

形状記憶合金を用いた超小型人工衛星の振動絶縁法

Vibration Isolation of Nano-Satellite Using SMA device

宮崎研究室

土田 健, 伊藤 嶺

Abstract: In this study, a vibration isolation system using Shape Memory Alloy is studied so that the component of nano-satellite can be isolated from the external vibration input. For this purpose, a data bank to understand vibration characteristic of the satellite structure is prepared which includes the sensitivity of the structural characteristics on the natural frequency and the mode. The proposed vibration isolation system employs the hysteresis characteristics due to internal friction in SMA. The vibration suppression of mass-spring system with SMA is demonstrated numerically. A prototype model of the vibration isolation device using SMA is developed and evaluated by the vibration test.

1. 緒 言

近年、超小型人工衛星の開発、運用といったハードルは、ピギーバックペイロードの運用や科学技術の進歩に伴い技術的にも予算的にも下がってきている。しかし、一昔前と比べて敷居が低くなった現在でも、未だ超小型人工衛星の打ち上げ成功までの道のりに大きな壁となって存在している問題もある。その一つとして振動の問題が上げられる。特に打ち上げ時のロケットから受ける振動は衛星の構体や機器を破壊する原因となる場合がある為、共振を起こしにくくする、共振の緩和を行うなど対策をしなければならない。

共振を起こしにくくする為には、超小型衛星の構体の固有振動特性を調べる必要がある。そして、その特性に基づき、打ち上げ時の衛星全体、あるいは搭載機器の振動レベル（共振時のピーク）を低減させるデバイスを必要な箇所に配置することが重要となる。

そこで本研究では、超小型衛星用構体によく用いられる部材構成を調べ、それらの構成による構体モデルの振動特性を解析する。また、より簡易に振動レベルを低減できるようなデバイスとして、搭載機器を構体パネルに締結するボルトに形状記憶合金（Shape Memory Alloy, SMA）を用いた振動絶縁機能を付加するデバイスについて検討する。

2. 構体の基本モデルの振動特性

超小型衛星の短期低コスト開発を目指す場合、構体についてはいくつかの基本構成モデルの中から一つ選択し、それをカスタマイズするという考え方が必要となると考えられる。その場合、例えば構造部材の厚さや搭載機器の質量や配置が振動特性に与える影響を事前に調べ、ライブラリ化しておけば、選択をしやすくしたり、設計段階で衛星の振動特性を

大まかに把握したりすることが可能となる。そうなれば、例えば、応答が大きくなりそうなところには次節で示すような振動低減用のデバイスを配置するといったことが設計段階である程度可能となる。そこで本研究では、まず、現在、内閣府 FIRST プログラムのもとで開発が進められている「ほどよし衛星」⁽¹⁾の構体を例にとり、データライブラリを作成する。

2.1. ライブラリ作成手順

「ほどよし衛星」の3号機、4号機では、Fig.1にあるような、箱型のパネル構体の内部にT字型のパネルを配置し、搭載機器を取り付けている。そこで、この構体モデルを例に、固有振動数や固有振動モードに対する以下の3つのパラメータの感度を調べる。ただし、ノミナル値はTable.1のように設定する。

- ① 各パネルの厚さ
- ② 集中質量の付加位置
- ③ 集中質量の値



Fig.1. Structure Model

Table.1.Nominal Properties of Structure Model

寸法	500×500×500 [mm]
枚数	9[枚]
板厚	3[mm]
材質	アルミニウム
密度	2.8[g/cm ³]
ヤング率	72[GPa]
ポアソン比	0.33

境界条件としては、ロケットとの PAF での結合を想定し、底面の中央から直径 220mm の円周上を固定するものとする。

2.2. データ例

ANSYS による解析した結果を Fig.2 に示す。また、各板の厚さを 0.1mm 増加させた際の 1 次の固有振動数の変化量を Table.2 に記す。

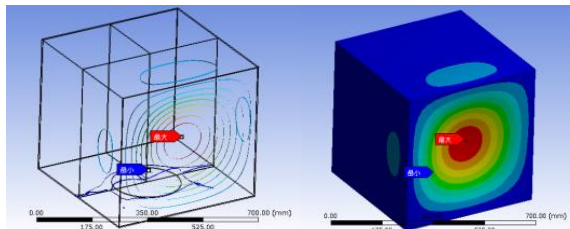


Fig.2 Analysis Result of Structure Model

Table.2. Analysis Result of Characteristic Vibration

上面	中央板 (大)	円板	左面	右面
0.182	0.044	-0.011	-32.114	-32.113
底面	中央板 (小)	正面	背面	
0.186	-32.734	-0.008	1.267	

ここでは T 字の板が接触していない面を背面とする。解析の結果は各板の固有振動数が増減した。固有振動数を減少させずに板厚を増加させる必要がある場合には、上面、中央板 (大)、底面、背面の 4 枚を選べばよいと考えられる。

3. 形状記憶合金を用いた振動絶縁法⁽²⁾

本研究では、打ち上げ時の超小型人工衛星全体、あるいは搭載機器の振動レベルを軽減させる為、SMA を利用した振動絶縁デバイスを開発している。

SMA は「形状記憶効果」と「超弾性」と呼ばれる二種類の力学的特性をもつ。本研究で主に取り扱うのは「超弾性」をもつ形状記憶合金であり、この特性を持った SMA のことを超弾性合金と呼ぶ。

SMA は温度や負荷に応じて Fig.3 に示すような相変態を起こす。まず、SMA は変態点よりも高温側でオーステナイト相という結晶構造になっており、低温側ではマルテンサイト相という結晶構造となっている。マルテンサイト相で負荷を与えると簡単に變形するが、変態点より高温に加熱することでオーステナイト相へと逆変態させることができ、元の形へと戻る。これが「形状記憶効果」である。

超弾性合金は変態点が常温以下であるので、常温でもオーステナイト相が形成されている。このオーステナイト相に負荷を与えると、応力誘起マルテンサイト変態と呼ばれる相変態により応力誘起マルテ

ンサイトへと変わり、見かけ上降伏しながら變形する。負荷を除くと逆変態によって再び元のオーステナイト相へと戻る。このゴムのような弾性變形のことを「超弾性」という。

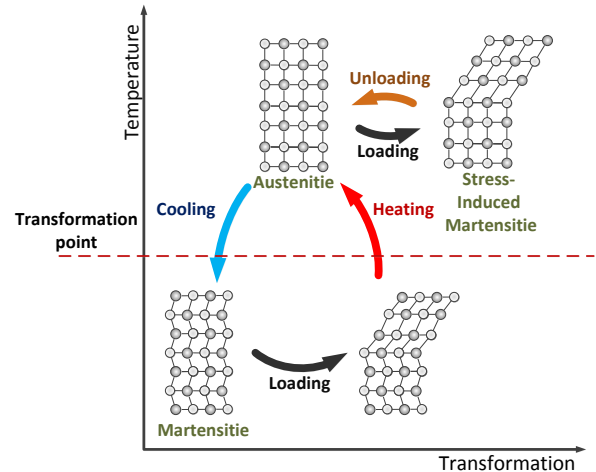


Fig.3. Phase Transformation of SMA

Fig.4 の右側のように、超弾性合金が變形の際に描く閉曲線をヒステリシスループと呼ぶ。超弾性合金はヒステリシスループによって囲まれた面積の分だけエネルギーを散逸させる特徴を持つ合金である。

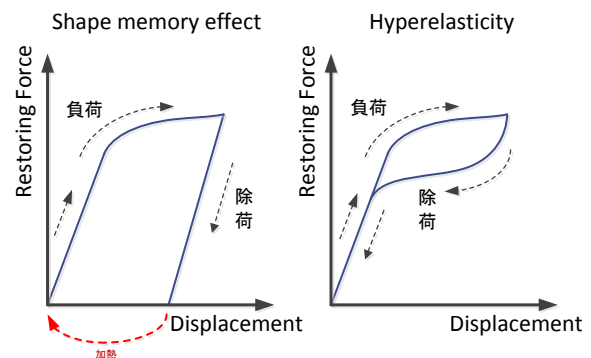


Fig.4. Stress-Strain Curve of SMA

このヒステリシスループを模式的に表したのが Fig.5 である。このエネルギー散逸という特性に注目して、振動絶縁へ応用する。

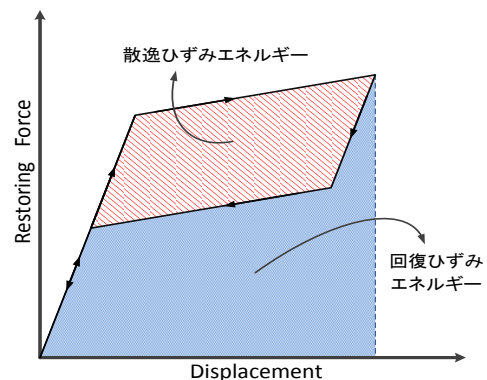


Fig.5. Dissipated Strain Energy

本研究で取り扱う SMA (超弾性合金) は Cu-Al-Ni Single-Crystal Shape Memory Alloy (SCSMA) というものであり, 米国 TiNi-Aerospace で開発されたものである⁽³⁾. 特徴として, ひずみ回復率が従来の SMA¹⁾に比べて大幅に向上していること, 変態点の設定幅が -270℃ から +250℃ と広いこと, ヒステリシスループの幅が狭いことが上げられる (Fig.6).

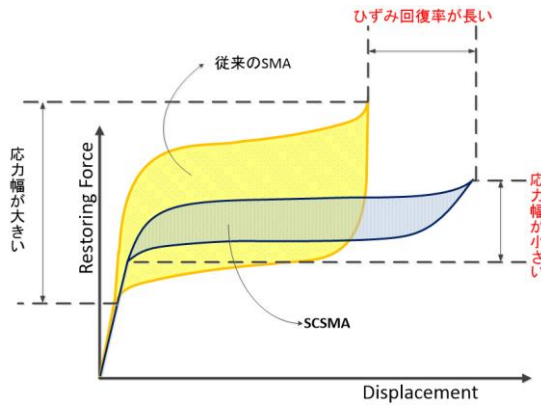


Fig.6. Constitutive Relation of SCSMA

SCSMA を防振材料として考えた場合, 小さい応力変化でフルループを行うことができ, また小さい応力変化で大きなひずみ量の変化を得ることが出来る為, 従来の SMA より適していると考えられる.

4. SCSMA の運動解析

SCSMA がどのように振動を低減させるかを見るため, 一自由度系の運動解析を行った. SCSMA の変位 x , 復元速度 v を求めるため, 4 次のルンゲクッタ法を用いて解析を行う.

シミュレーションでは, 初期位置 x_0 , 初期応力 σ_0 , 初期速度 v_0 , 質量 m , 時間ステップ幅 dt , 応力誘起マルテンサイト変態が始まる点 M_S 点, 応力誘起マルテンサイト変態が終わる点 M_f 点, 逆変態が始まる点 A_S 点, 逆変態が終わる点 A_f 点 (Fig.7) を Table.3 の通りに設定した. M_S 点等の値は TiNi-Aerospace が公表しているグラフ²⁾から読み取り設定した.

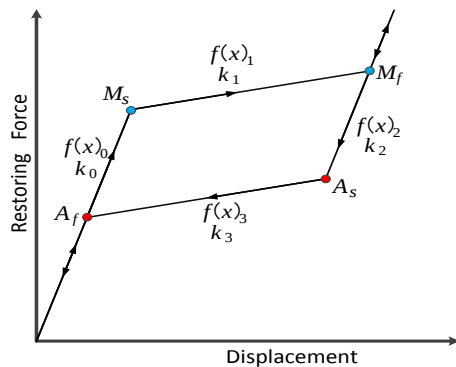


Fig.7. Hysteresis Curve of SMA

¹⁾ Ni-Ti SMA (ニッケルとチタンの形状記憶合金)

²⁾ <http://www.tiniaerospace.com/smacrystal.html>

Table.3. Simulated Model

初期位置	x_0	=	12.5%
初期応力	σ_0	=	1042.9MPa
初期速度	v_0	=	0.0
質量	m	=	1.0
ステップ幅	dt	=	0.00005
M_S 点	(M_S, σ_{M_S})	=	(0.80 %, 160 MPa)
M_f 点	(M_f, σ_{M_f})	=	(8.60 %, 170 MPa)
A_S 点	(A_S, σ_{A_S})	=	(8.55 %, 140 MPa)
A_f 点	(A_f, σ_{A_f})	=	(0.63 %, 125 MPa)

Fig.7 より,

$$k_0 = (M_S - A_f) / (\sigma_{M_S} - \sigma_{A_f}) \quad (1)$$

$$k_1 = (M_f - M_S) / (\sigma_{M_f} - \sigma_{M_S}) \quad (2)$$

$$k_2 = (M_f - A_S) / (\sigma_{M_f} - \sigma_{A_S}) \quad (3)$$

$$k_3 = (A_S - A_f) / (\sigma_{A_S} - \sigma_{A_f}) \quad (4)$$

$$f(x)_0 = k_0(x - A_f) + \sigma_{A_f} \quad (5)$$

$$f(x)_1 = k_1(x - M_S) + \sigma_{M_S} \quad (6)$$

$$f(x)_2 = k_2(x - M_f) + \sigma_{M_f} \quad (7)$$

$$f(x)_3 = k_3(x - A_S) + \sigma_{A_S} \quad (8)$$

として, 次の運動方程式を解いた.

$$\dot{x} = v \quad (9)$$

$$\dot{v} = -\frac{f(x)}{m} \quad (10)$$

結果は Fig.8 の通りである. 上側が x の時間変化を表しており, 下側が v の時間変化を表している.

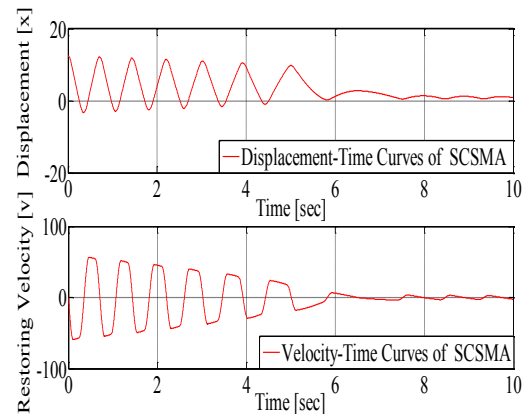


Fig.8. Response of SMA spring

Fig.8 から SCSMA の復元速度は滑らかに減衰していくが, 変位は減衰しきる直前まで大きく変化していくことがわかる. これは SCSMA の特徴の僅かな応力変化で大きなひずみ量の変化が得られることが要因と考えられる.

6. SCSMA 振動絶縁機構 (SVID)

本研究で開発中の SCSMA 振動絶縁機構 (SVID) は、SCSMA を専用のホルダーに入れ、対面側からカラーで抑え、取り付けボルトで固定する仕組みとなっている (Fig.9 左側)。取り付ける際にボルトを一定の位置まで締めることで、SCSMA に負荷をかけヒステリシスループの中央に力の釣り合い位置を持って行く。これは M_f 点と A_f 点を往復する荷重が最も効率のよいエネルギー散逸を可能にすると考えられるのである。SVID に一定以上の負荷が加わると SCSMA が伸縮してヒステリシスループ (フルループ) を描き、エネルギー散逸を行いつつ小さなループ (サブループ) を描いて最終的に初期の釣り合い位置へと戻る。Fig.9 右側に試作した SVID を示す。



Fig.9.SCSMA Vibration Isolation Device

7. 振動実験

振動実験では H-IIA ロケットや Dnepr ロケットを想定した機軸方向の振動を与え、振動の低減が起きること、ロケットから要求される振動で SVID が破壊されないことを確認した。実験では加振器に治具、ベース、2つのダミーコンポーネントの順で取り付け、ベースとダミーコンポーネントを繋ぐ留め具には、SCSMA が 6 本ずつ装着された SVID と比較用の SUS を取り付けた。測定用の加速度ピックアップはベース、2つのダミーコンポーネントに各一個取り付け実験を行った (Fig.10)。

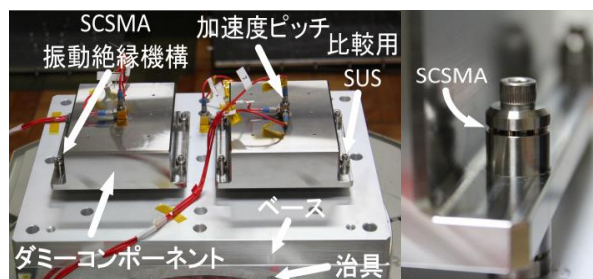


Fig.10. Vibration Test of SCSMA Device

振動実験では H-IIA ロケット QT レベルランダム振動、Dnepr ロケット AT レベルランダム振動、モダルサーベイを行った。H-IIA ロケット QT レベルランダム振動、機軸方向の比較した結果を Fig.11 に示す。

実験の結果、650Hz の共振は 500Hz へ、1100Hz の共振は 700Hz へ、1800Hz の共振は 1100Hz へ、それ

ぞれ応答が低周波数側へずれ、これより振動減衰が起きていることが確認された。高周波数域において低減が確認できるが、650Hz と 1100Hz の共振は低減が小さい。応答のズレが大きい理由の解明と更なる低減が今後の課題である。

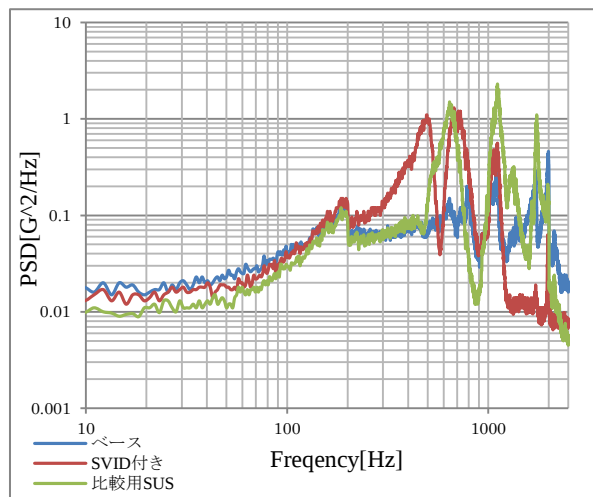


Fig.11. H-IIA QT Random Test Result

8. 結 言

本研究では超小型人工衛星の振動絶縁に対して、衛星構体の振動特性を大まかに把握する為のデータライブラリを作成し、SVID の概要、基礎的な方向性を示した。

今後の課題として、データライブラリは「ほどよし衛星」の構体モデルのみ作成しており、今後は他の構体モデルも作成して、データ数を増やしていかなければならない。SVID は実験データが少ない為、条件を変えた複数の実験からデータを得ること、理論と実験から更に効率的な低減を行う SVID の開発を続けていく。

謝辞

本研究は、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して助成されたものです。

参考文献

- (1) 間瀬一郎, 松井正安, 鶴田佳宏, 中須賀真一, 「ほどよし 3 号機、4 号機の開発状況」, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4690, 2013 年 11 月
- (2) 山下義隆, 増田新, 曾根彰, 「形状記憶合金を用いた振動絶縁装置におけるヒステリシス特性の最適化」, 日本機械学会, Dynamics and Design Conference 2002, No.02-9, 623, 2002 年 9 月
- (3) TiNi-Aerospace Inc. HP
<http://www.tiniaerospace.com/index.html>