宇宙用球面超音波モータの開発*

—高温環境下における圧電素子と接着剤の評価—

大橋太郎** 沖田和博*** 西澤宇一*** 遠山茂樹†

Development of Spherical Ultrasonic Motor for Space
- Evaluation of Lining Material and Binding Material at High Temperature -

Taro OOHASHI, Kazuhiro OKITA, Uichi NISHIZAWA and Shigeki TOYAMA

In recent years, due to advances in science technology, space satellites have made progress. So, the presence of space debris has become problem in the world because they may collide each other. In our study, we have developed Spherical Ultrasonic Motor (SUSM) for space use with 3 DOF to drive the satellite thruster and resolve it. We aim that the satellites enter the atmosphere when the satellites reached the end of life, and SUSM controls thrusters when they inject for the directional control. We have made experiments of measuring torque, durability and lifetime. It shows that the torque and lifetime meets target value. But durability does not meet target value. To resolve it, we have applied stator lining materials and shifted frequency with 0.4 kHz from resonant frequency and we have shown that it meets durability-required specifications.

Key words: ultrasonic motor, lining material, binding material, space actuator, artificial satellite

1. 緒 言

近年, 科学技術の進歩に伴い宇宙開発が活発である。地球の周りの宇宙空間に存在する人工衛星や国際宇宙ステーションなどの宇宙機の姿勢制御や軌道修正は, スラスタを定期的に噴射することで行われている。一方, 寿命を迎えた宇宙機が年々増えており, スペースデブリの増加の一因となっている。スペースデブリとは, 地球の周回軌道上にある不要になった人工物体であり, いわゆる「宇宙のゴミ」のことである。増え過ぎたスペースデブリは運用中の宇宙機に衝突する危険性が高く, 宇宙機の故障原因となるため深刻な問題として考えられている。対策として, 寿命を迎える宇宙機の残り少ないスラスタ出力を使って周回軌道を離脱させ, 大気圏に突入させて焼却処理することなどが提案されている。

しかしながら, 宇宙機に装備されている一般的なスラスタは, 向きの自由度が少ないため宇宙機に複数搭載されており, 宇宙機の小型化の制約や重量増加の要因となっている。複数で構成されるスラスタを少ない個数の多自由度モータ付きスラスタへ置き換えれば, 宇宙機自体の小型化, 発射時の打ち上げコストの削減, 省エネルギーなどに寄与することが期待できる。そこで本研究では, 小型の多自由度モータである球面超音波モータ (以下, SUSM とする) を宇宙空間で使用するために, 宇宙用 SUSM の開発を目的としている。宇宙用アクチュエータにはさまざまな性能が要求されるが, 今回は太陽からの輻射熱による熱負荷に対する耐久性を調べるために, 高温環境下において耐久性実験を行った。結果として, 宇宙用 SUSM が高温環境下でも駆動性能を維持する

ことを確認した。宇宙用 SUSM の性能を左右する圧電素子の材質や接着剤などについて詳細に述べる。

2. 球面超音波モータ

2.1 球面超音波モータの原理

超音波モータは, 20 kHz 以上の超音波領域の機械的振動を駆動力とするモータである。図 1 にその構造を示す。超音波モータは圧電素子と金属弾性体の円環からなるステータと駆動部であるロータにより構成されている。圧電素子と金属弾性体は接着剤により接着されている。圧電素子を上から見た状態を図 2 に, 横から見た状態を図 3 に示す。圧電素子は 11 分割されている。図中の「+」で示した部分は正の電圧を印加すると円周方向に膨張し, 負の電圧を印加すると円周方向に収縮する。また, 図中の「-」で示した部分は正の電圧により収縮し, 負の電圧により膨張する。この圧電素子に A 相, および B 相の二つの正弦波交流電圧を印加すると, 圧電素子は二つの相への入力合成波として進行波を生成する。この進行波は金属弾性体の円環表面に現れ, 円環に押し当てたロータを駆動させる。A 相と B 相の入力正弦波の位相差を変化させると進行波の速度が変化するため, 入力電圧の位相差によりロータの回転速度を調節することができる。

図 4 に示す球面超音波モータは, ロータを球体としてその周囲三か所にステータを配置している。一つのステータが生成する駆動力の回転ベクトルを三つ合成することで, 球ロータを任意の回転軸まわりに回転させることができる。回転方向は, 入力する二つの正弦波交流電圧の位相差を個々のステータに設定することで制御する。SUSM は電磁モータと比較して, 単体で三つの自由度を持つこと, 機構が単純で減速機が不要なためにモータの小型化が容易であること, 摩擦によるダイレクトドライブであるため低速領域で高トルクかつ高い応答性をもつこと, 無通電時に保持トルクを有するためブレーキを必要としないこ

* 原稿受付 平成 27 年 3 月 30 日

掲載決定 平成 27 年 7 月 30 日

** 正 会 員 木更津工業高等専門学校 (木更津市清見台東 2-11-1)

*** 東京農工大学 (東京都小金井市中町 2-24-16)

† 正 会 員 東京農工大学 (東京都小金井市中町 2-24-16)

Fig. 1 Construction of ultrasonic motor

Fig. 2 Polarization pattern of piezoelectric element

Fig. 3 Electrostrictive behavior

Fig. 4 Schematic of spherical ultrasonic motor

と、電磁力による駆動でないため電界や磁界の影響を受けにくいことなどのメリットをもつ。これらのメリットは人工衛星などの宇宙機に適用するアクチュエータとして大きな優位性を持つだけでなく、MRI 環境下で使用する手術用ロボットや水道管やガス管の内部を検査する小型ロボットへの応用においても大きな優位性を持つ²⁾。一方で、SUSM の駆動力を生成するための圧電素子は、ある温度を超えると急激に圧電性が低下し、ロータを駆動できなくなる。この温度はキュリー点とよばれ、一旦キュリー点を超えた圧電素子は再び分極作業を行わない限り圧電性が戻ることはない。そのため圧電素子のキュリー点を超える温度環境下で SUSM を運用することはできない。

2.2 宇宙用アクチュエータの要求仕様

人工衛星などの宇宙機の構成部品として用いられるアクチュエータには、以下に示すような性能が求められており、SUSM を宇宙用アクチュエータとして適用するにはこれら全ての性能要求を満たしている必要がある³⁾。

- (1) 超高真空環境下 (10^{-6} Pa 程度) で駆動できること。
- (2) 輻射熱および熱放射への耐性をもつこと。
- (3) 真空中でアウトガスを放出しないこと。
- (4) 打上げ時の 100 Hz, 20 G の衝撃加速度に耐えること。
- (5) 宇宙空間での宇宙放射線に耐えること。
- (6) 衛星運用期間において無保守で駆動できること。

宇宙空間において人工衛星は太陽からの輻射熱を受けるだけでなく、陰の部分では宇宙空間に対して熱放射を行う。そのため、人工衛星外面は過酷な熱サイクルを受ける。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) における宇宙用部品に対する性能試験では、外部から $+120^{\circ}\text{C} \sim -120^{\circ}\text{C}$ の熱サイクルを負荷して性能評価を行っている。本研究ではこの温度範囲のうち、常温 $\sim +120^{\circ}\text{C}$ の高温環境における SUSM の駆動を目標として実験を行った。また、

人工衛星の姿勢制御のためのスラスト噴射は平均して年間 20 程度行われ⁴⁾、一回あたり 20 秒程度の時間を要するとされているため、人工衛星の耐用年数を 10 年と想定して、本研究では SUSM の積算駆動時間として 70 分間を耐久性の目標時間とした。

なお、本研究では宇宙用 SUSM の開発にあたり、これまでに開発されてきた SUSM の中で人工衛星のスラストとしての運用に適するサイズとされる直径 30 mm のステータと直径 45 mm の球ロータを用いた⁵⁾。

3. 圧電素子の検討

3.1 圧電素子の選定

これまで開発されてきた SUSM には、キュリー点が 120°C の圧電素子が用いられてきた。圧電素子を電歪させた際に圧電損失など種々の損失のほとんどが熱として発生する。真空状態の宇宙空間では発生した熱が放熱されずステータ周辺に留まることになる。結果として SUSM のステータ温度が宇宙空間で想定される約 120°C に達したときにはステータ温度は 120°C よりも高くなる。そのため従来の SUSM では周囲温度 120°C の高温環境において駆動性能を維持することができない。

そこで、まずキュリー点の高い圧電素子の選定を行った。宇宙用 SUSM に求められる圧電素子の条件としては、キュリー点が 300°C 以上であること以外に、電気的入力から進行波の振幅として観測される力学的エネルギーへの変換効率を表す電気機械結合係数が 50% 以上であること、圧電素子が弾性変形する際の弾性損失の小ささを表す機械的品質係数が 1000 以上と高いこと、与えた電界に対する圧電素子の歪みの大きさを表す圧電定数が高いことがあげられる。これらの選定条件を踏まえ、本実験では宇宙用 SUSM の圧電素子の条件に満足する NEC/TOKIN 社製の N6 材を使用した圧電素子を選定した。表 1 に N6 材の主な物性値を示す。ここでは、この圧電素子を N6 圧電素子とよぶ。N6 圧電素子のキュリー点は 325°C であり、想定した高温環境下

Table 1 Material constant of piezoelectric ceramic

Dielectric loss	$\tan\delta$ %	0.3
Electromechanical coupling factor	K_t %	55.0
Mechanical quality factor	Q_m	1500
Curie point	T_c °C	325

Table 2 Torque and rotation speed of SUSM

	Torque mNm	Rotation speed rpm
Conventional material	29.3	74.2
N6 material	41.5	62.5

Fig. 5 Impedance characteristic of piezoelectric element at 25°C

でも圧電性を示すことが可能であると予測される。

3.2 選定した圧電素子の評価

選定した N6 圧電素子を用いた SUSM と従来の SUSM についてトルクと回転数を測定した結果を表 2 にまとめ、インピーダンスアナライザを用いてインピーダンスを測定した結果を図 5 に示す。インピーダンスは、常温 (25°C) の大気中において測定した。ここで、圧電素子のインピーダンス曲線において、インピーダンスの極小値を示すときの周波数は共振周波数とよばれ、超音波モータの出力が最も大きくなる周波数である。また、インピーダンスの極小値と極大値の差や共振周波数と反共振周波数 (インピーダンスが極大値を示すときの周波数) の近接さから読み取れるインピーダンスの鋭さが、圧電効果の大きさの指標となっている。

SUSM のトルクは、球ロータに軸を取り付け、滑車を介して錘を吊り下げることで軸に負荷を与えて測定した。表 2 および図 5 から、従来の圧電素子を変更してもトルク、回転数、共振周波数の値に著しい変化がないことを確認した。

4. 圧電素子の性能実験

4.1 圧電素子に関するインピーダンスの測定方法

選定した N6 圧電素子が高温環境において圧電性を示すことを確認するため、SUSM のステータ温度を上昇させながらインピーダンスの測定を行った。図 6 に示すように N6 圧電素子を用いたステータの表面に熱電対を取り付け、恒温槽内に設置した。槽内温度を 50°C まで上昇させ、ステータ温度が槽内温度と等しくなることを熱平衡状態として、ステータのインピーダンスを測定した。その後、槽内温度を 10°C ずつ上昇させて同様にインピーダンスの測定を行った。恒温槽には、図 7 に示す佐藤真空機械工業社製の DQ-50SL 特型を使用した。加熱は槽内の 200 V、

Fig. 6 Stator of SUSM using N6 material and setting thermocouple

Fig. 7 Thermostatic chamber

6 kW シーズヒータによる外部直熱式を用い、大気圧環境下で測定を行った。

4.2 高温環境における測定の結果と考察

ステータ表面の温度を 50°C から 100°C まで 10°C ごとに上昇させた場合のインピーダンス特性を図 8 に示す。インピーダンスは、ステータの温度を 50°C としたときに、共振周波数および反共振周波数付近で急激な変化をみせた。ステータの温度を上昇させると共振周波数、反共振周波数付近におけるインピーダンスの変化は緩やかになり、100°C になるとインピーダンス曲線の鋭いピークはみられなくなった。なお、100°C まで上昇させたステータの温度を 90°C から 50°C まで下降させながらインピーダンスを同様に測定すると、図 8 とほぼ同様の結果が得られた。以上のように、温度による圧電性の喪失には再現性があるため、100°C 程度での圧電性の喪失は圧電素子の内部温度がキュリー点に達したことが原因ではないと言える。

そこで、高温環境で圧電性がみられなくなった原因として、接着剤の軟化を考えた。SUSM は圧電素子と金属弾性体の貼付けに熱硬化性の接着剤が用いられており、圧電素子の電歪により生じた進行波が接着剤を介して金属弾性体へ伝達することで、ロータとの摺動面において駆動力を伝える。熱硬化性接着剤は、高温環境において分子運動が急激に盛んになり流動性を増す。接着剤が流動性を示し始める温度はガラス転移点とよばれ⁶⁾、これよりも高い温度環境で超音波モータを駆動させると、接着剤の緩衝作用により圧電素子で生じた進行波がロータ摺動面に伝達されなくなる。接着剤が軟化すると、圧電素子の弾性変形を抑えていた金属弾性体による変形負荷がなくなり、インピーダンスが低下する。さらに、共振周波数と反共振周波数付近におけるインピーダンスの急激な変化が失われていく。ガラス転移点を越えた接着剤を冷却すると接着剤は再び硬化し、圧電素子

Table 3 Characteristics of TB2285

Contents	Features
Component	Bisphenol F epoxy resin, Epoxy resin and inorganic filler, Dicyandiamide C2H4, Diuron C9H10Cl2N2O, Silica
Viscosity	1400 Pa・s
Glass transition point	180°C
Longitudinal shear strength (200°C)	3.9 MPa

Table 4 Characteristics of AREMCO 570

Contents	Features
Component	Phenolic resin, Phenol, Carbon black, Methyl Ethyl Ketone, Isopropyl Alcohol, Ortho-Cresol, Formaldehyde
Viscosity	35 Pa・s
Heat proof	316°C
Tensile shear strength	14.5 MPa

Table 5 Characteristics of 3 chemicals

Items	Features
B1796	2,2-bis(4-glycidylphenyl)propane
M0567	4-methylcyclohexane-1,2-dicarboxylic anhydride
D0688	N,N-dimethylbenzylamine

で生じた進行波を金属弾性体へ伝達することができる。こうした要因により、図 8 のような結果が得られたと考えられる。

5. 接着剤の検討

5.1 宇宙空間での利用時に要求される接着剤の仕様

高温環境におけるインピーダンスの測定結果を踏まえ、宇宙用 SUSM に用いる接着剤の検討を行った。宇宙用 SUSM に適した接着剤の選定条件としてガラス転移点が高いこと以外に、非導電性で硬化後はく離接着強さとせん断接着強さが大きいこと、硬化後の硬度が高いことがあげられる。圧電素子の電歪による振動は接着剤に対してあらゆる方向に大きな負荷を与えるため、接着剤の強度がせん断方向にもく離方向にも共に強く保たれる必要がある。また、圧電素子が生ずる進行波振動が接着層において吸振されずに金属弾性体へ伝達するためには、接着剤硬化後の接着層の硬度が高いことが求められる。

5.2 高温環境用接着剤の選定

前節で述べた接着剤の選定条件に基づき選び出した以下に示す 3 種類の接着剤を比較した。表 3～表 5 に主な物性値を示す。

- (1) スリーボンド社製 TB2285
- (2) アレムコプロダクツ社製 アレムコ 570
- (3) 東京化成工業社製 B1796/M0567/D0688 (3 液混合)

これらの比較対象の接着剤を用いてステータを作製し、図 9 に示す 1 軸駆動装置を用いて球ロータの駆動実験を行った。その結果、球ロータが駆動したのは TB2285 を用いたステータだけであった。

Fig. 8 Impedance characteristic of stator using N6 material

Fig. 9 Single axis SUSM using selected binding material

アレムコ 570 を用いたステータが球ロータを駆動できなかった原因として、接着剤硬化前の粘度が非常に高くなり貼付け時に接着剤層の中に気泡が発生したこと、あるいは接着剤層が厚すぎたため層内で進行波が減衰してしまったことが考えられる。接着層に気泡が混入していると、圧電素子の高周波振動による接着層への負荷が気泡周辺にクラックを生じさせて進行波の伝達を阻害する。さらに、クラックの拡大による接着剤の分裂は圧電素子を金属弾性体からはく離させてしまう原因となる。また、ステータ温度が上昇した際には熱により気泡が膨張し、圧電素子が生じた進行波を伝達できなくなる。

東京化成工業社製の 3 液混合接着剤に関しては、駆動時に接着層のはく離がみられ、球ロータを駆動することができなかった。この原因として、三種類の液の僅かな混合比率の差が接着剤の性質に影響するため、正確な配合比率での混合ができずに想定した接着剤の強度を示さなかったことが考えられる。

今後は前述の実験結果とステータ作製の容易さおよび接着剤の性能の安定性を考慮してスリーボンド社製の TB2285 を接着剤として用いることとした。なお、TB2285 のガラス転移点は 185°C であり、目標としている 120°C の高温環境においても軟化せずに進行波が伝達すると予測される。

5.3 選定した接着剤の評価

選定した TB2285 接着剤を使用してステータを作製し、図 8 の結果を得た実験と同様に恒温槽内で加熱しながらインピーダンスを測定した。なお、圧電素子には前出の N6 圧電素子を用いた。測定結果のインピーダンス特性を図 10 に示す。図 8 の結果と比較すると、TB2285 接着剤を使用したことで高温環境においても圧電性を維持していることがわかる。さらに、目標としている 120°C の環境においてもインピーダンス曲線の鋭さは失わ

Fig. 10 Impedance characteristic of stator using selected binding material

Fig. 11 Result of limit temperature experiment (single axis)

れず、圧電性を維持している。

6. 宇宙用 SUSM に対する熱負荷耐久性

選定した圧電素子と接着剤および球ロータを用いてステータを作製し、恒温槽内で熱負荷を与えることでステータの温度を上昇させ、駆動実験を行った。なお、球ロータの材質には、宇宙用構造材料としての利用実績が高く、かつ SUSM の駆動に適しているポリイミドを使用した。

6.1 ステータ単体での性能評価

最初に作製したステータ単体での性能を確認するため、図 9 に示した 1 軸実験装置を用いて駆動実験を行った。恒温槽内を加熱してステータ表面の温度を 30°C から 10°C 刻みで段階的に上昇させ、それぞれの温度においてモータを 20 秒間駆動させた。モータの駆動の様子をビデオカメラで撮影し、映像のフレームレートと記録コマ数から回転数を計数することで温度の上昇に伴うモータの回転数の変化を測定した。

実験結果を図 11 に示す。ステータ温度の上昇と共に球ロータの回転数は徐々に低下しているが、目標としている 120°C の状態においてもモータが駆動していることを確認できた。なお、ステータの温度が 160°C のときには、高温の影響でモータ配線が脱落して回転が停止した。

温度の上昇により回転数が低下している原因として、圧電素子から発生する熱によりステータ内部の温度が上昇していることが考えられる。圧電素子が圧電効果により弾性変形する際、弾性損失や圧電損失などにより入力エネルギーが熱として損失する。これは電気機械結合による損失分と誘電損失の損失分の和で表現できる。与えた電気的エネルギーと生じた機械的エネルギーの比の平方根が電気機械結合係数 ($K_t = 55\%$) であることから損失分は結合係数を 2 乗し、1 から差をとることで 69.75% として

Fig. 12 Result of thermal load experiment (single axis)

得られる。誘電損失 $\tan \delta$ はそのまま損失 0.3% であるため、N6 圧電素子の場合、入力となる電力のうち 70% 程度が熱として放出される。この熱が外部からの熱負荷とは別に圧電素子の内部からステータを加熱するため、接着剤層が外部環境よりも高い温度になり、ガラス転移点に近づくことで進行波が伝達されにくくなる。このことが結果として球ロータの回転数低下につながったと考えられる。

6.2 熱負荷耐久性実験

次に、1 軸駆動装置を用いた熱負荷耐久性実験を行った。装置を設置した恒温槽内の温度を 120°C に調節してステータ温度が槽内温度と等しくなるまで静置した後、ステータを 20 秒間駆動させた。その後 1 分間の休止状態を経て、再び 20 秒間駆動させた。この動作を繰り返し行い、積算駆動時間に対する回転数の変化を測定した。この動作は、宇宙空間における人工衛星のスラスタ噴射が 2~3 週間に一度、約 20 秒間行われることを踏まえている。回転数はビデオカメラで撮影した映像のフレーム数と記録フレームレートから計数した。

実験結果を図 12 に示す。120°C の高温環境において球ロータを 90.5 分間駆動させることができ、目標値である 70 分間を達成した。ただし、1 軸駆動装置が 90.5 分後に停止した原因として、前述の内部発熱に起因する熱の蓄積が考えられる。本実験においてスラスタの間欠駆動を模してステータの休止時間を約 1 分間としたが、ステータ休止状態の間に圧電損失により発生した熱が十分放熱されず、駆動する度にステータ内部に熱が蓄積していったため、駆動性能が低下したと考えられる。

また、ステータに球ロータを接触させる際の押付け力が小さいことも発熱の要因として考えられる。SUSM のステータと球ロータの間の押付け力は 6.9 N が最適となるよう設計しているが、ステータ自体の性能を調べるために 1 軸駆動装置では、球ロータの自重によってのみ押付け力を発生している。押付け力が小さいとステータの表面に生じる進行波は球ロータに押付けられず、金属弾性体と圧電素子全体の弾性変形が大きくなるため、弾性損失による発熱が大きくなる。そのため想定していたよりもステータ内部からの発熱が大きくなり、ステータ温度が上昇したことによって駆動性能が低下したと考えられる。

6.3 宇宙用 SUSM に対する熱負荷耐久性実験

以上の実験を踏まえ、N6 圧電素子と TB2285 接着剤を使用して図 13 に示す宇宙用 SUSM を作製し、1 軸駆動実験と同様の方法により熱負荷耐久性実験を行った。なお、20 秒間の SUSM の駆動はレールに沿って一定方向に行い、駆動休止状態を経た後の駆動時まで圧電素子から生じた熱が完全に放熱されることを考慮して休止時間は 10 分間とした。

Fig. 13 Schematic of SUSM for space using selected material

実験結果を図 14 に示す。宇宙用 SUSM の熱負荷耐久性実験の結果、累積駆動時間の目標値である 70 分間を達成し、1 軸駆動実験時の累積駆動時間である 90.5 分間を超える駆動性能が確認できた。このときの SUSM は 90 分を超えても駆動し続け、停止することはなかった。この結果から、圧電素子および接着剤の選定により、宇宙空間で想定される 120°C の高温環境下において宇宙用アクチュエータに求められる駆動性能を満たすことが確認できた。

7. 結 言

本研究では、宇宙用球面超音波モータ（宇宙用 SUSM）の開発を試みている。宇宙用アクチュエータにはさまざまな性能要求があるが、今回はモータが高温環境において駆動性能を維持できることを目標として耐久性実験を行った。周囲温度が +120°C の高温環境下において積算駆動時間が 70 分を超えることを耐久性の目標値とした。

高温環境下における宇宙用 SUSM の駆動には圧電素子のキュリー点が高いことが要求されるため、まず初めに圧電素子の選定から行った。その結果、高温環境では圧電素子と金属弾性体を貼付けている接着剤のガラス転移点が問題となることがわかったため、接着剤の選定も同時に行った。圧電素子と接着剤の適切な選定結果により、宇宙用 SUSM のステータが高温環境においても圧電性能を維持できた。そこで、選定した材料を使用して宇宙用 SUSM を作製し、高温環境下において熱負荷耐久性

Fig. 14 Result of thermal load experiment (SUSM for space)

実験を行ったところ、目標値である積算駆動時間の 70 分間を達成した。

今後は、宇宙空間の温度環境として想定される -120°C の低温環境下において宇宙用 SUSM の駆動性能を評価する。さらに、より宇宙空間での運用条件に近い温度環境である ±120°C の熱サイクルを負荷した場合の駆動性能の評価を行うことで、宇宙用 SUSM の実現を目指す。

謝 辞

本研究の一部は、公益財団法人 NSK メカトロニクス技術高度化財団から研究助成を受けて実施した。ここに感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 金井典子：人工衛星のスペースデブリ対策，日本信頼性学会誌，**34**，3 (2012) 178.
- 2) 保科真彦，松原修，遠山茂樹，真下智昭，深谷直樹：アウトロー型球面超音波モータを用いた管内検査ロボットの開発，精密工学会春季大会学術講演会講演論文集，(2010) 467.
- 3) 杉浦 壽：アクチュエータ実用事典 特殊環境 - 宇宙 -，フジテクノシステム，(1988) 1571.
- 4) 鈴木弘一：はじめての宇宙工学，森北出版，(2007) 77.
- 5) 佐藤健，遠山茂樹：宇宙用球面超音波モータの開発，精密工学会秋季大会学術講演会講演論文集，(2012) 115.
- 6) 井本稔：接着の基礎理論，高分子刊行会，(1993) 180.