形状記憶合金を使った宇宙構造物の自動組み立て^{*1}

Automatic Construction of Space Truss Structures Using Shape Memory Alloy Elements

田 中 宏 明^{*2,*4}・名 取 通 弘^{*3}・樋 口 健^{*3}

Hiroaki TANAKA, Michihiro NATORI and Ken HIGUCHI

Key Words : Automatic Construction, Shape Memory Alloy, Space Engineering

Abstract : A concept on automatic construction of space structures by shape memory alloy is proposed. Basic equations of motion of multibody system with shape memory alloy hinge elements are derived from Lagrange equations by considering potential energy of the hinge elements. The possibility of this concept is clarified through the experiment and simulation of free-flying rigid multibody systems. Flexible multibody systems are also examined, and their results are compared with those of rigid multibody systems through numerical simulations. Order of heating of many hinge elements is also studied using genetic algorithms.

1. は じ め に

宇宙構造物の建造においては、一般にその資材は地上より打ち上げる必要がある。その際搬送効率の向上のために、分割あるいは折りたたんだ状態で打ち上げ、軌道上で組み立てや展開を行っている。しかし、宇宙空間での宇宙飛行士の作業に際しての安全性の確保は困難なことが多い。資材の自動的な組み立てや展開、さらにシステムレベルでの宇宙構造物建造の自動化（ここではそれらを「自動組み立て」と呼ぶ）が重要となってくる。

形状記憶合金¹⁾は近年色々と利用されている知的材料²⁾であり、宇宙での利用³⁾も研究されている。また形状記憶合金を宇宙で使う際に問題となる変態温度の高温化⁴⁾についても研究がなされている。

本研究では形状記憶合金の形状記憶特性を利用した宇宙構造物の自動組み立ての可能性と、その際起こりうる問題点について検討する。そこで、形状記憶合金のヒンジ部を持つ2次元トラスの無重力下での運動方程式を導き、それをもとにシミュレーションを行った。この際、リンクの柔軟性についても考慮した。また実験も行い、それらにより自動組み立ての可能性を示した。加熱順序の決定についてはGAによる検討を行い、その有効性を示した。

2. 宇宙構造物の自動組み立て

形状記憶合金を使って宇宙構造物の自動組み立てを行うには、まず構造物の部材同士の結合部を必要な形に形状記憶処理をほどこした形状記憶合金で作り、構造物を組み立てる。マルテンサイト変態点以下の温度で収納した後、軌

道上へ搬送し、そこで逆変態点以上に加熱することで形状記憶合金は元の形に戻り、構造物は自動的に再構成される。一例として第1図に八面体トラスの自動組み立てを示す。

加熱方法としては太陽光による加熱や形状記憶合金への通電加熱、他の加熱部材を使った加熱などが考えられる。太陽光加熱は加熱装置を必要としないが、他の部材の影になった場合に変形しないなど、確実性に不安が残る。よってここでは通電加熱または他の加熱部材を使った加熱を前提に考える。

3. 無重力状態での形状記憶合金ヒンジを持つ 剛体多関節構造物の定式化

3.1 剛体リンクモデルでの基本式 無重力状態での多関節構造物の定式化にあたり、第2図のような回転自由度を持つジョイントで結合された n 本のリンクにより構成された多関節構造物を考える。各々の記号は次の通りである。

- m_i : リンク i の質量
- I_i : リンク i のその重心に対する慣性モーメント
- r_i : リンク i の重心の位置ベクトル
- l_i : ジョイント i から $i+1$ へのベクトル
- θ_i : リンク i の慣性座標に対する傾き
- ϕ_i : ジョイント i の角度
- n : リンク数

形状記憶合金ヒンジ部のポテンシャルエネルギーは、ここでは $\theta = (\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n)^T$ の関数として $V(\theta)$ と仮定しておく。そうすると、多関節構造物の運動エネルギーはラグランジュ方程式を用いることで以下のように表すことができる。

^{*1} 平成 11 年 4 月 30 日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院

^{*3} 宇宙科学研究所

^{*4} 現在、三菱電機先端技術総合研究所

第1図 八面体トラスの自動組み立て

第2図 リンクモデル

$$\frac{d}{dt} \sum_{j=1}^n \left(m_j \dot{r}_j \cdot \frac{\partial \dot{r}_j}{\partial \dot{\theta}_i} \right) + I_i \ddot{\theta}_i - \frac{\partial V}{\partial \theta_i} - \left(\sum_{j=1}^n m_j r_j \cdot \frac{\partial r_j}{\partial \theta_i} - \frac{\partial V}{\partial \theta_i} \right) = 0$$

3.2 形状記憶合金ヒンジ部のポテンシャルエネルギー
続いて形状記憶合金ヒンジのポテンシャルエネルギーを見積もっていく。まず、形状記憶合金の応力-ひずみ関係を次のように仮定する。

- 1) 形状記憶合金の弾性率はマルテンサイト相、オーステナイト相で等しく、 D とする。
- 2) 変態は一定臨界応力のもとで開始し、応力の変化なく終了するものとする。
- 3) 逆変態は歪 $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_T$ で開始し、 $\varepsilon = \varepsilon_0$ で終了するものとする。(ε_0 は温度の関数である。)

次にこれを元にして形状記憶合金ヒンジ部のポテンシャルエネルギーを見積もっていく。幅 $2h$ 、厚さ $2d$ の形状記憶合金ヒンジ部の模式図を第3図に示す。ポテンシャルエネルギーは $D\varepsilon^2/2$ を中立面から y 方向に積分することで得られ $\Delta\phi$ の値により2通りに分けられる。これはひずみ ε_0 を超えるかどうかで区別される。ポテンシャルエネルギー V は

- 1) $d > y_0$ の場合

$$\frac{\partial V}{\partial \phi} = 4hDL(a + \phi - \phi_{\min}) \times \left\{ \frac{d}{b^2} - \frac{c^2}{b^3(c+bd)} + \frac{c(1+2 \log \frac{c}{c+bd})}{b^2} \right\}$$

- 2) $d < y_0$ の場合

$$\frac{\partial V}{\partial \phi} = 4hDL(a + \Delta\phi) \times \left\{ \frac{y_0}{b^2} - \frac{c^2}{b^3(c+by_0)} + \frac{c(1+2 \log \frac{c}{c+by_0})}{b^2} \right\} + 4hDL\varepsilon_0 \frac{b(d-y_0) - c \log \frac{c+bd}{c+by_0}}{b^2}$$

第3図 形状記憶合金ヒンジ模式図

ただし

$$a = \frac{\varepsilon_0(\phi - \phi_M)}{\varepsilon_T}, \quad b = \frac{\phi - \phi_M}{\varepsilon_T}, \quad c = -L,$$

$$y_0 = \frac{C\varepsilon_0}{\Delta\phi + a - b\varepsilon_0}$$

である。

また除荷の途中でひずみが増加する場合には、応力-ひずみ関係がヒステリシスループの中を通る^{5,6)} ので

$$\Delta \frac{\partial V}{\partial \phi} = 4hDL(a + \Delta\phi - \Delta\phi_{\min}) \times \left\{ \frac{d}{b^2} - \frac{c^2}{b^3(c+bd)} + \frac{c(1+2 \log \frac{c}{c+bd})}{b^2} \right\}$$

を加える必要がある。

3.3 柔軟性を考慮したモデル
続いてリンクの柔軟性を考慮した場合の定式化を行っていく。リンクの柔軟性を考慮する方法としては個々のリンクをそれぞればねでつながっている小さなリンクに離散化する方法⁷⁾ を用いる。その際、離散化されたリンク同士をつないでいるばねのばね定数 K は

$$K = D_L I_L / L$$

となる。またこの場合のポテンシャルエネルギーは

$$V = K(\Delta\phi)^2 / 2$$

である。ここで D_L はリンクの弾性率を、 I_L は断面二次モーメントを、 L は離散化した小さなリンクの長さを表す。この K を用いてリンクのポテンシャルエネルギーを考え、形状記憶合金のポテンシャルエネルギーとあわせて用いることで柔軟リンクの運動方程式を表すことができる。

つまり、リンク数 n の弾性リンクモデルを考えた場合、一つのリンクを n_L 分割したとすると、全体をリンク数 $n \times n_L$ の剛体リンクモデルと考え、形状記憶合金ヒンジの部分では前節のポテンシャルエネルギーを、それ以外ではこの節のポテンシャルエネルギーを用いることで柔軟性を考慮できる。

3.4 シミュレーション
前節の式を用いてシミュレーションを行った。その際の寸法等は以下の通りである。

リンク：リンク数 5

寸法 10×10×300 (mm)

材料 櫨

ヒンジ：寸法 0.5×10×42 (mm)

材料 Ti-Ni 形状記憶合金

Ti-Ni：弾性率 38.5 GPa

逆変態開始温度 52°C

逆変態終了温度 70°C

シミュレーションでは第 4 図のような初期の状態から 2 次元トラスを組み立てることを考える。この中から計算結果より無理のない折りたたみ方になるよう考えていく。以後、第 5 図～第 7 図にそれぞれ Type 1～Type 3 の場合の

各ヒンジ角度の時間に対する変化を示す。

結果より Type 3 の折りたたみ方が組み立ての際のヒンジの角度変化が小さく、最も無理なく組み立つことが分かる。

第 4 図 リンク構造物の初期形状

第 8 図 剛体リンクの場合の組み立て

第 5 図 Type 1 の初期状態からの組み立て

第 9 図 剛体リンクでのヒンジ角度の変化

第 6 図 Type 2 の初期状態からの組み立て

第 10 図 弾性リンクの場合の組み立て

第 7 図 Type 3 の初期状態からの組み立て

第 11 図 弾性リンクでのヒンジ角度の変化

続いてリンクの柔軟性を考慮した場合のシミュレーションを行う。設定はリンクの長さを $4 \times 4 \times 3000$ (mm)とし、それ以外は前のままである。折りたたみ方は Type 3を用いる。この場合の剛体リンクの場合と弾性リンクの場合のシミュレーションを行い、リンクの柔軟性の影響を調べる。

剛体リンクの場合の全体の動きを第8図に、各ヒンジ角度の時間に対する変化を第9図に示す。また弾性リンクの場合の全体の動きを第10図に、各ヒンジ角度の時間に対する変化を第11図に示す。弾性リンクの場合にはリンクの変形と振動が見られ、組み立て時間が多少長くなる。

4. リンクモデルの実験

第12図のような実験装置を用いて実験を行った。その際、重力の補償には吊り下げ補償法を用い、ヒンジにそって取り付けたニクロム線を通電することでヒンジ部を加熱する。リンクの寸法は $10 \times 10 \times 300$ (mm)で、それ以外のパラメータはシミュレーションでの設定と同じとする。

実験結果を第13図に示す。シミュレーションの結果と

第12図 実験装置

第13図 実験でのヒンジ角度の変化

比べ、組み立てに必要な時間は異なるものの振る舞い自体は非常に似ていることがわかる。この時間的な違いは、形状記憶合金ヒンジ部に絶縁体として取り付けたガラスクロスの抵抗力(弾性率や減衰率)の影響が大きいためと思われる。

5. GA を使った加熱順序の決定

5.1 加熱順序 リンク数5の場合にはぶつからず組み立つことが分かったが、リンク数を増やしたり、弾性率などのパラメータを変化させた場合リンク同士がぶつかってしまう場合がある。そこで全てのヒンジを同時に加熱するのではなく、加熱開始時間を何段階かに分けて行うことでぶつからないようにすることを考える。その場合どういう順序で加熱するかが重要だが、その決定にGA⁹⁾を用いる。GAを用いるメリットとしては

- ・リンク数、弾性率などを変更した場合にも容易に適用できる
 - ・全探索に比べ計算量が少なくすむ
- ことなどがあげられる。

5.2 計算の設定 各種設定は以下のとおりである。
遺伝子

加熱を $t=0$, $t=0$ での加熱が終了した後の2段階で考え、各ヒンジがどちらのタイミングで加熱するかをならべたものを遺伝子とする。

パラメータ

集団の数: 6 (リンク数7)

10 (リンク数15)

第1表 リンク数7での探索結果

No	遺伝子	親	親	交叉位置	変異位置	適合度
5	001000	0	0	0	0	602
57	000111	0	0	0	0	122
55	011011	0	0	0	0	1350
36	110001	0	0	0	0	536
31	011110	0	0	0	0	248
39	011001	0	0	0	0	1502
Time	1	Ave	727	best		122
31	011110	57	31	2	0	248
50	100011	57	31	2	4	110
4	110000	36	31	6	0	536
63	011111	36	31	6	0	248
32	111110	36	31	2	0	26
35	010001	36	31	2	0	302
Time	2	Ave	245	best		26
51	010011	31	50	3	0	120
30	101110	31	50	3	0	748
50	100011	32	50	2	0	110
28	110110	32	50	2	3	346
64	111111	32	63	6	0	26
32	111110	32	63	6	1	26
Time	3	Ave	229	best		26
24	111010	64	28	5	4	940
44	110101	64	28	5	5	0
43	010101	32	51	2	5	0
31	011110	32	51	2	0	248
32	111110	64	30	4	0	26
58	100111	64	30	4	3	200
Time	4	Ave	236	best		0

第14図 リンク数15での探索結果

交叉確率：0.95

突然変異確率：0.05

適合度：リンク同士がぶつかっている時間で表し少ない程よいとする。

シミュレーション設定

リンク数は7および15とし、それ以外は前節の実験時のパラメータを用いる。

5.3 計算の結果 リンク数7の場合の結果を第1表に示す。4世代目におつかり回数が0（適合度が0：最適値）になっているのが分かる。何度かの繰り返しでは、ほぼ4世代目までに解を見つけ出すことができた。

次にリンク数が15の場合について加熱順序の探索を行った。その際の世代数と最適適合度と平均適合度の関係を

第14図に示す。この場合では7世代目においてぶつからない加熱順序を求めることができた。

6. 結 論

形状記憶合金を使った宇宙構造物の自動組み立てが可能であることを研究した。無重力状態で多関節構造物が適切な初期状態および加熱順序を選ぶことによって衝突なく組みあがることを数値計算および実験により示した。またリンクが剛体の場合と、弾性体の場合のシミュレーションを行いそのダイナミクスの違いが組み立て時の挙動に及ぼす影響を明らかにした。さらに加熱順序の決定の際にGAを用いることを提案し、効果的であることを示した。

参 考 文 献

- 1) 田中喜久昭, 戸伏壽昭, 宮崎修一：形状記憶合金の機械的性質, 養賢堂, 東京, 1993.
- 2) 日本機械学会編：知的複合材と知的適応構造物, 養賢堂, 東京, 1996.
- 3) 川嶋 聡, 片山忠一, 杉山吉彦：形状記憶合金ワイヤーによるパドルの展開実験, 宇宙構造材料シンポジウム, 1996, pp. 74-77.
- 4) Pu, Z., Tseng, H. K. and Wu, K. H.: An Innovative System of High Temperature Shape Memory Alloys, SPIE 2189, 1994, pp. 289-297.
- 5) 紙田 徹, 松崎雄嗣：形状記憶合金の構成則に関する考察, 第38回構造強度に関する講演会, 1996, pp. 317-320.
- 6) 紙田 徹, 松崎雄嗣：形状記憶合金の応力-歪み-温度関係式, 第39回構造強度に関する講演会, 1997, pp. 129-132.
- 7) 松山 剛, 近藤恭平：多リンクモデルによる三次元梁の有限要素法解析, 第40回構造強度に関する講演会, 1998, pp. 157-160.
- 8) 伊庭斉志：遺伝的アルゴリズムの基礎, オーム社, 東京, 1994.