響・衝撃等の機械環境に曝されても、軌道上で所定の機能性能を発揮するための耐荷重設計が重要であり、また、**機器設計初期段階において、運用環境中機器に印加され得る最大荷重を簡便かつ精度良く見積もることは、開発出戻りを防ぐ意味でも極めて重要**である。



- フライト時に機器に印加される音響荷重成分

準静的荷重条件(*Quasi-Static Load* : *QSL*)

$$QSL = S \pm D = S \pm \sqrt{L^2 + D^2}$$

S:静荷重、D:動荷重
L:低周波荷重(正弦波荷重成分)
D:高周波荷重(音響荷重成分)

*Miles*の式(*Miles' Equation*)

$$R = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_n \cdot Q \cdot PSD(f_n)}$$

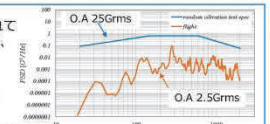
f_n: n次共振周波数$[Hz]$、Q: 共振倍率
$PSD(f_n)$: f_nにおけるPSDスペック$[(m/s^2)^2/Hz]$

- 機器に印加される最大荷重は準静的荷重条件(*Quasi-Static Load* : *QSL*)として静荷重と動荷重を用いて右上式のように定義される。動荷重はさらに、低周波荷重成分(正弦波荷重成分)と高周波荷重成分(音響荷重成分)に区分することができる。
- この内、静荷重と正弦波荷重項については、有限要素解析(FEM)を用いて(数学モデルの精度次第で)精度良く最大荷重を見積もることが可能であるが、**音響荷重項**はFEMによる解析が困難であり、設計初期段階においては経験的手法や*Miles*の式を用いて最大荷重を見積もることが一般的であるが、その場合は**過度に保守的なマージン設定(実効値で3～10倍程度)となる場合が散見されている**。

過度に保守的なマージンが設定される例

$f_1 = 280[Hz]$、$Q = 20$で右図のようなPSDスペックが与えられている供試体があるとする。$PSD(f_1) = 0.634[G^2/Hz]$であるから、Milesの式を用いて最大荷重を見積もろうとすると

$$R = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_1 \cdot Q \cdot PSD(f_1)} = \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot 280 \cdot 20 \cdot 0.634} \approx 75[G]$$



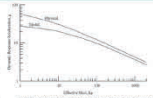
となる。しかし、このような供試体でも音響試験でI/F加速度を計測すると実際には2.5Grms、ピーク値が実効値の3σhighと考えても2.5×3=7.5G程度の加速度しか発生しないこともしばしば。I/F加速度7.5Gに対して重心加速度を10倍の75Gとして設定することになる。

実際のフライト(音響試験時のI/F加速度)では2.5Grms程度しか発生しないにも関わらず、25Grmsもの試験レベルが切られることもしばしば。

- そこで、**機器開発初期段階において簡便かつ従来の方法よりもより適正な最大荷重を見積もる手法として、*A-MAC(Acoustic-Mass Acceleration Curve)*を提案する。**

質量加速度曲線 (*Mass Acceleration Curve* : *MAC*)とは？

機器に印加され得る最大荷重を、機器質量毎に整理した曲線。搭載ロケットが変われば機械環境も変わるため、ロケット毎に整理されるのが一般的である。
NASAやESA等では機器に印加される最大荷重を見積もる手法として一般的に使用されている。商用衛星や海外受注のコンポ等では「MACを用いて最大荷重を見積もること」と指定されることもある。



←NASAでは各振動モード毎のモーダル応答を表した*Modal* M.Cや等も定めている。

[出典] NASA-HDBK-7005, Dynamic Environmental Criteria, (2001-3).

MACがあると設計に有利！

- 本検討では、**H-IIAロケットに対応したJAXA版MACをJAXA衛星音響試験結果及び数値シミュレーションの結果から算出した。**これを用いることにより、機器開発初期段階において機器に印加され得る最大音響荷重成分を簡便かつ従来の方法よりも適正に見積もることが可能になると考えられる。

いままでは

- 新しいコンポをつくります
- 衛星のどこに搭載されるか分かりません
- ➔ コンポにかかる加速度がどの程度かも分かりません
- ➔ とりあえず*Miles*の式で安全目に見積もっておくか
- ➔ 非現実的な条件設定となることもしばしば

→開発出戻り・コスト増加

MACがあれば

- 新しいコンポをつくります
- 衛星のどこに搭載されるか分かりません
- ➔ ただし、機器の質量配分値が分かれば、A-MACを使って音響負荷成分の確率的上限値が見積もれます。10kgのコンポなら約20G
- ➔ *Miles*の式で見積もるよりも適正なマージンで設計可能

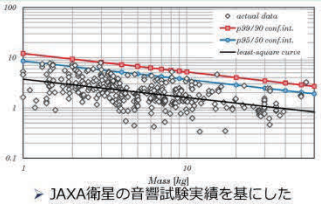
2. 機器取付I/F加速度応答実効値（JAXA衛星音響試験結果より）

- 試験ユニットが開発した音響振動解析システム(*Jaxa Acoustic analysis NETwork system* : *JANET*)のデータベースに蓄積された過去のJAXA衛星音響試験結果から、音響試験時に構体パネルと各機器のI/F部分に印加された加速度の実効値を機器質量毎に整理した。
- データはH-IIAのAT(受入試験)レベルに正規化している。音響試験のATレベルは最大予測環境(*Maximum Predicted Environment* : *MPE*)で規定されるため、本結果はそのままH-IIAロケットフライト時の荷重成分として考えることが可能である。

機器質量と音響試験時のI/F加速度実効値のp99/90信頼区間上限の関係式

$$\left(A_{I/Frms}\right)_{p99/90} = 12.073 \times M_L^{-0.367}$$

- データ使用衛星
  - MDS-1
  - ALOS
  - DRTS
  - ETS-VIII
  - ADEOS
  - SELENE
  - OICETS
  - WINDS
- 構体パネル情報
  - アルミ,CFRP
- 搭載機器情報
  - バッテリボックス、推進装置、圧力容器、熱制御ユニット、姿勢制御ユニット等多数



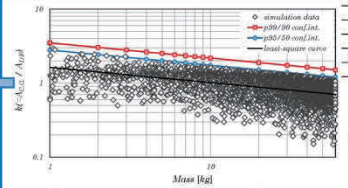
- JAXA衛星の音響試験実績を基にした機器質量とI/F部加速度実効値の関係(データ数N=355、H-IIA ATレベルに正規化)

3. I/F加速度から重心加速度への換算（数値シミュレーション結果より）

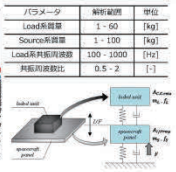
- 音響試験の実績から整理した質量加速度曲線はI/F加速度の実効値であり、設計荷重として考えるためにはこれを機器重心位置に作用する荷重の最悪値に変換する必要がある(音響試験においても重心相当位置の加速度をモニタする場合があるが、厳密に重心の応答を捉えることは困難である場合が多い)。
- そこで、構体パネルと搭載機器を模した右下図のような2自由度モデルを用いて、構体パネルにフォースが印加された場合のI/F加速度と機器重心相当位置加速度の実効値比をモンテカルロシミュレーションより計算し搭載機器質量毎に整理した。

機器質量とI/F加速度実効値から重心相当加速度実効値の換算係数p99/90信頼区間上限の関係式

$$(k)_{p99/90} = 3.498 \times M_L^{-0.205}$$



パラメータ	解析範囲	単位
Load系質量	1 - 60	[kg]
Source系質量	1 - 100	[kg]
Load系共振周波数	100 - 1000	[Hz]
共振周波数比	0.5 - 2	[-]



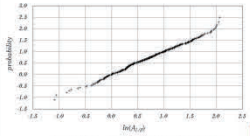
- 機器IF加速度実効値と重心加速度実効値比のモンテカルロシミュレーション結果(データ数N＝5,000)
- 2自由度モデル
  Source系(構体パネル側)にPSDフラットフォースを印加し搭載機器の応答をシミュレーション

※ p99/90…90%の確率で集合の99%を包含する値

4. JAXA衛星システム音響試験結果と数値シミュレーション結果の組み合わせによる音響-質量加速度曲線(A-MAC)の導出

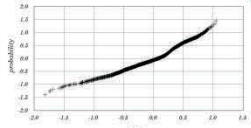
- JAXA衛星システム音響試験の結果と数値シミュレーションの結果を組み合わせ、機器質量とH-IIA ATレベル音響試験時(=H-IIAフライト時)に機器重心相当位置に作用する音響荷重成分の関係を示す音響-質量加速度曲線(A-MAC)を導出する。機器重心相当位置に作用する音響荷重成分のp99/90確率的上限値は下記のように求められる。

$$ln(A_{C.G})_{p99/90} = \left[\overline{ln(A_{C.G.})} + K_{p99/90} \cdot \sqrt{Var\{ln(A_{C.G.})\}}\right]$$



- $ln(A_{I/F})$正規確率プロット

左図に$ln(A_{I/F})$と$ln(k)$の正規確率プロットを示す。図から分かるように明確な線形性を確認することができるため、$ln(A_{I/F})$と$ln(k)$が正規分布に従う($A_{I/F}$とkが対数正規分布に従う)ことが分かり、合成分散を用いて上式のように信頼区間を求めることが可能である。上式を用いて求めた推定曲線及びp95/50,p99/90の信頼上限を右上に示す。



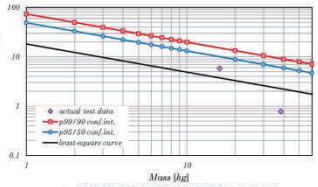
- $ln(k)$正規確率プロット

機器質量と音響荷重成分p99/90信頼区間上限の関係式

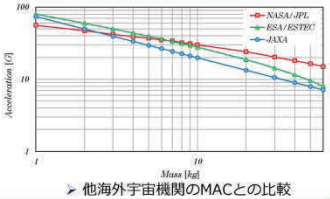
$$(R)_{p99/90} = 74.053 \times M_L^{-0.573}$$

図中には実際に音響試験にてI/Fフォースを計測し重心相当加速度実効値を求めた実データを2例プロットおり、実データはどちらもp95/50の信頼上限を下回っていた。このグラフの読み値を求めれば、機器の質量配分値が判明した段階で機器に作用するH-IIA音響荷重成分の確率的上限値を求めることが可能となる(例えば、10kgのコンポであれば20G)。
また、NASA/JPL、ESA/ESTECがハンドブックで示しているMACと今回導出したA-MACとの比較を右図に示す。図から分かる通り、他機関のMACと大きな差異はなかった。

[参考]
- NASA/JPL, COMBINATION METHODS FOR DERIVING STRUCTURAL DESIGN LOADS, Practice No.PD-ED-1211, Figure 1, p4.
- ESA/ESTEC, Spacecraft mechanical loads analysis handbook, ECSS-E-HB-32-26A, p244, Figure 9-5, 19 February 2013.



- 音響-質量加速度曲線(A-MAC)



- 他海外宇宙機関のMACとの比較

5. まとめ

- 設計初期段階において音響荷重成分は*Miles*の式等を用いて最大荷重を見積もることが一般的であるが、その場合は過度に保守的なマージン設定となる場合があり、再設計や試験での破損による開発出戻り・開発コスト増加等が発生するケースが散見されていた。
- そこで、過去のシステム音響試験の結果と数値シミュレーションを組み合わせることにより、H-IIAロケットに対応した音響-質量加速度曲線(A-MAC)を導出した。結果は、海外他機関が提示しているMACと大きな差異はなかった。
- 今回導出したA-MACを用いることで、機器開発初期段階において音響荷重成分確率的上限値を簡便かつ従来の方法よりも適正なマージンで求めることができると考えられる。

This document is provided by JAXA.