

博士学位論文

宇宙用球面超音波モータの開発

Development of Spherical Ultrasonic Motor for Space

国立大学法人 東京農工大学大学院
工学府 機械システム工学専攻

大橋 太郎
Taro Ohashi

平成 30 年 9 月

目次

第 1 章 緒言	1-13
1.1 研究背景	1
1.2 スラストの削減化とスペースデブリの対策	4
1.3 研究目的	7
1.4 論文構成	12
第 2 章 球面超音波モータ	14-26
2.1 はじめに	14
2.2 進行波型超音波モータ	14
2.3 超音波モータの駆動原理	17
2.4 3つのステータと球ロータで構成された球面超音波モータの動作	23
2.5 まとめ	26
第 3 章 宇宙用球面超音波モータ	27-41
3.1 はじめに	27
3.2 宇宙用球面超音波モータの概要	27
3.2.1 宇宙用球面超音波モータの構造	27
3.2.2 モータドライバ回路と共振周波数の探索	29
3.2.3 圧電素子の等価回路と共振周波数	32
3.3 宇宙用球面超音波モータの基本性能	34
3.3.1 回転速度測定	34
3.3.2 トルク測定	36
3.3.3 周波数とトルクの特性	37
3.3.4 トルクと回転速度の特性	38
3.3.5 作動寿命の測定	40
3.4 まとめ	41

第4章 真空実験による基本特性 42-56

4.1	はじめに	42
4.2	実験に用いる真空チャンバ	42
4.2.1	温度不変型真空チャンバ	42
4.2.2	温度可変型真空チャンバ	47
4.3	真空中における基本性能の評価	51
4.3.1	回転速度測定	51
4.3.2	トルク測定	52
4.3.3	作動寿命の測定	53
4.3.4	耐久性実験	54
4.4	まとめ	56

第5章 高温環境における評価 57-73

5.1	はじめに	57
5.2	宇宙空間で想定される熱負荷	57
5.2.1	圧電素子の検討	58
5.2.2	接着材の検討	63
5.3	熱負荷耐久実験	67
5.3.1	駆動限界温度の測定	67
5.3.2	1軸駆動モータの熱負荷耐久性実験	69
5.3.3	宇宙用球面超音波モータの熱負荷耐久性実験	71
5.4	まとめ	73

第6章 低温環境における評価 74-90

6.1	はじめに	74
6.2	低温域における圧電素子と接着剤の影響	74
6.2.1	圧電素子の耐寒性評価	74
6.2.2	接着剤の耐寒性評価	80
6.3	低温環境による実験	82
6.3.1	実験装置および実験方法	82
6.3.2	低温実験の結果	87
6.4	まとめ	90

第7章 温度サイクルにおける評価 91-99

7.1	はじめに	91
7.2	ステータに対する温度サイクルの影響	91
7.3	トルクの特性格評価	93
7.4	トルクと回転速度の特性格評価	94
7.5	回転速度の特性格評価	96
7.6	まとめ	99

第8章 耐振動性と耐衝撃性の評価 100-165

8.1	はじめに	100
8.2	宇宙用球面超音波モータの固有振動数の導出	101
8.2.1	ホルダの固有振動数導出	101
8.2.2	有限要素法解析を用いた宇宙用球面超音波モータの固有振動数導出	104
8.2.3	加速度センサを用いた宇宙用球面超音波モータの共振探索	111
8.3	宇宙用球面超音波モータの耐振動性の評価	116
8.3.1	振動の設計荷重による理論的評価	116
8.3.2	宇宙用球面超音波モータの耐振動実験	121
8.4	宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の評価	126
8.4.1	宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の理論的評価	126
8.4.2	衝撃による球ロータの飛び出しについての理論的評価	130
8.4.3	宇宙用球面超音波モータの耐衝撃実験	136
8.5	スラスト付宇宙用球面超音波モータの耐振動性・耐衝撃性の評価	139
8.5.1	スラストの概要とスラストモデルの設計	139
8.5.2	有限要素法を用いたスラスト付宇宙用球面超音波モータの固有振動数の導出	142
8.5.3	加速度センサを用いたスラスト付宇宙用球面超音波モータの共振探索	148
8.5.4	振動の設計荷重による理論的評価	156
8.5.5	スラスト付宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の理論的評価	160
8.5.6	スラスト付宇宙用球面超音波モータの耐振動実験と耐衝撃実験	162
8.6	まとめ	165

第 9 章 結論	166-171
9.1	まとめ.....	166
9.2	今後の課題.....	170
参考文献	172-182
謝辞	183

第1章 緒言

1.1 研究背景

近年、科学技術の進歩により宇宙開発に関する研究が進められている。図 1.1 に示す ISS 国際宇宙ステーション^{[1],[2]}、宇宙空間を飛行し 2010 年に役目を終えた図 1.2 に示す小惑星探査機「はやぶさ」をはじめ、金星探査機「あかつき」^[3]、月面探査機^[4]、宇宙移住計画に伴う宇宙エレベータ構想^[5]など、宇宙に関連する宇宙機の開発が検討されている。これらの宇宙機はロケットで宇宙空間に運ばれたのち、運用時にはさまざまな目的として宇宙用アクチュエータが利用されている。宇宙機における主なモータの使用例を表 1.1 に示す^[6]。使用用途やモータの使用例として、太陽電池パドルの展開および回転、通信アンテナの展開および指向、観測用光学ミラーの指向およびスキャンング、姿勢制御用フライホイールの回転などが挙げられ、1つの衛星において少なくとも数個のモータが使用されている。パドル展開などあまり精度を必要としない用途では、オープンループ制御で使用できるため、比較的構造の簡単なステッピングモータが使われる。一方、アンテナ指向やミラー駆動のように小型で大きなトルクが必要で、速度や位置の制御において精度が要求される用途では、エンコーダやレゾルバをフィードバックセンサに用いたブラシレス DC モータが使われる。図 1.1 に示す ISS 国際宇宙ステーションの日本実験棟モジュール「きぼう」^{[7],[8]} (JEM: Japanese Experiment Module) の船外実験プラットフォームには、伸縮可能なロボットアーム^[9]などに数十個のモータが使用されている。

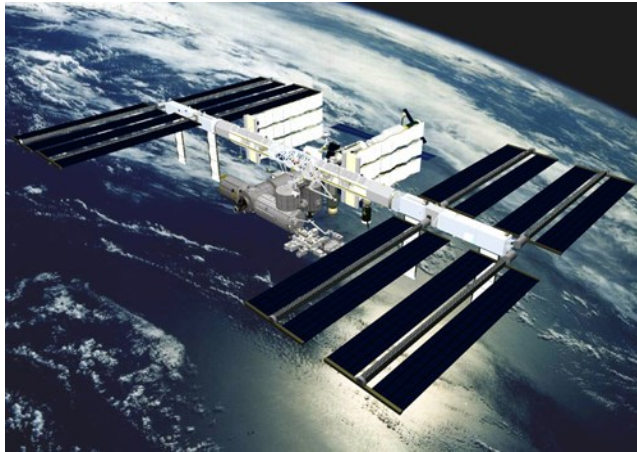


Fig. 1.1 International Space Station (NASA/JAXA)



Fig. 1.2 Space Satellite -MUSES-C Hayabusa (JAXA)

Table 1.1 Example of the use of motor for satellite

機器	用途	速度	駆動力	回転方向	使用頻度	位置決め精度	使用モータ
太陽電池パネル	展開	低	高トルク	一方向	1回のみ	低	ステップモータ+ギヤ
	回転	低	高トルク	両方向	数回～ 数十回/日	低	ステップモータ+ギヤ
通信アンテナ	展開	低	高トルク	一方向	1回のみ	低	ステップモータ+ギヤ
	指向	低	中トルク	両方向	数回/日	高	ブラシレスDCモータ
観測用ミラー	指向	低	中トルク	両方向	数回/日	高	ステップモータ ブラシレスDCモータ
	スキヤニング	高	中トルク	一方向 両方向	随時	高	ブラシレスDCモータ
マニピュレータ	駆動	低	高トルク	両方向	数十回/日	高	ブラシレスDCモータ
結合機構	ラッチ	低	高トルク	両方向	数回/年	低	ステップモータ+ギヤ ブラシレスDCモータ+ギヤ

1.2 スラスタの削減化とスペースデブリの対策

宇宙機の姿勢制御や軌道修正^[10]にはスラスタ^[11]が用いられている。スラスタには 20 N 程度の高推力を発生する化学推進系と 1 N 以下の低推力を発生する電気推進系のイオンエンジンに分類され、これらを相互利用する^{[12],[13]}。化学推進系のスラスタは、燃料（ヒドラジン）と酸化剤（四酸化窒素）を用いる 2 液式で、燃焼による推進力で駆動する。一方、電気推進系のスラスタは、マイクロ波により作られたプラズマイオンを用い、イオン化した推進剤を電気放出する推進力で駆動する。異なる 2 つの推進系スラスタを効果的に使うことで、宇宙機の姿勢制御や軌道修正をおこなう^[14]。図 1.3 は、2014 年に打ち上げられ、2018 年に小惑星に到着予定の探査機「はやぶさ 2」を示す。図中の赤丸は探査機に搭載された化学推進系のスラスタを示している。化学推進系および電気推進系のスラスタは、前面部と背面部に合計 12 個が搭載されている。スラスタには向きの自由度が少ないため、複数個の搭載が必要となり、結果として探査機全体のペイロードを圧迫している。方向制御が可能なスラスタが開発されると、複数個のスラスタを一つにまとめ、省スペース化や省エネルギー化が可能となり、全体としてスラスタの搭載数を減らすことが可能となる。

寿命を終えた人工衛星は国際条約により廃棄方法が決められている^[15]。最後に残った燃料でスラスタを駆動し、周回軌道を離脱させ大気圏に突入して燃やす方法や他の衛星の邪魔にならない高い高度へ導く方法が主な廃棄方法である^{[16],[17]}。しかしながら、実際にこの操作が成功するのは全廃棄衛星中およそ 3 分の 1 程度であり、残りは制御不能なスペースデブリ「宇宙ゴミ」^{[18]~[22]}になっているのが現状である。ISS 国際宇宙ステーションには、スペースデブリの大きさごとの対策法が設定されている^{[23],[24]}。直径 1 cm 大のスペースデブリに対しては、衝突に耐えることのできるダンパーを設置し、衝撃を緩和する対策がとられ、直径 10 cm を越えるスペースデブリに対しては、全ての軌道が掌握できることから、事前に NASA が接近解析を実施し、万が一、衝突の恐れがあるときは、ISS の軌道を若干変更し、衝突回避の対策が実行される。これまでに、スペースデブリの接近で、9 回の軌道変更をし、1 回は軌道変更が間に合わず、宇宙飛行士を ISS 内の安全な場所に退避させたことがある。

そのほかにスペースデブリの対策^{[25],[26]}としては、以下のものが挙げられる。

- 人工衛星およびスペースデブリの光学観測

地球のまわりを回っているスペースデブリの数量や大きさや分布を調べるために JAXA の研究開発本部は光学顕微鏡を用いた観測技術の開発をおこなっており、小さなデブリを検出する画像解析技術の研究を進めている。発見したデブリは追跡できるようにカタログ化している。

- モデル化および解析

将来のスペースデブリ分布の変化状況を予測する、デブリ推移モデルを JAXA と九州大学と共同で開発^{[27],[28]}している。スペースデブリが宇宙機に衝突する確率や衝突により故障が発生する確率を解析し、スペースデブリが発生しないためのスペースデブリ発生防止標準の適合性を評価するツールを開発し、JAXA のプロジェクトを支援している。

- 防御

猛烈なエネルギーを持ったスペースデブリが人工衛星に衝突した時に起こる現象の解明や、防御性能を地上で確認・検証するための技術の開発を進めている。そのシステムは秒速 10 km の速さで模擬スペースデブリを射出してデブリ被害を観察するシステムである。

- スペースデブリ除去システム

すでに軌道上にあるデブリ同士が衝突することによって、デブリの数が自己増殖を起こしていることから、図 1.4 に示す方法を検討している。これは、スイス宇宙センター・スイス連邦工科大学が検討しているアイディアで、デブリを直接捕獲して、捉えたまま軌道から離れ、消滅する小型衛星の研究開発である。

- スペースデブリの大気圏突入システム

スペースデブリに近づき針金を取り付け、その針金に電流を流すと地球の磁場で減速力が生まれ、軌道から離れたデブリは大気圏に突入し燃え尽きる。低コストの手法として国際的に注目されている。



Fig. 1.3 Thruster mounted on satellite Hayabusa2

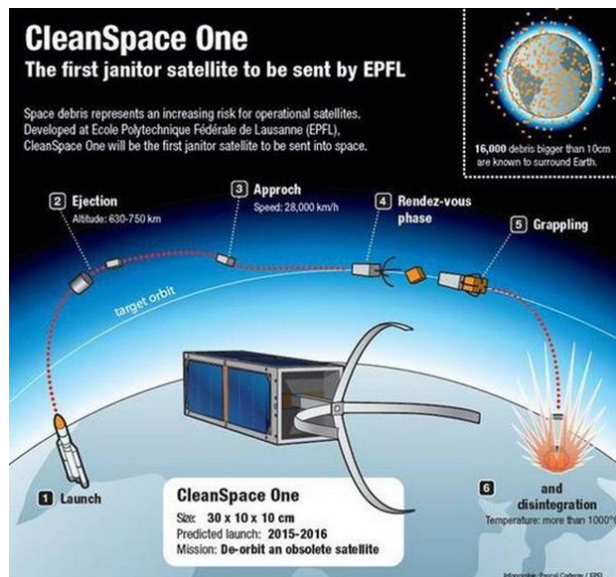


Fig. 1.4 Removing robot for space debris

1.3 研究目的

1.2 節では、スラスタの役割とペイロード圧迫対策のスラスタ方向制御の実現とスラスタの削減化、スペースデブリの問題点とその対策方法を述べた。本研究では、スラスタの搭載数を減らし、スペースデブリを減少させる目的で、スラスタの方向制御が可能である宇宙用の球面超音波モータの開発をおこなう。2012年、ISSの日本実験棟モジュール「きぼう」の船内において、星出宇宙飛行士らが蛋白質の分子・原子の結晶成長の実験をおこなった。使用した実験装置 Nano Step の計測装置に小型超音波モータが使われた実績^[29]があるが、真空状態の宇宙空間において、超音波モータの実用例はない。

過去に、当研究室において開発された超音波モータ^[30]を図 1.5 に示す。これは、従来の超音波モータを球体ロータの側面に 3 個均等配置したもので、球面超音波モータとして開発された画期的なものである。JAXA によると宇宙空間で用いるスラスタは、質量は 500 g 程度の小型であり、出力は 1 N 程度と非常に小さいものである^[31]。本研究では、このスラスタを球面超音波モータの内部に組み込み、方向制御が可能なアクチュエータである宇宙用球面超音波モータ (Spherical Ultrasonic Motor : SUSM) を開発する。開発する宇宙用球面超音波モータのイメージ図を図 1.6 に示す。

ここで、宇宙用アクチュエータに求められる性能を以下に挙げる^{[32],[33]}。

- 宇宙空間で動作する前に、ロケット打ち上げ時の G (耐重力加速度)、温度、振動に耐える必要がある。
- 宇宙における動作時は、高真空、高放射線、低温 (-150 °C) と高温 (100 °C) の繰り返しに無保守で最低 10 年耐える必要がある。真空中に放出されたガスの再凝着の問題にも対応できる。高度 500 km 程度では原子状酸素の雰囲気動作が要求される。
- 真空中ではベアリング、歯車、減速器などに使用する金属材料の摩擦係数が大気中と比較して増大する。宇宙における潤滑剤の研究はスペーストライボロジーと呼ばれ、研究が進んでいる分野である。宇宙空間では固体潤滑剤を使用する。



Fig. 1.5 Spherical Ultrasonic Motor with 3 stators

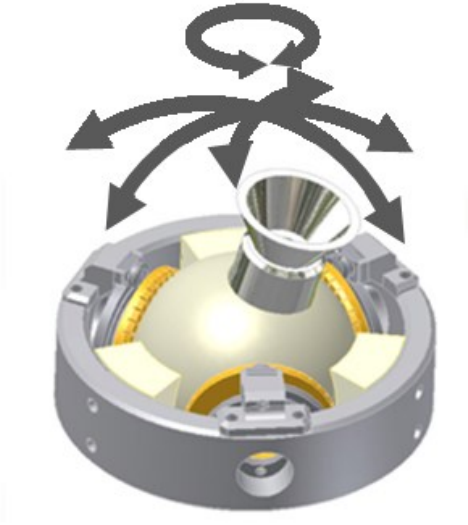


Fig. 1.6 Spherical Ultrasonic Motor with thruster

球面超音波モータには、以下のような長所がある^[34].

- (1) 構造が簡単で小型化がしやすい
- (2) 低速で高トルクである
- (3) 保持トルクを持ち、姿勢維持の時に電力を必要としない
- (4) ダイレクト駆動である
- (5) 高応答性、高制御性がある
- (6) 冗長性をもたせることが可能である
- (7) 減速器が不要である
- (8) 潤滑油が不要である
- (9) 電磁ノイズを発生しない
- (10) 単体で2自由度を持つ

長所(6)の冗長性について説明する. 超音波モータは長所(10)にあるように、単体で2自由度を有する. 宇宙空間において、複数の超音波モータのうち、仮に1つが故障しても残りの超音波モータが2自由度の制御可能であるため、故障の代替利用を意味している. また、過去の研究例^[30]において、1つの球ロータに対して超音波モータを4つ配置し、さらに冗長度を持たせた球面超音波モータを開発した. 多自由度を有する球面超音波モータを図1.7に示す.

以上のような理由で、宇宙用球面モータの開発が期待されている^[35]. また、リアクションホイール、アンテナ駆動機構、太陽電池パネルパドル駆動機構、アイソレータ、ミラー駆動機構、マニピュレータ、ローバーの車輪などのアクチュエータにおいても、宇宙用球面モータの代替アクチュエータとして期待されている. 他の研究機関で超音波モータを用いた惑星探査ローバーのマニピュレータの関節駆動部に超音波モータを用いる場合の検討研究^[36]があるが、いまだ実用利用はない.

一方、超音波モータには、以下の短所がある.

- (1) 熱、温度上昇により超音波モータの圧電素子の圧電性が失われる
- (2) 摩擦駆動のため発熱や摩耗により、寿命が短い

人工衛星がおこなう軌道修正時のスラスタの噴射時の方向制御に、超音波モータを使用する場合を考える. 現在、複数個あるスラスタを一つにまとめ、人工衛星

の発射時の省エネルギー化、省スペース化するため、もしくは、それぞれのスラスタを2自由度駆動させることにより、いずれかの故障に対応する冗長性をもたせることができるためである。超音波モータの寿命が短いという短所(2)は、スラスタの方向制御の駆動回数が少ないため、解決できることがらと考えられている。

人工衛星の軌道修正^{[37],[38]}について述べる。人工衛星は打ち上げ後、目的の周回軌道に入り、運用が開始された後にも、地球重力場のひずみ、月や太陽の引力、太陽風や希薄な空気分子などの影響で、常に地球引力以外の微小な力(摂動力)を受けて軌道が変動する。そのため、軌道変動と軌道修正がおこなわれる。地球上から見ると、軌道長半径や離心率の変動は人工衛星の経度方向、つまり東西方向の偏移(ドリフト)となり、軌道傾斜角の変動は人工衛星の緯度方向、すなわち南北方向のドリフトとなる。両者のドリフトを修正していく作業は、図1.14に示す軌道制御、いわゆるステーションキーピング^[39]という作業である。以下は、東西方向と南北方向におけるステーションキーピングの概要である。

(a) 東西方向制御

軌道高度が高くなる方向にずれると人工衛星の動きが地球自転より遅れて西に移動し、軌道が低い方にずれると逆に東に移動する。修正は軌道速度を増減させることによりおこなう。

(b) 南北方向制御

軌道傾斜角のずれは、主に月や太陽の引力によって生じ、その結果、地上から見る人工衛星は8の字を描いて南北方向にずれ、この修正は、軌道面に対して垂直方向に推力を加えて軌道傾斜角を戻すことでおこなう。

両者の軌道制御は、東西方向は2~3週間に一度、南北方向は2ヶ月前後に一度の割合で、人工衛星に搭載している化学推進系のガスジェットや電気推進系スラスタによりおこなわれるが、軌道修正に伴う燃料の消耗、長時間使用による太陽電池パネルの劣化やバッテリーの劣化などが人工衛星の寿命期間に起因する。一般に人工衛星の寿命は5~10年程度である。

超音波モータを宇宙機のスラスタに利用した場合、本来のスラスタ出力が数mNオーダーの低出力であり、スラスタ推力が単発駆動で長い時間をかけても実害がないことから、超音波モータをスラスタに代替利用することが可能となる。耐久性は駆動時間を考慮して決定する。寿命は人工衛星のスラスタの駆動回数である。

これらの事項を考慮し，開発する宇宙用球面超音波モータの性能目標を

- ・ トルク 20 mNm
- ・ 耐久性 70 分
- ・ 寿命 300 回
- ・ 精度 1 度

とした．すべて宇宙空間（真空中）における値である．

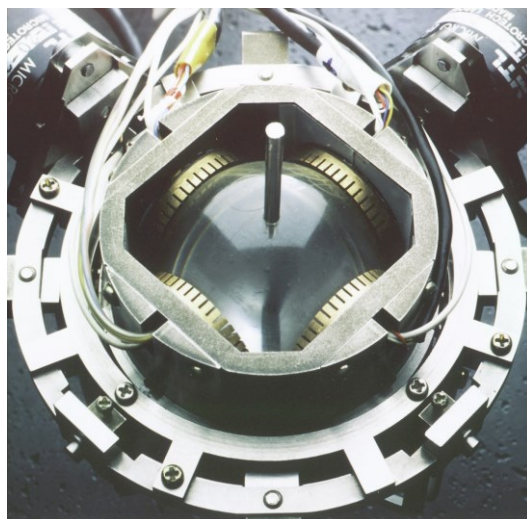


Fig. 1.7 Spherical Ultrasonic Motor with 4 stators

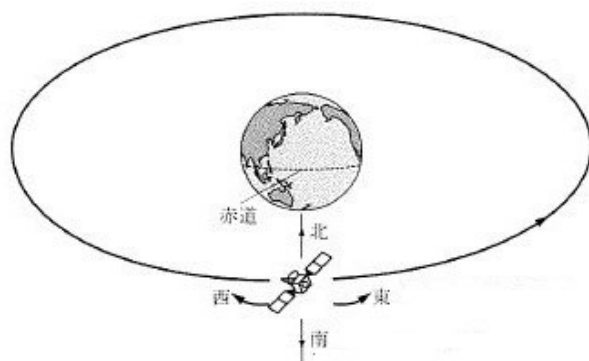


Fig. 1.8 Image of station keeping

1.4 論文構成

本論文の構成を示す.

- ・第1章「緒言」では、本論文の背景や研究目的について説明する.
- ・第2章「球面超音波モータ」では、進行波型超音波モータの数式モデルを算出し、超音波モータの駆動原理を説明する. 超音波モータを構成している圧電素子が印加された交流電圧によって振動する. 圧電素子の振動状態を説明したのち、本研究で用いている3つのステータと1つの球ロータで構成された球面超音波モータの駆動原理とその特徴について説明する.
- ・第3章「宇宙用球面超音波モータ」では、球面超音波モータを宇宙空間で利用するために宇宙用球面超音波モータを製作したことを説明する. モータを駆動する際、最適な印加周波数を発生する専用ドライバを用いて、大気中における回転速度、トルク測定、印加周波数とトルク特性、トルクと回転速度特性、作動寿命の測定をおこない、実験結果を考察する.
- ・第4章「真空実験による基本特性」では、宇宙空間を想定した真空環境で球面超音波モータを用いて実験をしたことを説明する. 使用した真空チャンバ機器を説明し、第3章でおこなった大気中と比較するために、回転速度、トルク測定、作動寿命測定、耐久性実験をおこない、実験結果を考察する.
- ・第5章「高温環境における評価」では、宇宙空間で想定される環境において、高温環境に着目する. JAXAの実験環境を参考にし、宇宙空間で想定される120℃における高温実験を説明する. 大気中120℃環境における、超音波モータの圧電素子や接着剤のふるまいの検討をおこない、高温度に耐える条件の圧電素子を提案する. その結果、1軸駆動モータと宇宙用球面超音波モータの2種類について熱負荷実験をおこない、実験結果を考察する.

・第6章「低温環境における評価」では、宇宙空間で想定される環境において、第5章「高温環境における評価」と比較するために、低温環境に着目する。宇宙空間で想定される -120 °Cまでの低温実験を説明し、超音波モータの圧電素子や接着剤のふるまいの検討をおこない、低温度に耐える条件の圧電素子を提案する。使用機器の制限で、低温限界を大気中 -80 °C環境に変更して、宇宙用球面超音波モータの熱負荷実験をおこない、実験結果を考察する。

・第7章「温度サイクルにおける評価」では、宇宙空間で想定される高温環境と低温環境の繰り返しを考慮し、第5章「高温環境における評価」と第6章「低温環境における評価」を組み合わせた実験を説明する。宇宙空間での温度サイクルがゆっくりであると仮定する。使用機器の制限で、低温限界を大気圧 -50 °Cに変更し、大気中 -50 ~ 120 °Cの温度サイクルにおいて、宇宙用球面超音波モータの回転速度、トルク測定、作動寿命測定、耐久性実験をおこない、実験結果を考察する。

・第8章「耐振動性と耐衝撃性の評価」では、宇宙用球面超音波モータを宇宙空間で利用するためには、ロケット打ち上げ時に受ける機械的環境を満たす必要があるため、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなう。宇宙用球面超音波モータの固有振動数を算出し、打ち上げ時の振動が宇宙用球面超音波モータに及ぼす影響を説明し、耐振動性の評価として、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動による加振実験をおこなう。また、耐衝撃性の評価として、重力加速度の20倍から40倍の加速度が加わったことを想定した加振実験をおこない、実験結果を考察する。最後に、宇宙用球面超音波モータにスラスタを取り付けたスラスタモデルを想定し、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこない、実験結果を考察する。

・第9章「結論」では、本論文の結論を示す。

第 2 章 球面超音波モータ

2.1 はじめに

球面超音波モータは、進行波型超音波モータの駆動原理で動作する。本章では、進行波型超音波モータの駆動原理とその特徴について説明する。超音波モータを構成している圧電素子が印加された交流電圧によって振動する。圧電素子の電歪現象が力学的エネルギーに変換され、ロータへ伝達されていく様子を振動子表面の運動に注目して数学的に理論展開し、超音波モータの駆動原理とその特徴について説明する。

2.2 進行波型超音波モータ

超音波モータ (Ultrasonic Motor) は、超音波領域 (20 kHz 以上の周波数の音波や物体の振動) の機械的振動を駆動力とするアクチュエータ^{[1]~[7]}である。アクチュエータから発生する音も超音波領域となり、人間の可聴域 (20 Hz~20 kHz) を超えるため、静粛性に優れているアクチュエータといえる。超音波モータはその駆動原理から、振動子表面と球ロータが一部でも接触していれば駆動できることから、単純な機構で並進運動と回転運動を実現することが可能である。また、構造が簡素のため、小型・軽量で省スペースに優れているアクチュエータである。超音波モータは振動子に機械振動を発生させる仕組みから、くさび型、進行波型、複合振動型などに分類することができる。

本研究で対象とする進行波型超音波モータ^{[8],[9]}の構造は、櫛歯 (くしば) を切った金属弾性体に圧電素子を圧着させた円環状の振動子と駆動部である球ロータから構成されている。その概観図を図 2.1 に示す。金属弾性体は振動振幅を増幅するために櫛歯状構造になっている。圧電素子と金属弾性体は接着剤により接着されている。圧電素子に超音波領域の交流電圧を印加することによって、圧電素子の電歪現象を利用した微細振動により、振動子表面に振動媒体中を伝達する進行波を発生させる。この振動をステータ表面の 1 点について注目すると、その点は楕円運動^{[10],[11]}をすることになる。楕円運動の機構は 2.3 節で後述する。楕円運動が摩

駆動^[12]により球ロータへと伝達され、球ロータは回転する。この伝達状態を図 2.2 に示す。進行波型超音波モータは、他の種類^{[13],[14]}の超音波モータに比べ、振動子と球ロータ間の衝突動作が連続的であるため、摩耗が少なく、正転・反転の切り替えを進行波の進行方向を変えることで、容易に実現できることなどが優れている点である。また、球ロータと振動子表面の間には、常に与圧されており、球ロータの静止および低回転時に球ロータと振動子表面の間に働く力は一定となる。つまり、ブレーキ機構がない構造において、電源を入れない静止状態であっても一定の保持力を持ち、低回転時に大きなトルクが発生できる長所が、進行波型超音波モータの特徴でもある^{[15],[16]}。

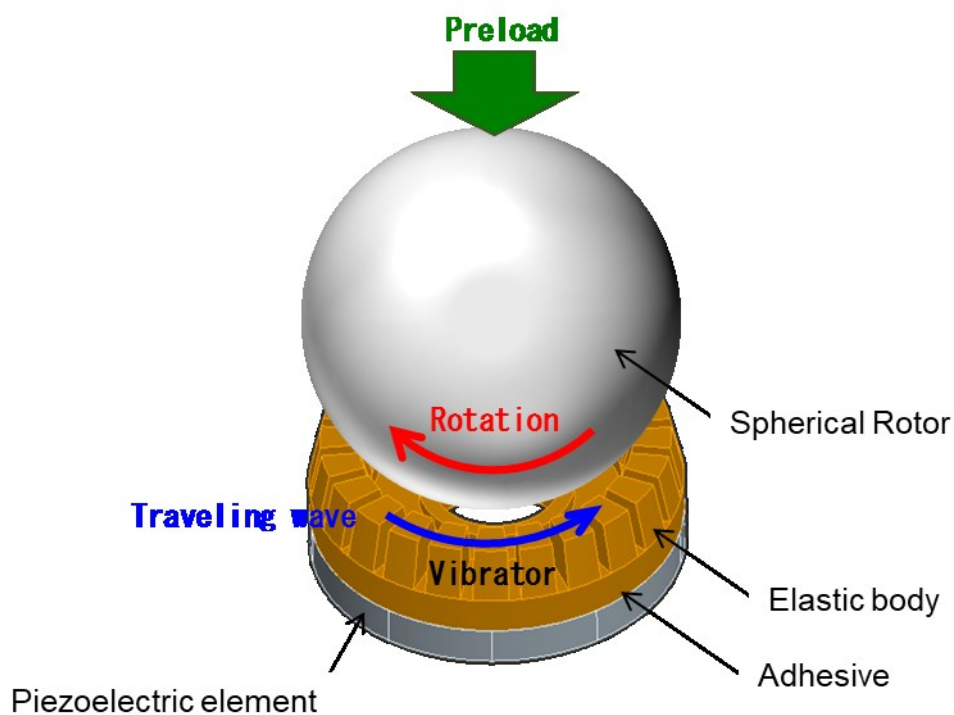


Fig. 2.1 Construction of ultrasonic motor

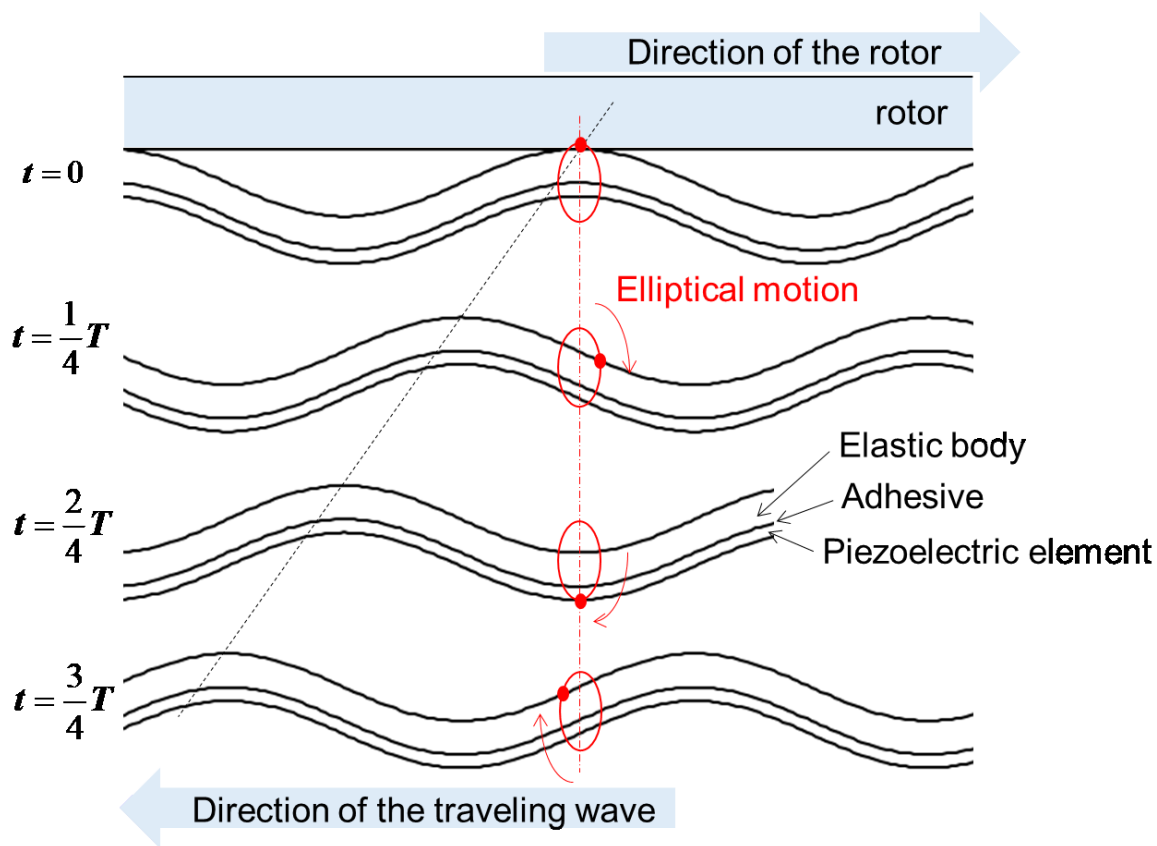


Fig. 2.2 Propagation of the traveling wave

2.3 超音波モータの駆動原理

進行波型超音波モータは振動子表面に円周方向の進行波を発生させることで駆動する。進行波は振動媒体中を進行する波である。現在、実用化されている進行波型超音波モータのほとんどが、円環状のもので、その円周方向に円周長の整数分の1波長を持つ進行波を発生させるものである。一方、どちらの方向にも進行せず、その場で振動し、波の腹・節の位置を変えない波が定在波（または定常波）である。本研究では、位置的かつ時間的にずらした2つの定在波を弾性体上で合成させることにより、進行波を得る仕組みを実現させる。以下に、定在波の仕組みを数学的に説明する。

時間的に振動する波において、振幅 A の定在波の位置的振動波形はサイン関数で表せ、その時間的振動波形はコサイン関数で表せるとすると、その定在波は以下のように表せる。

$$y_1 = A \cdot \sin(\theta) \cdot \cos(T) \quad (2.1)$$

ここで θ は位置 x の関数、 T は時間 t の関数である。

この定在波 y_1 と位置的・時間的ににおいて、位相が90度ずれた定在波 y_2 は次のように表すことができる。

$$y_2 = A \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(T) \quad (2.2)$$

式 (2.1) と式 (2.2) で表した2つの定在波の合成波は、加法定理より式 (2.3) のようになる。

$$y = y_1 + y_2 = A \cdot \sin(\theta + T) \quad (2.3)$$

また、ここで一般化するために初期化位相として定数 C を与えると式 (2.4) は次のように表せる。

$$y = y_1 + y_2 = A \cdot \sin(\theta + T + C) \quad (2.4)$$

式 (2.4) で表される波は、波形を崩さずに一定速度で一定方向に進行する波、つまり進行波を示すことになる。

次に、進行波によって起こる振動子表面の運動を図 2.3 の弾性体の局所的なモデルを用いて考える。図 2.3 (a) において、座標はたわみの無い状態で、中立軸を

x 軸, 厚み方向に球ロータとの接触面を正の方向として y 軸をとる. なお, 弾性体の中立軸上の点は x 軸方向には動かないと仮定し, たわみのない状態で, 中立軸に垂直な断面は中立軸に対し常に垂直であるものとする.

中立軸上の点 $M(x_m, y_m)$ と球ロータの接触面上の点 $R(x_r, y_r)$ について考える. 点 M の運動は式(2.3)のようになるが, ここで位置 x の関数 $\theta(x)$ と時間 t の関数 $T(t)$ がそれぞれ

$$\begin{cases} x = 0 \rightarrow \theta(x) = 0 \\ t = 0 \rightarrow T(t) = 0 \end{cases}$$

である初期値をとるとすると, 点 M の運動は式(2.3)より次のようになる.

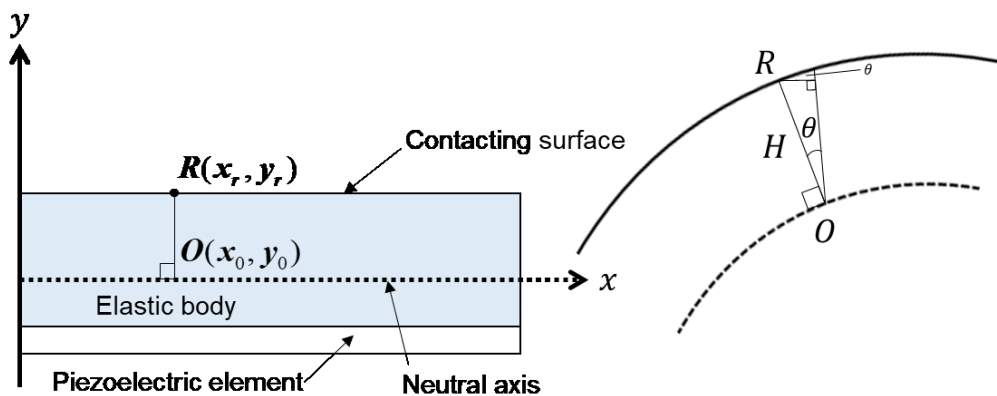
$$y_m = A \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} x_m + \omega t\right) \quad (2.5)$$

ただし, A は振幅, ω は振動角速度, λ は波長を表す.

次に, 点 $R(x_r, y_r)$ の位置について考える. 図2.3(b)において, たわみ角 θ_m は

$$\theta_m = \left[\frac{\partial y_m}{\partial x} \right]_{(x=x_m)} = A \cdot \frac{2\pi}{\lambda} \cos\left(\frac{2\pi}{\lambda} x_m + \omega t\right) \quad (2.6)$$

となる. また, x_r は点 O と点 R の距離 H , たわみ角 θ_m (θ_m は微小である近似則)



(a) Definition of the coordinates

(b) Angle of deflection

Fig. 2.3 Model of the elastic body

を用いて

$$\mathbf{x}_r = \mathbf{x}_m - \mathbf{H} \sin \theta_m \cong \mathbf{x}_m - \mathbf{H} \theta_m \quad (2.7)$$

と表せる. 同様に \mathbf{y}_r は

$$\mathbf{y}_r = \mathbf{y}_m + \mathbf{H} \cos \theta_m \cong \mathbf{y}_m + \mathbf{H} \quad (2.8)$$

となる. よって, 式 (2.5) ~ 式 (2.8) より \mathbf{x}_r と \mathbf{y}_r はそれぞれ

$$\mathbf{x}_r = \mathbf{x}_m - \mathbf{H} \cdot \mathbf{A} \cdot \frac{2\pi}{\lambda} \cos \left(\frac{2\pi}{\lambda} \mathbf{x}_m + \omega t \right) \quad (2.9)$$

$$\mathbf{y}_r = \mathbf{A} \cdot \sin \left(\frac{2\pi}{\lambda} \mathbf{x}_m + \omega t \right) + \mathbf{H} \quad (2.10)$$

となる.

最後に点 \mathbf{R} の変位について考える. \mathbf{x}_r と \mathbf{y}_r の変位をそれぞれ \mathbf{X}_r , \mathbf{Y}_r とする. ここで, 簡略化のために式 (2.9), (2.10) の周期関数中の $\left(\frac{2\pi}{\lambda} \mathbf{x}_m + \omega t \right)$ を時間関数 U とし, $\frac{2\pi}{\lambda} \mathbf{H} = \mathbf{N}$ と置き換えると \mathbf{X}_r , \mathbf{Y}_r はそれぞれ

$$\mathbf{X}_r = \mathbf{x}_r - \mathbf{x}_m = -\mathbf{N} \cdot \mathbf{A} \cdot \cos U \quad (2.11)$$

$$\mathbf{Y}_r = \mathbf{y}_r - \mathbf{H} = \mathbf{A} \cdot \sin U \quad (2.12)$$

となる. 式 (2.11), (2.12) より U を消去すると

$$\frac{\mathbf{X}_r^2}{(-\mathbf{N} \cdot \mathbf{A})^2} + \frac{\mathbf{Y}_r^2}{\mathbf{A}^2} = 1 \quad (2.13)$$

$$\therefore \frac{\mathbf{X}_r^2}{(\mathbf{N} \cdot \mathbf{A})^2} + \frac{\mathbf{Y}_r^2}{\mathbf{A}^2} = 1$$

と表される. この式 (2.13) は楕円方程式となり, 点 \mathbf{R} が横振幅 $\mathbf{N} \cdot \mathbf{A} = \frac{2\pi}{\lambda} \mathbf{H} \cdot \mathbf{A}$, 縦振幅 \mathbf{A} の楕円運動をしていることを表している. また, この楕円運動は, 式 (2.4), (2.12) より球ロータとの接触面において, 進行波の方向と逆向きであることから,

進行波型超音波モータの球ロータの回転方向は，振動子表面に起こる進行波の進行方向と逆方向になることを示している．

次に，本研究の球面超音波モータに用いる振動子について説明する．扱う振動子を図 2.4 に示す．振動子は 45 枚の櫛歯状で切り欠きのある弾性体の円環に，超音波モータ用として一般に入手可能で，キュリー点が $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ であるトーキン社製の圧電素子を貼り付け，交流電圧を印加する厚さ 0.1 mm のフレキシブル基板電極を取り付け，これらを接着剤により圧着することで 1 つのユニットとして構成している．今後は，このユニットをステータと呼ぶ．

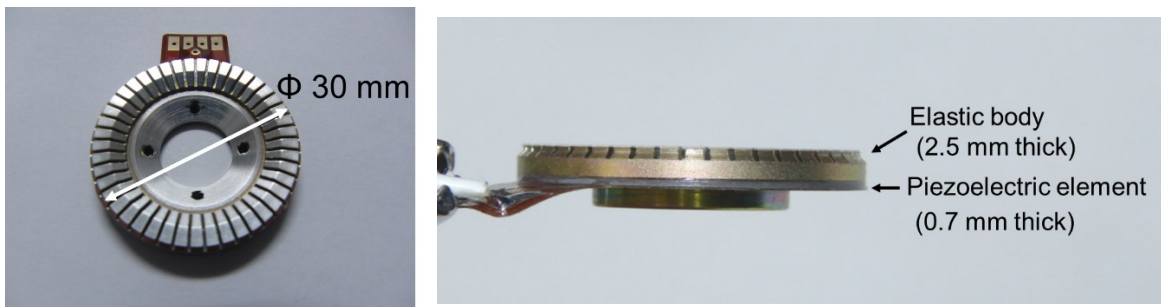


Fig. 2.4 Photograph of vibrator

弾性体の材質は非磁性材料であるリン青銅であり，表面にニッケルメッキを施し，場合によっては表面にフッ素系樹脂のライニング材を塗布することにする．塗布する理由は球ロータと弾性体との間の摩擦係数 μ [17],[18]を良好とされている $\mu = 0.1\sim 0.2$ [19]に保つ目的である．各種のライニング材を用いた先行研究[20]において，真空下においてライニング材の影響が大きいことから，本研究で用いた直径 30 mm 型の圧電素子にはライニング材を塗布していない．圧電素子と電極の配置図を図 2.5 に示す．

圧電素子の形状は外形 30 mm ，内径 20 mm ，厚さ 0.7 mm ，圧電素子全体を 11 分割している．圧電素子はプラス・マイナスが交互に分極されており，電極は A 相，B 相，FB (Feed Back) 相，GND の 4 種類に接続されている．位相の異なる交流電圧を印加することで振動を発生させる．FB 相は中央部の圧電素子に接続されており，弾性体が振動した際に，圧電素子の変形によって生じるフィードバック電圧を計測すると，弾性体の振動状態を計測できる．GND は弾性体に接続されて

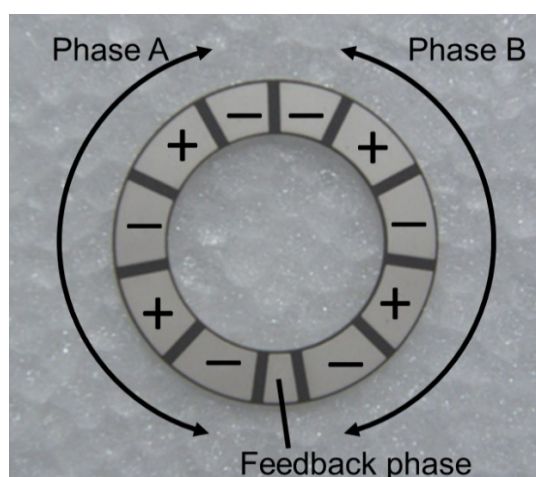


Fig. 2.5 Polarization pattern of piezoelectric element

いる。

進行波は圧電素子の圧電横効果により発生する。圧電素子の電歪挙動を図 2.6 に示す。プラス・マイナスが交互に分極された圧電素子に、圧電体から弾性体方向に向かってプラス電圧が印加されると、プラスに分極された部分は円周方向に膨張し、マイナスに分極された部分は円周方向に収縮することになる。一方、マイナス電圧が印加されると、プラスに分極された部分は円周方向に収縮し、マイナスに分極された部分は円周方向に膨張することになる。したがって、圧電素子に交流電圧を印加することにより弾性体に定在波を発生させることができる。

交流電圧を印加する A 相と B 相は互いに 4 分の 1 波長ずらして配置されているため、位相が 90 度ずれた 2 つの定在波を発生し、この定在波の合成により弾性体の円周方向に進行波を発生させることができる。この進行波は金属弾性体の円環表面に現れ、円環に押し当てた球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、両相の入力電圧の位相差により球ロータの回転速度を調節することができる。

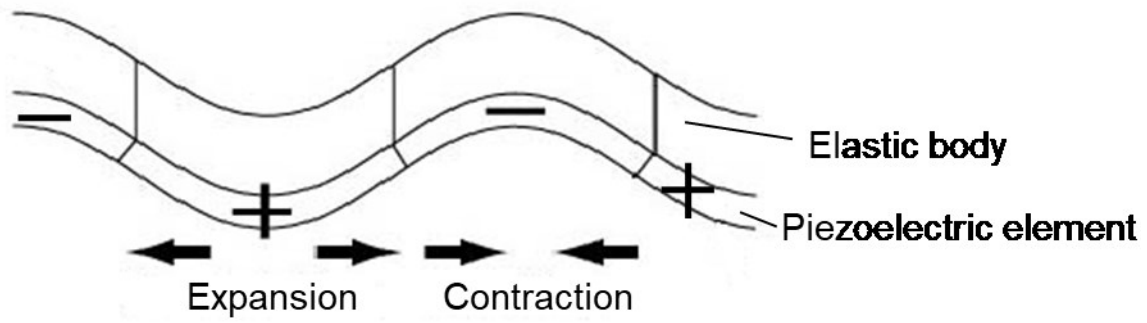


Fig. 2.6 Electrostrictive behavior

2.4 3つのステータと球ロータで構成された球面超音波モータの動作

球面超音波モータは3つの円環状の振動子、いわゆるステータと、1つの球ロータによって構成されており、球ロータは3つのステータによって均等に保持されている^{[21]~[26]}。その概観図を図2.7に示す。円環状のステータは進行波型超音波モータの駆動原理を用いており、圧電素子に交流電圧を印加し、超音波振動を励起することにより弾性体の表面に進行波をつくり出す。球ロータは各ステータの弾性体と接触しているため、この進行波により各円環の軸まわりの力を受ける^[27]。

図2.8に示すように、球ロータの回転ベクトルは各振動子の回転ベクトルの合成したものになる。ステータはX-Y平面上に均等に120度(=2π/3)の間隔で配置されており、Z軸方向にφ度だけ傾斜をつけて、取り付けられている。この配置から各ステータが球ロータに及ぼすトルク $\mathbf{S}_1, \mathbf{S}_2, \mathbf{S}_3$ は幾何学的に次のように表される。

$$\begin{aligned}\mathbf{S}_1 &= T_1 \begin{bmatrix} \cos \frac{3}{2} \pi \cos \phi & \sin \frac{3}{2} \pi \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{S}_2 &= T_2 \begin{bmatrix} \cos \frac{5}{6} \pi \cos \phi & \sin \frac{5}{6} \pi \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix}^T \\ \mathbf{S}_3 &= T_3 \begin{bmatrix} \cos \frac{1}{6} \pi \cos \phi & \sin \frac{1}{6} \pi \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix}^T\end{aligned}\tag{2.14}$$

ここで、 T_1, T_2, T_3 は各ステータのトルクの大きさである。球面超音波モータのトルク $\mathbf{S}_1, \mathbf{S}_2, \mathbf{S}_3$ は各ステータのトルクの合成によって表される。

$$\mathbf{S} = \mathbf{S}_1 + \mathbf{S}_2 + \mathbf{S}_3\tag{2.15}$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \mathbf{S}_x \\ \mathbf{S}_y \\ \mathbf{S}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(-\frac{\sqrt{3}}{2} T_2 + \frac{\sqrt{3}}{2} T_3 \right) \cos \phi \\ \left(-T_1 + \frac{1}{2} T_2 + \frac{1}{2} T_3 \right) \cos \phi \\ (T_1 + T_2 + T_3) \sin \phi \end{bmatrix}\tag{2.16}$$

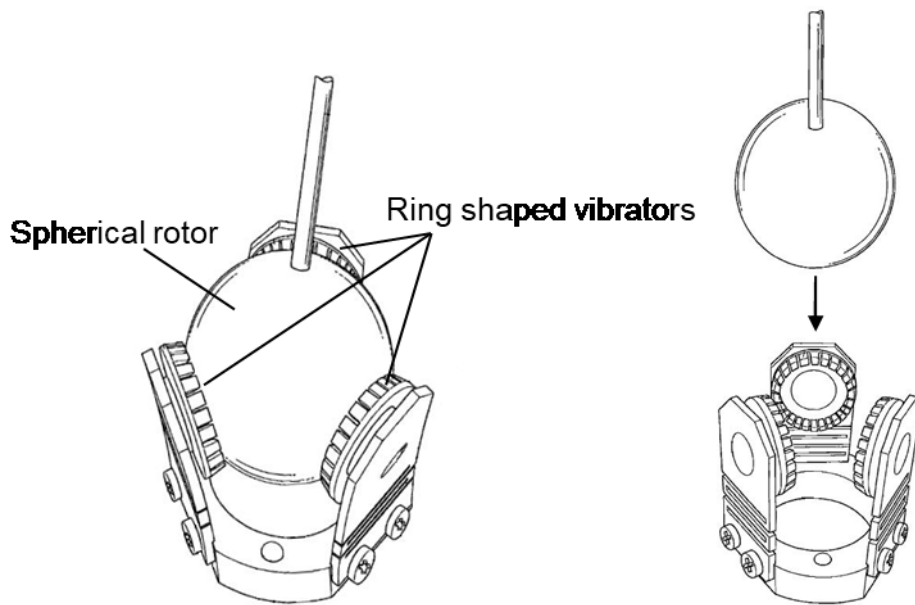


Fig. 2.7 Schematic of SUSM

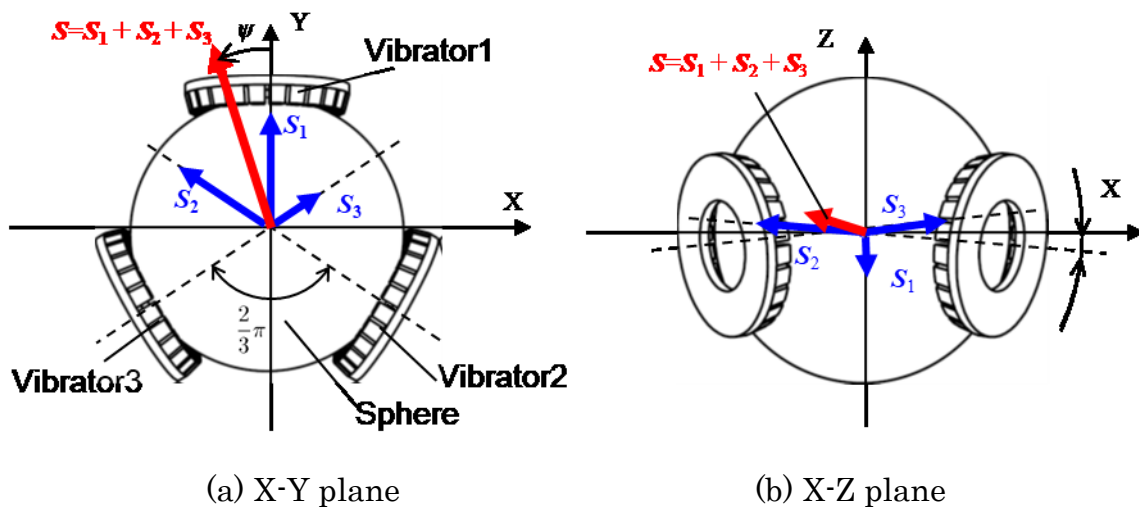


Fig. 2.8 Location of the vibrators

各ステータのトルク T_1, T_2, T_3 の大きさを変化させることにより，球ロータのトルク \mathbf{S} は空間上の任意の方向に生成することが可能となる．このことから球面超音波モータは，回転の 3 自由度を持つことを示している．無通電時において，球ロータは各ステータによって保持されているため，保持トルクが存在し，姿勢は固定されている．

球面超音波モータは、上記の特性のほかに、超音波モータの特性を引き継ぎ、電磁モータとは異なるいくつかの長所を持つため、実用例^{[28]~[38]}は多い。以下に、球面超音波モータの長所を記述する。

- (1) 単体で回転の3自由度を持つ
- (2) 機構が簡単であり、減速器が不要なため省スペース性に優れている
- (3) 摩擦によるダイレクトドライブであるため低速高トルクであり、非常に高い応答性を持つ
- (4) 無通電時に保持トルクがあるためブレーキなどを必要としない
- (5) 電磁力による駆動でないため、電界・磁界の作用を受けにくい

長所(5)の特性のため、球面超音波モータの構成材料には非磁性体が使われる。核磁気共鳴現象を利用して生体内の内部情報を画像にする方法MRI診断環境をはじめ、多くの医療現場において、非磁性体の医療用アクチュエータとして利用することが可能となる。真下・遠山らは、非磁性体の超音波モータを医療分野で利用する目的で、球面超音波モータを小型化と制御に成功している^{[39]~[47]}。深谷・遠山らは、球面超音波モータをパワーアシストスーツ、管内ロボット、義手などのアクチュエータに利用し、制御に成功している^{[48]~[55]}。冗長度を増し6軸ステータを用いて開発したアクチュエータ^[56]があり、新しい手法として、球面超音波モータをセンサとして位置検出に利用した試み^[57]もある。

2.5 まとめ

本章では、進行波型超音波モータの数式モデルを導出し、モータの駆動原理を説明した。それによると、進行波型超音波モータに用いる圧電素子の質点が楕円駆動になることが説明でき、球ロータと接触面において、進行波の方向と逆向きであることが示された。これは、超音波モータの圧電素子の振動方向と球ロータの回転方向が、逆向きであることを示している。宇宙空間で超音波モータを用いるために、ステータの数を3つに増やし、3つのステータを球面状の円周上に等間隔で配置した宇宙用球面超音波モータの数式モデルを導出した。ステータ数を3つにすることで、故障時に別のステータで代用する冗長性を確保した構造となっている。第3章では、宇宙用球面超音波モータの製作をおこなう。

第3章 宇宙用球面超音波モータ

3.1 はじめに

本章では、球面超音波モータを宇宙空間で利用するため、宇宙用球面超音波モータを製作する。3.2節では、宇宙用超音波モータの概要を説明する。超音波モータを駆動するには適切な周波数の交流電圧を印加しないと駆動しない。本研究では、当研究室で開発された専用ドライバを用いて超音波モータを駆動する。圧電素子の等価回路と共振周波数の関係から超音波モータの駆動における共振周波数の重要性を説明する。3.2節では、超音波モータを宇宙空間で用いるために、基本特性実験をおこなう。超音波モータの駆動において、最適な印加周波数を発生する専用ドライバを用いて、大気中における回転速度、トルク測定、印加周波数とトルク特性、トルクと回転速度特性、作動寿命の測定をおこない、実験結果を考察する。

3.2 宇宙用球面超音波モータの概要

3.2.1 宇宙用球面超音波モータの構造

人工衛星のスラスタ駆動を想定し、宇宙用球面超音波モータを開発するにあたり、先行研究^[1]で開発されてきた球面超音波モータの中で、最も操作しやすく、かつ、宇宙での運用として考えやすい大きさの直径 30 mm の新生工業社製のステータに追加工を施したものを 3 つ、そのステータに適合する直径 45 mm の球ロータを 1 つ用いることで、宇宙用球面超音波モータを製作した。先行研究^[2]において、球ロータの素材として、ポリカーボネート (PC)、ポリイミド (PI)、ポリエーテルエーテルケトン (PEEK)、ポリエチレン (PE) の 4 種類を用いることで球ロータの性能評価を試みた。本研究では、球ロータの素材として、簡易的動作の場合はポリカーボネート製の球ロータを利用し、本実験の場合は耐寒性・耐熱性、耐摩耗性などに優れ、宇宙用構造材料としての適用実績が高いポリイミド製の球ロータを利用した。ポリイミド製の球ロータの質量は 68 g である。設計した宇宙用球面超音波モータを図 3.1 に示す。球ロータとステータは板ばねを使用し、一定の押付力を維持する。ねじ機構のため押付力は調節可能な機構となっている。

第 1 章で述べたように，過去に研究されている球面超音波モータには，ステータの数を多めにとりつけたタイプがある．その目的は，いずれかのステータが故障した場合でも残りの正常なステータだけで駆動させることを保証するためである．本研究に用いる宇宙用球面超音波モータにおいても，ステータのうち 1 つが故障した場合でも駆動できるように，冗長性を持たせ，3 つのステータを使ったモータを開発する．

球面超音波モータの共振周波数^{[3],[4]}はインピーダンスアナライザを用いることで大まかな値を調べることができる．周辺温度などが影響し 3 つのステータの共振周波数が異なることがあるため，使用直前に必ず後述する FB 相を用いて共振周波数の探索をおこなう．共振周波数の探索方法は次項で述べる．

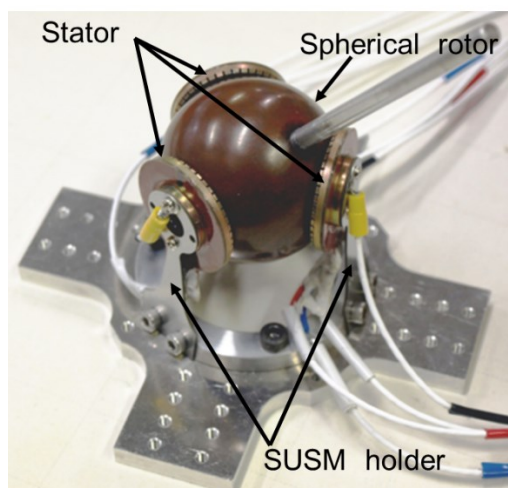


Fig. 3.1 Spherical Ultrasonic Motor for space

3.2.2 モータドライバ回路と共振周波数の探索

宇宙用球面超音波モータの駆動に用いるドライバ回路は、当研究室で開発した球面超音波モータ専用のモータドライバ SUSM-A^{[5],[6]}を使用する。モータドライバの性能諸元を表3.1に示す。図3.2にモータドライバ本体、パーソナルコンピュータもしくは外部リモコンによるコントローラ、宇宙用球面超音波モータの構成図を示す。外部リモコンには、共振周波数探索機能、8方向ジョイスティック、左右動作ボタンがある。図3.4にモータドライバの構成を示す。モータドライバはCPU、ステータに印加する交流電圧を調整する波形発生部、振動子の振動状態を計測するフィードバック部から構成されている。波形発生部の概要を図3.5に示す。この回路ではステータに印加する交流電圧の周波数（印加周波数）と位相差をCPUからの命令で変化させることが可能である。周波数の設定には、回路への入力電圧により周波数が可変できる電圧制御発振器VCO（Voltage-Controlled Oscillator）を用いている。VCOによって作られた信号は位相差発生器を通過後、位相差を持つ2つの信号（A相、B相）として出力される。

ステータには振動を発生するための圧電素子のA相とB相のほかに、振動計測するための圧電素子のFB相がある。このFB相を用いるとステータの振動状態を観測できる。ステータを振動させた際に得られるFB電圧は正弦波であり、これを平滑回路に通した上でAD変換することでFB相からの波形を読み取る。インピーダンスアナライザによる測定結果から、ステータの共振周波数は押付け状態で約48 kHzであることが確認されている。3つのステータには個体差があり、周辺

Table 3.1 Specification of motor driver

Input voltage	DC12 V
Output voltage	180 V p-p
Current consumption	1.8 A max
Output wave form	Sine wave
Frequency	40 ~ 80 kHz
Number of output channels	3 Channel (1ch, 2ch, 3ch)
Speed control	Frequency, Phase difference
Size	260 mm × 156 mm × 38 mm
Weight	0.64 kg

温度などの影響により共振周波数が変化する場合を想定し、通常は、球面超音波モータを駆動する際は、初めにFB電圧を測定し、FB電圧が最大となる時の周波数を最適値とした共振周波数を設定している。専用リモコンには最適な共振周波数を探索する機能を備え持つため、その機能を使うことで最適な共振周波数が容易に得られる。オープンループによる球ロータの方向制御は、専用リモコンの8方向ジョイスティック、左右動作ボタンを使うことで、内部のマイコンに書き込まれたプログラムを読み出し、モータドライバに命令され容易に実行できる。本研究では使用していないが、モータドライバにはフィードバック制御用の位置センサ入力端子が付属している。

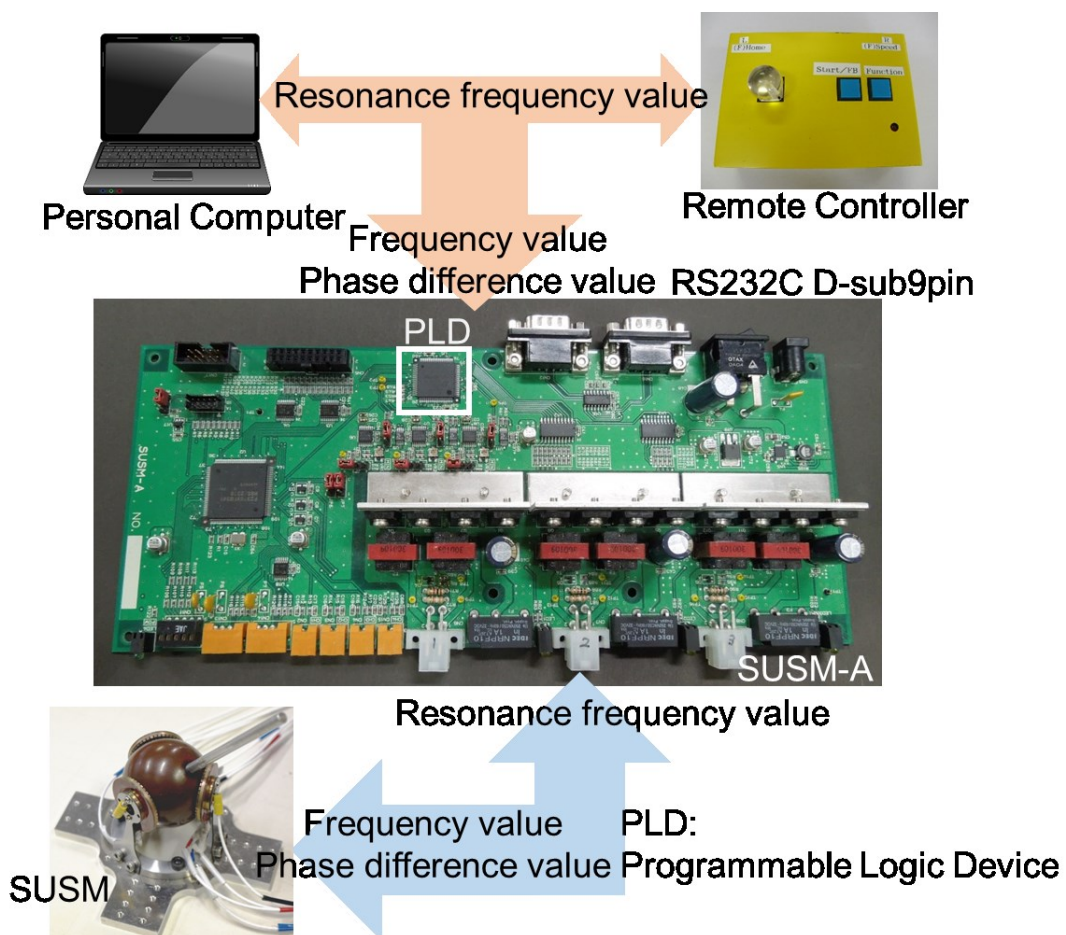


Fig. 3.3 Motor driver for SUSM (SUSM-A)

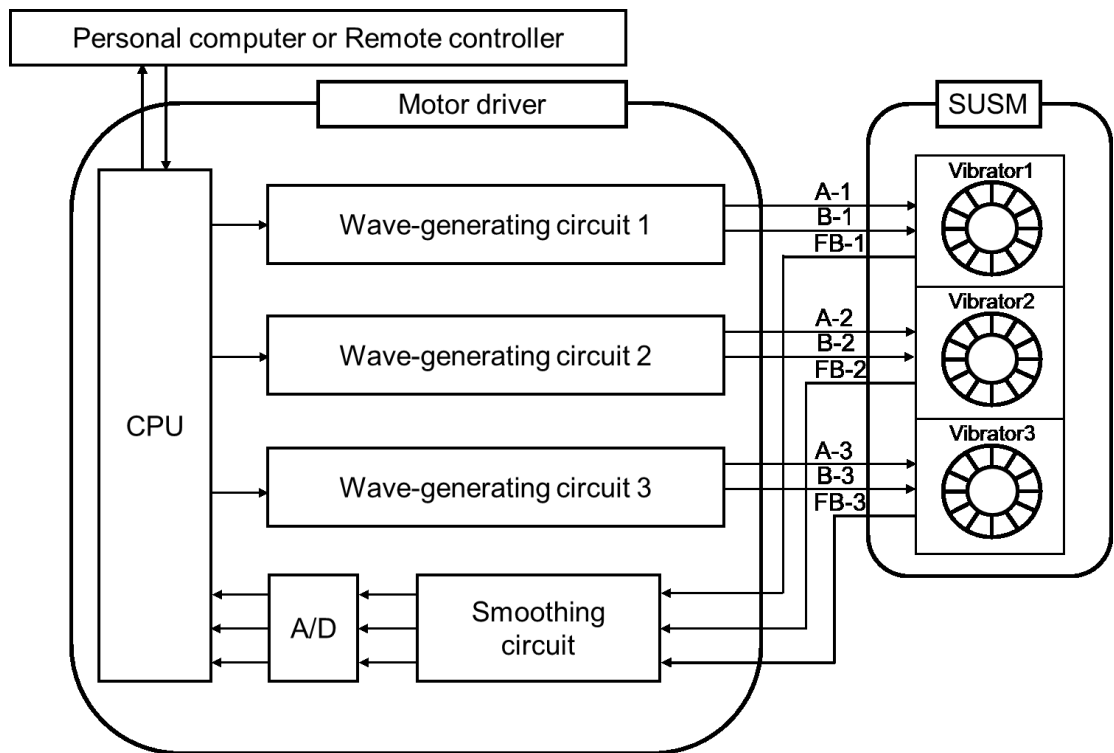


Fig. 3.4 Schematic diagram of the motor driver

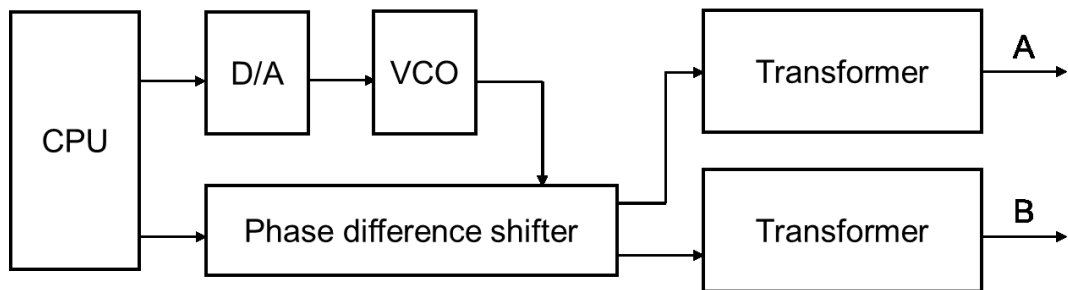


Fig. 3.5 Schematic diagram of the wave-generating circuit

3.2.3 圧電素子の等価回路と共振周波数

超音波モータは圧電素子に高周波の交流電圧を印加することで駆動力を発生する。印加周波数を変化させるとステータ表面に生じる進行波の速度が変化し、圧電素子の A 相と B 相の入力正弦波の位相差を変化させることになり、球ロータの回転速度を調節することができる。通常使用では、専用リモコンにある最適な共振周波数の探索機能を使い、超音波モータの出力を最大として使う。

一般に超音波モータに用いられている圧電素子は、図 3.6 に示す電氣的等価回路^[7]で表すことができる。図中の L_1 はインダクタンス[H], C_0 と C_1 はキャパシタンス[F], R_1 は電気抵抗[Ω]を示している。これらの電子素子を使うことで、式(3.1)で表す 2 つの共振周波数が得られる。2 つの共振周波数は、共振周波数 f_r [Hz], 反共振周波数 f_a [Hz] と区別することがあり、2 つの共振周波数の間に超音波モータの特性として最大出力を発生する最適な共振周波数が存在する。

$$f_r = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_1 C_1}}$$

$$f_a = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_1 \frac{C_0 C_1}{C_0 + C_1}}}$$
(3.1)

等価回路において、印加周波数とインピーダンスの関係を図 3.7 に示す。印加周波数を変化し、共振周波数 f_r 付近に設定すると、インピーダンスの値が最小値になり、過度な電流が流れることで発熱の原因となる。一方、反共振周波数 f_a 付近に設定すると、インピーダンスの値は最大値となり、圧電素子の発熱を抑えることができ、超音波モータの耐久性に寄与できる。共振周波数に対して極端に高すぎたり、低すぎたりする印加周波数を設定してしまうと、超音波モータの駆動力は低下し、結果として球ロータは回転しない。

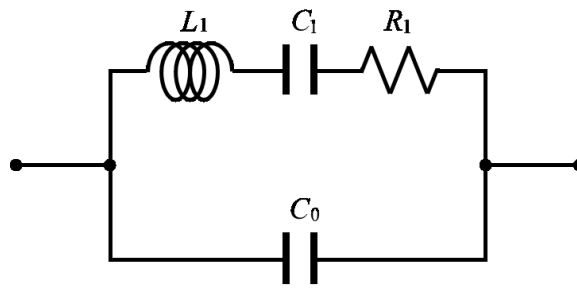


Fig. 3.6 Equivalent circuit of piezoelectric element

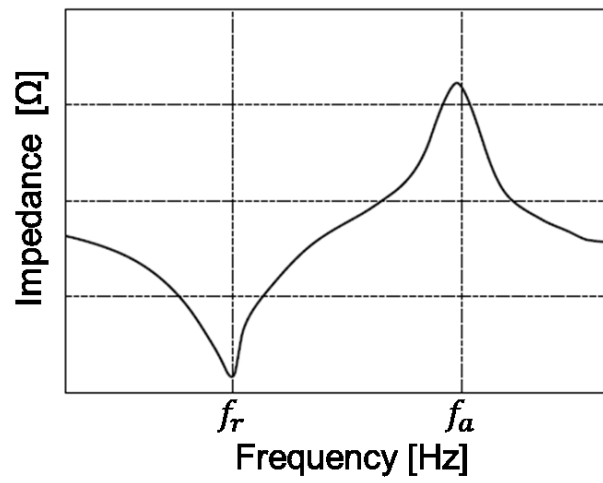


Fig. 3.7 Impedance characteristics of piezoelectric element

3.3 宇宙用球面超音波モータの基本性能

前節で製作した宇宙用球面超音波モータについて、基本的な性能を測定する実験をおこなった。実験をおこなったのはトルク、周波数とトルク特性、トルクと回転速度特性、耐久性、寿命である。実験は全て大気中でおこなった。

3.3.1 回転速度測定

宇宙用球面超音波モータの回転速度を計測するために、球面超音波モータの球ロータに出力棒を取り付ける。モータの動作を一方向（左右方向）に制限するために 2 本のガイドレールを取り付け、2 本のガイドレールの中に出力棒をはさみこむ。往復駆動する範囲は 106 度である。左右の正負方向へ交互に駆動させる理由は、この条件が球面超音波モータにとって最も過酷な条件だからである。出力棒の様子をビデオカメラ（SANYO 製）を用いて測定する。回転速度を測定する方法としてポテンシオメータやロータリーエンコーダを用いる方法があるが、真空用や温度可変に耐える回転計測センサが高価であり、さらに、真空チャンバや恒温槽の内外をつなぐコネクタのピン数を最小限に抑える必要があり、ビデオカメラを使用し出力棒を撮影する。この方法は簡易的な測定ができることから、今後の実験環境は、実験条件をそろえるために、ビデオカメラを用いる測定をおこなっている。撮影時のフレームレートは 30 fps である。回転速度はビデオカメラで撮影した映像のフレーム数から算出する。使用した球ロータの素材はポリカーボネート製である。実験の概要を図 3.8 に示す。モータに共振周波数を印加し、各ステータに印加する位相差は (1 ch, 2 ch, 3 ch) = (0 度, 60 度, -60 度) とする。この位相差を印加することによって球ロータは一方向である左右方向として往復駆動する。測定は 7 回おこなっている。はずれ値を取り除くため、最大値と最小値を除き、算出した平均値を測定結果とした。実験結果を表 3.2 に示す。平均値で 74.2 rpm を観測した。

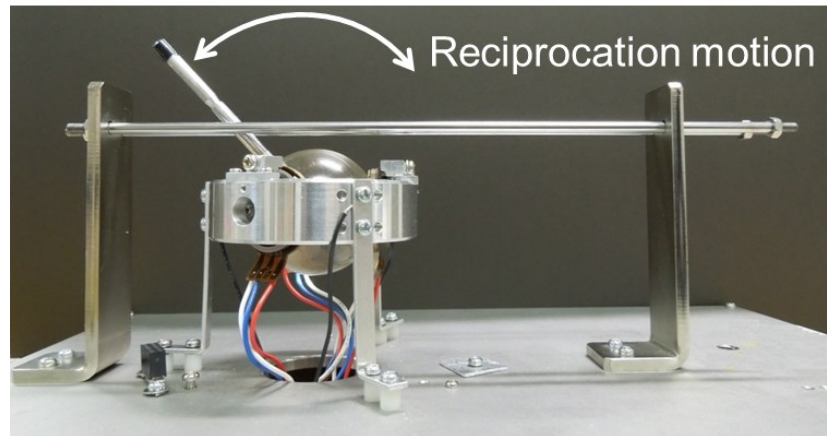


Fig. 3.8 Schematic of experimental equipment for measuring rotational speed

Table 3.2 Rotational speed in the atmosphere

	Rotational speed [rpm]
Atmosphere	74.2

3.3.2 トルク測定

宇宙用球面超音波モータのトルクを計測するために、ばねばかりを用いる。3.3.1 項と同じ図 3.8 に示した左右方向に駆動するよう、2 本のガイドレールを取り付けた状態である。球ロータの中心から出力棒 50 mm の位置にワイヤを取り付け、そのワイヤをばねばかりに取り付ける。実験装置を図 3.9 に示す。本実験で使用するばねばかりは、最大荷重が 1.1 N、最小目盛が 0.02 N である。モータには常に共振周波数を印加し、各ステータに印加する交流電圧の位相差は (1 ch, 2 ch, 3 ch) = (0 度, 60 度, -60 度) とする。測定は 7 回おこなっている。はずれ値を取り除くため、最大値および最小値を除いた 5 回分の平均値を測定結果とした。ばねばかりの力をもとにトルク計算をおこなった。実験結果を表 3.3 に示す。平均値で 29.3 mNm を観測した。トルクの目標値である 20 mNm を満たしている。

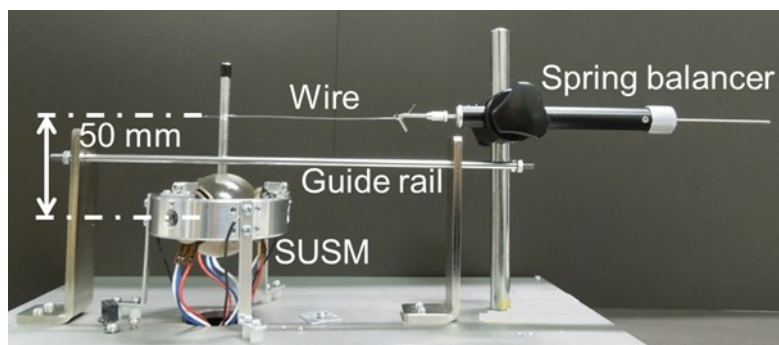


Fig. 3.9 Schematic of experimental equipment for measuring torque

Table 3.3 Torque in atmosphere	
Torque [mNm]	
Atmosphere	29.3

3.3.3 周波数とトルクの特徴

3.2 節に述べた原理から、各ステータに与える印加周波数によってモータのトルクが変化することがわかる。ここでは、宇宙用球面超音波モータの印加周波数に対するトルクの大きさを調べるため、3.3.2 項と同じ図 3.9 に示す実験装置を用いて測定をおこなった。印加周波数の設定を共振周波数 48 kHz を境に下方と上方へ 0.25 kHz 刻みで変化させ、ばねばかりの力をもとにトルクの測定をおこなった。実験結果を図 3.10 に示す。実験結果から、印加周波数が共振周波数に合致したときは、トルクが最も大きく得られた。一方、共振周波数を境に下方、もしくは上方へずらしていくと、トルクは減少していくことが確認された。また、共振周波数よりも高い周波数域では、低い周波数域よりもトルクの低下が緩やかであることも確認された。共振周波数から離れすぎる印加周波数の場合は、その周波数が高くても低くても、球ロータは回転しない。

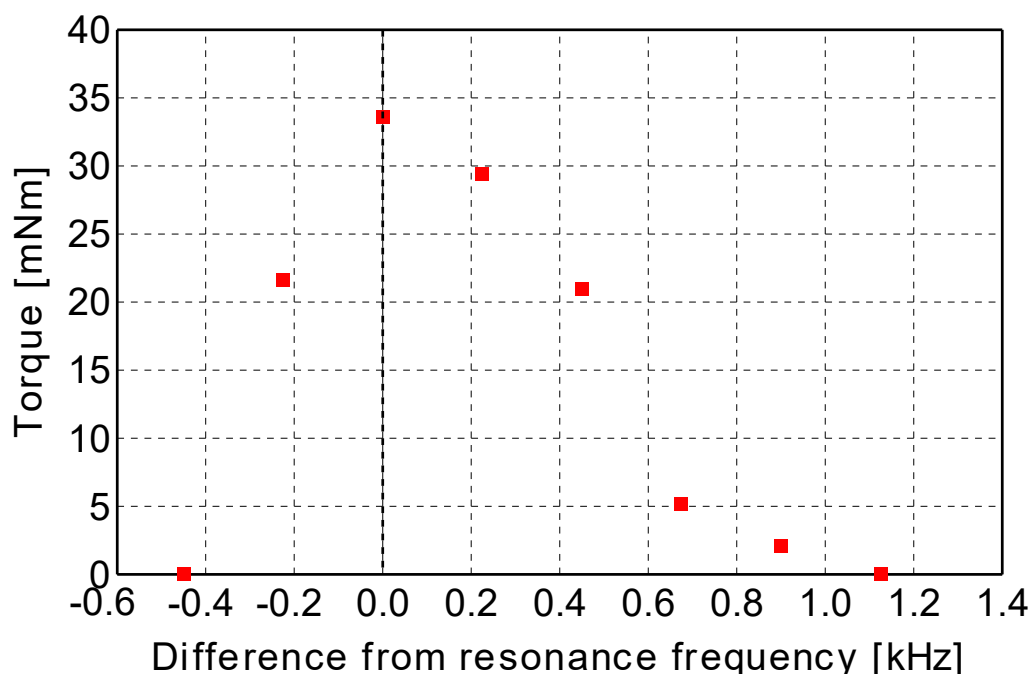


Fig. 3.10 Relationship between frequency and torque

3.3.4 トルクと回転速度の特性

宇宙用球面超音波モータのトルクと回転速度の特性を調べるために、分銅を用いる。3.3.2 項と同じ図 3.9 に示した左右方向に駆動するよう、2本のガイドレールを取り付けた状態である。球ロータの中心から出力棒 50 mm の位置にワイヤを取り付け、ワイヤをプーリに通して分銅をつり下げることで負荷を与え、負荷の大きさに対する駆動時の回転速度の測定をおこなう。実験装置を図 3.11 に示す。分銅のおもりは 0 g から 60 g まで 5 g 刻みで変化させた。回転角度は出力棒の稼働可能範囲である 106 度で、ビデオカメラのフレームレートは 30 fps である。回転速度はビデオカメラで撮影した映像のフレーム数から算出した。使用した球ロータの素材はポリカーボネート製である。実験結果を図 3.12 に示す。実験結果より、球面超音波モータが低速域で高トルクであることを確認した。また、トルクと回転速度の特性が線形近似でき、垂下特性を示す先行研究^[8]と同様の結果を得た。

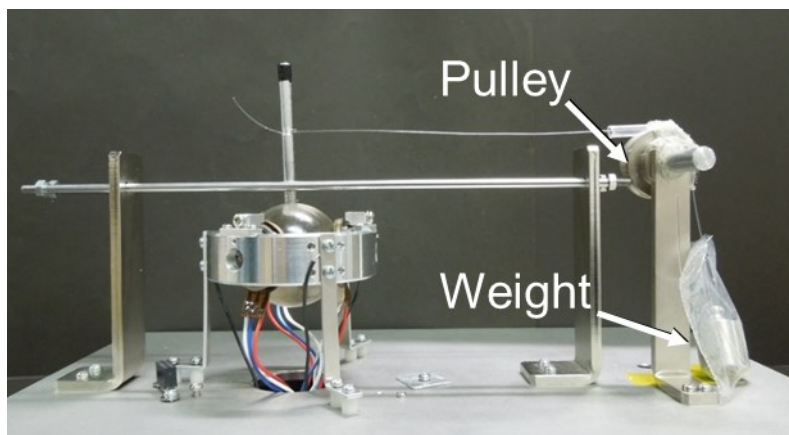


Fig. 3.11 Schematic of experimental equipment for measurement of relationship between torque and rotational speed

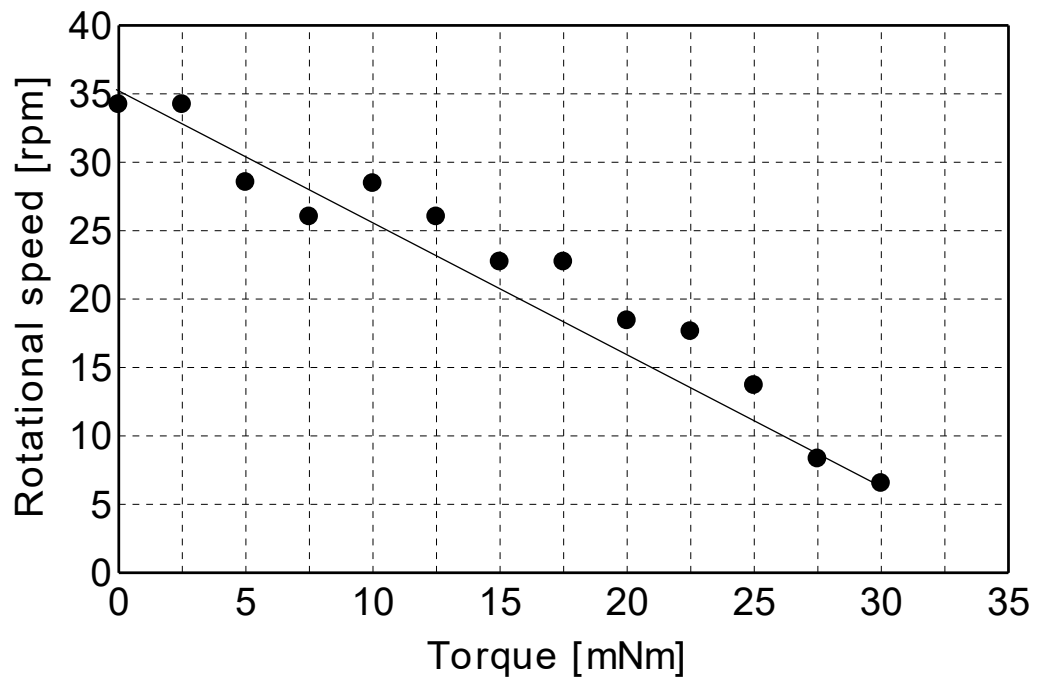


Fig. 3.12 Relationship between torque and rotational speed

3.3.5 作動寿命の測定

宇宙用球面超音波モータの作動寿命を調べるために、3.2.4 項と同じ図 3.11 に示した実験装置を用いる。左右方向に駆動するよう、2 本のガイドレールを取り付けた状態である。負荷となる分銅のおもり 1 種類を使い、繰り返し駆動実験をおこなう。球ロータの中心から出力棒 50 mm の位置にワイヤを取り付け、ワイヤをプーリに通し、50 g の分銅を取り付けた状態で、繰り返し駆動実験をおこなう。最初は出力棒を直立の位置に保持し、5 秒間で左右方向の右方向へ駆動させる。右端に到達後、10 秒間停止させ、逆の左方向へ駆動させる。左端に到達後、10 秒間放置した後、右方向へ駆動させ、この繰り返し駆動をさせる。分銅を持ち上げることができなくなった時点で寿命とし、駆動回数の測定をおこなった。実験結果を表 3.4 に示す。表 3.4 より、大気中においては間欠駆動の積算駆動時間の 80 分間を超え、作動寿命の目標値である 300 回を達成した。

Table 3.4 Life time

Time	Number of times
80 min 15 sec	321

3.4 まとめ

本章では、球面超音波モータを宇宙空間で利用するための宇宙用球面超音波モータを製作した。専用ドライバを用いて大気中で宇宙用球面超音波モータ駆動させたとき、ビデオカメラを用いた回転速度の計測では、平均で **74.2 rpm** を得た。ばねばかりを用いたトルクの計測では、平均で **29.3 mNm** を得た。専用ドライバは最適な共振周波数が得られるが、共振周波数そのものの値の時に最大トルク約 **35 mNm** を得た。共振周波数を上方・下方にずらした場合、駆動トルクは減少するが、目標の **20 mNm** を得ることに成功した。しかしながら、共振周波数を最適周波数から遠ざけすぎると、宇宙用球面超音波モータは回転しない。分銅を用いたトルクと回転速度の特性は、低速時に高トルクが発生する垂下特性を得た。作動寿命の測定では、積算駆動時間の 80 分間を超え、作動寿命の目標値である 300 回以上を達成した。これらの結果はすべて大気中のため、第 4 章では、宇宙用球面超音波モータを真空環境下で駆動する基本特性を得ることにする。

第 4 章 真空実験による基本特性

4.1 はじめに

本章では，第 3 章で製作した宇宙用球面超音波モータを，最適な印加周波数を発生する専用ドライバを用いて，大気中における回転速度，トルク測定，印加周波数とトルクの特長，トルクと回転速度の特長，作動寿命の測定をおこなった．宇宙空間で使用するためには人工衛星が周回する高真空環境において，耐熱性，耐寒性，耐加速度性，耐振動性，耐衝撃性などの評価^{[1]~[6]}が必要である．4.2 節では，真空環境実験で用いる 2 種類の真空チャンバの説明をする．各種の特長を知るため優先度の高い実験項目に着目し，4.3 節では，宇宙用球面超音波モータの回転速度，トルク測定，作動寿命，耐久性の各種実験をおこなう．

4.2 実験に用いる真空チャンバ

真空は日本工業規格 JIS Z 8126-1 および国際工業規格 ISO3529-1 において，通常の大気圧 ($1013 \text{ hPa} = 0.1 \times 10^6 \text{ Pa}$) より低い圧力で満たされた空間状態を指し，表 4.1 に示すように真空を圧力範囲によって，低真空 (LV)，中真空 (MV)，高真空 (HV)，超高真空 (UHV)，極高真空 (XHV) に区分している^{[7]~[9]}．本実験では温度不変型と温度可変型の異なる性能の 2 つの真空チャンバを使用する．

4.2.1 温度不変型真空チャンバ

東京農工大学工学部機械システム工学科西田研究室の協力により，温度不変型真空チャンバを使用して実験をおこなった．真空チャンバは直径 1 m，奥行き 1.5 m の大きさである．静止衛星が存在する地上 400~36,000 km の領域は超高真空領域 ($10^{-5} \sim 10^{-9} \text{ Pa}$) で熱圏帯^[10]であるが，使用する真空チャンバの性能上限が 10^{-3} Pa オーダーの真空度のため， 10^{-3} Pa オーダーを設定値とした．なお， 10^{-3} Pa オーダーは地上 100~150km の高真空圧力帯となる．

使用した実験装置の概要を図 4.1，実験装置の外観を図 4.2 に示す．実験装置は真空排気系，プラズマ生成系，プラズマ加速系，プラズマ診断系の 4 つのシステムに分類される．内径 700 mm の真空チャンバの側面にフランジを介してガラス

管を接続する。ガラス管の内径は、フランジを取り替えることにより 25,26,46,66 mm の4種類の中から選択できる。真空チャンバ内の真空度は、チャンバの中央側壁に設置されたクリスタルゲージと電離真空計で測定する。真空チャンバの真空排気は、徳田製作所社製の油回転式ポンプ3台と油拡散ポンプ1台を使っておこなう。真空排気系を構成する機器を図4.3～図4.7に示す。

Table 4.1 Classification of vacuum by pressure range

Classification	Pressure range [Pa]
Low vacuum	$10^5 \sim 10^2$
Medium vacuum	$10^2 \sim 10^{-1}$
High vacuum	$10^{-1} \sim 10^{-5}$
Ultra high vacuum	$10^{-5} \sim 10^{-9}$
Extremely high vacuum	$10^{-9} \sim$

(1) 真空チャンバ (図4.3)

トール理工社 製

TSC-70-120

寸法：内径 700 mm, 長さ 1200 mm

到達真空度： 10^{-3} Pa

(2) 油拡散ポンプ (図4.3)

徳田製作所社 (現・芝浦エレテック社) 製

TOKUDA ESV-10

最大排気速度 3000 L/sec

最大排気量 460 Pa·L/sec

(3) 油回転式ポンプ×3台 (図4.4)

徳田製作所社 (現・芝浦エレテック社) 製

TOKUDA ESV-10

最大到達圧力 6.7×10^{-2} Pa

最大排気量 300 Pa·L/sec

(4) 真空計・表示器 (図 4.5, 図 4.6, 図 4.7)

ANELVA 社 (現・キヤノンアネルベ社) 製

A-NET クリスタルゲージ M-320XG

圧力測定範囲 大気圧 $\sim 10^{-1}$ Pa

A-NET クリスタルゲージ専用表示器 M-390 A-NET

表示圧力範囲 $1.3 \times 10^5 \sim 0.00 \times 10^{-1}$ Pa

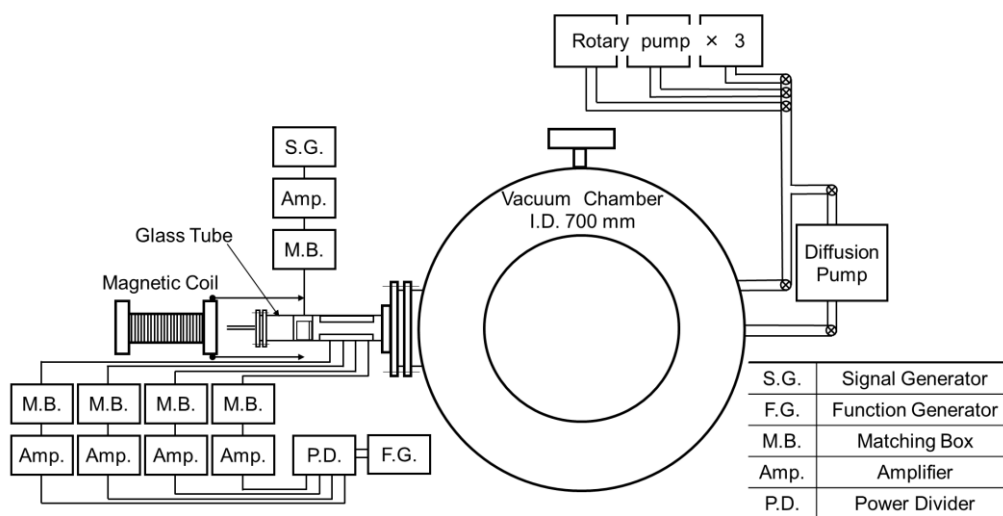


Fig. 4.1 Experimental equipment

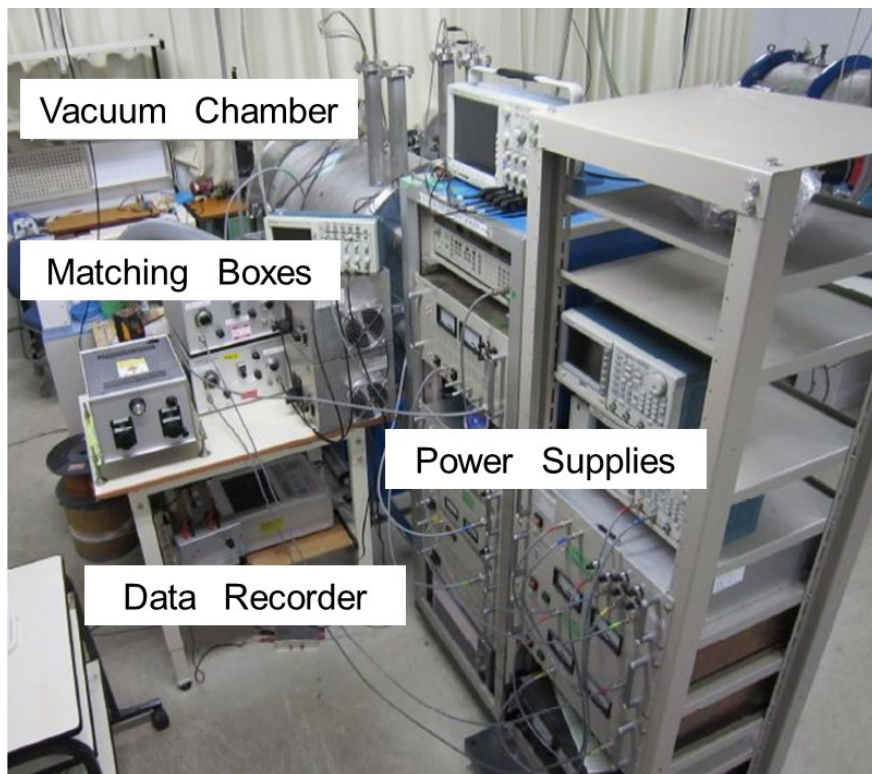


Fig. 4.2 Appearance of experimental systems

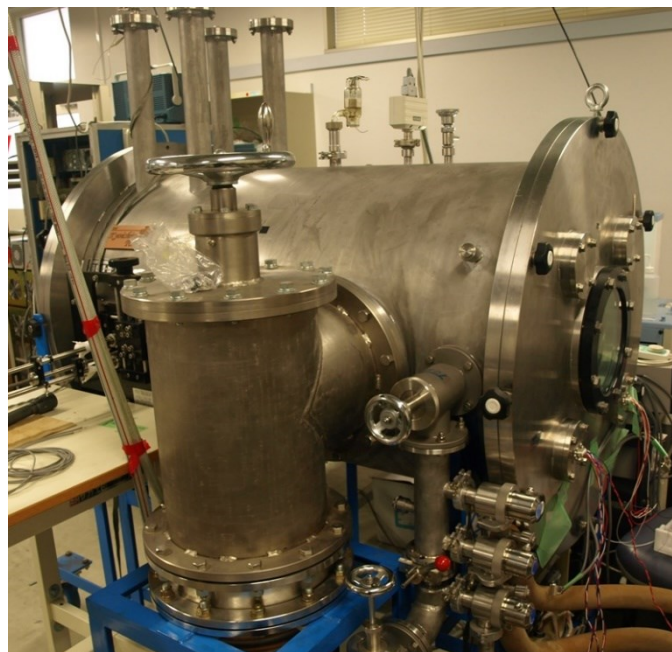


Fig. 4.3 Vacuum chamber and Oil diffusion pump



Fig. 4.4 Oil sealed rotary vacuum pumps

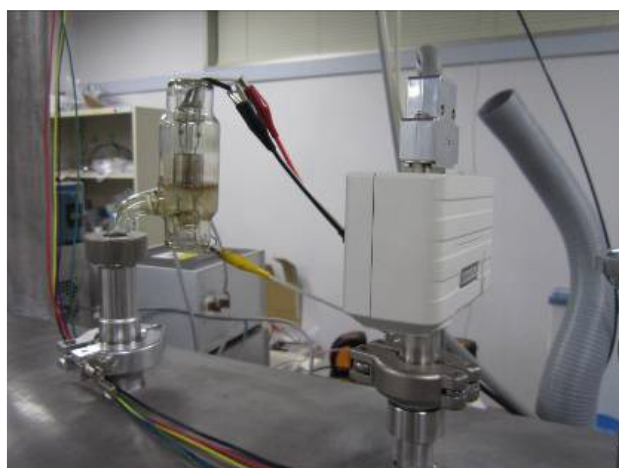


Fig. 4.5 Vacuum gauges



Fig. 4.6 Ionization gauge



Fig. 4.7 Crystal gauge

4.2.2 温度可変型真空チャンバ

当研究室の真空チャンバを説明する。この真空チャンバには内部加熱式のヒータがあり、真空槽内部を真空状態で最高温度 400 °C の高温域まで加熱することが可能である。この真空チャンバも性能上限が 10^{-3} Pa オーダーの真空度のため、 10^{-3} Pa オーダーを設定値とした。真空チャンバの概要を図 4.8 に示す。真空チャンバの真空排気は、ターボ分子ポンプ 1 台と油回転真空ポンプ 1 台を使っておこなう。装置を構成する機器を以下に示し、真空排気系を構成する機器を図 4.9～図 4.12 に示す。

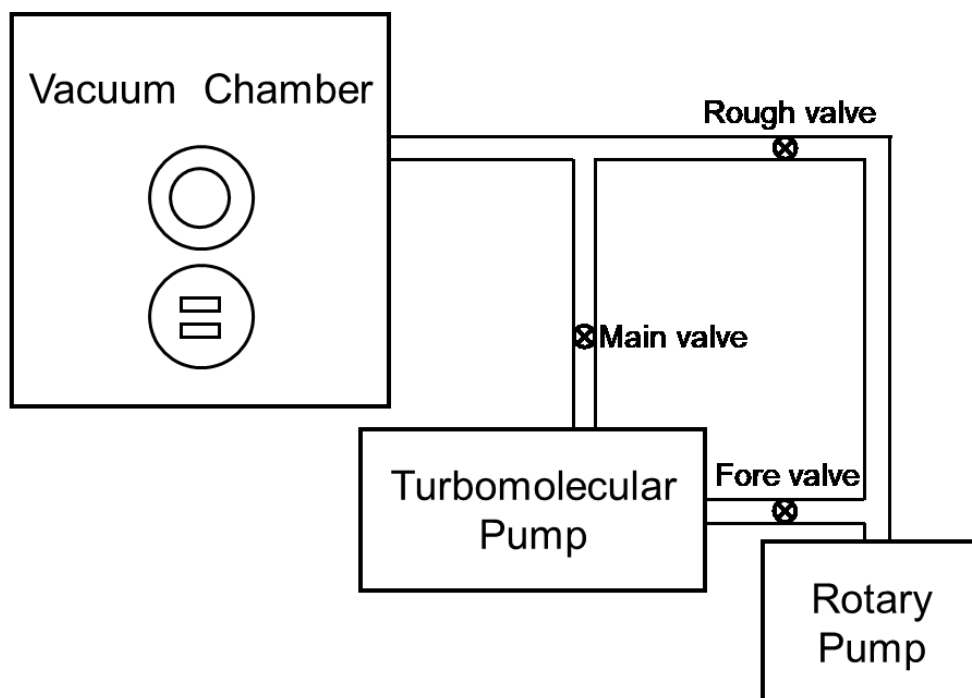


Fig. 4.8 Experimental equipment

(1) 真空チャンバ (図 4.9)

佐藤真空機械工業社 製

DQ-50SL

寸法：縦 1000 mm, 横 700 mm, 奥行き 800 mm

チャンバ内部の寸法：縦 440 mm, 横 440 mm, 奥行き 440 mm

(2) ターボ分子ポンプ (図 4.10)

ライボルト社 製

TURBOVAC 361

最大ガス流量 3.0 Pa・m³/sec

最大吸入圧 5 Pa

(3) 油回転真空ポンプ (図 4.11)

大亜真空社 製

GHP150B

到達圧力 2.0×10⁻¹ Pa

設計排気速度 151 L/min

(4) 真空計・表示器 (図 4.12)

アルバック社 製

GI-PA

測定圧力範囲 1.3×10⁻³ ~ 1.3 Pa

表示圧力範囲 1.0×10⁻³ ~ 1.0 Pa

(5) 温度調節計 (図 4.13)

シマデン社 製

指示方式: LED デジタル表示

設定方式: キー操作によるデジタル設定 400 °C

制御方式: PID 制御

入力信号: 熱電対 JIS K

警報: 温度上限警報

制御出力: リレー接点出力

指示精度: 表示値の±0.3%または 1.2 °C

サンプリング周期: 1 秒

(6) 加熱防止器 (図 4.14)

東邦電子社 製

電子無指示型温度調節器 TX-48K

温度設定範囲 0~400 °C

制御出力と接点出力, ON/OFF 制御

設定温度で加熱停止, ブザーとランプで警報



Fig. 4.9 Vacuum chamber

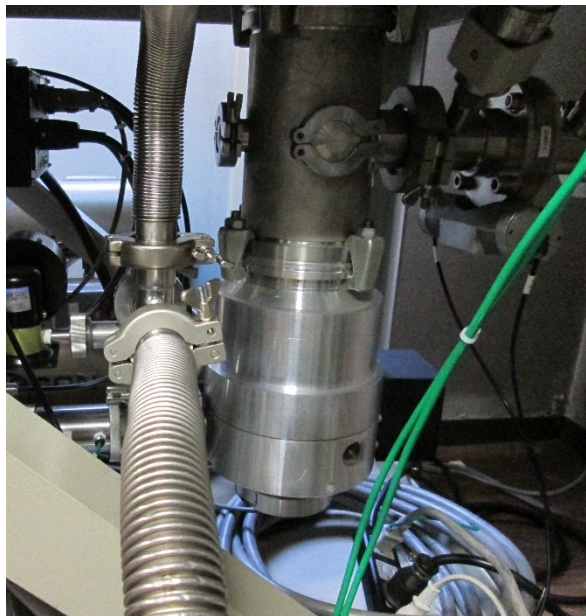


Fig. 4.10 Turbomolecular pump



Fig. 4.11 Oil-sealed rotary vacuum pump



Fig. 4.12 Vacuum indicator

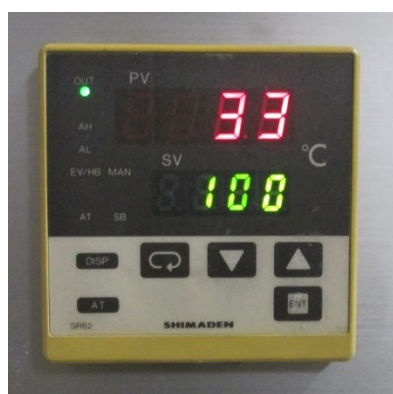


Fig. 4.13 Temperature regulator



Fig. 4.14 Heat protective regulator

4.3 真空中における基本性能の評価

4.3.1 回転速度測定

真空中での宇宙用球面超音波モータの回転速度を測定するため 3.3.1 項の図 3.8 に示す実験装置を真空チャンバ内に入れて回転速度の測定をおこなう。超音波モータの球ロータに出力棒を取り付ける。モータの動作を一方向（左右方向）に制限するために 2 本のガイドレールを取り付け、2 本のガイドレールの中に出力棒をはさみこむ。往復駆動する範囲は 106 度である。実験条件をそろえるため、第 3 章と同様に、出力棒の様子をビデオカメラで撮影し測定する。回転速度はビデオカメラで撮影した映像のフレーム数から算出した。温度の影響を減らすよう 1 回の駆動の後、10 秒間モータを停止させ、その後再び駆動をおこなった。これを 7 回繰り返して回転速度の測定をおこない、はずれ値を取り除くため、最大値と最小値を除き、5 回分の平均値を測定結果とした。実験結果を大気中における実験結果とともに表 4.2 に示す。大気中と比べ真空中では回転速度は約 17 %減少した。

Table 4.2 Rotational speed in the atmosphere and vacuum

	Rotational speed [rpm]
Atmosphere	74.2
Vacuum	62.1

4.3.2 トルク測定

真空中での宇宙用球面超音波モータのトルクを測定するため 3.3.2 項の図 3.9 に示す実験装置を真空チャンバ内に入れてトルク測定をおこなう。トルク測定はばねばかりを用いる。球ロータの中心から出力棒 50 mm の位置にワイヤを取り付け、そのワイヤをばねばかりに取り付ける。本実験で使用するばねばかりは、最大荷重が 1.1 N、最小目盛が 0.02 N である。モータには常に共振周波数を印加し、各ステータに印加する交流電圧の位相差は (1 ch, 2 ch, 3 ch) = (0 度, 60 度, -60 度) とする。超音波モータを 1 回駆動させてトルクを測定した後は 10 秒停止させることで熱の影響が小さくなるようにした。真空中での測定結果を、大気中における結果とともに表 4.3 に示す。トルク出力は目標値 20 mNm を達成した。トルクは大気中に比べ、約 20 % 増大することが確認された。真空中では、大気中で覆われていた汚れ、吸着分子、酸化物が気化してなくなり、一般的に摩擦係数が上がったためと考えられる^[11]。超音波モータは回転速度が減少するとトルクが増大するという特性があり、真空中においてもその特性が見られた。

Table 4.3 Torque in the atmosphere and vacuum

	Torque [mNm]
Atmosphere	29.3
Vacuum	35.3

4.3.3 作動寿命の測定

真空中での宇宙用球面超音波モータの作動寿命を調べるために、3.3.4 項と同じ図 3.11 に示した実験装置を真空チャンバに入れる。大気中と同様に、負荷となる分銅のおもり 1 種類を使い、繰り返し駆動実験をおこなう。球ロータの中心から出力棒 50 mm の位置にワイヤを取り付け、ワイヤをプーリに通し、50 g の分銅を取り付けた状態で、繰り返し駆動実験をおこなう。最初は出力棒を直立の位置に保持し、5 秒間で左右方向の右方向へ駆動させる。右端に到達後、10 秒間停止させ、逆の左方向へ駆動させる。左端に到達後、10 秒間放置した後、右方向へ駆動させ、この繰り返し駆動をさせる。分銅を持ち上げることができなくなった時点で寿命とし、駆動回数の測定をおこなった。実験結果を表 4.4 に示す。表 4.4 より、真空中では駆動回数が 700 回を超えた。大気中では 300 回程度であったが 2 倍程度になった。真空中でこれだけの回数が達成できたのは、大気中で覆われていた汚れ、吸着分子、酸化物が真空状態で気化してなくなり、摩擦係数が高くなり、球ロータとステータ間に十分な摩擦力が得られた結果である。間欠駆動であれば温度変化が小さいため、圧電素子の圧電性を失うことなく駆動回数も多くなると考えられる。

Table 4.4 Life time of SUSM in the atmosphere and vacuum

	Number of times
Atmosphere	321
Vacuum	758

4.3.4 耐久性実験

耐久性実験は、3.3.2 項と同じ図 3.8 に示す実験装置を用いておこなう。モータに共振周波数を印加しながら左右方向に駆動可能範囲（106 度）を連続的に往復駆動させる。各ステータに印加する位相差は（1 ch, 2 ch, 3 ch）=（0 度, 60 度, -60 度）とする。球ロータに取り付けた出力棒が装置の片端に到達するごとに印加周波数を、その時点での共振周波数に設定し直す。これにより温度状況によらず常にモータの共振周波数を印加し続けることができる。駆動時の回転速度を 30 秒ごとに測定をおこなった。回転速度の測定は 3.3.1 項と同様にビデオカメラの撮影によっておこなった。この実験は大気中と真空中の 2 条件でおこなった。実験結果を図 4.8 に示す。図 4.8 より、大気中では 20 分間以上（実際は 120 分間以上）の駆動を達成したが、真空中では 6 分未満で停止した。そのため、直後に大気中に戻し駆動を試みたが、駆動しなかった。真空中では、放熱源が金属への熱伝導と赤外線放射しかおこなわれず、ステータの温度上昇により、圧電素子がキュリー一点に達してしまい、圧電性が失われたことが原因と考えられる。キュリー一点とは超音波モータの圧電素子の圧電性が失われる温度のことであり、一度キュリー一点に達すると圧電素子の圧電性は復活することはない^[12]。この圧電素子のキュリー一点は 120 °C 程度のものであることから、キュリー一点が 120 °C を超える圧電材料に変える必要がある。

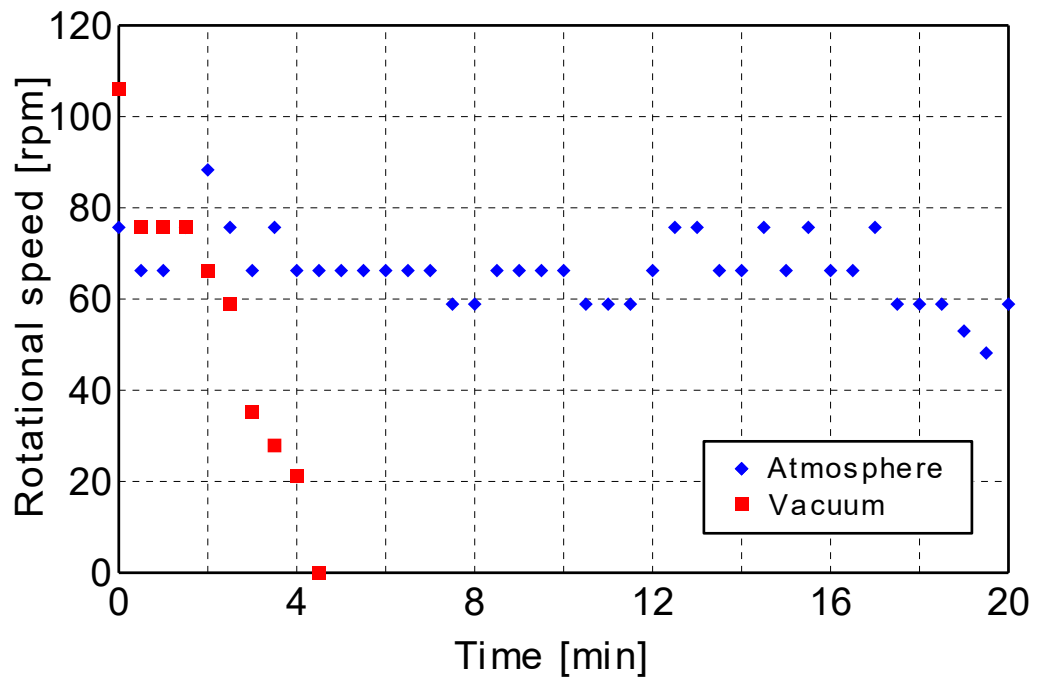


Fig. 4.8 Result of durability experiment

4.4 まとめ

本章では、宇宙用球面超音波モータを宇宙空間で利用するためには、真空環境下で各種特性を知る必要がある。温度可変型、温度不変型の真空チャンバを利用して、優先度の高い項目に着目して実験をおこなった。専用ドライバを用いて真空中で宇宙用球面超音波モータ駆動させたとき、ビデオカメラを用いた回転速度の計測では、平均で **62.1 rpm** を得た。この値は、大気中に比べ約 **17%** 減少した。ばねばかりを用いたトルクの計測では、平均で **35.3 mNm** を得た。この値は、大気中に比べ約 **20%** 上昇した。両者の実験結果は、真空中では、大気中で覆われていた汚れ、吸着分子、酸化物が気化しなくなり、摩擦係数が上がったことが考えられる。摩擦駆動で動作する超音波モータは、摩擦係数が上がったことで、トルクが上昇、回転速度が下降したことが説明できる。大気中と真空中の両社において、耐久性の評価をした。大気中では回転速度を維持した状態で **20** 分以上の駆動を確認できたが、真空中では回転速度が低下していき、**6** 分ももたずに、停止した。直後に大気中で駆動を試みたが駆動しなかったことを考慮すると、真空中での駆動に伴いステータの発熱が放射されず、圧電素子を破壊した、いわゆるキュリ一点越えをしたと考えられる。第5章では、高温環境に耐えうる圧電素子の変更を検討し、大気中において、高温環境にした状態で宇宙用球面超音波モータの基本特性を得ることとする。

第5章 高温環境における評価

5.1 はじめに

本章では、第3章で製作した宇宙用球面超音波モータを使い、第4章で真空環境において優先度の高い実験項目として宇宙用球面超音波モータの回転速度、トルク測定、作動寿命、耐久性の各種実験から得られた結果から、問題点を解決した上で、大気中での宇宙用球面超音波モータの高温環境の評価をする。真空中の耐久性実験において、発熱が原因でモータが早期に停止した。直後に大気中で戻したが、キュリー点越えによる圧電素子の破壊が確認できた。5.2節では、宇宙空間で想定される熱負荷として圧電素子と接着剤に着目する。従来の圧電素子では、大気中・真空中ともに、高温に耐えられないと判断し、高温に耐える圧電素子に変更する。さらに、圧電素子は接着剤で各部品が接着されていることから、接着剤の検討をおこなう。5.3節では、宇宙用球面超音波モータと似たモータ、ステータ1つで球ロータを駆動させる1軸駆動超音波モータ（以下、1軸駆動モータと呼ぶ）を用いて、駆動限界温度の測定と熱負荷耐久性実験をおこない、その後、宇宙用球面超音波モータを用いて同様の実験をおこなう。

5.2 宇宙空間で想定される熱負荷

地球の周囲で人工衛星を運用する際、太陽光が直接当たる部分では太陽から照射される赤外線などにより大きな輻射熱を受ける。また、太陽光が当たらない陰の部分では宇宙空間に対して熱放射がおこなわれる。人工衛星などの宇宙期は姿勢維持などにより、常に回転運動をおこなっているため、スラスタや外装などの宇宙空間に露出する部品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は、外部から120℃～-120℃の熱サイクルを負荷して性能評価をおこなっている。この熱サイクル負荷に対して宇宙用球面超音波モータが安定した駆動性能を示すためには、120℃～-120℃の温度範囲において駆動可能である必要がある。本章では、常温～120℃の温度範囲において宇宙用球面超音波モータが駆動可能となるように研究をおこなう。本実験で

は、120 °C環境において宇宙用球面超音波モータが先述の耐久性 70 分以上を示すことを目標とした。

宇宙用球面超音波モータは、圧電素子が電歪する際に弾性損失や圧電損失などに起因する発熱の影響で、駆動時にステータ温度が上昇する。これまで開発してきた宇宙用球面超音波モータはライニング材の塗布や印加周波数の検討などにより、常温環境下において耐久性の目標値を達成しているが、ステータ温度が 100 °C程度に達すると急激に駆動性能が低下することが問題となっている。そのため宇宙空間における約 120 °Cの熱負荷が想定される環境において現在の球面超音波モータを駆動することができない。次節以降にて、宇宙用球面超音波モータが高温領域において駆動できない原因を検討し、改良することで耐熱性の向上を図る。

5.2.1 圧電素子の検討

これまで開発されてきた宇宙用球面超音波モータには、キュリー点が 120 °Cの圧電素子が用いられてきた。先述のとおり、圧電素子を電歪させた際には圧電損失などの損失が熱として発生するため、宇宙用球面超音波モータ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、ステータ温度は 120 °Cよりも高くなる。そのため、従来の球面超音波モータは周囲温度 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、最初にキュリー点の高い圧電素子の選定をおこなった。宇宙用球面超音波モータに求められる圧電素子の条件としては、キュリー点が高いことのほかに、電氣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高いこと、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挙げられる。圧電素子のキュリー点は、使用温度の 2 倍以上のものを選定することが望ましいとされており^[4]、120 °C環境での使用を想定する場合、キュリー点が 240 °C以上であることが選定基準となる。これらの選定条件を基に、本実験ではトーキン社製の N6 材を使用した圧電素子を選定した。ここでは、この圧電素子を N6 と呼ぶ。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でも圧電性を維持できると予測される。

従来の圧電素子と選定した N6 圧電素子を用いた場合の宇宙用球面超音波モー

タについてトルクと回転速度を測定したものを表 5.1 に、インピーダンスアナライザを用いてインピーダンス特性を測定した結果を図 5.1 に示す。インピーダンス特性は、大気中、常温（25 °C）において測定したものである。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^[2]。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）の近さから読み取れるインピーダンス特性の鋭さが、圧電効果の大きさの指標となっている。また、宇宙用球面超音波モータのトルクは、球ロータに出力棒を取り付け、プーリを介しておもりを吊り下げることにより出力棒に負荷を与えて測定した。表 5.1 および図 5.1 から、キュリー点が高温に設定されている N6 圧電素子に変更してもトルク、回転速度、共振周波数の値に著しい変化が無いことが確認できた。

次に、選定した N6 圧電素子が高温領域において圧電性の維持を確認するため、宇宙用球面超音波モータのステータ温度を上昇させながらインピーダンス測定をおこなった。図 5.2 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特性を測定した。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測定をおこなった。恒温槽は、4.2.2 項で用いた図 4.9 に示す佐藤真空機械工業社製 DQ-50SL を大気中で使用した。加熱は内部加熱のシーズヒーター（200 V-6 kW）を用いることで、大気圧環境下で測定をおこなった。ステータ表面の温度が 50 °C から 100 °C まで、10 °C ずつ上昇させたときのインピーダンス特性の変化を図 5.3 に示す。実験結果より、ステータの温度が 50 °C のときにインピーダンスは共振周波数および反共振周波数付近において急激な変化が見られたが、ステータの温度が上昇していくと共振周波数、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さがほぼ見られなくなった。なお、実験過程で 100 °C まで上昇させたステータの温度を下げていき、90 °C から 50 °C まで下降させながら同様にインピーダンス特性を測定すると図 5.3 と同様の結果を得た。このように、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

原因でないことが分かる。

高温領域で圧電性が見られなくなった原因として、接着剤の軟化が考えられる。宇宙用球面超音波モータは圧電素子と金属弾性体の貼り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されることで、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、高温領域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はじめる温度はガラス転移点³⁾と呼ばれ、これよりも高い温度領域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なくなっていく。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 5.3 のような結果を得たと考えられる。

Table 5.1 Torque and rotational speed of SUSM

	Torque [mNm]	Rotational speed [rpm]
Conventional material	29.3	74.2
N6 material	41.5	62.5

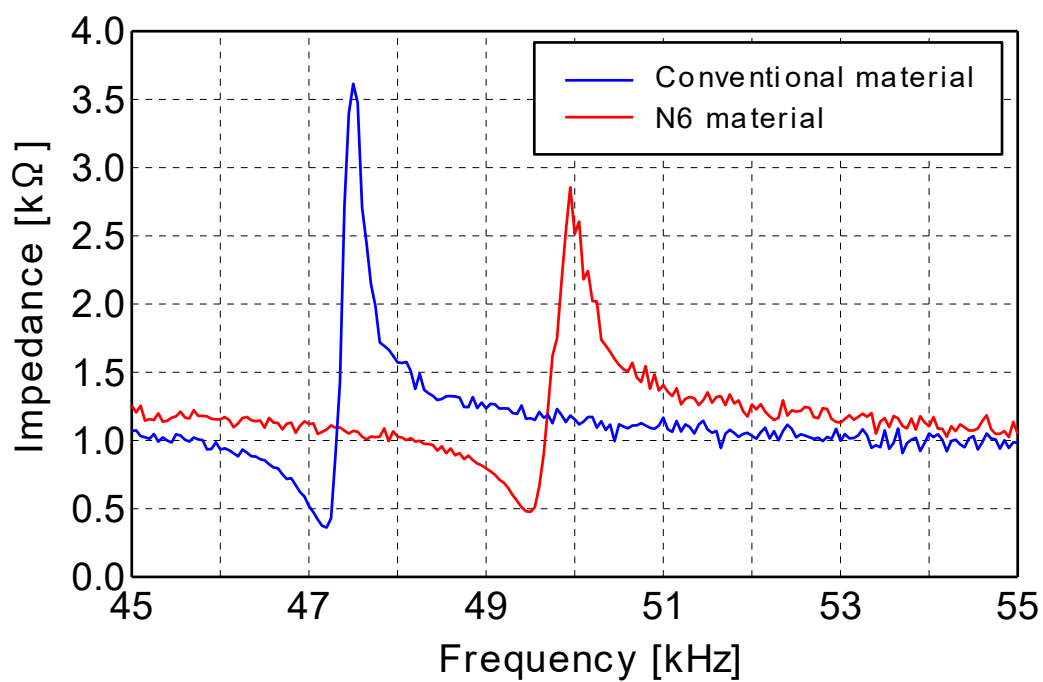


Fig. 5.1 Impedance characteristic of each piezoelectric element

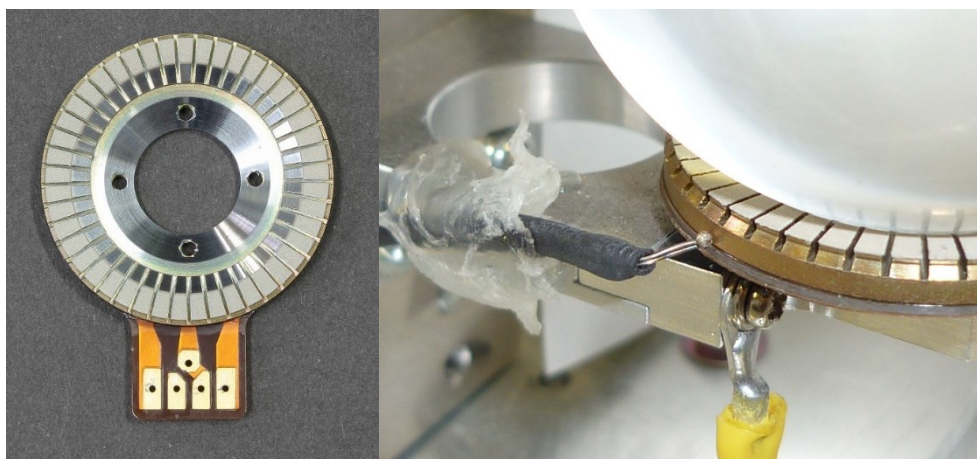


Fig. 5.2 Stator of SUSM with N6 material and setting thermocouple

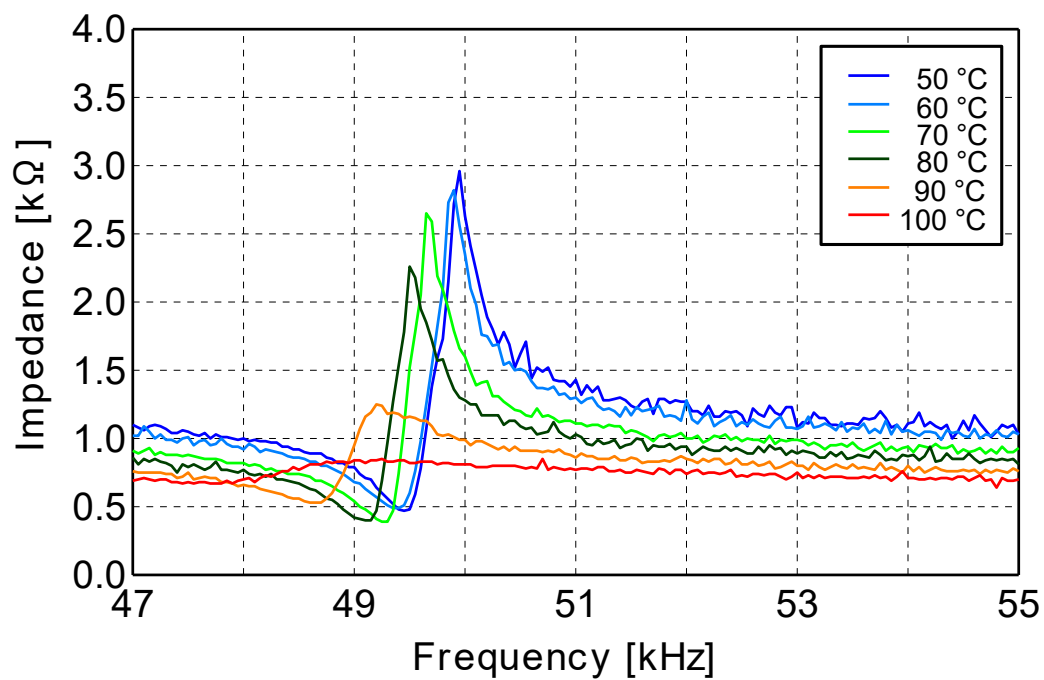


Fig. 5.3 Impedance characteristic of stator using N6 material

5.2.2 接着剤の検討

高温領域でのインピーダンス測定の結果をふまえ、宇宙用球面超音波モータに用いる接着剤の検討をおこなった。宇宙用球面超音波モータ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のほかに、非導電性で硬化後のはく離接着強さ、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挙げられる。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は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に伝達するためには、接着剤硬化後の接着層の硬度が高いことが求められる。これらの選定条件に基づき、以下に示す 3 種類の接着剤を選定した。これらの接着剤の包装外観を図 5.4 に、構成成分などの詳細を表 5.2～表 5.4 に示す。

- (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)

選定した接着剤を用いてステータを製作し、図 5.5 に示す 1 軸駆動モータを用いて球ロータの駆動をおこなった。その結果、球ロータが駆動したのは接着剤 TB2285 を用いたステータのみであった。アレムコボンド 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、貼付時に接着剤層の中に気泡ができ、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。また、クラックの拡大により接着剤が割れることにより圧電素子が金属弾性体からはく離してしまう原因となる。さらに、ステータ温度が上昇した際には、熱により気泡が膨張し、圧電素子が生ずる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見られ、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、3 種類の液のわず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、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製作の容易さと接着剤の性能の安定性を考慮して、スリーボンド社製 TB2285 を接着剤として用いる。なお、TB2285 接着剤の

ガラス転移点は 180 °C であり，目標としている 120 °C 環境においても軟化せずに進行波が伝達されると予測される。

選定した TB2285 接着剤を使用してステータを製作し，図 5.3 の結果を得た実験と同様に恒温槽内で高温に加熱しながらインピーダンス特性を測定した。なお，圧電素子は先に選定した N6 圧電素子を用いた。インピーダンスの測定結果を図 5.6 に示す。図 5.3 の結果と比較すると，TB2285 接着剤を使用したことにより高温領域においても圧電性を維持していることが分かる。さらに，目標としている 120 °C 環境においてもインピーダンス曲線の鋭さは消失せず，圧電性を維持していることが分かる。



TB2285

AREMCO-BOND 570

Mixture 3 chemicals

Fig. 5.4 Selected adhesive materials

Table 5.2 Characteristics of TB2285
(product of ThreeBond Co., Ltd)

Contents	Features	Notes
Component	Bisphenol F epoxy resin	25~35 %
	Epoxy resin and inorganic filler	55~65 %
	Dicyandiamide C ₂ H ₄	1~10 %
	Diuron C ₉ H ₁₀ Cl ₂ N ₂ O	1.60 %
	Silica	1 %
Viscosity	1400 Pa·s	
Curing conditions	120 °C-60 min / 150 °C-30 min	
Longitudinal shear strength	20.6 MPa	25 °C
	19.6 MPa	100 °C
	19.6 MPa	120 °C
	19.6 MPa	150 °C
	3.9 MPa	200 °C
Peel strength	627.7 N/m	
Hardness (JIS D)	90	
Grass transition point	180 °C	
Linear expansion coefficient	3.3×10 ⁻⁵ /°C	

Table 5.3 Characteristics of AREMCO 570
(product of Aremco Products Inc.)

Contents	Features
Component	Phenolic resin, Phenol, Carbon black, Methyi Ethyl Ketone, Isopropyl Alcohol, Ortho-Cresol, Formaldehyde
Heat proof	316 °C
Tensile shear strength	3750 psi
Thermal expansion coefficient	86×10 ⁻⁶ in/in/°C
Viscosity	35000 cps

Table 5.4 Characteristics of 3 type mixed adhesive
(product of Tokyo Chemical Industry Co., Ltd.)

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

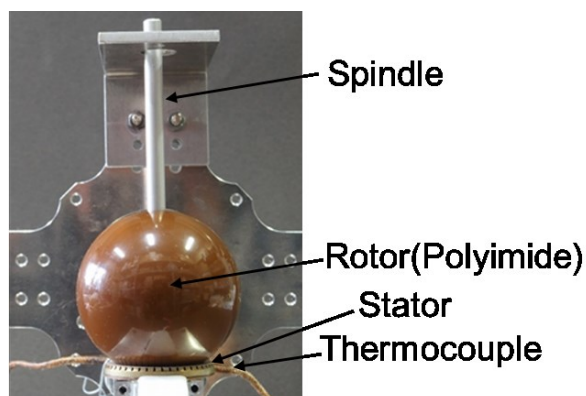


Fig. 5.5 Single axis SUSM using selected binding material

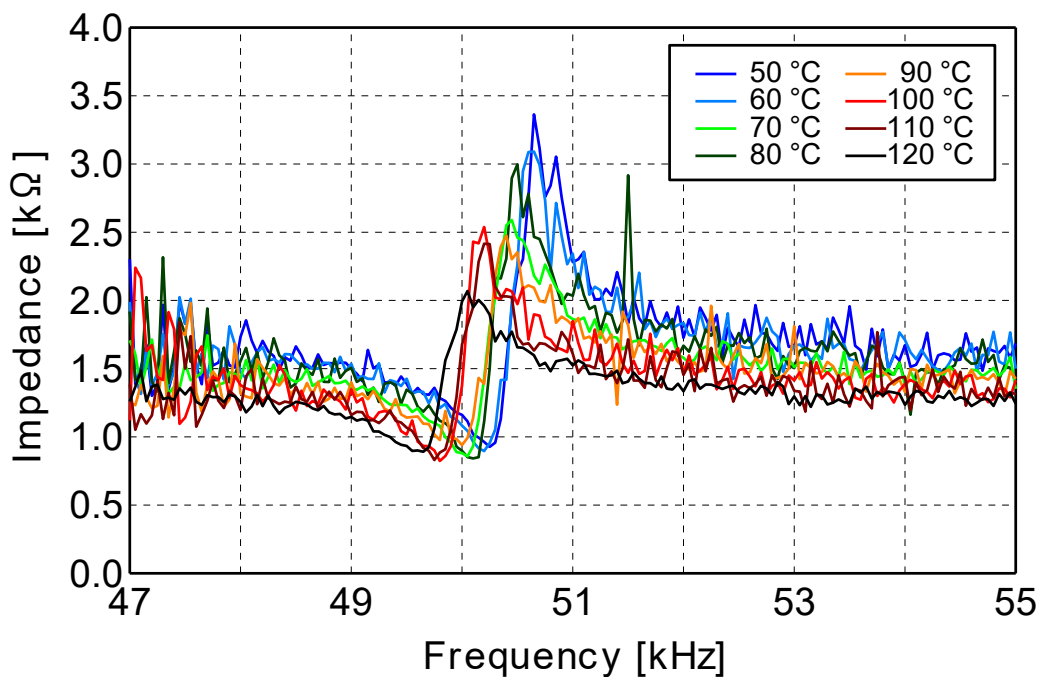


Fig. 5.6 Impedance characteristic of stator using selected binding material

5.3 熱負荷耐久性実験

5.3.1 駆動限界温度の測定

5.2 節で選定した圧電素子および接着剤を使用したステータを宇宙用球面超音波モータに適用し、熱負荷耐久性実験をおこなう。最初に、製作したステータ単体の性能を確認するため、5.2.2 項の図 5.5 に示した 1 軸駆動モータを用いて駆動実験をおこなった。恒温槽内を段階的に加熱してステータ表面の温度を 30 °C から 10 °C ずつ段階的に上昇させ、それぞれの温度において超音波モータを 20 秒間駆動させた。超音波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から回転速度を算出することで温度の上昇に伴うモータの回転速度の変化を測定した。球ロータの素材はポリイミド製⁴⁾を使用した。

この実験結果を図 5.7 に示す。実験結果より、ステータ温度の上昇により球ロータの回転速度は徐々に小さくなっていくが、目標としている 120 °C の状態でも超音波モータが駆動していることが分かる。なお、ステータ温度が 160 °C のときは高温の影響でモータ駆動の配線が脱落してしまったため回転が停止している。温度の上昇により回転速度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の約 70 % が熱として損失する。これは圧電素子の物性値である電気機械結合係数 K_t や損失係数 $\tan \delta$ により計算することができ、N6 圧電素子の場合 $K_t = 55.0$ [%], $\tan \delta = 0.3$ [%] であるため、入力となる電力のうち 70.9 % 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、球ロータの回転速度低下につながったと考えられる。

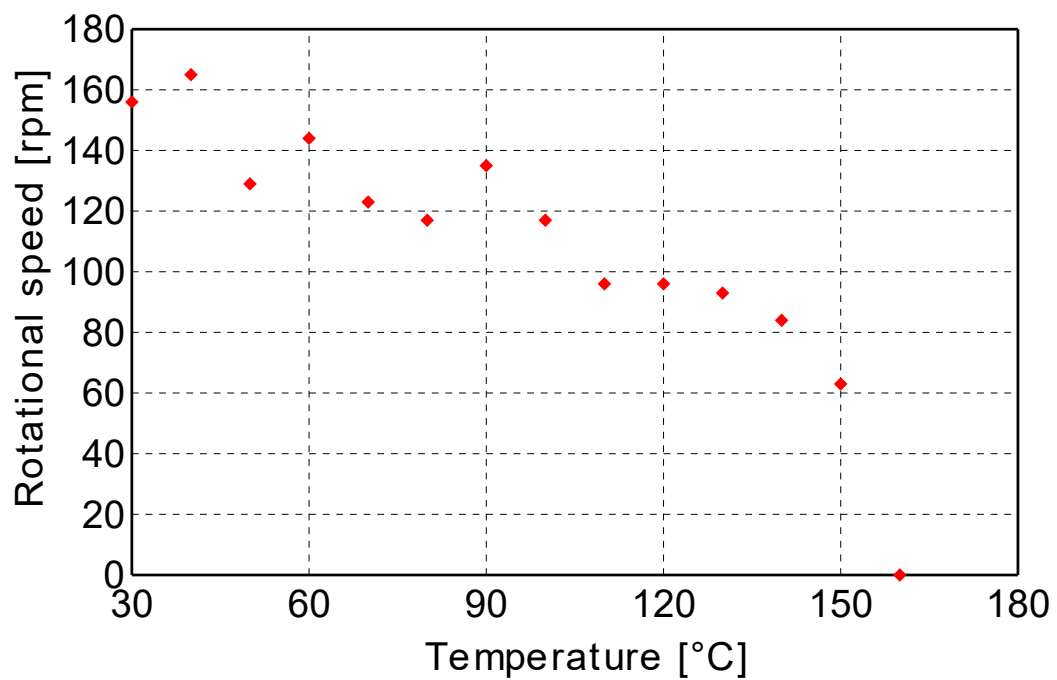


Fig. 5.7 Result of limit temperature experiment (single axis)

5.3.2 1軸駆動モータの熱負荷耐久性実験

次に、1軸駆動モータを用いた熱負荷耐久性実験をおこなった。1軸駆動モータを設置した恒温槽内の温度を120℃に調節し、ステータ温度が槽内温度と等しくなるまで静置した後に、球ロータを20秒間駆動させた。その後1分間の休止時間を経て再び20秒間駆動させた。この動作を繰り返しおこない、積算駆動時間に対する回転速度の変化を測定した。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秒間おこなわれることをふまえたものである。回転速度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算出した。この実験結果を図5.8に示す。1軸駆動モータの熱負荷実験の結果、120℃環境において球ロータは積算駆動時間で90分30秒駆動させることができ、目標値である70分を達成した。1軸駆動モータが停止した原因として、先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擬してステータの休止時間を約1分間とした。圧電損失により発生した熱がステータ休止期間に放熱されず、駆動するたび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力が小さいことも発熱の要因となったことが考えられる。宇宙用球面超音波モータのステータと球ロータの間における押付力は6.9Nが最適となるよう設計されているのに対し、1軸駆動モータはステータ自体の性能を調べるための目的のため、球ロータの自重によってのみの押付けしか作用していない。押付力が小さいと、球ロータが進行波の振幅の増大を抑える力が小さいため、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。

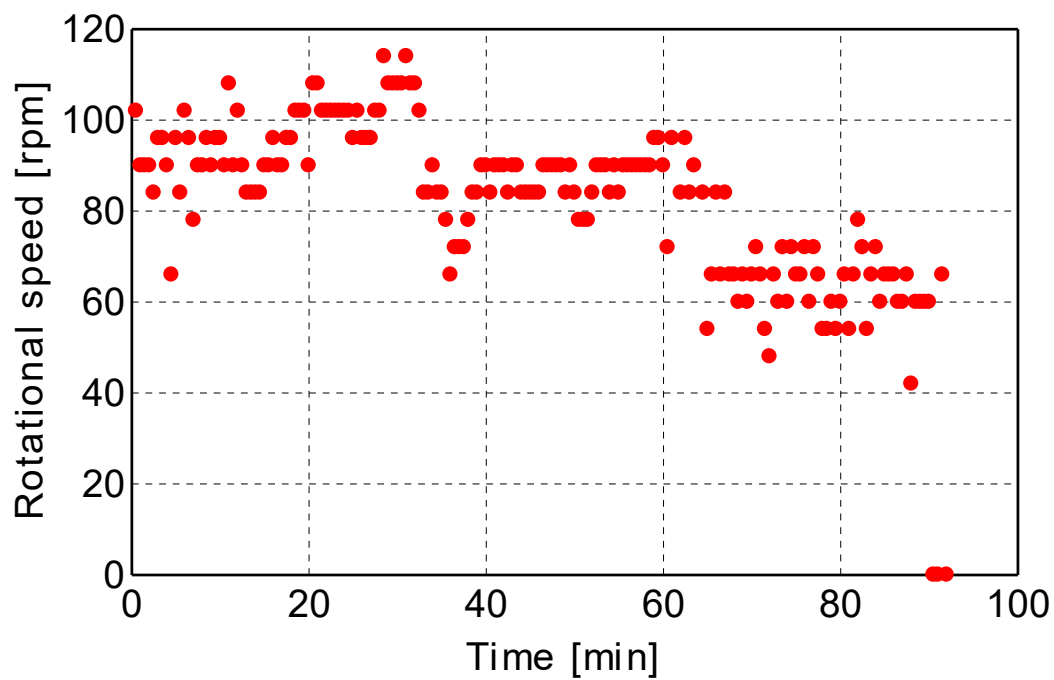


Fig. 5.8 Result of heat load experiment (single axis)

5.3.3 宇宙用球面超音波モータの熱負荷耐久性実験

5.2 節までにおこなったステータ単体の基本性能に関する実験をふまえ、選定した N6 圧電素子と TB2285 接着剤を使用して図 5.9 に示す新たな宇宙用球面超音波モータを製作し、1 軸駆動モータの実験と同様に熱負荷耐久性実験をおこなった。1 軸駆動モータを設置した恒温槽内の温度を 120 °C に調節し、ステータ温度が槽内温度と等しくなるまで静置した後に、球ロータを 20 秒間駆動させた。なお、20 秒間の駆動はレールに沿って一定方向におこない、駆動休止時間を経た後の駆動時に圧電素子から生じた熱が完全に放熱されるよう、休止時間を 10 分間とした。

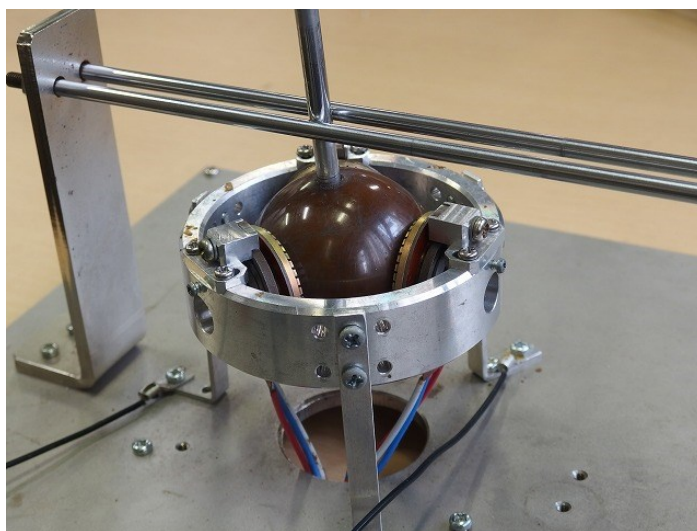


Fig. 5.9 Spherical Ultrasonic Motor for space with guide rail

実験結果を図 5.10 に示す。宇宙用球面超音波モータの熱負荷耐久性実験の結果、積算駆動時間の目標値である 70 分を達成することができ、図 5.8 で示した 1 軸駆動モータの実験の積算駆動時間 90 分 30 秒を超える駆動性能を確認した。球面超音波モータは 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人工衛星のスラスタに求められる駆動性能を満たすことができた。なお、図 5.10 より実験開始の 0~15 分は回転速度は低く、その後は回転速度が上がっていることがわかる。これは、圧電素子と弾性体の熱膨張が関係していると考えられる。圧電素子の主成分はジルコン酸鉛とチタン酸鉛の固溶体で、熱膨張率は -16×10^{-6} /°C であり⁵⁾、負の膨張特性を示す。一方、金属弾性体はリン青銅製で

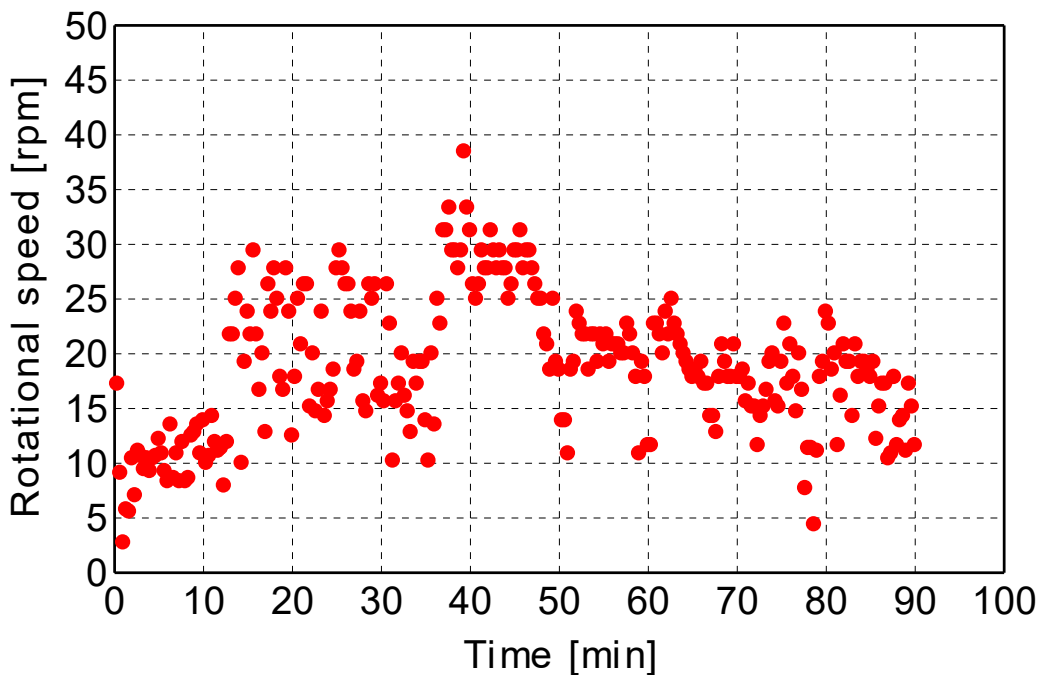


Fig. 5.10 Result of heat load experiment on SUSM for space

あり、線膨張率は $18.2 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ である^[6]。すなわち、ステータが 120°C 程度の高温環境下にさらされると圧電素子は収縮し、弾性体は膨張する。この状態で圧電素子と弾性体は互いに接着剤によって固められるため、常温に戻した時に圧電素子と弾性体の間には残留応力が発生する。実験開始から約 15 分間の回転速度が低かったのは、圧電素子と弾性体に発生した残留応力により半径方向に進行波生成が阻害されたため、圧電素子からの進行波が弾性体に伝わりにくくなったためと考えられる。その後、回転速度が上昇していたのは、圧電素子からの発熱によりステータ内部まで完全に熱が浸透し、圧電素子と弾性体の間の残留応力が小さくなったため進行波が弾性体に伝わりやすくなったためと考えられる。この実験では恒温槽内を 120°C 環境下に設定してから十分な時間を経て宇宙用球面超音波モータ全体の温度が周囲温度に等しくなったと推定して駆動を開始したが、実際にステータ内部まで熱が浸透しきらないうちに実験を開始したことが、実験開始の約 15 分間にみられる回転速度低下の要因となったと考えられる。

5.4 まとめ

本章では、従来の宇宙用球面超音波モータが、真空中で、発熱による圧電素子の破壊が原因で駆動しなかったことをふまえ、高温で耐えられる圧電素子対策と接着剤対策を施した、新しい宇宙用球面超音波モータを製作することにした。圧電素子はキュリー点が 325 °C である N6 材料の圧電素子に変更し、ガラス転移点が 180 °C である TB2285 接着剤でステータを製作した。改良をした超音波モータを用いて、大気中において、宇宙用球面超音波モータと似た、1 軸駆動モータを用いて、駆動限界温度の測定と熱負荷耐久性実験をおこない、その後、宇宙用球面超音波モータを用いて同様の実験をおこなった。目標の 120 °C の高温環境でも駆動を確認した。熱負荷耐久性実験では 120 °C の高温環境で、積算駆動時間は 90 分間を超えても停止することはなかった。第 6 章では、大気中において、低温環境にした状態で宇宙用球面超音波モータの基本特性を得ることにする。

第6章 低温環境における評価

6.1 はじめに

宇宙空間において宇宙機や人工衛星は決められた軌道上を周回しており、軌道周回時は、直接太陽から放射される熱エネルギーを受けるときと、衛星が地球の影に入ることで、まったく太陽から熱エネルギーを受けないときがある。軌道周回では、その繰り返しが常に継続する。宇宙空間で宇宙用球面超音波モータを使用するためには、高温環境と低温環境の両方で駆動しなければならない。第5章において120℃の高温環境下で駆動できる宇宙用球面超音波モータを開発した。この章では、第5章で新たに開発された宇宙用球面超音波モータを使い、低温環境での耐寒性の評価をおこなう。6.2節では、低温環境における圧電素子と接着剤の影響に着目する。高温対策を施した圧電素子や接着剤が低温環境下においても特性維持が保たれるかの検討をおこなう。6.3節では、大気中の低温環境で、圧電素子の特性を調査し、宇宙用球面超音波モータの回転速度の測定と熱負荷耐久性実験をおこなう。

6.2 低温域における圧電素子と接着剤の影響

JAXA における宇宙部品に対する性能試験において、宇宙空間で想定される低温環境下の温度は -120°C としている。この節では、第5章で述べた N6 圧電素子と TB2285 接着剤の性能が -120°C でも維持されるかを検討する。

6.2.1 圧電素子の耐寒性評価

圧電素子の性能を表す指標として、電気機械結合係数が用いられる。電気機械結合係数は圧電体の電極間に加えた電気エネルギーを機械的エネルギーに変換する効率を表す定数である。超音波モータの圧電素子は、弾性体と一緒に弾性変形することで、ロータを駆動させるため、圧電素子のヤング率と弾性体の剛性率も圧電素子の性能に影響を与えることになる。また、圧電素子は誘電体であり、静電容量を有する。静電容量は電気エネルギーをためたり、放出したりする役割を果たす。そして、静電容量は比誘電率に依存し、比誘電率は温度特性がある^[1]。電気機械結合係数、

圧電素子のヤング率, 弾性体の剛性率, 圧電素子の静電容量は, 温度によって変化するため, これら 4 つの因子が低温域において, 圧電素子性能に影響を与えるかについて理論式を用いて検討する.

第 3 章で述べたように, 超音波モータはステータに発生する進行波によって駆動する. 進行波によってステータ表面の質点が図 6.1 のように楕円軌道を描き, この質点とロータが接触することによって摩擦力が発生し球ロータが駆動する. 1 つのステータから発生するトルク T_0 [Nm] は, 式 (6.1) より求められる^[2].

$$T_0 = \mu RN_0 \quad (6.1)$$

ここで, μ は球ロータとステータ間の摩擦係数であり, R [m] はステータの半径, N_0 [N] は押付力である.

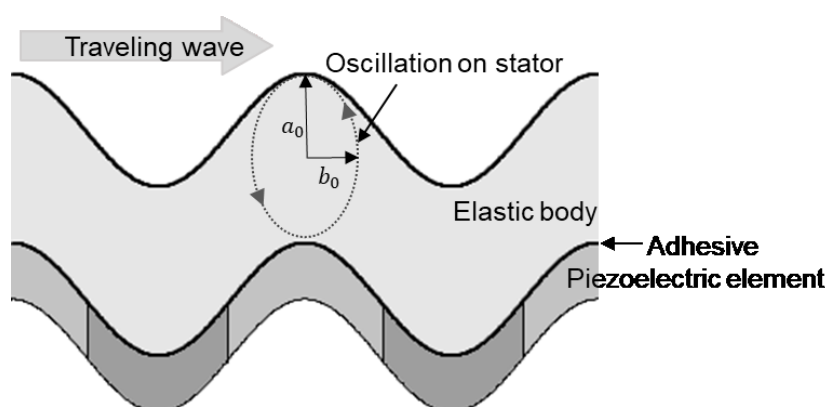


Fig. 6.1 Relationship between the traveling wave and the driving force

式 (6.1) 中の押付力 N_0 は, 図 6.1 に示す進行波により楕円軌道の縦振幅 a_0 の大きさの影響を受け, 縦振幅 a_0 が大きいほど N_0 は大きくなる. また, 回転速度は, 横振幅 b_0 の影響を受け, 横振幅が大きいほど回転速度は大きくなる. そして, 横振幅 b_0 は縦振幅 a_0 に伴って変化し, 縦振幅 a_0 が大きくなれば横振幅 b_0 も大きくなり, 縦振幅 a_0 が小さくなれば横振幅 b_0 も小さくなる.

本研究で取り扱う宇宙用球面超音波モータの圧電素子の形状は円環状であり,

圧電効果により円周方向に伸縮し振動する．円周方向の長さが増減することによって，圧電素子は厚み方向にたわむ．このたわみの軌跡が楕円状となり，図 6.1 の縦振幅 a_0 と横振幅 b_0 となる．

円環状の圧電素子は接着剤によって金属弾性体に固定されている．そのため交流電圧を印加しても円周方向の長さ変化による厚み方向のたわみが抑制される．このとき厚み方向には反発力 F [N] が発生する．たわみによる厚み方向の変化が，厚み方向に伸縮する圧電素子の厚み変化と同等のものとして，反発力 F を求める．厚み方向に伸縮する圧電素子に発生する反発力 F は，圧電素子に印加する電圧 V_{in} [V] と図 6.2 に示す圧電素子の断面積 S_c [m²] と厚さ t [m] から式 (6.2) となる．

$$F = \frac{2}{\pi} e \frac{S_c}{t} V_{in} \quad (6.2)$$

ここで， e は圧電応用定数 [N/m · V] であり，式 (6.3) に示す e 形式の圧電方程式から求められる．

$$T = C_E S_\epsilon - eE \quad (6.3)$$

ここで， T [Pa] は応力， C_E は弾性スティフネス定数， S_ϵ はひずみ， E [V/m] は電界である．ひずみ微小で $S_\epsilon \cong 0$ として解くと，圧電応用定数 e は圧電定数 d [m/V] と圧電素子のヤング率 Y_d [Pa] の積として得られ，式 (6.2) は式 (6.4) として得られる．

$$F = \frac{2}{\pi} d Y_d \frac{S_c}{t} V_{in} \quad (6.4)$$

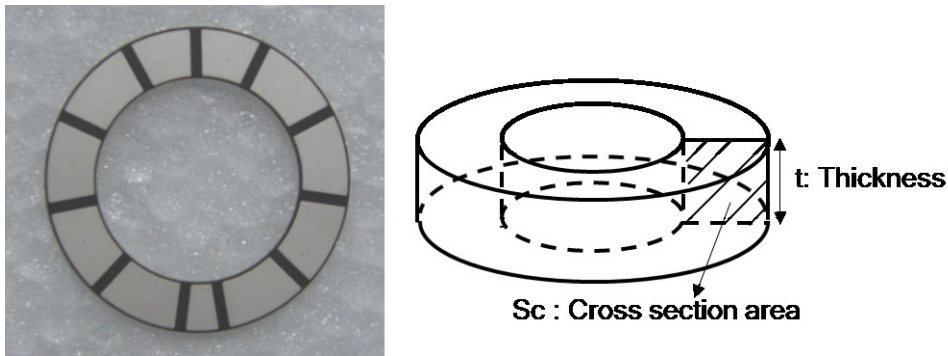


Fig. 6.2 Circular piezoelectric element and cross sectional view

宇宙用球面超音波モータの球ロータはステータから受ける浮力と摩擦力によって駆動する. この浮力は F_0 [N]は押付力 N_0 と同じ値であり, その浮力 F_0 はステータの質点における運動量 $m\bar{v}$ と力積 $F_0\tau$ から求める.

ステータの質点における運動量は有効質量 m [kg]と縦振動の平均速度 \bar{v} [m/s]から求められる. このとき有効質量 m は図 6.3 に示すように, 同位相で振動するステータの摺動面に生じた進行波の4分の1の部分(斜線部分)に相当する.

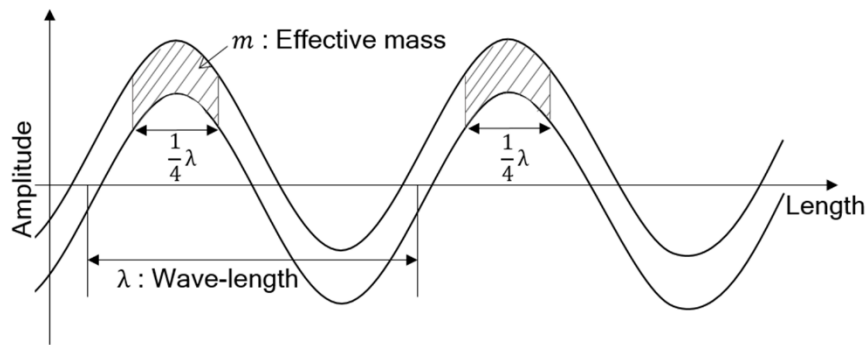


Fig. 6.3 Traveling wave generated on the sliding surface of the stator

つまり, 進行波の一波長 λ [m]の4分の1が球ロータに衝突する. 有効質量 m は, 弾性体の密度 ρ [kg/m³]と弾性体中に伝わる音速 C_v [m/s], 進行波の振動数 f_r [Hz] (この振動数は圧電素子の共振周波数と同じとして考える), 圧電素子の断面積 S_c [m²]から式 (6.5) となる.

$$m = \frac{1}{4} \rho \lambda S_c = \frac{1}{4} \rho \frac{C_v}{f_r} S_c \quad (6.5)$$

また, 縦振動の平均速度 \bar{v} [m/s]は最大速度 $v_{\max} (= 2\pi a_0 f_r)$ [m/s]から式 (6.6) となる.

$$\bar{v} = \frac{2}{\pi} v_{\max} = 4a_0 f_r \quad (6.6)$$

ゆえに, 運動量 $m\bar{v}$ は式 (6.5) と式 (6.6) より式 (6.7) となる.

$$m\bar{v} = \rho a_0 S_c C_v \quad (6.7)$$

周期 τ [s]が振動数 f_r [Hz]の逆数, 運動量と力積の関係 ($m\bar{v} = F_0\tau$) から, 浮力 F_0 は式 (6.7) から式 (6.8) となる.

$$F_0 = \rho a_0 S_c C_v f_r \quad (6.8)$$

浮力 F_0 は厚み方向に発生する反発力 F の半分であると仮定すると、式 (6.4) と式 (6.8) から縦振幅 a_0 は式 (6.9) として得られる^[3].

$$a_0 = \frac{d Y_d}{\pi \rho C_v t f_r} V_{in} \quad (6.9)$$

式 (6.9) 中の圧電定数 d は、圧電素子に電界を与えたときに生じるひずみの量であり、式 (6.10) によって表される^[4].

$$d = K_{31} \sqrt{\frac{\varepsilon}{Y_d}} \quad (6.10)$$

ここで、 ε [F/m] は圧電素子の誘電率である。式 (6.10) 中の電気機械結合係数 K_{31} と誘電率 ε はそれぞれ式 (6.11) と式 (6.12) より求められる。

$$K_{31} = \sqrt{\frac{\frac{\pi f_a}{2 f_r}}{\frac{\pi f_a}{2 f_r} - \tan\left(\frac{\pi f_a}{2 f_r}\right)}} \quad (6.11)$$

$$\varepsilon = t \frac{C}{S} \quad (6.12)$$

ここで、 f_a [Hz] は圧電素子の反共振周波数、 C [F] は圧電素子の静電容量、 S [m²] は圧電素子の面積である。

式 (6.9) 中の弾性体内に伝わる音速 C_v [m/s] とヤング率 Y_d [Pa] はそれぞれ式 (6.13) と式 (6.14) より求められる^[5].

$$C_v = \sqrt{\frac{G}{\rho}} \quad (6.13)$$

$$Y_d = 4 \rho f_r^2 l^2 \quad (6.14)$$

ここで、 G [Pa] は弾性体の剛性率、 l [m] は圧電素子の円周方向の長さである。ゆえに、式 (6.9) の縦振幅 a_0 は式 (6.10) と式 (6.12) ~ (6.14) より、式 (6.15) のように表せることになる。

$$a_0 = \frac{2}{\pi} K_{31} l \sqrt{\frac{C}{t S G}} V_{in} \quad (6.15)$$

式 (6.15) において圧電素子の円周方向の長さ l , 厚さ t , 面積 S の物理量は, 温度に大きく依存しないため, 縦振幅 a_0 の物理量に影響を及ぼす物理量は, 電気機械結合係数 K_{31} , 静電容量 C , 弾性体の剛性率 G となる.

ここでは, 電気機械結合係数 K_{31} , 静電容量 C , 弾性体の剛性率 G の値から, 常温と低温での縦振幅 a_0 の値を定量的に求め比較する. -120 °Cにおける値がないため, -80 °C付近の値を低温として, 常温と比較する. 常温 (20 °C) と低温 (-80 °C) における電気機械結合係数は, それぞれ 16.2% と 12.9% であり, 常温 (20 °C) と低温 (-80 °C) における静電容量は, それぞれ 3000 pF と 2460 pF である^[4]. ステータの弾性体の材質はリン青銅であり, 常温 (22 °C) と低温 (-78 °C) におけるリン青銅の剛性率は, それぞれ 40.2 GPa と 42.7 GPa である^[6].

電気機械結合係数 K_{31} , 静電容量 C , 弾性体の剛性率 G の値と式 (6.15) を用いて, 常温と低温における縦振幅 a_0 を求めると, 常温 1 に対し, 低温では 0.699 が得られる. つまり, -80 °Cの縦振幅は 20 °Cに比べ小さくなり, 30.1% 減少する. 温度の低下は楕円状の軌跡である縦振幅と横振幅の両方を減少させ, 結果として回転速度の減少を引き起こす要因となることが推測される.

6.2.2 接着剤の耐寒性評価

接着剤に必要とされる性能には、第 5 章で述べたように硬化後の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挙げられる。-120℃の低温環境下においても、これら 3 つの性能が維持されていなければならない。宇宙用球面超音波モータの圧電素子に用いている TB2285 接着剤の構成材料は、5.2.2 項の表 5.2 からわかるようにエポキシ樹脂である。TB2285 接着剤の耐低温性能について評価する際、TB2285 接着剤の低温環境の解析データがないため、一般的なエポキシ樹脂の耐低温性能のデータをもとに推測し、検討する。

エポキシ樹脂は弾性率が大きく、硬くてもろい。つまり、せん断接着強さは大きい反面、はく離接着強さは小さい特徴を持つ。日本接着学会編接着ハンドブック第 3 版（1996）に記載されている一般的なエポキシ樹脂の温度変化によるせん断強さと剥離強さの変化をそれぞれ図 6.4^[7]、図 6.5^[8]に示す。エポキシ樹脂のせん断接着強さは図 6.4 に示すように低温領域では緩やかに低下しているが、常温の値と比べ、差が小さいことがわかる。ゆえに、TB2285 接着剤のせん断接着強さは低温環境下では維持されると推測できる。

エポキシ樹脂のはく離接着強さは図 6.5 に示すように、他の接着剤と比べ一番小さいが、高温から低温にかけて大きな変化がないことがわかる。TB2285 接着剤のはく離接着強さは表 5.2 より 627.7 N/m、つまり 0.640 kgf/cm であり、図 6.4 のエポキシ樹脂のはく離接着強さと同程度の値であるため、TB2285 接着剤のはく離接着強さも低温環境下では維持されると推測できる。

一般的な材料は低温になるにつれて硬くなり、硬度が高くなる。つまり、TB2285 接着剤も同様に、低温になるにつれて、硬度が高くなると思われる。しかしながら、低温になるにつれて、接着剤の層内部で応力が働くため、材料全体でもろくなると考えられ、強い振動や衝撃に影響する恐れがある。

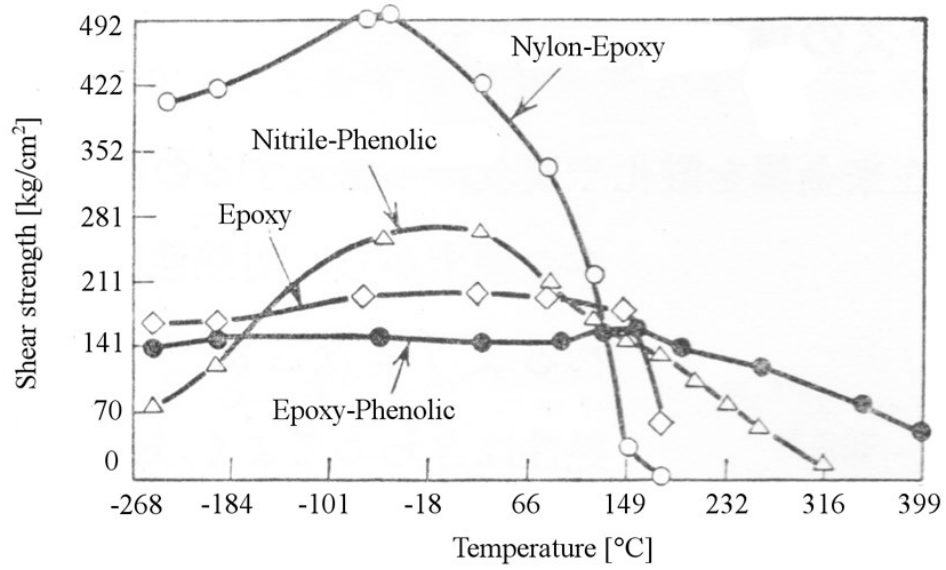


Fig. 6.4 Shear strength of the adhesive

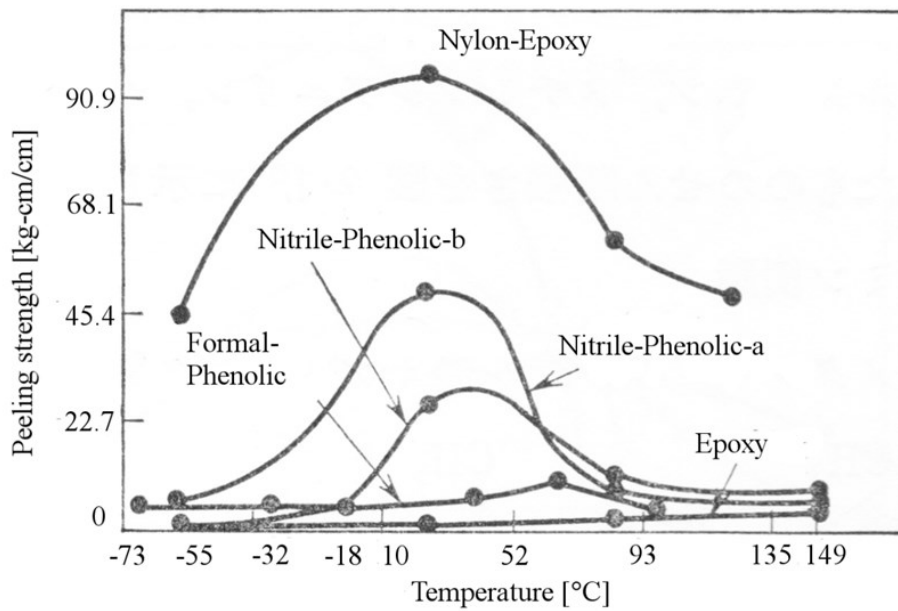


Fig. 6.5 Peeling strength of the adhesive

6.3 低温環境による実験

6.2 節において低温環境下においても圧電素子と接着剤の性能の評価の検討をおこなった。そこで、実際に宇宙用球面超音波モータを恒温槽内に入れて、低温環境下での駆動実験をおこない、その後、耐寒性の評価をおこなった。

6.3.1 実験装置および実験方法

宇宙用球面超音波モータの駆動方向をガイドレールの左右方向のみに制限した。20 秒間ガイドレールの左右方向に駆動可能な範囲を往復させ、この様子をビデオカメラで撮影し映像のフレーム数から回転速度を算出する。20 秒間駆動させた後、約 10 秒駆動を停止し再び 20 秒間駆動させる。この 20 秒間の駆動状態と 10 秒間の駆動停止を繰り返し行い、積算駆動時間に対する回転速度の変化を測定した。駆動中は熱電対によってステータ側面の温度を測定した。

本実験で使用した島津製作所社製の温度可変型恒温槽 (TCLN-382) を図 6.6 に示す。この恒温槽は温度可変型引張試験機のため、高さ 600 mm、幅 382 mm、奥行き 382 mm の大きさで、上下には直径 10 cm の穴があいている。2 つの穴は上下方向から引張試験器具を取り付けるチャック穴である。加熱は内部ヒータによっておこない、冷却は外部に取り付けるジェック東理社製のタンク (SP-120) を用いて液化窒素ガスを内部に噴射しおこなう⁹⁾。タンクを図 6.7 に示す。恒温槽とタンクの詳細を表 6.1 と表 6.2 に示す。本実験は 5.3.3 項に用いた図 5.9 の実験装置を、図 6.6 に示す恒温槽内に入れておこなった。宇宙用球面超音波モータの駆動は、恒温槽下部の穴から配線を通し、3.2.2 項の図 3.3 で示したモータドライバ SUSM-A に接続し、専用リモコンによって駆動させた。Agilent 社製インピーダンスアナライザ 4294A を用いて、宇宙用球面超音波モータのステータに用いている圧電素子のインピーダンスを測定した。

恒温槽内部に入れた実験装置と恒温槽を、常温の 20 °C から -120 °C まで約 2 時間かけてゆっくり冷却した。恒温槽内が低温の状態ですべての空気が内部に入ると恒温槽内で凍結が発生しやすくなるため、恒温槽の上下部にあいた穴を可能な限り密閉した状態で冷却した。以上の凍結対策を施し、-120 °C における宇宙用球面超音波モータの駆動実験をおこなった。しかしながら、以上の凍結対策を施したにも関わらず、-120 °C の実験では球ロータ表面が凍結し、十分な駆動ができ



Fig. 6.6 Thermostat chamber (TCLN-382)



Fig. 6.7 Liquid nitrogen tank for cooling

なかった. 図 6.8 に宇宙用球面超音波モータの $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$ のインピーダンスを示す. 実験結果より 2 つの共振周波数を示すピークは存在しており, 一定の圧電効果は維持しているものの, 反共振周波数より高い周波数付近に別のインピーダンスのピーク値が出現している. 図 6.9 に宇宙用球面超音波モータの $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$ における回転速度の変化を示す. 運転当初は見られなかった結氷が, 球ロータ表面に少しずつ付着していることが確認できた. そのため回転速度は低く, 最終的に積算駆動時間の 6 分を越えたところで停止した. 使用した温度可変型恒温槽では, さらに温度を低くできる機能があるものの, 上下部にあいた少しの隙間が原因で球ロータ表面に結氷現象を起こす結果となった. 今後は, 凍結をせず, 十分に駆動ができる低温度の $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ で駆動実験をおこなう.

Table 6.1 Specification of thermostat chamber

Temperature range	−180 ~ 320 °C
Test room dimension	382 mm × 382 mm × 600 mm
Temperature sensor	T-type thermocouple
Cooling system	Liquid nitrogen gas injection
heating system	Heater heating
Observation window	Made of glass, With anti-fog heaters 100 mm × 400 mm
Accuracy of temperature distribution (Empty chamber)	±1.0 °C (under 50 °C) ±1.5 °C (over 50 °C)
Heating-up period (Empty chamber)	RT~320 °C within 40 minutes
Cooling-down period (Empty chamber)	RT~−180 °C within 30 minutes
Tank material	Inside SUS / outside SPC

Table 6.2 Specification of tank

Capacity	[L]	120
Maximum filling pressure	[MPa]	0.3
Maximum design pressure	[MPa]	0.1
Safety valve set pressure	[MPa]	0.13
Filler content	[kg]	81
Empty tank weight	[kg]	76
Filled tank weight (About liquid nitrogen)	[kg]	157
External dimensions (External diameter × height)	[mm]	505 × 1350
Evaporation loss (About liquid nitrogen)	[L / day]	2.1
	[% / day]	1.7
Liquid supply	[L / min]	10

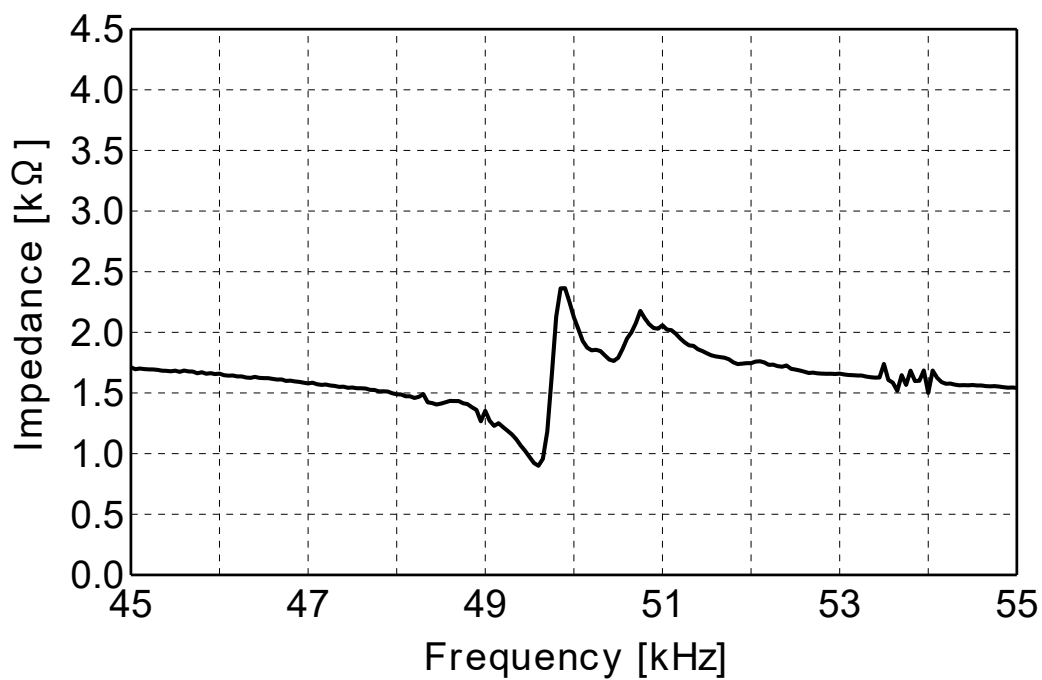


Fig. 6.8 Impedance characteristics at $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$

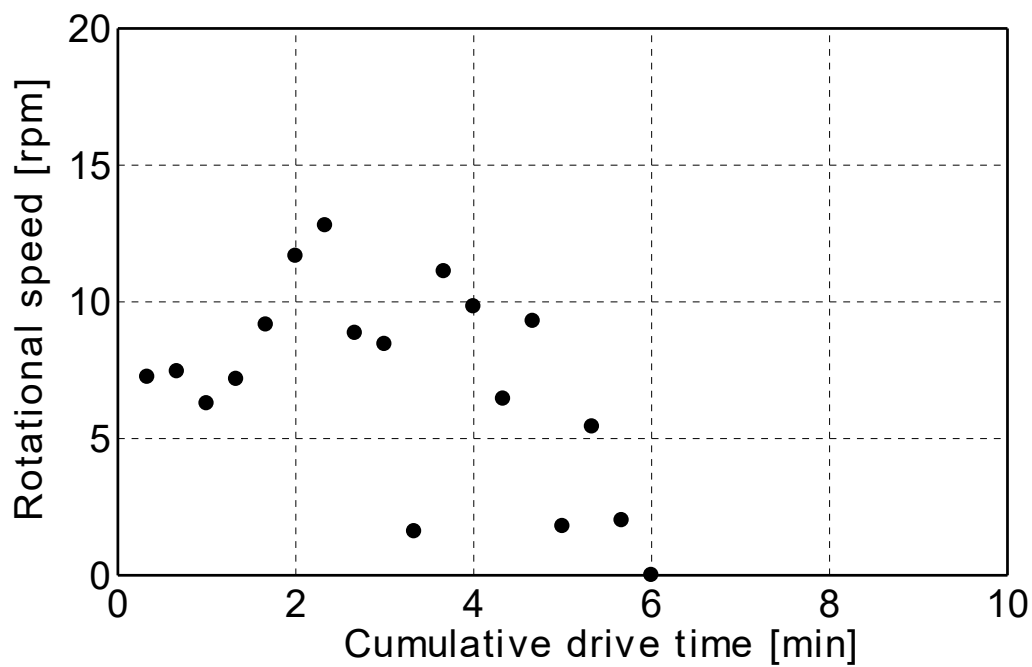


Fig. 6.9 Rotational speed of SUSM at $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$

6.3.2 低温実験の結果

恒温槽内部に入れた実験装置と恒温槽を，常温の 20 °C から -80 °C まで約 2 時間かけてゆっくり冷却し，実験をおこなった．図 6.10 に宇宙用球面超音波モータの開始時の 20 °C と冷却後の -80 °C のインピーダンスを示す．図 6.10 のインピーダンスの結果から -80 °C の低温環境下においても常温と同様にインピーダンス曲線の鋭さは失われず，圧電性を維持していることがわかる．表 6.3 には，図 6.10 から得られた共振周波数 f_r ，反共振周波数 f_a の値から電気機械結合係数 K_{31} を導出した結果を示す．

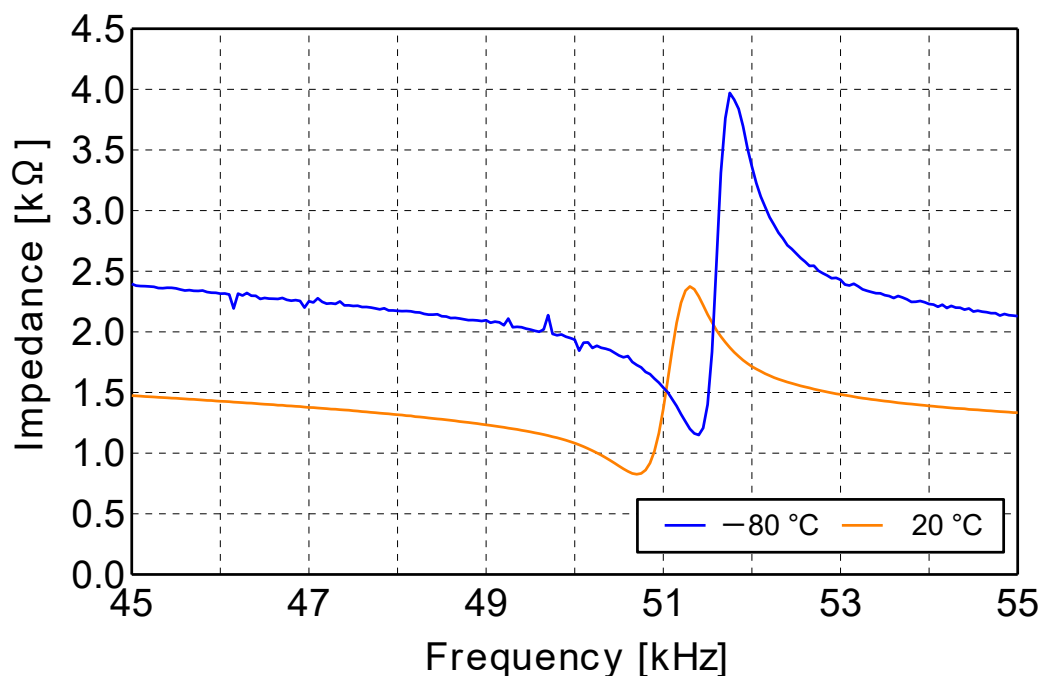


Fig. 6.10 Comparison of impedance characteristics at 20 °C and -80 °C

Table 6.3 Comparison of electro-mechanical coupling factor

Temperature [°C]	f_r [kHz]	f_a [kHz]	K_{31} [%]
20	50.75	51.30	16.22
-80	51.40	51.75	12.90

図 6.11 に宇宙用球面超音波モータの $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ における回転速度の変化を示す。実験結果より、 $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ の低温下では宇宙用球面超音波モータの積算駆動時間は 61 分 20 秒となった。時間が経過するにつれて、宇宙用球面超音波モータの回転速度が減少していき、61 分 20 秒で停止した。回転速度が減少し、停止した原因として以下の 3 つの理由を考える。

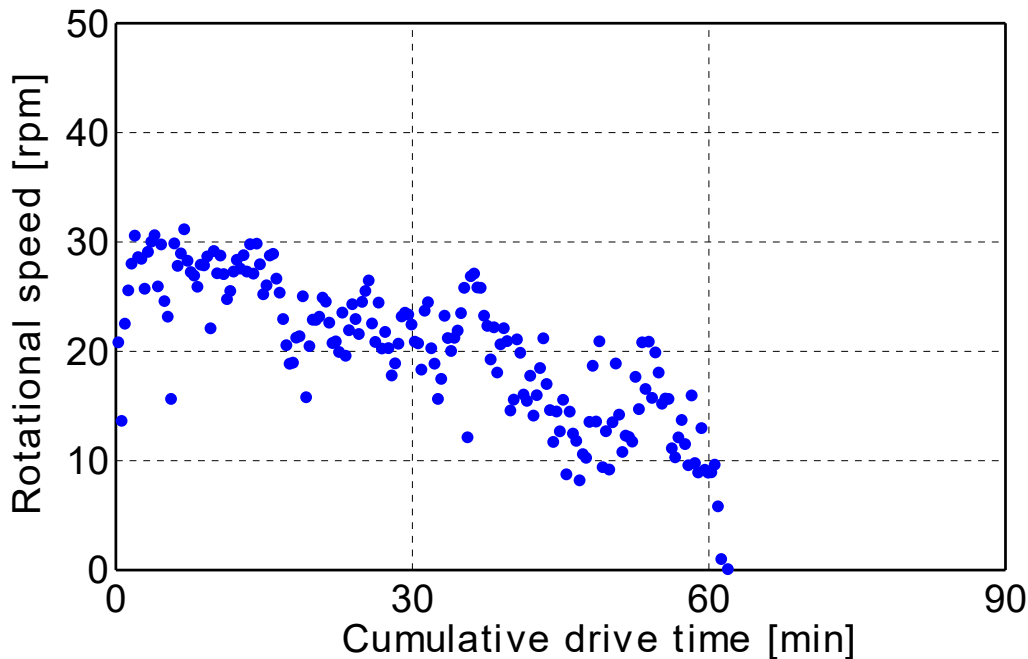


Fig. 6.11 Rotational speed at $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$

1 つ目は、6.2.1 項で述べたように、低温域になることでステータの振幅が小さくなったことが考えられる。ステータの側面は常に熱電対を用いて温度を計測している。十分時間を掛けて冷やした実験開始時は、側面の温度が $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ であることを確認した。計測ができないステータ内部では $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ になっていない可能性がある。ステータ内部は時間が経過するにつれてゆっくりと $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ になり、それに伴いステータの振幅が少しずつ小さくなり、最終的に回転速度が減少していく。また、駆動時における圧電素子の発熱によって、ステータの温度が一時的に $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ より高くなり、ステータの振幅が大きくなるが、瞬時に周囲へ熱が放出されることによって、再びステータの振幅は小さくなり、回転速度が減少したと考えられる。ステータ内部の温度は $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ より低くなることはありえないと考えられるため、低温時にステータの振幅が小さくなり、回転速度の減少の原因にはなるが、途中で

停止した原因にはならないと推測される。

2つ目は、短時間で圧電素子が発熱し、周囲へ熱が放出されることで、それに起因する熱衝撃が原因で接着剤の接着強さが劣化したことが考えられる。もし、接着強さが劣化したと推察すると、常温に戻したときも回転速度が減少するはずである。そこで、さらに $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ の駆動実験で用いた宇宙用球面超音波モータを常温 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ に戻し、再び駆動実験をおこなった。そのときの回転速度の結果を図6.12に示す。実験結果より、回転速度が減少することなく、90分間の積算駆動ができたことを確認し、90分間で駆動を停止させた。この結果から熱衝撃による接着強さの劣化はないと考えられる。

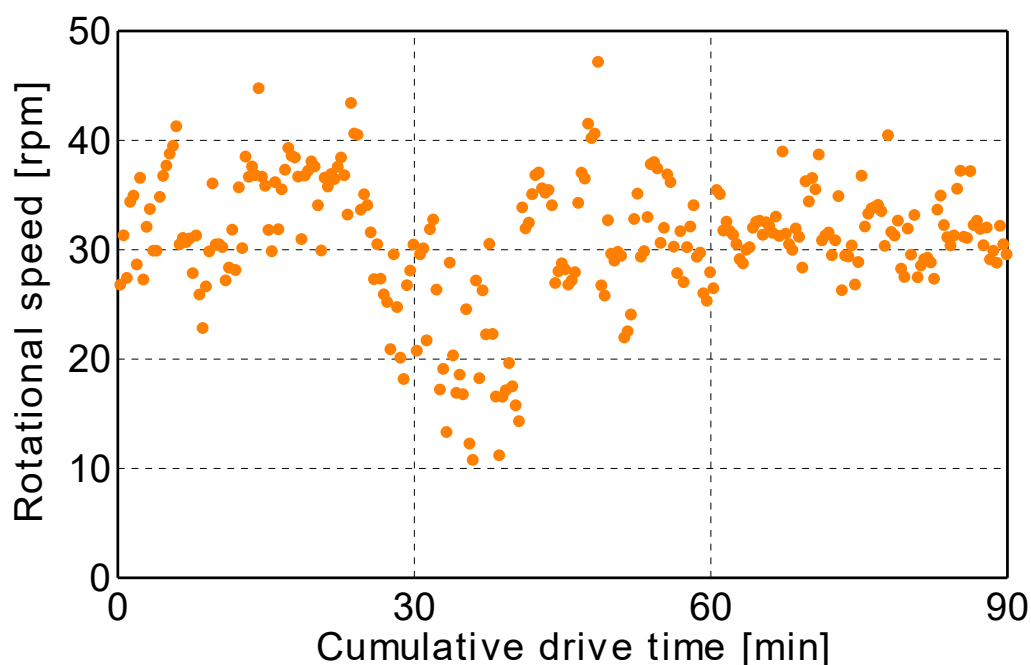


Fig. 6.12 Rotational speed at $20\text{ }^{\circ}\text{C}$

3つ目は、ステータと球ロータ間の摺動面に生じた結氷による凍結が考えられる。圧電素子は発熱するが、その熱は一瞬で周囲に放出される。周囲の環境が低いため、溶けては凍るの繰り返しを経て、結果として結氷物が堆積する。最終的に、結氷物がステータと球ロータの間の障害物となり、宇宙用球面超音波モータの回転速度を減少し、停止したと考えられる。

6.4 まとめ

本章では、高温対策を施した N6 圧電素子と TB2285 接着剤のステータを使った、新たに改良した宇宙用球面超音波モータを使って、大気中の低温環境で動作確認をした。−120 °C の低温でも、N6 圧電素子の特性に劣化は見られなかったが、結氷の影響で積算駆動時間 6 分で宇宙用球面超音波モータは停止した。使用機器の制限で、低温限界温度を −80 °C 環境に変更して、宇宙用球面超音波モータの熱負荷実験をおこなった。−80 °C でも、N6 圧電素子の特性は問題ないことが確認できた。回転速度の実験では、経過時間に伴い少しずつ回転速度が低下し、積算駆動時間約 60 分で停止した。停止の原因は N6 圧電素子や TB2285 接着剤ではなく、細かい結氷物がステータと球ロータの間の障害物になり、停止したと考えられる。つまり、低温でも高温対策で変更した N6 圧電素子と TB2285 接着剤が利用可能であることが確認できた。第 7 章では、宇宙空間で想定される高温環境と低温環境の繰り返しを考慮し、第 5 章「高温環境における評価」と第 6 章「低温環境における評価」を組み合わせた実験として、宇宙用球面超音波モータの回転速度、トルク測定、作動寿命測定、耐久性実験をおこなう。実験環境は大気中とする。

第7章 温度サイクルにおける評価

7.1 はじめに

宇宙空間において人工衛星や宇宙機は決められた軌道上を周回しており、軌道周回時は、直接太陽から放射される熱エネルギーを受けるときや、衛星が地球の影に入ることで、まったく太陽から熱エネルギーを受けないときがある。軌道周回では、その繰り返しが常に継続する。宇宙空間で宇宙用球面超音波モータを使用するためには、高温環境と低温環境の両方で駆動する必要があり、第5章では高温環境、第6章では低温環境において、宇宙用球面超音波モータの特性を評価した。軌道周回時に、高温環境と低温環境が交互に繰り返されることで、宇宙用球面超音波モータは大きな温度サイクルに伴う熱衝撃を受けることになる。N6圧電素子や接着剤は、高温環境と低温環境の温度環境が維持した状態では問題なかったが、温度サイクルが起きた場合のステータの検討をする。7.2節では、温度サイクルがステータに及ぼす影響を検討する。7.3節では、温度サイクルによる宇宙用球面超音波モータの性能評価として、トルクの特性を調査する。7.4節では、トルクと回転速度の特性評価をおこなう。7.5節では、回転速度の特性評価をおこなう。

7.2 ステータに対する温度サイクルの影響

宇宙用球面超音波モータに使われているステータは異なる素材で構成された精密加工部品であり、各材料の熱膨張率の整合は温度サイクルにおいて重要である^[1]。接合部の材料の熱膨張率が大きく異なると、短時間の温度サイクル、つまり熱衝撃を受けた際に、接合部に亀裂が入る恐れがある。ステータは、弾性体とN6圧電素子をTB2285接着剤により貼り付けた構造である。弾性体の材質はリン青銅であり、熱膨張率は 1.82×10^{-6} /°Cである。N6圧電素子の主成分はジルコン酸チタン酸鉛であり、熱膨張率は 1.2×10^{-6} /°Cである。TB2285接着剤の熱膨張率は 33.0×10^{-6} /°Cである。それぞれの材質の熱膨張率が大きく異なるため、宇宙用球面超音波モータは急激に変化する熱衝撃に弱い可能性が考えられる。

ここで宇宙空間の高度、人工衛星の速度における熱衝撃の度合いを考える^[2]。地

球に近い低軌道上では、地球の重力に逆らい飛行するため人工衛星の速度は毎秒約 8 km 程度と速い。その速度では軌道周期が 90 分程度であるため、高温と低温の温度サイクル時間が短いことになる。一方、地球から遠く離れ、静止軌道を航行する中・高軌道上では、毎秒数 km の速度でゆっくりと飛行し、軌道周期が 24 時間以上と長いため、高温と低温の温度サイクル時間は長くなる。サイクル時間が長い場合は、ステータの各材質の熱膨張率が大きく異なっても、ゆっくりと膨張と収縮をおこなうため接合部に亀裂が入りにくい。宇宙用球面超音波モータを安全に使うためには、使用範囲が中・高軌道上に限定されることになるが、温度サイクルの性能を知り、適切な対策を施せば、低軌道上でも使用可能であると考えられる。

7.3 トルクの特性評価

温度サイクルでのトルク計測をするために、3.3.2 項の図 3.9 に示した実験装置を改良し、プーリとばねばかりを取付けて使用した。宇宙用球面超音波モータの出力棒にワイヤを取付け、プーリを介して恒温槽下部からワイヤを外に出し、ばねばかりに取付ける。本実験で使用するばねばかりは、最大荷重が 1.1 N、最小目盛が 0.02 N である。宇宙用球面超音波モータを駆動させながら、ばねばかりの値を読み取ったのち、トルクを算出した。

本実験では外部に取り付けるばねばかりを使用するため、恒温槽下部を開放した状態で計測する必要があった。下部を開放すると 6.3.1 項と同様の理由により、 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下になったときに宇宙用球面超音波モータは結氷した。よって、本実験では低温環境における限界温度を $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ と設定し、 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ の範囲で温度を変化させ、トルクに与える温度変化の影響を評価した。

最初は温度を $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ まで上昇させ、その後、温度を $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ まで下降させ、再び温度を $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ まで上昇させる三段階に分けた温度サイクルである。温度変化が低速であると仮定し、1 時間で $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ の変化速度（1 分間で $1\text{ }^{\circ}\text{C}$ の温度変化）とした。温度サイクルの変化継続時間は約 6 時間である。トルクの計測は $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ に冷やす途中の $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ の四点でおこなった。

温度サイクル実験の結果を表 7.1 に示す。高温上限温度の $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ においてトルクの減少が見られるが、上昇中の $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、下降中の $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、低温下限温度である $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ においては安定した高トルクが発生している。このことから、常温から結氷が起きない低温環境では、安定したトルクが得られ、高温になりトルクの減少が起きたとしても、常温に戻ることで高トルクに復帰すると推測される。

Table 7.1 Measurement results of torque in temperature cycle

Temperature [$^{\circ}\text{C}$]	Torque [mNm]
20 (20 to 120 $^{\circ}\text{C}$)	12.5
120	6.0
20 (120 to $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$)	11.5
-50	13.3

7.4 トルクと回転速度の特性評価

超音波モータには低速域で高トルクとなる特性を持っている。そこで、常温、高温、低温の温度サイクルにおいて、球面超音波モータのトルクと回転速度の特性の評価をおこなう。

3.3.4 項の図 3.11 に示した実験装置を改良し、実験装置のワイヤにおもりを取付けた状態で、宇宙用球面超音波モータを駆動させ、回転速度を計測した。恒温槽下部を開放した状態でワイヤに取付けるおもりの質量を変えて、それぞれの質量における回転速度を計測することによりトルクと回転速度の特性を求めた。おもりは 5 g, 10 g, 20 g の 3 種類の分銅を用い、組み合わせにより無負荷から最大 35 g までの 5 g 刻みの質量条件で計測した。図 3.11 に示したガイドレールの左右方向へおもりを引っ張るように 5 回動かし、ビデオカメラで撮影した映像のフレーム数から回転速度を算出した。

本実験も 6.3.1 項と同様の理由により、20 °C、120 °C および -50 °C の環境でそれぞれ実験をおこなった。実験結果を図 7.1 に示す。

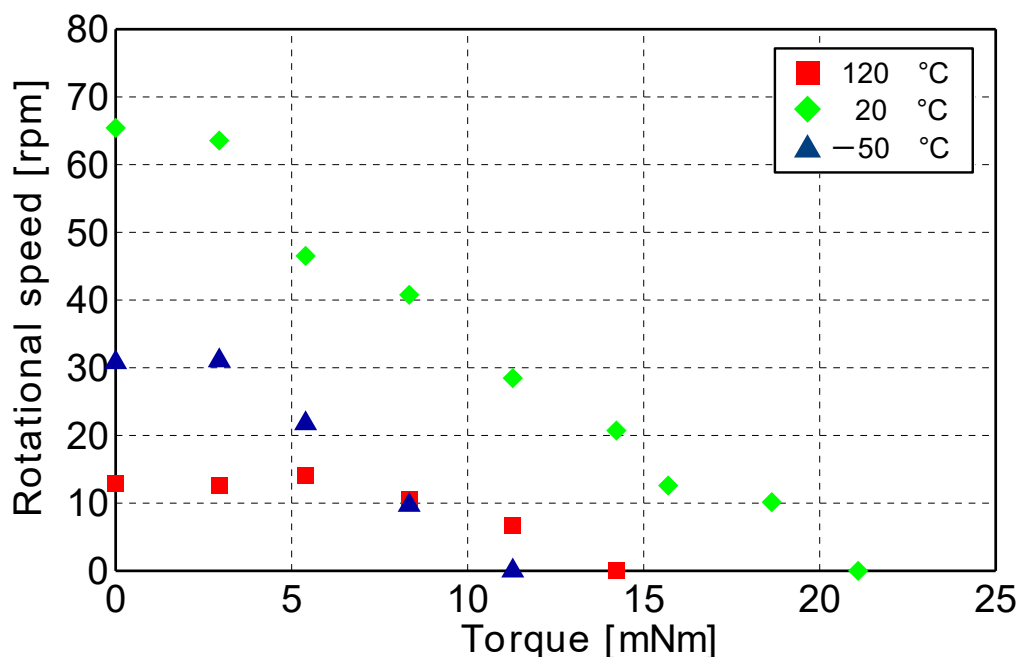


Fig. 7.1 Comparison of torque - rotational speed in temperature cycle

一般的な超音波モータ^[3]、球状回転子と円柱状振動子を有する多自由度超音波モータにおいては、トルクと回転速度特性の関係が、垂下特性を示すことが知られており^[4]、宇宙用球面超音波モータにおいても同様に垂下特性が得られた。また、低速域で高トルクとなる特性が高温、常温、低温のいずれにおいても維持されている。

一方、トルクと回転速度の特性は常温に比べ、低温および高温の両方の温度環境で低下した。常温に比べ低温で低くなった原因は、圧電素子の特性によると考えられる。−50℃は−80℃よりも高い温度ではあるが、6章で述べた電気機械結合係数 K_{31} 、静電容量 C 、弾性体の剛性率 G の各パラメータの温度変化が起因して、常温の縦振幅 a_0 より小さくなることが予測され、振幅の減少が原因で回転速度が減少したと考えられる。常温に比べ高温で低くなった原因は、圧電素子の圧電性の低下と、圧電素子と弾性体を接着している接着剤の硬度の低下によると考えられる。本実験で使用したTB2285接着剤はガラス転移点が180℃である材料である。周囲の温度が120℃であれば、ガラス転移点の状態まで達していないと考えられるが、高温になると接着剤の硬度は低下することがある。また、圧電素子は電圧を印加すると発熱するため、発熱が原因で接着剤の硬度を低下させたと考えられる。

7.5 回転速度の特性評価

3.3.1 項の図 3.8 に示した実験装置を使い、回転速度を計測した。温度を $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ の範囲で変化させ、 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ ごとに宇宙用球面超音波モータの回転速度を計測した。最初に、温度を $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ まで上昇させ、その後 $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ まで下降し、再び $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ から $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ まで上昇させた三段階に分けた温度サイクルである。宇宙空間の低軌道を模擬し、温度変化が低速であると仮定し、1時間で $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ の変化速度（1分間で約 $1.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ の温度変化）とした。温度サイクルの変化継続時間は約12時間である。モータの動作を一方向（左右方向）に制限するために2本のガイドレールを取り付け、往復駆動する範囲は 106 度である。回転速度の計測は、20秒間、宇宙用球面超音波モータを駆動させた様子をビデオカメラで撮影し、撮影した映像のフレーム数から算出した。はずれ値を取り除くため、最大値と最小値を除き、算出した平均値を測定結果とした。また、各温度環境におけるステータの圧電素子のインピーダンスを計測した。インピーダンスの結果を図 7.2 に示す。全ての温度環境において圧電素子にみられるインピーダンス曲線の鋭さを示すことから、圧電性は維持されていると考えられる。また、温度サイクル中の同じ $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ において、共振周波数と反共振周波数の値にわずかな違いが見られるが、インピーダンスのピーク値は得られている。共振周波数と反共振周波数においてインピーダンスのピーク値が現れる結果が得られたことから、温度変化を繰り返す温度サイクルにおいて、インピーダンス特性が維持されると推測できる。

回転速度の結果を図 7.3 に示す。計測開始直後の $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ は高い回転速度が出力されていたが、 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ を超えたところで急激に回転速度が低下した。その後、冷却サイクルにおいて高い回転速度に復帰するが、低温になるにつれて回転速度は減少した。低温環境では回転速度は低く温度に依存せずほぼ一定の値を示した。再び温度を上昇させることで回転速度は元に戻ることが確認できた。

高温における回転速度の低下は圧電素子の圧電性の低下と接着剤の硬度の低下によると考えられる。一方、低温における回転速度の著しい低下の原因は、摺動面に発生する結氷が考えられる。一度、高温にしてから低温にしたことで宇宙用球面超音波モータと恒温槽内の温度差が大きくなり結氷しやすくなる。その結果、本来

十分低い温度で起きるはずの結氷が0 °C付近から始まり、結氷が原因で急激に回転速度を低下させたと考えられる。実験後に球ロータを十分に乾燥させ、宇宙用球面超音波モータを駆動させると、ステータの接着剤の剥離は見られず、宇宙用球面超音波モータは正常に駆動したことを確認した。

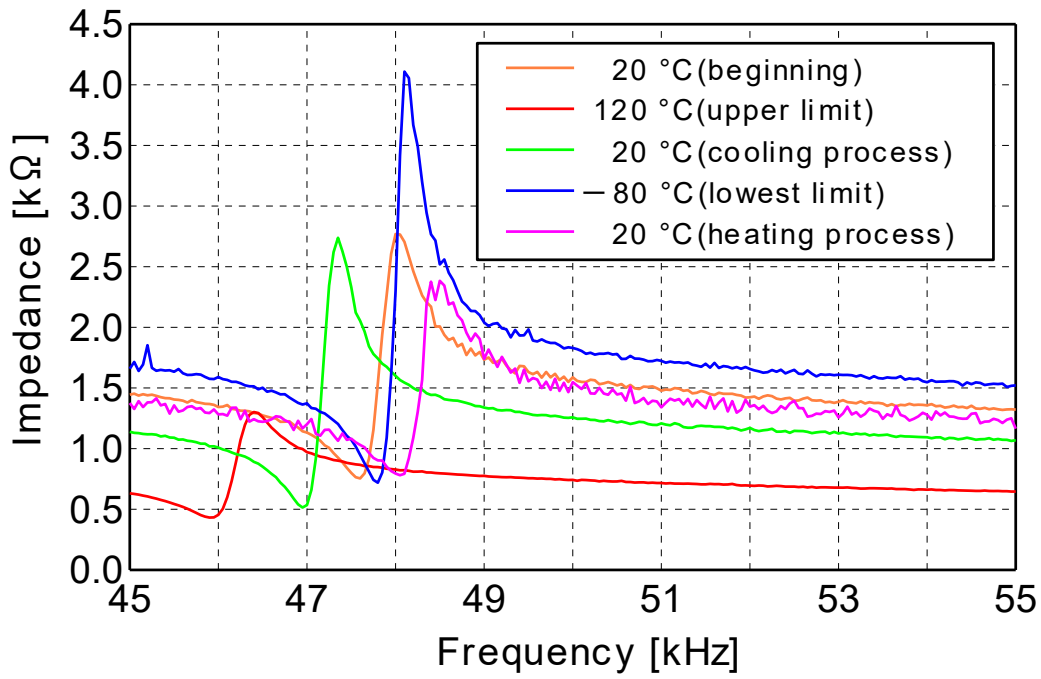


Fig. 7.2 Comparison of impedance characteristics in temperature cycle

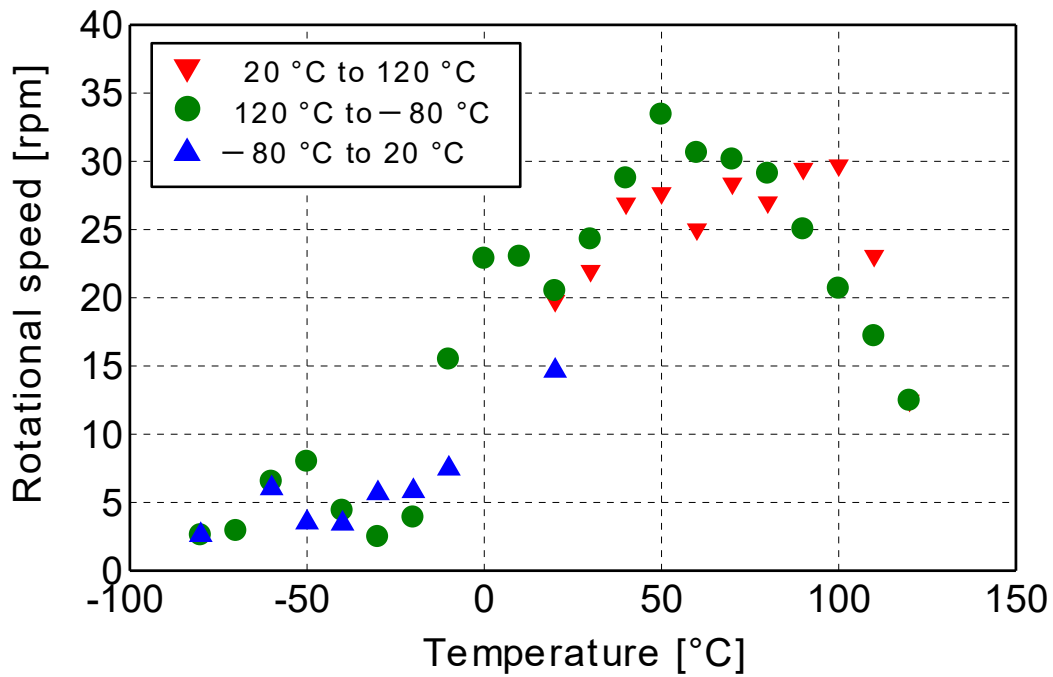


Fig. 7.3 Rotational speed in temperature cycle

7.6 まとめ

本章では、高温環境と低温環境が交互におこなわれる宇宙空間を考慮し、宇宙用球面超音波モータに、高温・低温が交互に繰り返される温度サイクル負荷実験をおこなった。ステータの部品である N6 圧電素子や接着剤は、高温環境と低温環境の温度環境が維持した状態では問題なかったが、温度サイクルが起きた場合の検討をした結果、ゆっくりした温度サイクルであれば、両者は特性を維持することが示されたため、大気中で、長時間をかけた温度サイクル実験をおこなった。装置の制限から低温限界温度は $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ とした。常温 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ から実験を開始し、 $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ の高温を境に、低温へ推移し、 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ で折り返し、再び常温の $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ に戻す際のトルク計測をおこなった。高温の $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ ではトルクの減少がみられたが、再び低温に推移すると、トルクが通常に戻ることが確認できた。温度サイクルにおいて、どの温度帯でも圧電素子の特性劣化はみられなかった。装置の制限から低温限界温度は $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ とした回転速度の実験では、常温から高温に温度が変化すると回転速度は上昇するが、限界の高温付近になると低下した。再び、低温になると回転速度は上昇するが、常温から低温限界に温度が変化すると、回転速度は徐々に低下し、停止こそしないものの、非常にゆっくりとなった。温度が常温に戻ることで、元の回転速度に復旧した。

第 8 章 耐振動性と耐衝撃性の評価

8.1 はじめに

人工衛星や宇宙機はロケットに搭載され、宇宙空間まで運ばれたのちに、展開利用される。ロケットの打ち上げ時にはさまざまな振動を受ける。2013 年に打ち上げられたイプシロンロケットの衛星搭載環境の設定として、JAXA では、準静的加速度、正弦波振動、音響、衝撃、ランダム振動を挙げている^[1]。宇宙用球面超音波モータを宇宙空間で利用するためには、ロケット打ち上げ時に受ける機械的環境を満たす必要があるため、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなう。

8.2 節では、宇宙用球面超音波モータの固有振動数を算出し、打ち上げ時の振動が宇宙用球面超音波モータに及ぼす影響を調査する。

8.3 節では、宇宙用球面超音波モータの耐振動性の評価として、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動による加振実験をおこない、得られた結果から耐振動性の特性を評価する。

8.4 節では、宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の評価として、重力加速度の 20 倍から 40 倍の加速度が加わったことを想定した加振実験をおこない、得られた結果から耐衝撃性の特性を評価する。

8.5 節では、宇宙用球面超音波モータにスラスタを取り付けたスラスタモデルを想定し、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこない、両者の特性を評価する。

8.2 宇宙用球面超音波モータの固有振動数の導出

ロケット打ち上げ時において、ロケット本体に発生する振動が、宇宙用球面超音波モータの固有振動数と一致すると、共振現象を起こし、宇宙用球面超音波モータを破壊するだけでなく、他の宇宙部品と接触する恐れがある。一般に、ロケットの搭載機器は、正弦波振動の振動帯域である 5~100 Hz を避け、固有振動数を 100 Hz 以上になるように規定されている²⁾。この値を基準固有振動数と定義する。宇宙用球面超音波モータの固有振動数を理論的かつ実験的に導出することで、ロケット打ち上げ時に発生する正弦波振動と宇宙用球面超音波モータが共振現象を起こさないことを示す。

8.2.1 ホルダの固有振動数導出

宇宙用球面超音波モータのステータは図 8.1 に示す板ばね構造のホルダで取り付けられている。板ばねはステータの押付力となっている。打ち上げ時に受ける振動は、ホルダの部分が最も振動を受けると考えられることから、理論式を用いてホルダ単体の固有振動数を導出し、ロケットの正弦波振動によって共振現象を起さないことを示す。

図 8.1 に示すホルダの赤枠部分のねじ穴は宇宙用球面超音波モータの本体に密着固定されているため、振動を受けず変形が起きにくい部分であり、最も振動変形を受ける部分は赤枠以外のホルダ部分と考えられる。そこで、図 8.2 に示すように宇宙用球面超音波モータの本体に密着固定する部分を固定端とし、ステータに取り付ける部分を自由端とした場合の、板ばねの固有振動数を導出する。板ばねの固有振動数は式 (8.1) から導出ができ、図 8.2 での代表的な振動を受ける矢印方向の 1 次固有振動数 f_1 が求められる。ここでは、板ばねの 1 次固有振動数をホルダの 1 次固有振動数とみなす。

$$f_1 = \frac{1}{2\pi} \frac{\lambda_1^2}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \quad (8.1)$$

$$I = \frac{1}{12} bh^3 \quad (8.2)$$

$$A = bh \quad (8.3)$$

式 (8.1) ~ (8.3) 中の f_1 [Hz] は固有振動数, λ_1 [Hz] は固定端と自由端の板ばねの 1 次固有振動数, L [m] は板ばねの長さ, E [Pa] はヤング率, I [m⁴] は断面 2 次モーメント, ρ [kg/m³] は板ばねの密度, A [m²] は板ばねの断面積, b [m] は板ばねの幅, h [m] は板ばねの厚みである. 図 8.1 に示すホルダの赤枠以外の部分はテーパ形状と圧電素子を取り付ける円形状を有しているため, 幅 b は一様ではない. 式 (8.2) ~ (8.3) を用いることで幅 b の項は消去されるため, 幅 b は一様形状として考える. ホルダの 1 次固有振動数 f_1 [Hz] は式 (8.4) で示される.

$$f_1 = \frac{1}{2\pi} \frac{\lambda_1^2}{L^2} \sqrt{\frac{Eh^2}{12\rho}} \quad (8.4)$$

固定端と自由端の板ばねの 1 次固有振動数 λ_1 [Hz] は 1.8751 Hz, 板ばねの長さ L [m] は 40.5×10^{-3} m, 板ばねの高さ h [m] は 0.7×10^{-3} m であり, ホルダの材料が SUS301 ステンレス鋼材であることから, ヤング率 E [Pa] は 193×10^9 Pa, 板ばねの密度 ρ [kg/m³] は $7,900$ kg/m³ として式 (8.4) に代入すると, ホルダの 1 次固有振動数 f_1 [Hz] は 340.7 Hz として得られた. この値はロケットの搭載機器として要求されている基準固有振動数 100 Hz 以上であることから, ロケットの正弦波振動によって, 宇宙用球面超音波モータのホルダが共振現象を起こさないことを示している.

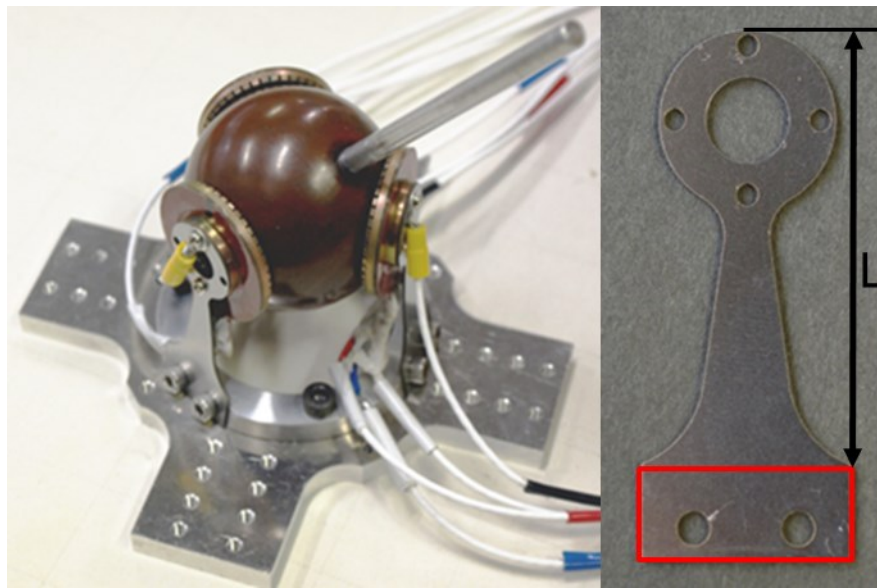


Fig. 8.1 SUSM and holder

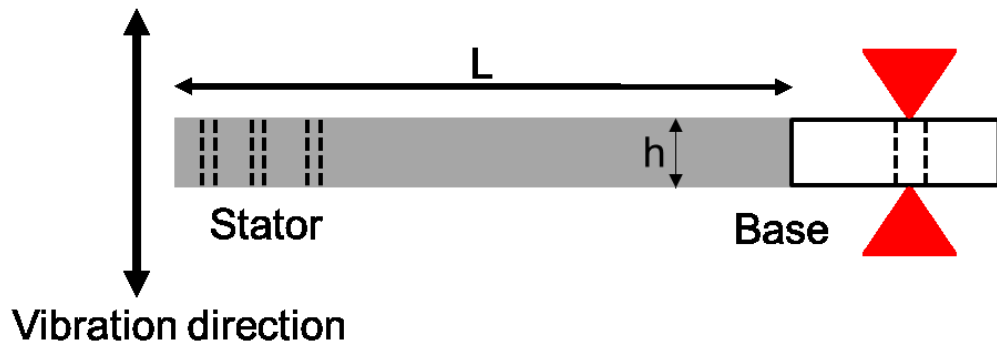


Fig. 8.2 Bending vibration of holder

8.2.2 有限要素法解析を用いた宇宙用球面超音波モータの固有振動数導出

ロケット打ち上げ時に想定される振動は、ロケットの機軸方向と機軸の直交方向に受けるため、宇宙用球面超音波モータの固有振動数においても、2方向の振動に対して導出する必要がある。8.2.1 節ではホルダ単体の固有振動数を理論式から導出したが、図 8.2 の矢印方向の振動に対しての固有振動数しか求めていない。ここでは、宇宙用球面超音波モータの固有振動数を導出するため、図 8.1 に示す宇宙用球面超音波モータに対して計算モデルを作成し、有限要素法による固有振動解析をおこなった。計算モデルを図 8.3 に示し、有限要素法解析に用いるソフトウェアは NX Nastran ver. 9.0 である。

有限要素法による解析結果の精度は物体のメッシュサイズの切り方、材料の物性値、荷重条件、拘束条件に依存する。有限要素法ではメッシュサイズが小さければ小さいほど解析結果の精度が高められ、ある範囲を超えると解析結果は収束する。有限要素法解析の結果は理論式から求めた結果よりも精度の高い値が得られることから、宇宙用球面超音波モータの固有振動数は、8.2.1 節で求めたホルダ単体の 1 次固有振動数の理論解 340.7 Hz 以上になると考えられる。有限要素法で用いるメッシュサイズ、要素数、接点数を表 8.1 に示し、各種材料の物性値を表 8.2 に示す。荷重条件は固有振動解析であるため設定しない。拘束条件はベースの固定用ねじ穴下面を完全拘束とする。宇宙用球面超音波モータのように単体の部品を複数組み上げたモデルの場合、組み上げの条件によって解析結果が異なる。特に宇宙用球面超音波モータの場合はステータと球ロータは摺動面に働く摩擦力とホルダの剛性による押付力により、球ロータは保持されているため、ステータと球ロータの結合条件は並進 3 自由度結合にする。

図 8.3 に示した計算モデルの固有振動解析の結果を表 8.3 に示す。また、図 8.3 のように XYZ 座標を設定した際のそれぞれの 1 次固有振動モードをそれぞれ図 8.4, 図 8.5, 図 8.6 に示す。黄色で示されたモデルは初期状態で振動前のモデルを示す。表 8.3 から宇宙用球面超音波モータの 1 次固有振動数として 598.71 Hz を得た。8.2.1 節で求めたホルダ単体の理論解 340.7 Hz よりも大きいため、精度の高い解析結果であるといえる。つまり、宇宙用球面超音波モータはロケットの搭載機器として要求されている基準固有振動数 100 Hz 以上であることから、ロケットの正弦波振動と共振現象を起こすことはないと理論的に証明することができた。

ここで、有限要素解析から得た宇宙用球面超音波モータの 1 次固有振動数が 8.2.1 節で求めたホルダ単体の 1 次固有振動数より約 250 Hz 以上も大きくなった原因について考察する。有限要素解析の場合は、ステータと球ロータの摺動面に働く摩擦力とホルダの剛性による押付力により、球ロータと 3 つのホルダが一体となっているため、振動しにくい構造としてモデル化され、その結果で 1 次固有振動数が約 250 Hz 以上も大きくなったと考えられる。

固有振動モードについて考察する。X 軸方向の 1 次固有振動モードは図 8.4 から 3 つのホルダが同時にねじれながら X 軸方向に振動している。Z 軸方向の 1 次固有振動モードは図 8.5 から 1 つのホルダがへこんでいるのに対して、他の 2 つのホルダが大きくねじれるようにして Z 軸方向に振動している。Y 軸方向の 1 次固有振動モードは図 8.6 から 3 つのホルダが同時にへこむようにして球ロータが Y 軸方向に振動している。Z 軸方向の 1 次固有振動数 (589.71 Hz) が X 軸方向の 1 次固有振動数 (589.54 Hz) よりも少しだけ大きい理由として、X 軸方向では 3 つのホルダが均等にねじれているが、Z 軸方向では 2 つのホルダだけしかねじれておらず、そのねじれに必要な負荷が加わるためであると考えられる。Y 軸方向の 1 次固有振動数 (1,422.64 Hz) が X 軸方向と Z 軸方向の 1 次固有振動モードに比べて 2 倍以上の値を有している理由として、ホルダの傾きが XZ 平面に対して急であり、X 軸方向と Z 軸方向に比べて振動が起きにくいいためであると考えられる。

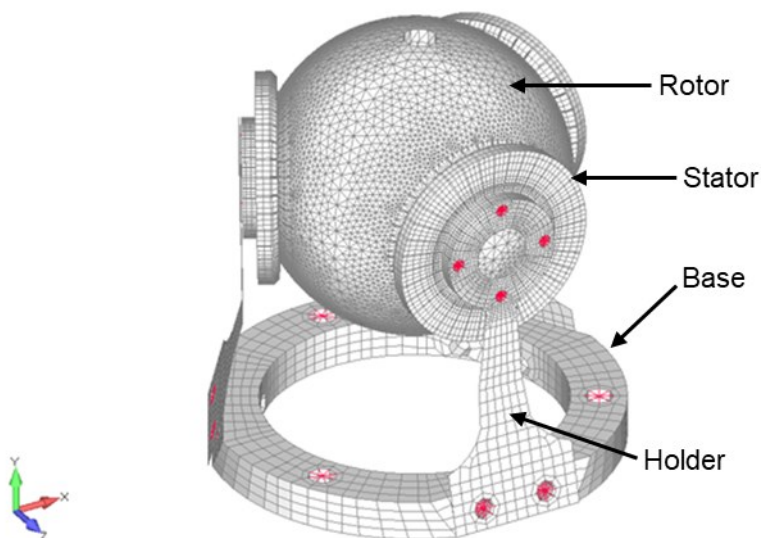


Fig. 8.3 Structural analysis model of SUSM

Table 8.1 Number of elements and nodes

Number of elements	Number of nodes
104,871	163,411

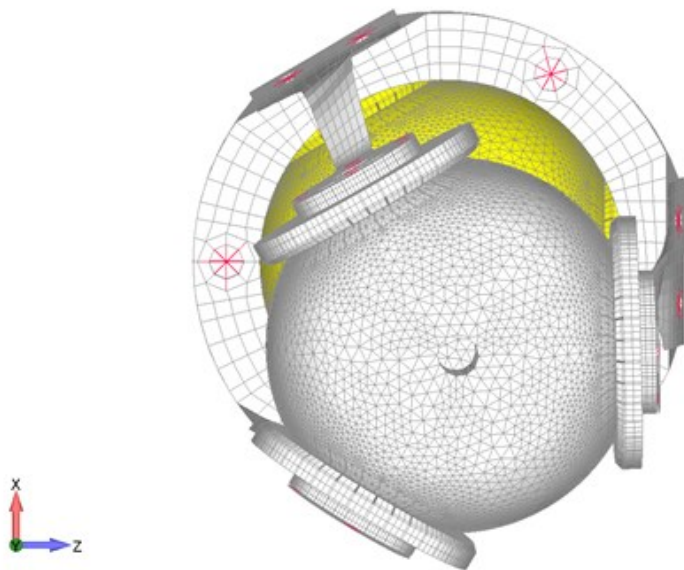
Table 8.2 Material property values of SUSM

Parts	Material	Longitudinal elastic modulus [MPa]	Poisson's ratio [-]	Density [kg/m ³]
Base	A2017	72,300	0.33	2,790
Holder	SUS301	193,000	0.30	7,900
Stator	Phosphor bronze	110,000	0.33	8,800
Rotor	PEEK	3,861	0.40	1,300
Screw	SUS304	193,000	0.30	7,900

Table 8.3 Results of natural vibration analysis

Mode number	Natural frequency [Hz]	Remarks
1	598.54	X Primary
2	598.71	Z Primary
3	1,133.21	
4	1,422.64	Y Primary
5	1,569.09	
6	1,569.19	
7	5,084.35	
8	5,084.52	
9	5,490.16	
10	6,385.24	

Output Set: Mode 1, 572.7532 Hz
Deformed(113.1): Total Translation



Output Set: Mode 1, 572.7532 Hz
Deformed(113.1): Total Translation

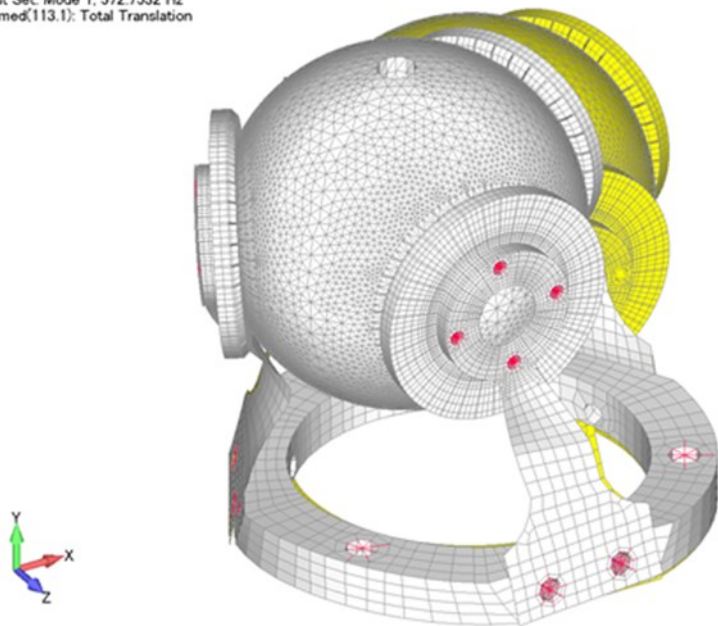
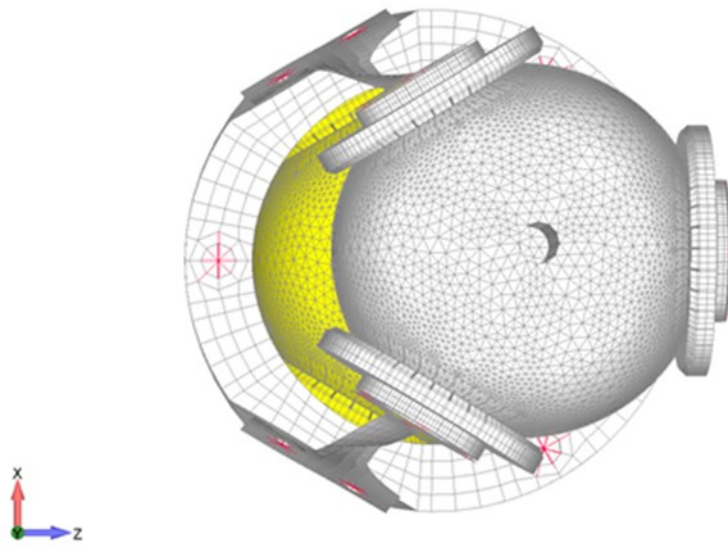


Fig. 8.4 Primary natural vibration mode in the X direction

Output Set: Mode 2, 572.9434 Hz
Deformed(112.3): Total Translation



Output Set: Mode 2, 572.9434 Hz
Deformed(112.3): Total Translation

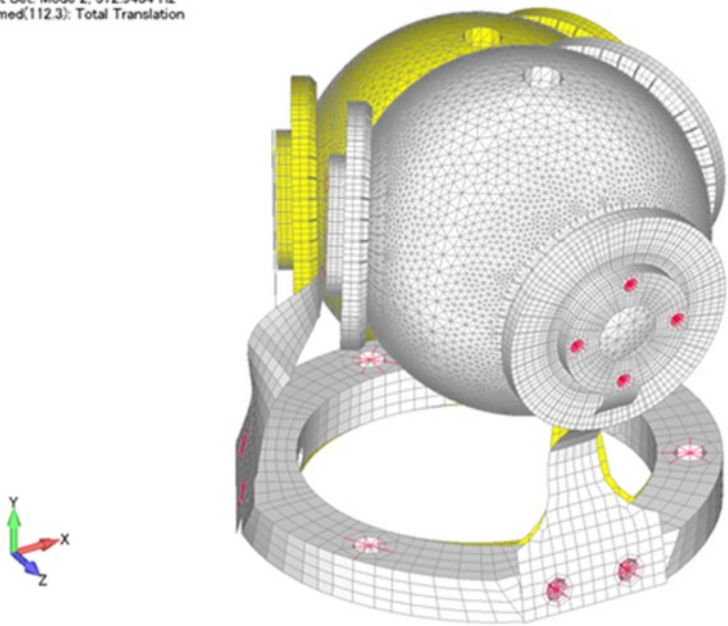
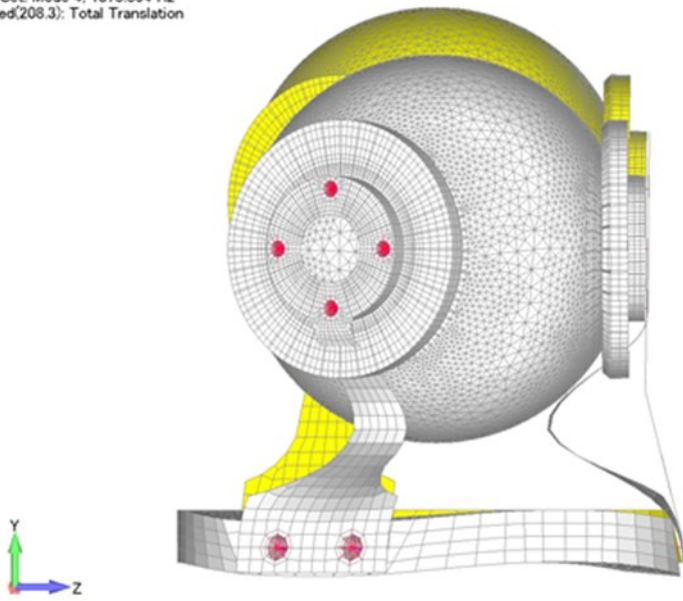


Fig. 8.5 Primary natural vibration mode in the Z direction

Output Set: Mode 4, 1378.854 Hz
Deformed(208.3): Total Translation



Output Set: Mode 4, 1378.854 Hz
Deformed(208.3): Total Translation

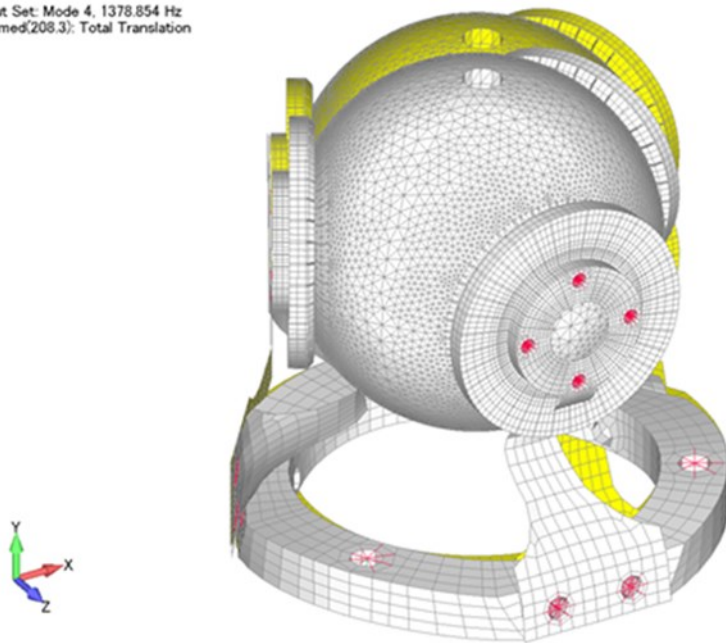


Fig. 8.6 Primary natural vibration mode in the Y direction

8.2.3 加速度センサを用いた宇宙用球面超音波モータの共振探索

宇宙用球面超音波モータを人工衛星の側面に取り付けることを考慮し、加振装置を用いて宇宙用球面超音波モータの共振探索実験をおこなった。使用した加振装置は神奈川県産業技術センター所有の加振装置である。加振装置の加振器は IMV 社製 VS-2000A-140T 型、加速度センサは IMV 社製 VP-02S 型である。

座標設定を図 8.7 に示すようにロケットの機軸方向を z 軸方向、ロケットの機軸の直交方向を x 軸方向とした。宇宙用球面超音波モータを z 軸方向に加振させた際に最も振動する部分は板ばねであるため、 z 軸方向の振幅の測定は図 8.8 に示す板ばねの部分とする。また、 x 軸方向に加振させた際に最も接触する部分は球ロータの一番上であるため、 x 軸方向の振幅測定は図 8.9 に示す球ロータの部分とする。 z 軸方向、 x 軸方向のそれぞれに一定加速度 5.0 m/s^2 の正弦波振動を与える。振動数は 2 分間かけて元の振動数が 2 倍になるように設定する。さらに、 5 Hz から開始し 200 Hz で終了する共振探索と、 200 Hz から開始し $2,000 \text{ Hz}$ で終了する共振探索をおこなう。加速度の伝達率が最大となった時の加振器の振動数を宇宙用球面超音波モータの共振周波数（1 次固有振動数）とする。

z 軸方向、 x 軸方向それぞれの共振探索から得た加振器の振動数と加速度の伝達率の関係を表した結果をそれぞれ図 8.10, 図 8.11 に示す。図 8.10, 図 8.11 から、宇宙用球面超音波モータの機軸方向（ z 軸方向）と機軸の直交方向（ x 軸方向）の 1 次固有振動数は、それぞれ 625.0 Hz , 1530.0 Hz であり、ロケットの搭載機器として要求されている基準固有振動数 100 Hz 以上であることが確認できた。

表 8.4 に、8.2.2 節の有限要素法解析によるシミュレーションと 8.2.3 節の共振探索から得た 1 次固有振動数を比較し記載する。図 8.7 のロケットの機軸方向（ z 軸方向）の振動は 8.2.2 節の図 8.5 の Z 軸方向の振動と同じであり、図 8.7 のロケットの機軸の直交方向（ x 軸方向）の振動は図 8.6 の Y 軸方向の振動と同じである。しかしながら、表 8.2 から、両者の 1 次固有振動数には、図 8.7 のロケットの機軸方向で 4.23% 、ロケットの機軸の直交方向で 7.02% の差があった。この原因として、ホルダの弾性変形による剛性の増加が挙げられる。ホルダは板ばね構造であり、板ばねの剛性によって球ロータに対して押付力が作用している。逆に、この押付力だけ、ホルダに負荷をかけているため、ホルダは弾性変形している。両端を引っ張ったワイヤの振動振幅が小さいように、負荷がかかったホルダの剛性は

負荷がかかっていないときの剛性に比べ、大きくなると考えられる。また、図 8.3 の有限要素法の計算モデルに使用したホルダの計算モデルは途中で折れ曲がり、弾性変形していない。このことから、有限要素法解析によるシミュレーションのホルダの剛性は増加せず、得られた 1 次固有振動数は共振探索から得た値よりも小さくなったと考えられる。

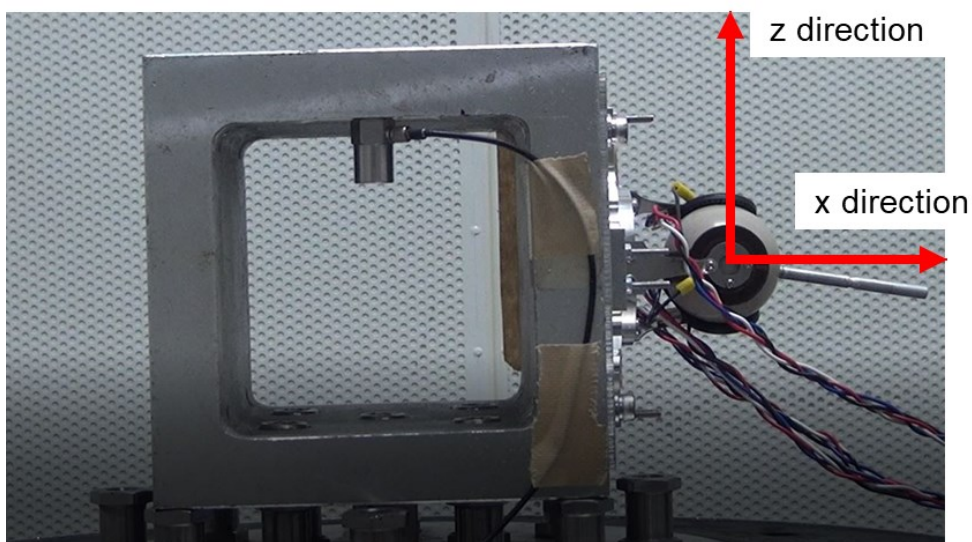


Fig. 8.7 SUSM attached to vibration device

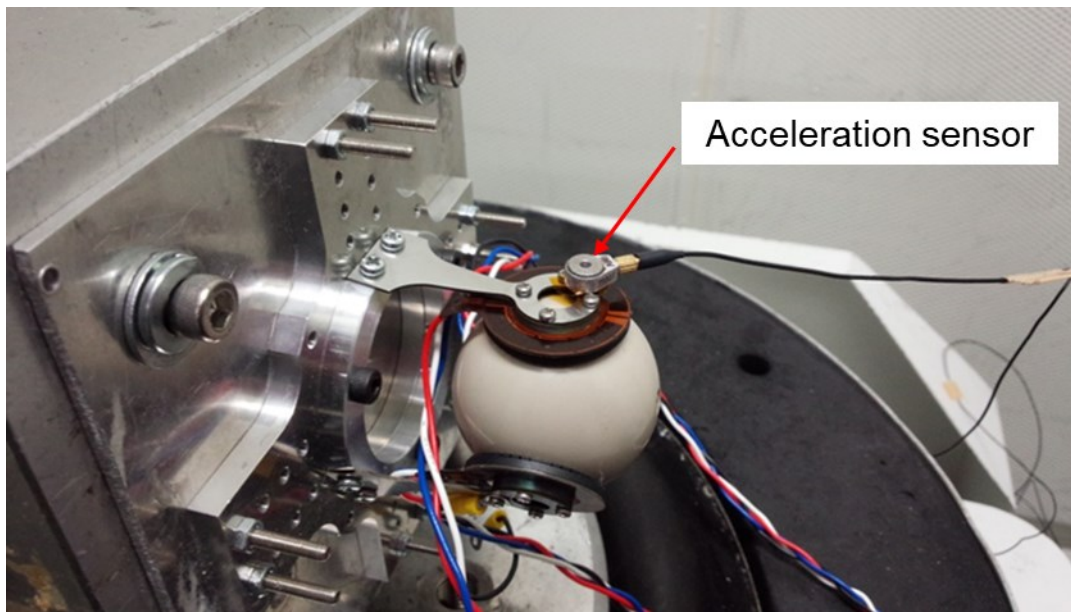


Fig. 8.8 Resonance search in the z axis direction

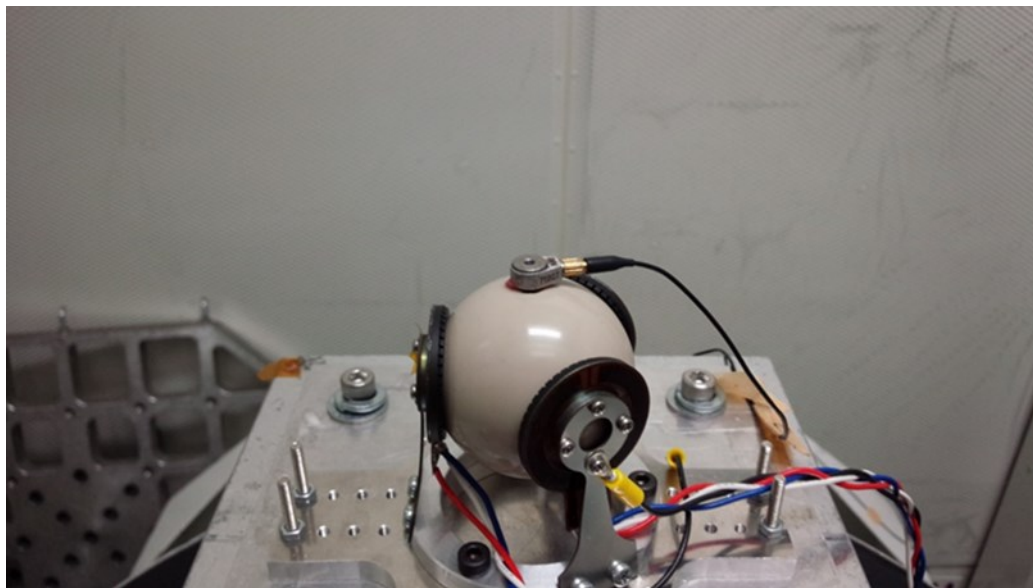


Fig. 8.9 Resonance search in the x axis direction

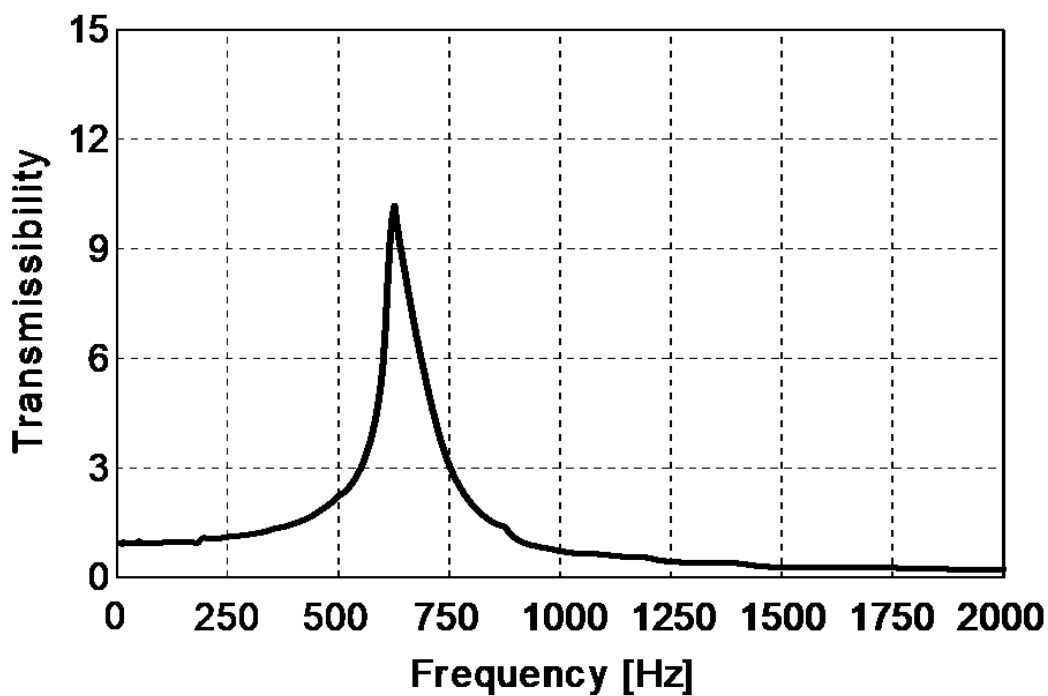


Fig. 8.10 Frequency and transmissibility acceleration in the z axis direction

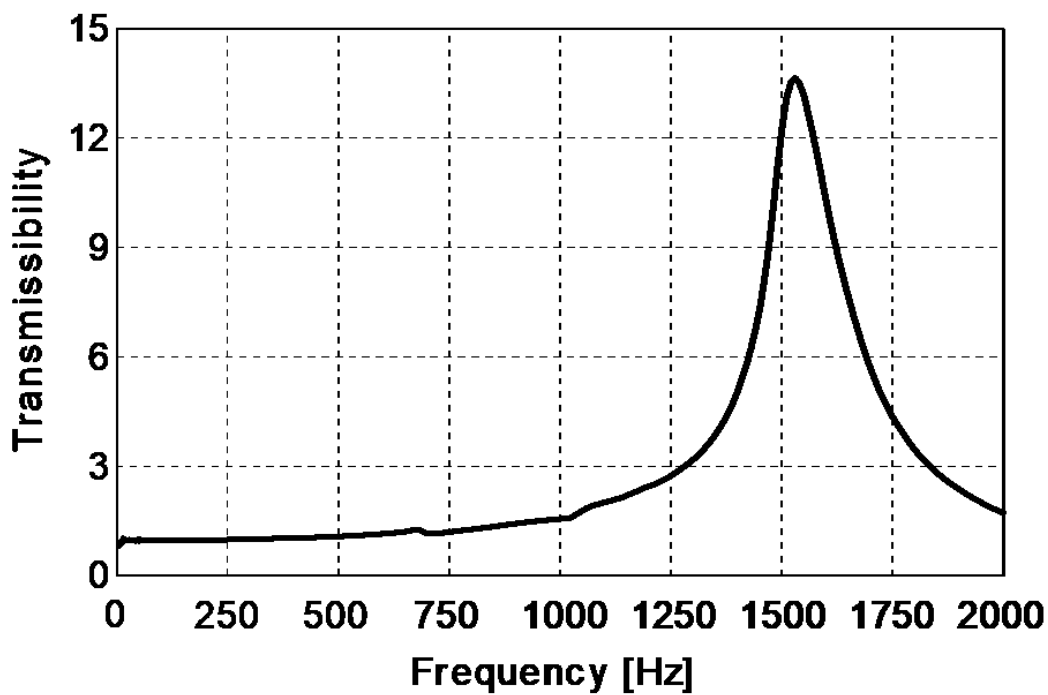


Fig. 8.11 Frequency and transmissibility acceleration in the x axis direction

Table 8.4 Result of primary natural frequency of analysis and experiment

	Natural vibration analysis [Hz]	Resonance search [Hz]
Axis direction	598.71	625.0
Orthogonal direction	1,422.64	1,530.0

8.3 宇宙用球面超音波モータの耐振動性の評価

人工衛星はロケットの打ち上げ時において、衝撃直後に準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動を約 60 秒間受ける^[3]。準静的加速度は、飛行中の定常加速度に機体の低周波振動に起因する荷重が加わったものである。正弦波振動は、飛行中のさまざまな外乱による機体の振動に起因するものである。ランダム振動は、エンジン噴流による音響や遷音速飛行時の乱流境界層の圧力変動がフェアリングを介して人工衛星に作用するものである^[4]。この節では、宇宙用球面超音波モータが打ち上げ時に想定される振動荷重に耐えられるかの評価をおこなう。

8.3.1 振動の設計荷重による理論的評価

8.2.3 節の共振探索から得た宇宙用球面超音波モータの機軸方向と機軸の直交方向の 1 次固有振動数を用いて、打ち上げ時の振動荷重における強度計算をおこなう。振動荷重は H-II A ロケットに搭載される人工衛星の設計荷重を参考にする^[5]と、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動におけるそれぞれの振動荷重は表 8.5～表 8.7 に示される。ここでは、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動の設計荷重を導出する方法を示す。

(1) 準静的加速度の設計荷重 F_q

準静的加速度の設計荷重 F_q [N] は式 (8.5) で記述される。

$$F_q = M \cdot G \quad (8.5)$$

ここで、 M [kg] は宇宙用球面超音波モータの質量、 G ($1 G = 9.8 \text{ m/s}^2$) は加速度を示す。表 8.5 から、機軸方向にかかる加速度は 6.0 G、機軸の直交方向にかかる加速度は 5.0 G である。いま、モータの質量は 140 g であることから、準静的加速度の機軸方向にかかる設計荷重 F_{qA} と機軸の直交方向にかかる設計荷重 F_{qO} はそれぞれ 8.24 N と 6.87 N として求められる。

(2) 正弦波振動の設計荷重 F_s

正弦波振動の荷重条件は、表 8.6 に 100 Hz 以下の振動条件が規定されている。

人工衛星の基準固有振動数が 100 Hz 以下の場合の正弦波振動の設計荷重 F_s は式 (8.6) で記述される.

$$F_s = M \cdot Q \cdot G \quad (8.6)$$

ここで、 Q は減衰比を用いた共振倍率であり、宇宙用球面超音波モータの 1 次固有振動数が 100 Hz を超えているため、 $Q=1$ として考える. 表 8.6 から、機軸方向にかかる加速度は 2.5 G、機軸の直交方向にかかる加速度は 2.0 G であり、モータの質量は 140 g であることから、正弦波振動の機軸方向にかかる設計荷重 F_{sA} と機軸の直交方向にかかる設計荷重 F_{sO} はそれぞれ 3.42 N と 2.75 N として求められる.

(3) ランダム振動の設計荷重 F_r

ランダム振動は、その振幅の確率密度関数が正規分布に近いパワースペクトラム密度 (Power Spectral Density : PSD) で表現される. 人工衛星の設計では、典型的な方法として Miles の式を用い、正規分布の 3σ 値を適用した等価な静加速度としてランダム振動の設計荷重を定義する. よって、ランダム振動の設計荷重 F_r は式 (8.7) で記述される.

$$F_r = M \cdot 3 \cdot \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot Q \cdot f_n \cdot PSD_n} \quad (8.7)$$

ここで、 f_n [Hz] は 1 次固有振動数、 PSD_n [G²/Hz] は 1 次固有振動数におけるパワースペクトラム密度である. 8.2.3 節の共振探索から宇宙用球面超音波モータの機軸方向の 1 次固有振動数 f_{nA} は 625.0 Hz、機軸の直交方向の 1 次固有振動数 f_{nO} は 1,530.0 Hz であり、1 次固有振動数が両方向ともランダム振動の振動条件である 2,000 Hz 以内であるため、共振倍率 Q について考慮すべきである. 共振倍率 Q の算出は、図 8.10 と図 8.11 の共振周波数における加速度の伝達率を用いた. 加速度は振動振幅の 2 階微分で得られるため、共振周波数における加速度の伝達率は振幅の伝達率になると仮定すると、機軸方向の共振倍率 Q_A は 10.19、機軸の直交方向の共振倍率 Q_O は 13.65 となる. また、表 8.7 から、振動数が 200 ~ 2,000 Hz のときの PSD_n は +3 dB/oct で増加し、200 ~ 2,000 Hz のときの PSD_n は 0.032 G²/Hz であるため、式 (8.7) を用いると、ランダム振動の機軸方向にかか

る設計荷重 F_{rA} と機軸の直交方向にかかる設計荷重 F_{rO} はそれぞれ 84.3 N と 153.0 N として求められる。

宇宙用球面超音波モータを人工衛星に搭載して打ち上げた場合、振動による荷重は、(1)～(3)の設計荷重を全て足したものになることから、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動の機軸方向と機軸の直交方向の全設計荷重 F_{allA} と F_{allO} はそれぞれ 95.9 N, 162.6 N として得られる。

この設計荷重を用いて、想定される振動に対しての強度の評価をおこなった部分はホルダの部分のみである。その理由は、ホルダの部分が宇宙用球面超音波モータの構造上、最も負荷がかかる部分であると考えられるからである。しかしながら、その他の部品に対する強度の評価において、ステータの強度の評価は、図 8.1 のようにステータは、ねじによってホルダに密着固定されており、振動による負荷はホルダとねじに吸収されると考えられるため、ステータの強度の評価はしていない。また、球ロータの強度の評価は、球ロータはステータの押付力と摩擦力によって定位置に保持されているため、設計荷重を用いた強度の評価は難しいと考えられたため、球ロータの強度の評価もしていない。これら 2 つの評価は加振実験によって検証する。

最終的に、ホルダの強度の評価をおこなった部分は、図 8.12 に示す A～C の 3 つの部分である。ホルダ A 部はステータの固定箇所のねじ部であり、ホルダ B 部はホルダの最小幅の部分であり、ホルダ C 部はベースの固定箇所のねじ部である。機軸方向の全設計荷重 F_{allA} と機軸の直交方向の全設計荷重 F_{allO} を、ホルダの 3 つの部分 (A～C) の断面積で割った値がそれぞれの位置における設計応力 σ_s として得られる。設計応力 σ_s とねじとホルダの材質の許容応力 σ_a を用いて算出した安全余裕 MS (Margin of Safety) が、式 (8.8) の条件を満たせば、ホルダとねじは振動により変形しないことを意味する。A～C の 3 つの部分にかかる設計応力 σ_s と断面積を表 8.8 に、ねじとホルダの材質と耐力、安全係数、許容応力 σ_a を表 8.9 に示す。

$$MS = \frac{\sigma_a}{\sigma_s} - 1 \geq 0 \quad (8.8)$$

ホルダの A~C の 3 つの部分において算出した安全余裕 MS を表 8.10 に示す。A~C の 3 つの部分すべての安全余裕 MS が式 (8.8) の条件を満たしていることから、ホルダはロケット打ち上げ時に想定される振動に耐えられると判断する。ステータと球ロータの強度に関しては、考慮しなかったため、実際に宇宙用球面超音波モータを加振実験によって評価する。

Table 8.5 Quasi-static acceleration of H- II A rocket

Axis direction	6.0 G
Orthogonal direction	5.0 G

Table 8.6 Sinusoidal vibration of H- II A rocket

	Frequency [Hz]	Acceleration [G]
Axis direction	5 ~ 100	2.5
Orthogonal direction	5 ~ 100	2.0

Table 8.7 Random vibration of H- II A rocket

Frequency [Hz]	PSD [G^2/Hz]	RMS [G]
20 ~ 200	+ 3dB / oct	7.8
200 ~ 2000	0.032	

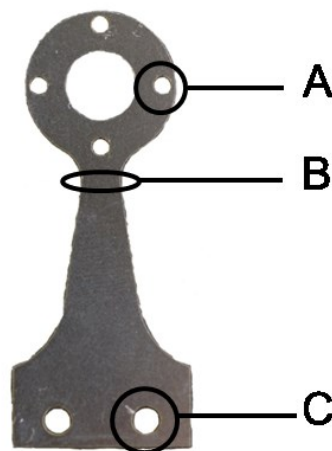


Fig. 8.12 Holder (A,B,C)

Table 8.8 Cross-sectional area and design stress at A, B, and C

	Cross-sectional area [mm ²]	Design stress [MPa]	
		Axis direction	Orthogonal direction
A	3.14	7.63	12.9
B	3.26	29.5	49.8
C	7.07	3.39	5.74

Table 8.9 Allowable stress of Holder and Screw

Material		Proof stress [MPa]	Safety factor [-]	Allowable stress [MPa]
Holder	Screw			
SUS301	SUS304	205	1.25	164

Table 8.10 Margin of safety at A, B, and C

	A	B	C
Axis direction	20.5	4.56	47.4
Orthogonal direction	11.7	2.29	27.6

8.3.2 宇宙用球面超音波モータの耐振動実験

8.3.1 節では、ステータと球ロータの強度に関して考慮しなかったため、加振装置を用いた加振実験によって宇宙用球面超音波モータの耐振動性を評価する。使用した加振装置は神奈川県産業技術センター所有の加振装置である。加振装置の加振器は IMV 社製 VS-2000A-140T 型、加速度センサは IMV 社製 VP-02S 型である。

宇宙用球面超音波モータを人工衛星の側面に取り付けることを考慮し、8.2.3 節と同様に、座標設定を図 8.7 に示すようにロケットの機軸方向を z 軸方向、ロケットの機軸の直交方向を x 軸方向とする。準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動の加振実験において、2 つの軸方向（z 軸方向、x 軸方向）について加振実験をおこなう。加振実験の後、宇宙用球面超音波モータの動作確認をし、ステータと球ロータの状態について検証する。加振実験の内容を以下に示す。

(1) 準静的加速度

振動数が 9 Hz の正弦波振動を z 軸方向に 6.0 G、x 軸方向に 5.0 G をそれぞれ 2 分間与える。

(2) 正弦波振動

振動数を 6 Hz から始め、1 分間かけて振動数が 2 倍になるように設定し、100 Hz になった段階で終了する。z 軸方向に 2.5 G、x 軸方向に 2.0 G の正弦波振動を与える。

(3) ランダム振動

20~200 Hz まではパワースペクトラム密度の傾きを +3 dB/oct とし、200~2,000 Hz まではパワースペクトラム密度を $0.032 \text{ G}^2/\text{Hz}$ とした振動を z 軸方向、x 軸方向にそれぞれ 2 分間与える。実効値は 7.8 G である。

それぞれの加振実験の後、宇宙用球面超音波モータの駆動を確認した。ホルダとねじに傷や変形は見られなかったが、球ロータの表面とステータの摺動面に、小さ

な傷があることを確認した。小さな傷がついた球ロータの表面とステータの摺動面の様子をそれぞれ図 8.13 と図 8.14 に示す。

ランダム振動の加振中、球ロータが少しずつ動いている現象が見られた。球ロータは 3 つのステータの摩擦力と押付力により定位置に保持されているが、ランダム振動の小さい振幅と高い印加周波数により摺動面における摩擦力が低下したことから、保持トルクが維持できなくなったと考えられる。

表 8.11 に加振実験の前後における宇宙用球面超音波モータの回転速度を示し、図 8.15 に加振実験の前後における圧電素子のインピーダンスを示す。図 8.16 に示す表面粗さ測定器（東京精密社製サーフコム 130A）を用いて、加振実験の前後における球ロータの表面粗さ（算術平均粗さ R_a と最大高さ粗さ R_z ）を計測する。表面粗さの結果を表 8.12 に示す。表 8.11 と図 8.15、表 8.12 の実験データは耐振動実験と後述の 8.4.2 節の耐衝撃実験をおこなった後に測定して得られたものである。表 8.11 から回転速度に著しい変化がないこと、図 8.15 から加振実験後も圧電素子のインピーダンスの特性が得られたことから、ロケット打ち上げ時の振動においても、宇宙用球面超音波モータの駆動性能が低下しないことが確認できた。



Fig. 8.13 Damage occurred on the surface of spherical rotor

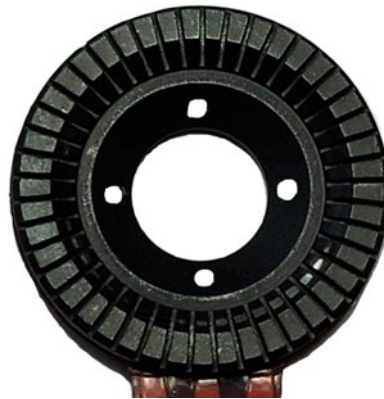


Fig. 8.14 Damage occurred on the surface of stator

Table 8.11 Rotational speed before and after vibration test

	Before vibration test	After vibration test
Rotational speed [rpm]	49.2	54.9

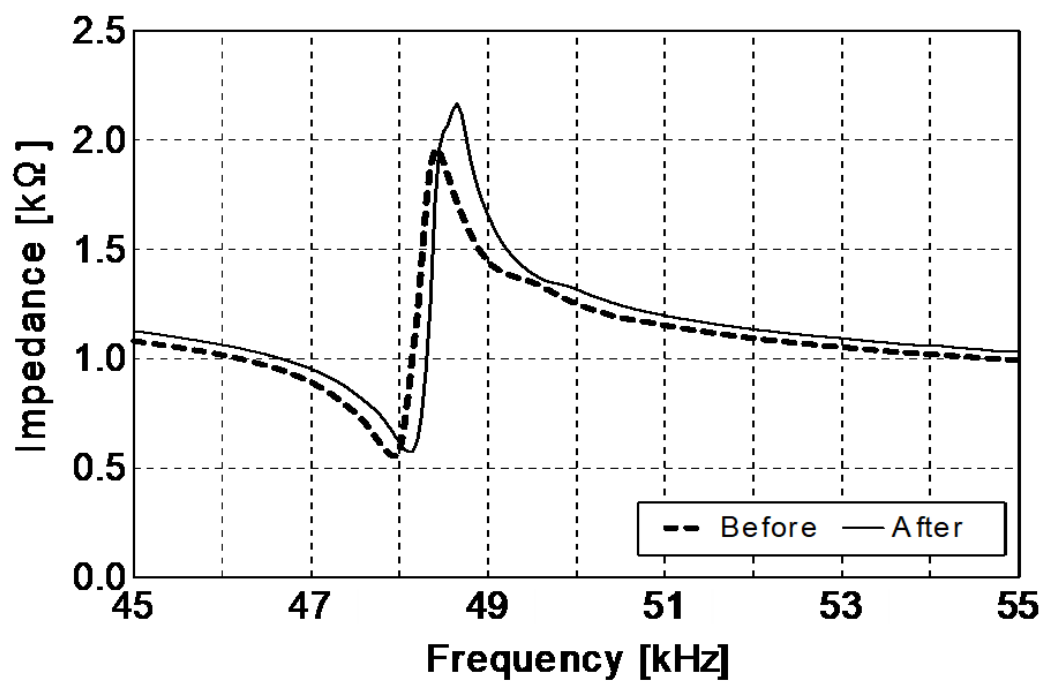


Fig. 8.15 Impedance characteristics before and after vibration test



Fig. 8.16 Surface roughness measuring device

Table 8.12 Surface roughness before and after vibration test

	Before vibration test	After vibration test
Arithmetic average roughness (Ra) [μm]	0.561	0.597
Maximum height roughness (Rz) [μm]	1.15	2.13

8.4 宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の評価

人工衛星が衝撃を受ける場面は、人工衛星をロケットから切り離すとき、フェアリング部分が開くとき、展開構造物が展開するときである。その際に発生する衝撃加速度は振動加速度よりも大きな値である。特に、人工衛星をロケットから切り離すときとフェアリング部分が開くときは、火薬を爆発させるため、極めて大きな衝撃加速度が人工衛星に加わる^[6]。開発する宇宙用球面超音波モータは人工衛星に搭載されるため、打ち上げ時の衝撃荷重で破壊されない十分な強度が必要である。この章では、宇宙用球面超音波モータが宇宙空間で想定される衝撃荷重に耐えられるかの評価をおこなう。

8.4.1 宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の理論的評価

人工衛星が受ける衝撃加速度はロケットの種類や人工衛星の大きさによって異なる。H-IIA ロケットに搭載されている大型の静止衛星の場合では、その衝撃加速度は 1,000 G であり^[7]、一般的に宇宙用アクチュエータに求められる衝撃荷重は表 8.13^[8]に示すように振動荷重に比べ、はるかに大きいとされている。1,000 G や表 8.13 にある 320 G の衝撃加速度を出力することができる加振装置が限られていることから、実際の衝撃を適用した性能試験をおこなうことは困難である。そこで、宇宙用球面超音波モータがどの程度の衝撃荷重に耐えられるかを理論的に解析し、耐振動実験で用いた加振装置で簡易的な耐衝撃実験をおこなうことにする。

衝撃荷重は瞬間的に宇宙用球面超音波モータに加わるため、最大加速度以上の荷重が宇宙用球面超音波モータに加わると推測できる。そのため、簡易的な導出方法として力積を用いることによって衝撃荷重の導出をおこなうことにする。力積から衝撃荷重を求めるためには、衝撃荷重が宇宙用球面超音波モータに負荷される前の速度と衝撃荷重が負荷されたときの最大速度を求める必要がある。衝撃加速度 a [m/s²] が式 (8.9) と図 8.17 に示すような半波の正弦波であると仮定する。式 (8.9) を時間 t [s] について積分すると、式 (8.10) に示すような速度 v [m/s] として表すことができる。

$$a = a_{\max} \sin(2\pi f)t \quad (8.9)$$

$$v = \frac{a_{\max}}{2\pi f} \{1 - \cos(2\pi f)t\} \quad (8.10)$$

a_{\max} [m/s²]は最大加速度、 f [Hz]は周波数である。時間 t [s]が微小時間 Δt のとき、式(8.10)は速度が最大速度 v_{\max} [m/s]となり、式(8.11)として得られる。

$$v_{\max} = \frac{a_{\max}}{\pi f} \quad (8.11)$$

ここで、 Δt が微小時間であるから、最大速度になる時間($t = \Delta t$)と最大加速度になる時間($t = 0.5\Delta t$)が等しいと仮定すると、最大加速度になる時間に、宇宙用球面超音波モータに加わる衝撃荷重が最大と推測できる。衝撃荷重が宇宙用球面超音波モータ全体に加わるとすると、衝撃荷重 F_I [N]は式(8.12)として得られる。

$$F_I = \frac{Mv_{\max} - Mv_0}{\frac{1}{2}\Delta t} \quad (8.12)$$

M [kg]は宇宙用球面超音波モータの質量、 v_0 [m/s]は衝撃荷重が加わる直前の速度($v_0 = 0$ m/s)とすると、衝撃荷重 F_I [N]は式(8.13)として得られる。

$$F_I = \frac{4}{\pi} Ma_{\max} \quad (8.13)$$

式(8.13)より、衝撃荷重 F_I [N]は共振現象が起きていないときに対し、振動荷重の $4/\pi$ ($\doteq 1.4$)倍になることを示している。

衝撃荷重の評価は、振動荷重でおこなったときと同様に、宇宙用球面超音波モータのホルダ部分とし、図8.12で示した3つの部分(A~C)である。式(8.13)と表8.8に示されるホルダの3つの部分の断面積を用いると、3つの部分の設計応力 σ_s はそれぞれ、式(8.14)~(8.16)として求められる。

$$\sigma_{sA} = \frac{\frac{4}{\pi} Ma_{\max}}{3.14 \times 10^{-6} \times 4} \quad (8.14)$$

$$\sigma_{sB} = \frac{\frac{4}{\pi} M a_{\max}}{3.26 \times 10^{-6} \times 1} \quad (8.15)$$

$$\sigma_{sC} = \frac{\frac{4}{\pi} M a_{\max}}{7.07 \times 10^{-6} \times 2} \quad (8.16)$$

式 (8.14) ~ (8.16) より、同じ衝撃荷重が加わったときに、設計応力 σ_s が最大になる部分は B となるため、式 (8.15) を用いて、宇宙用球面超音波モータが耐えられる最大の衝撃荷重を導出する。式 (8.15) と式 (8.8) の安全余裕 MS 、表 8.9 の許容応力 σ_a から式 (8.8) の条件を満たす衝撃加速度 a_{\max} は式 (8.17) として求められる。

$$a_{\max} \leq \frac{3.26 \times 10^{-6} \times 1}{\frac{4}{\pi} M} \sigma_a \quad (8.17)$$

式 (8.17) より、宇宙用球面超音波モータが耐えられ、安全余裕 MS の条件を満たす衝撃加速度は $2.62 \times 10^3 \text{ m/s}^2$ ($=267 \text{ G}$) である。また、式 (8.17) の許容応力を耐力に置き換えた場合、安全余裕 MS の条件を満たす衝撃加速度は $3.28 \times 10^3 \text{ m/s}^2$ ($=334 \text{ G}$) となる。この結果、宇宙用球面超音波モータは、表 8.13 で示す 320 G の衝撃加速度に対しては耐えられることを示しているが、式 (8.8) の安全余裕 MS は満足していないことを示している。安全余裕 MS を満足するためには、耐力が大きい材料や断面積の大きなホルダに変えることで解決できる。

Table 8.13 Shock test for actuator for space

Frequency [Hz]	Maximum acceleration [G]
100 ~ 1,400	+ 6dB / oct
1,400 ~ 4,000	320 G

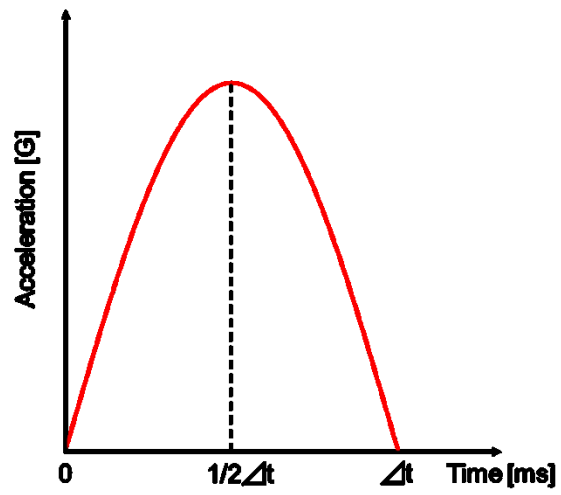


Fig. 8.17 Half-sine shock pulse

8.4.2 衝撃による球ロータの飛び出しについての理論的評価

宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性において重要な要素は、どの程度の衝撃荷重に部品が耐えられるかということのほか、衝撃荷重が加えられたときに球ロータが飛び出すかどうかについても考慮しなければならない。ここでは、理論式を用いて球ロータが飛び出す衝撃加速度を導出する。

宇宙用球面超音波モータの球ロータが衝撃によって最も飛び出しやすい方向は図 8.12 に示す衝撃加速度の向きであると推測される。図 8.12 に示される球ロータは板ばねであるホルダの押付力と摩擦力、球ロータの重力によって定位置に保持されている。そのため、球ロータに加わる上向きの衝撃荷重 F_I [N] が、押付力の下向き成分 F_d [N] と摩擦力の下向き成分 F_{df} [N]、球ロータの重力 F_g [N] の総和の力よりも大きいときに球ロータは飛び出すと考えられる。押付力の下向き成分と摩擦力の下向き成分、球ロータの重力について導出する。

最初は、ステータの押付力の下向き成分を導出する。押付力の下向き成分 F_d [N] は図 8.19 に示すように、ステータの赤枠で囲った櫛歯から作用されると考えられる。有限要素法解析を用いて押付力 F [N] が 10 N になるよう、ホルダとベースの形状を設計している。10 N の押付力 F は図 8.18 に示されるように、衝撃荷重の向きに対して直交方向に作用している。ステータの櫛歯の枚数を $n (= 45)$ であるため、衝撃荷重が加わっていないときの櫛歯 1 つの、摺動面から作用される押付力は F/n [N] になる。しかしながら、衝撃荷重が加わったときは、赤枠で囲った櫛歯だけから押付力が働くと考えられたため、衝撃荷重が加わった場合の櫛歯 1 つの摺動面から作用される押付力は $F/(0.5n)$ [N] になる。

櫛歯 1 つの摺動面に対して垂直に作用される押付力の成分を f [N] とすると、図 8.20 から、式 (8.18) の関係が得られる。

$$f = \frac{1}{\cos \theta} \frac{2F}{n} \quad (8.18)$$

櫛歯 1 つの摺動面の下向きに作用される押付力の成分（ステータの中心に向かう半径方向の成分）は式 (8.19) になる。

$$f \sin \theta = \frac{2F}{n} \tan \theta \quad (8.19)$$

式 (8.19) で示される成分は、図 8.21 の一番上にある櫛歯 1 つの下向きに作用される押付力の成分であるため、それ以外の櫛歯に作用される下向きの押付力の成分について考える必要がある。図 8.21 に示される角度 ϕ [°] を用いることによって、櫛歯 1 つに作用される下向きの押付力の成分は、式 (8.20) となる。

$$f \sin \theta \sin \phi = \frac{2F}{n} \tan \theta \sin \phi \quad (8.20)$$

$$\left(\phi = \frac{360}{n} n' \quad (n' = 0, 1, \dots) \right)$$

押付力の下向き成分は図 8.19 に示すように、ステータの赤枠で囲った 22 枚の櫛歯から作用されると考えられる。そのため、押付力の下向き成分 F_d は式 (8.21) のように、式 (8.20) で表現されている櫛歯 1 つの押付力の下向き成分を $n' = 0$ から $n' = 11$ まで求めた値の総和を 2 倍にした値となる。

$$F_d = 2 \sum_{n'=0}^{11} \frac{2F}{n} \tan \theta \sin \left(\frac{360}{n} n' \right) \quad (8.21)$$

式 (8.21) より、ステータ 1 つの押付力の下向き成分 F_d は 3.93 N として得られた。

次に、ステータの摺動面に働く摩擦力の下向き成分 F_{df} を導出する。摩擦力の下向き成分 F_{df} は押付力の下向き成分 F_d と同様に、図 8.19 の赤枠で囲った櫛歯に作用されると考えられる。櫛歯 1 つの摺動面に作用される摩擦力は μf [N] である (μ は静止摩擦係数であり、ここでは $\mu = 0.2$ である)。そして、櫛歯 1 つの摺動面に作用される摩擦力 μf の下向き成分は式 (8.22) となる。

$$\mu f \cos \theta' = \mu \frac{1}{\cos \theta} \frac{2F}{n} \cos \theta' \quad (8.22)$$

ここで式 (8.22) にある角度 θ' [°] は、櫛歯の位置によって異なる。図 8.21 の真横に配置されている櫛歯に作用される摩擦力 μf の下向き成分は、 $\theta' = 0^\circ$ であるため、摩擦力 μf に等しい。一方、一番上に配置されている櫛歯に作用される摩擦力 μf の下向き成分は、 $\theta' = \theta (= 30^\circ)$ であるため、 $\mu f \cos \theta$ となる。そこで、図

8.21 の青枠で囲っている範囲の角度 θ' は、式 (8.23) になると仮定する。

$$\theta' = \frac{30}{11} n' \quad (8.23)$$

よって、摩擦力の下向き成分 F_{df} は式 (8.24) のように、式 (8.22) で表現されている歯 1 つの摩擦力の下向き成分を $n'=0$ から $n'=11$ まで求めた値の総和を 2 倍にした値となる。

$$F_{df} = 2 \sum_{n'=0}^{11} \mu \frac{1}{\cos \theta} \frac{2F}{n} \cos \left(\frac{30}{11} n' \right) \quad (8.24)$$

式 (8.24) より、ステータ 1 つの摩擦力の下向き成分 F_{df} は 2.40 N として得られた。

最後に、球ロータの重力 F_g について導出する。耐衝撃性の実験で用いる球ロータの材質は PEEK であり、PEEK の密度 ρ ($= 1.30 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$) を用いる。球ロータの重力 F_g は式 (8.25) によって求められる。

$$F_g = \rho \cdot \frac{4}{3} \pi \cdot \left(\frac{D}{2} \right)^3 g \quad (8.25)$$

式 (8.25) 中の D ($= 45 \times 10^{-3} \text{ m}$) は球ロータの直径であり、 g ($= 9.81 \text{ m/s}^2$) は重力加速度である。式 (8.25) より、球ロータの重力 F_g は 0.609 N として得られた。

ステータ 3 つ分の押付力の下向き成分 F_d 、摩擦力の下向き成分 F_{df} 、球ロータの重力 F_g の総和の力は 19.6 N になった。この力よりも球ロータに加わるに衝撃荷重 F_I が大きければ、球ロータは飛び出してしまふ。球ロータが飛び出すときの衝撃加速度 a_{\max} の導出方法は、8.4.1 節と同様にして導くと、式 (8.26) のようになる。

$$a_{\max} \geq \frac{\pi}{4} \frac{3F_d + 3F_{df} + F_g}{M_s} \quad (8.26)$$

式 (8.26) 中の M_s ($= 62 \times 10^{-3} \text{ kg}$) は球ロータの質量である。式 (8.26) より、衝撃加速度 a_{\max} が 253 m/s^2 ($= 25.8 \text{ G}$) のとき、球ロータが衝撃によって飛び出す

ことが確認できた．実際に宇宙用球面超音波モータを人工衛星に取り付けた場合，衝撃によって発生する衝撃加速度は十分に大きいことから，簡単に球ロータが飛び出すことが予想される．衝撃による飛び出し防止対策として，図 8.22 に示すストッパーを取り付けることによって，図 8.23 のような衝撃荷重が加わっても物理的に球ロータの飛び出し防止対策ができることになる．

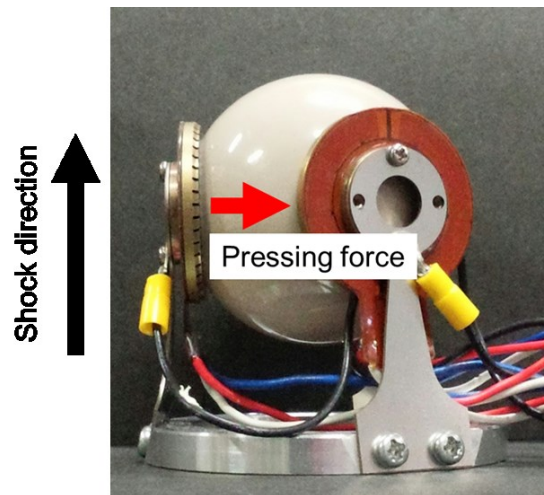


Fig. 8.18 Shock direction and pressing force

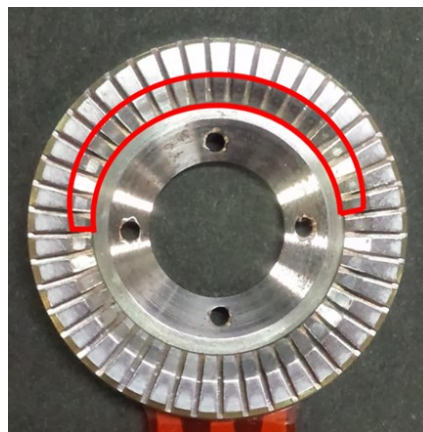


Fig. 8.19 Range of comb teeth where pressing force is applied

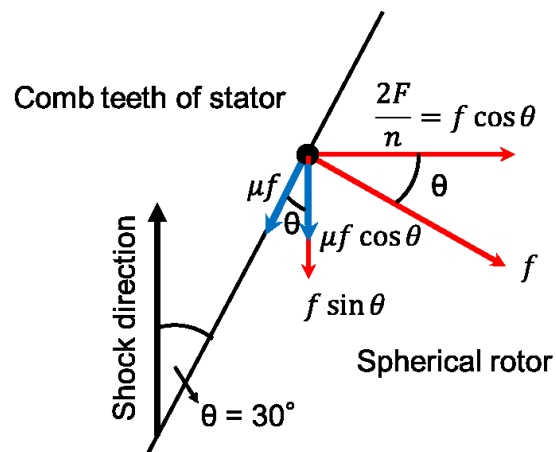


Fig. 8.20 Side view of comb teeth of stator and spherical rotor

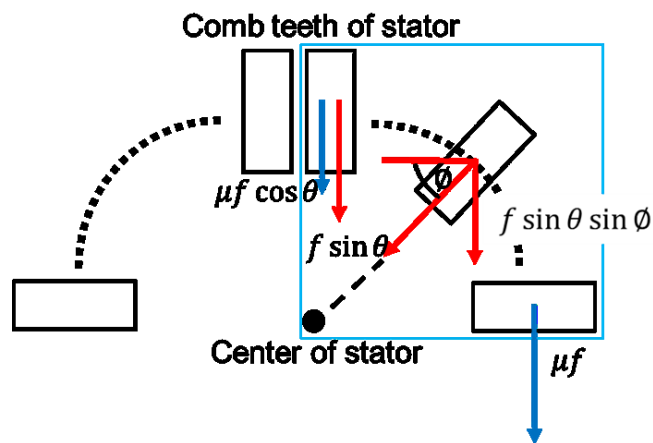


Fig. 8.21 Enlarged view of upper side of stator

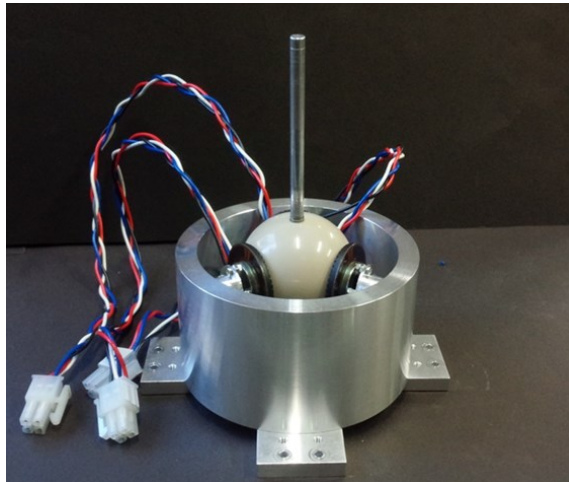


Fig. 8.22 SUSM with stopper

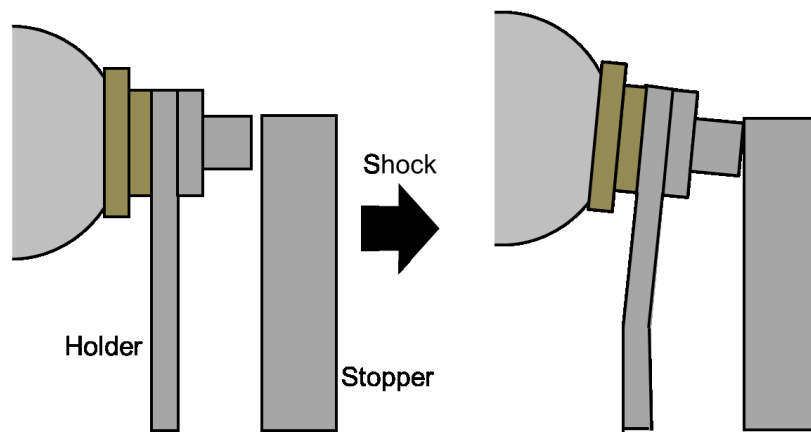


Fig. 8.23 Mechanism of stopper

8.4.3 宇宙用球面超音波モータの耐衝撃実験

8.3.2 節と同様に、加振装置を用いた加振実験によって宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性を評価する。使用した加振装置は神奈川県産業技術センター所有の加振装置である。加振装置の加振器は IMV 社製 VS-2000A-140T 型、加速度センサは IMV 社製 VP-02S 型である。

宇宙用球面超音波モータを人工衛星の側面に取り付けることを考慮し、8.2.3 節と同様に、座標設定を図 8.7 に示すようにロケットの機軸方向を z 軸方向、ロケットの機軸の直交方向を x 軸方向とする。2 つの軸方向 (z 軸方向, x 軸方向) について耐衝撃実験による加振実験をおこない、どの程度の衝撃加速度によって球ロータが飛び出すかを実験により検証する。耐衝撃実験の後、宇宙用球面超音波モータの動作確認をし、ステータと球ロータの状態について検証する。耐衝撃実験の内容を以下に示す。

- (1) 最大加速度が 20 G で半波時間が 5 ms である半波の正弦波振動を z 軸方向と x 軸方向にそれぞれ与える。
- (2) 最大加速度が 30 G で半波時間が 11 ms である半波の正弦波振動を z 軸方向と x 軸方向にそれぞれ与える。
- (3) 最大加速度が 40 G で半波時間が 11 ms である半波の正弦波振動を z 軸方向と x 軸方向にそれぞれ与える。

(1), (2) の耐衝撃実験では、衝撃によって球ロータは飛び出さず、宇宙用球面超音波モータの駆動を確認した。しかしながら、(3) の x 軸方向の耐衝撃実験では、最大加速度 40 G の衝撃によって球ロータが飛び出したことを確認した。そのため、8.4.2 節での理論解析により提案した図 8.22 のストッパーを取り付けて (3) の耐衝撃実験を再びおこなった結果、最大加速度 40 G の衝撃によって球ロータは飛び出さず、衝撃後も宇宙用球面超音波モータが駆動できたことを確認した。

耐振動性の加振実験のときと同様に、耐衝撃実験後において、宇宙用球面超音波

モータの駆動を確認した。ホルダとねじに傷や変形は見られなかったが、図 8.13 と図 8.14 のように、球ロータの表面とステータの摺動面に、小さな傷があることを確認した。耐衝撃実験前後の回転速度と圧電素子のインピーダンス、表面粗さの結果はそれぞれ表 8.11、図 8.15、表 8.12 として得られた。表 8.11 から回転速度に著しい変化がないことと、図 8.15 から実験後も圧電素子のインピーダンスの特性が得られていることから、最大加速度の 40 G までの衝撃を与えられても、宇宙用球面超音波モータの駆動性能の低下がないことを確認した。

8.4.2 節では、衝撃加速度 25.8 G が宇宙用球面超音波モータに加わったときに球ロータが飛び出すという理論結果が得られたことから、本節の耐衝撃実験では、x 軸方向に 30 G の衝撃加速度を与えることで球ロータが飛び出すと推測していた。耐衝撃実験では、x 軸方向に 30 G の衝撃加速度を与えても球ロータは飛び出さず、40 G の衝撃加速度を与えたときに、球ロータが飛び出すという実験結果を得た。実験結果と理論結果の相違誤差の要因として、ステータの押付力が挙げられる。衝撃荷重が宇宙用球面超音波モータに加わっていないときのステータの押付力は 10 N で一定である。図 8.24 に示すように、衝撃荷重が加わったとき、衝撃荷重によってホルダが瞬間的にたわむため、押付力が 10 N 以上になると考えられる。押付力が大きくなると摩擦力も大きくなる。よって、理論的に球ロータが飛び出す衝撃加速度を導出するためには、衝撃荷重によって最大になったときの押付力を求める必要がある。

宇宙用球面超音波モータが耐えられる衝撃加速度は 334 G であり、表 8.13 にある 320 G の衝撃加速度には理論的には耐えられる一方で、式 (8.8) の安全余裕 MS を満足することはできないという理論結果を得た。ストッパーを取り付けた宇宙用球面超音波モータの耐衝撃実験の実験において 40 G の衝撃加速度まで耐えられることが確認できた。

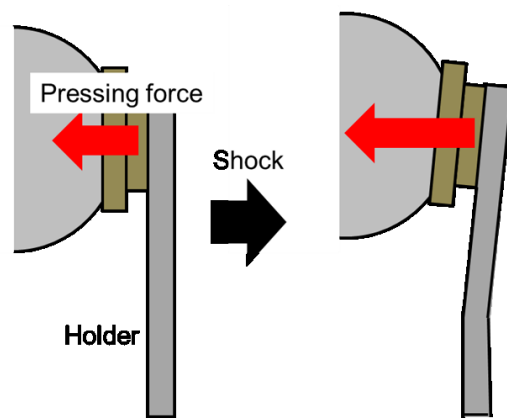


Fig. 8.23 Deflection of holder

8.5 スラスタ付宇宙用球面超音波モータの耐振動性・耐衝撃性の評価

開発した宇宙用球面超音波モータにおいて、8.3 節では耐振動性を、8.4 節では耐衝撃性を評価した。ここでは実際に使われるスラスタを宇宙用球面超音波モータに取り付けた場合のモデルを使い、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなう。

8.5.1 スラスタの概要とスラスタモデルの設計

宇宙用球面超音波モータに取り付けるスラスタは図 8.25 に示す一液式ヒドラジンスラスタである。一液式ヒドラジンスラスタは、推薬のヒドラジンを推薬弁で ON-OFF 制御することで触媒層に流入し、触媒層に充填されている粒状触媒で分解し、発生したガスをノズルから排出し、1 N~20 N の推力を発生させる⁹⁾。宇宙用球面超音波モータに取り付けるスラスタの推力は 1 N とする。図 8.25 に示すスラスタの長さは 150 mm 程度、質量は 400 g 程度、重心位置は中心より推薬弁側にある。スラスタの中心部にあるフランジから推薬弁側を球ロータに差し込み、宇宙用球面超音波モータに取り付けることを考える。

推力が 1 N であるスラスタを模擬した簡易的なモデル (以後、スラスタモデル) を設計した。設計したスラスタモデルを図 8.26 に示す。スラスタモデルの材質は真鍮であり、質量は 400 g、重心位置は中心にある。スラスタモデルの直径と同じ穴を球ロータに加工し、中心部にあるフランジまで差し込み、スラスタモデルを宇宙用球面超音波モータに取り付ける。スラスタモデルは球ロータ側の穴の側面と摩擦によって固定されている。スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータを図 8.27 に示す。スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの質量は 560 g である。常温大気中でのスラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータ駆動性能を説明する。スラスタモデルの自重によるモーメントが宇宙用球面超音波モータの駆動トルクよりも大きいため、図 8.28 に示す赤い矢印方向の駆動はできないが、青い矢印方向の駆動はできたことを確認した。地球上では、重力が作用されるため、図 8.28 に示す赤い矢印方向の駆動はできないが、宇宙空間では、限りなく無重量状態に近いいため、小さな駆動トルクだけで赤い矢印方向の駆動ができると考えられる。

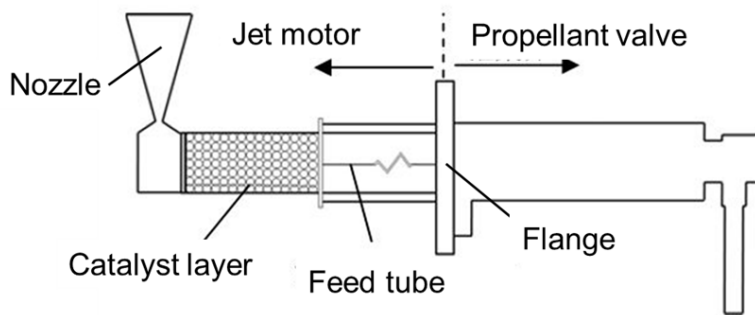


Fig. 8.25 One liquid type hydrazine thruster

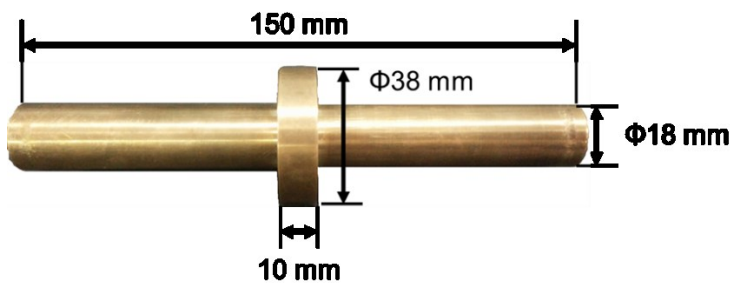


Fig. 8.26 Model of thruster

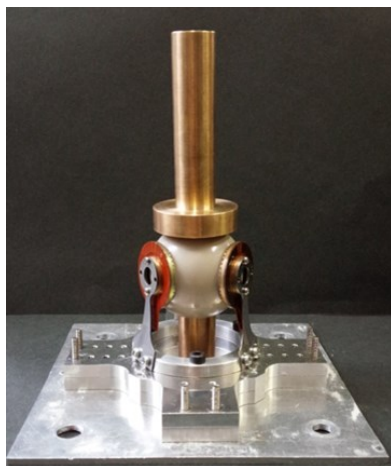


Fig. 8.27 SUSM with model of thruster

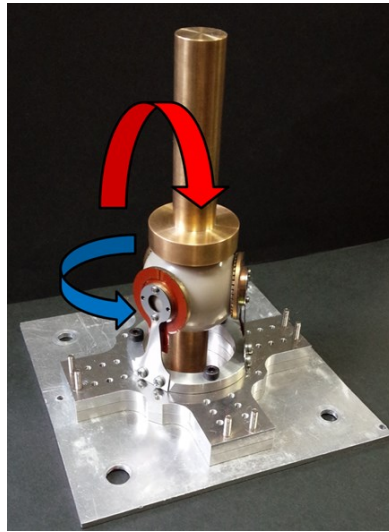


Fig. 8.28 Drivable direction of SUSM with model of thruster

8.5.2 有限要素法を用いたスラスト付宇宙用球面超音波モータの固有振動数の導出

スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータは、モータ全体の質量が大きいため、モータ単体に比べ固有振動数が小さくなると考えられる。スラストモデルを取り付けた場合でも、ロケットの正弦波振動と共振しないように、ロケットの機軸方向、機軸の直交方向の基本固有振動数が 100 Hz 以上でなければならない。スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの固有振動数の導出をおこない、ロケットの正弦波振動に共振を起こさないことを示す。

ロケット打ち上げ時に想定される振動は、ロケットの機軸方向と機軸の直交方向に受けるため、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの固有振動数においても、2 方向の振動に対して導出する必要がある。8.2.2 節と同様に、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの固有振動数を導出するため、図 8.27 に示すスラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータに対して計算モデルを作成し、有限要素法による固有振動解析をおこなった。計算モデルを図 8.29 に示し、有限要素法解析に用いるソフトウェアは NX Nastran ver. 9.0 である。

有限要素法で用いるメッシュサイズ、要素数、接点数を表 8.14 に示し、各種材料の物性値を表 8.15 に示す。荷重条件は固有振動解析であるため設定しない。拘束条件はベースの固定用ねじ穴下面を完全拘束とする。図 8.3 の宇宙用球面超音波モータのように単体の部品の場合、ステータと球ロータは摺動面に働く摩擦力とホルダの剛性による押付力により、球ロータは保持されているため、ステータと球ロータの結合条件は並進 3 自由度結合にした。図 8.29 のスラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの場合でも同様に、ステータと球ロータの結合条件は並進 3 自由度結合にした。

図 8.29 に示した計算モデルの固有振動解析の結果を表 8.16 に示す。また、図 8.29 のように XYZ 座標を設定した際のそれぞれの 1 次固有振動モードをそれぞれ図 8.30, 図 8.31, 図 8.32 に示す。黄色で示されたモデルは初期状態で振動前のモデルを示す。図 8.29 に示すスラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの、ロケットの機軸方向 (Z 軸方向) と機軸の直交方向 (Y 軸方向) の 1 次固有振動数は、それぞれ 178.42 Hz, 593.90 Hz を得た。つまり、スラストモデルを取

り付けた宇宙用球面超音波モータは、いずれの振動方向においても、ロケットの搭載機器として要求されている基準固有振動数 100 Hz 以上であることから、ロケットの正弦波振動と共振現象を起こすことはないと理論的に証明することができた。

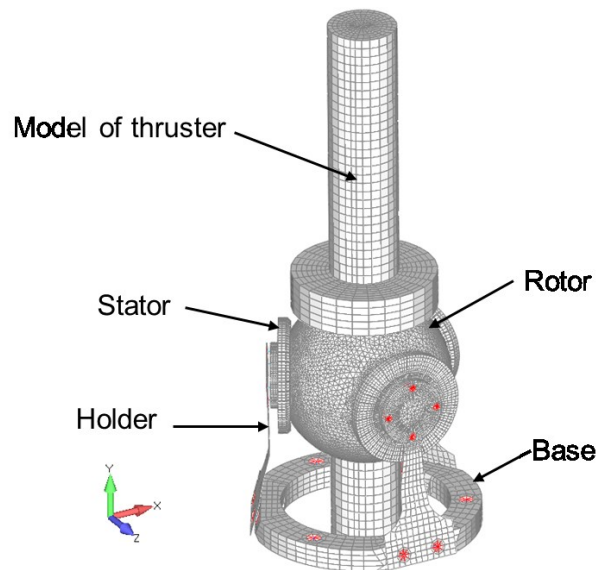


Fig. 8.29 Structural analysis model of SUSM

Table 8.14 Number of elements and nodes

Number of elements	Number of nodes
129,401	194,191

Table 8.15 Material property values of SUSM

Parts	Material	Longitudinal elastic modulus [MPa]	Poisson's ratio [-]	Density [kg/m ³]
Base	A2017	72,300	0.33	2,790
Holder	SUS301	193,000	0.30	7,900
Stator	Phosphor bronze	110,000	0.33	8,800
Rotor	PEEK	3,861	0.40	1,300
Screw	SUS304	193,000	0.30	7,900
Model of thruster	Brass	110,000	0.35	8,500

Table 8.16 Results of natural vibration analysis

Mode number	Natural frequency [Hz]	Remarks
1	178.18	X Primary
2	178.42	Z Primary
3	394.00	
4	396.39	
5	593.90	Y Primary
6	753.91	
7	2,242.70	
8	2,243.68	
9	2,440.46	
10	3,203.12	

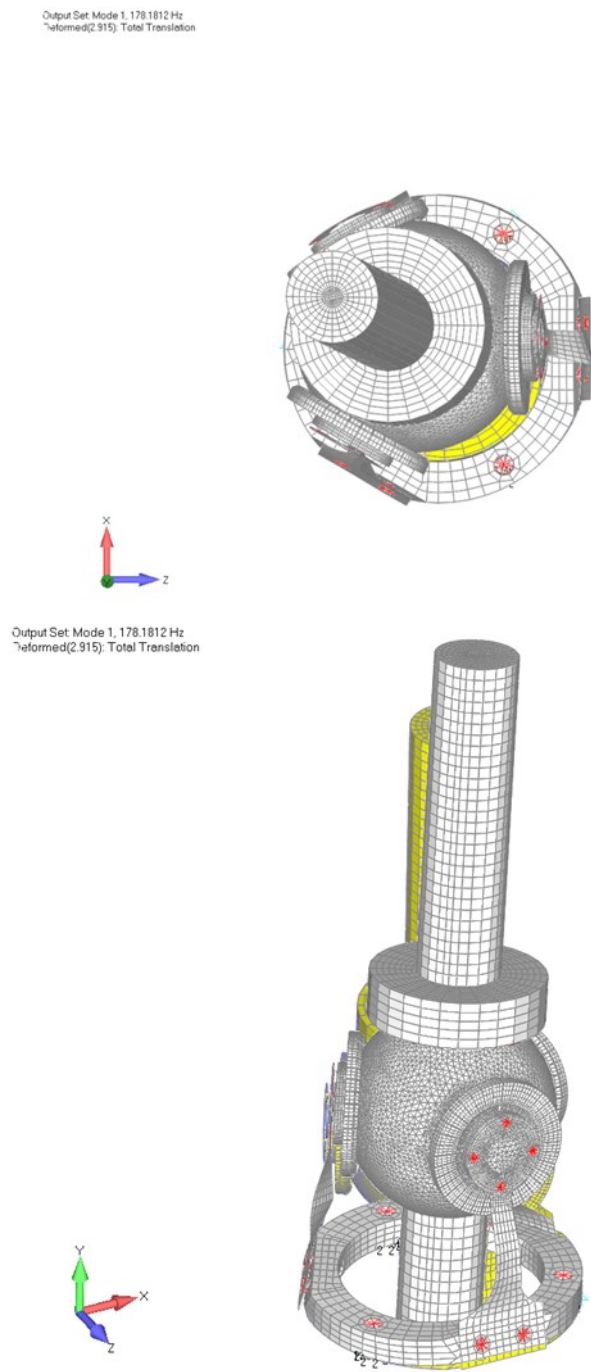


Fig. 8.30 Primary natural vibration mode in the X direction

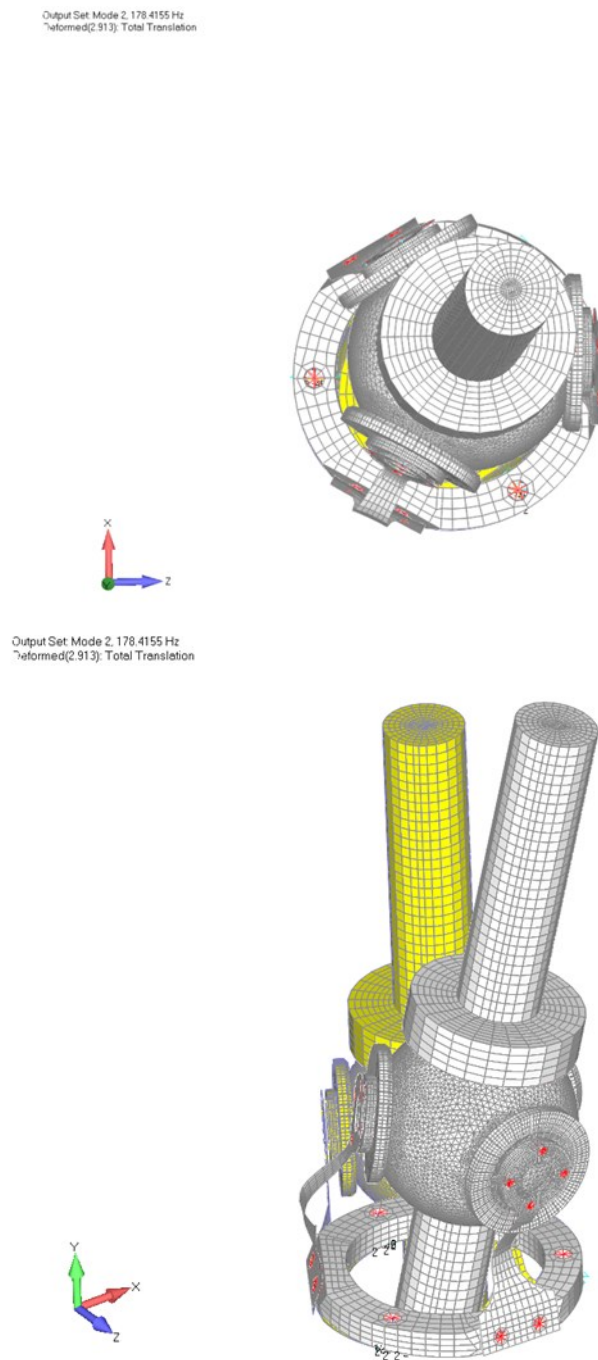


Fig. 8.31 Primary natural vibration mode in the Z direction

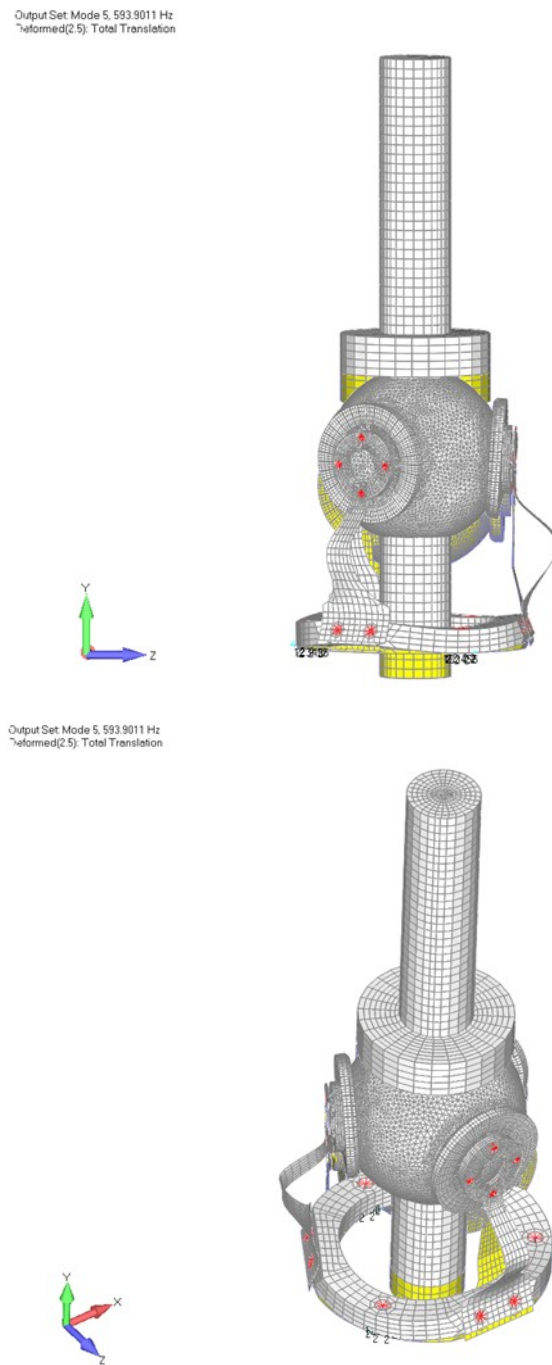


Fig. 8.32 Primary natural vibration mode in the Y direction

8.5.3 加速度センサを用いたスラスト付宇宙用球面超音波モータの共振探索

8.2.3 節と同様に、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータを人工衛星の側面に取り付けることを考慮し、加振装置を用いてスラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの共振探索実験をおこなった。使用した加振装置は神奈川県産業技術センター所有の加振装置である。加振装置の加振器は IMV 社製 VS-2000A-140T 型、加速度センサは IMV 社製 VP-02S 型である。

座標設定を図 8.33 に示すようにロケットの機軸方向を z 軸方向、ロケットの機軸の直交方向を x 軸方向とした。スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータを z 軸方向に加振させた際に最も振動する部分はホルダとスラストモデルの先端部分であるため、z 軸方向の振幅の測定は図 8.34 に示すホルダとスラストモデルの先端部分とする。また、x 軸方向に加振させた際に最も接触する部分はスラストモデルの中心部にあるフランジとスラストモデルの先端部分であるため、x 軸方向の振幅測定は図 8.35 に示すスラストモデルのフランジとのスラストモデルの先端部分とする。z 軸方向、x 軸方向のそれぞれに一定加速度 5.0 m/s^2 の正弦波振動を与える。振動数は 2 分間かけて元の振動数が 2 倍になるように設定する。さらに、5 Hz から開始し 200 Hz で終了する共振探索と、200 Hz から開始し 2,000 Hz で終了する共振探索をおこなう。加速度の伝達率が最大となった時の加振器の振動数を、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの共振周波数（1 次固有振動数）とする。

z 軸方向、x 軸方向それぞれの共振探索から得た加振器の振動数と加速度の伝達率の関係を表した結果をそれぞれ図 8.36、図 8.37 に示す。図 8.36、図 8.37 から、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの機軸方向（z 軸方向）と機軸の直交方向（x 軸方向）の 1 次固有振動数は、図 8.10、図 8.11 のように宇宙用球面超音波モータの共振探索で得られた 625.0 Hz、1530.0 Hz のような固有の共振周波数は得られなかった。

設定した 5 ~ 2,000 Hz の間で共振周波数が得られなかった理由を考察する。原因として、保持トルクが挙げられる。スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータは、スラストモデルを取り付けていない宇宙用球面超音波モータに比べ、スラストモデルの自重によるモーメントが働くため、保持トルクが小さくなる。保持トルクが小さくなることでホルダによる押付力が小さくなる。押付力が小

さいと摩擦力が小さくなるため、結果として、ホルダとステータの振動が、球ロータに十分に伝わっていない可能性がある。つまり、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータが完全に 1 つのシステムになっていないと考えることが自然である。完全な 1 つの系になっていない場合、振動を与えている間、球ロータはステータと接触せずに空中に浮いた状態になっていると考えられる。図 8.29 の計算モデルでは、押付力と摩擦力が十分に球ロータに作用されると推測したため、球ロータとステータの結合条件を並進 3 自由度結合として解析したが、再び結合条件を無しとして固有振動解析をおこなった。

球ロータとステータ間の結合条件が無しの状態における計算モデルの固有振動解析の結果を表 8.17 に示す。また、図 8.29 のように XYZ 座標を設定した際のそれぞれの 1 次固有振動モードをそれぞれ図 8.38、図 8.39、図 8.40 に示す。0 Hz 付近で起きる球ロータとスラスタのモデルの並進運動と回転運動を図 8.41、図 8.42 に示す。黄色で示されたモデルは初期状態で振動前のモデルを示す。表 8.17 から、球ロータとステータ間の結合条件が無しの状態の、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの Z 軸方向（ロケットの機軸方向）と Y 軸方向（ロケットの機軸の直交方向）の 1 次固有振動数はそれぞれ 69.09 Hz と 520.01 Hz になった。ロケットの機軸方向の 1 次固有振動数は、基準固有振動数の 100 Hz 未満であるが、球ロータによってホルダとステータの振動は抑えられる。そのため、69.09 Hz の固有振動数で共振現象を起こしたとしてもホルダの振動が抑制されるため、共振周波数が得られなかったと考えられる。一方、球ロータとスラスタのモデルは振動を与えている間、空中に浮くため、非拘束の状態になる。非拘束状態の球ロータとスラスタのモデルの 1 次固有振動数は 2,267.62 Hz となり、設定した 5 ~ 2,000 Hz の間には共振周波数が得られなかったと考えられる。

しかしながら、振動の加速度が大きく、周波数が低いほど、慣性によりスラスタモデルの先端部分が図 8.42 のように振動方向に揺れる可能性がある。実際に、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータを人工衛星に取り付けた場合、ロケットの振動によってスラスタの先端部分が大きく揺れて、他の宇宙機器にぶつかる危険性があるため、スラスタの先端部分が揺れないように外部から固定させる方法をとる必要がある。

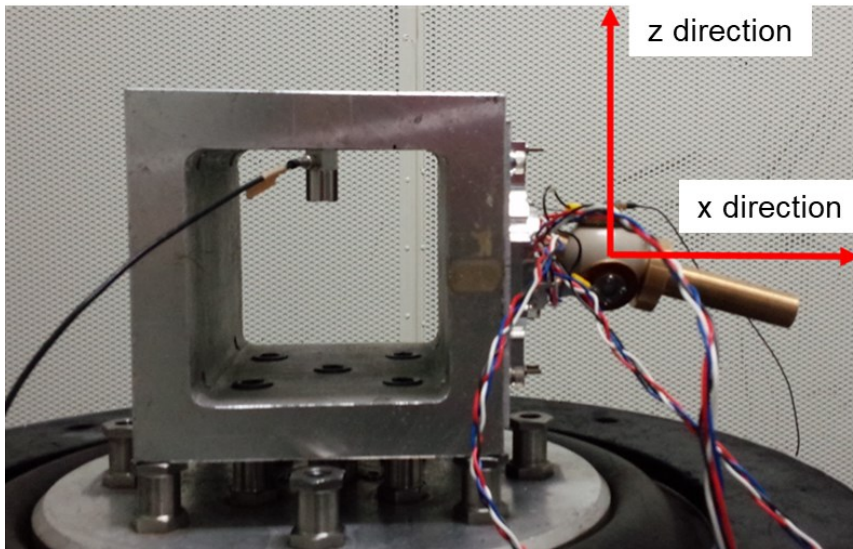


Fig. 8.33 SUSM attached to vibration device

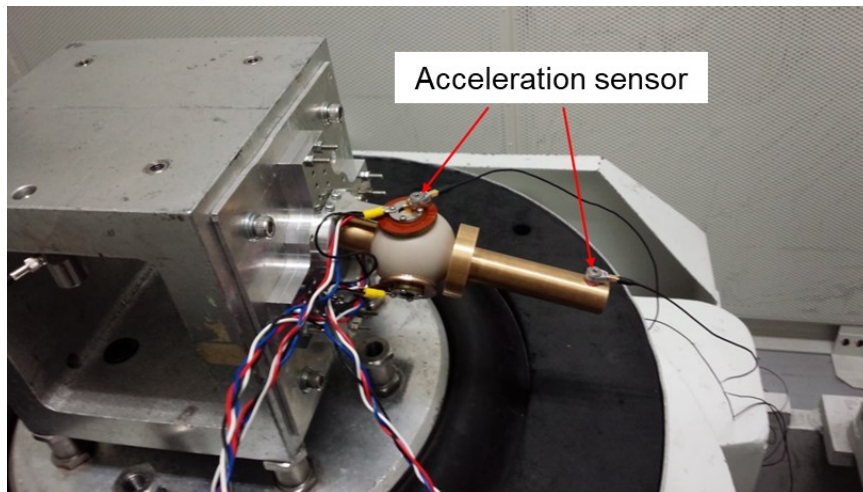


Fig. 8.34 Resonance search in the z axis direction

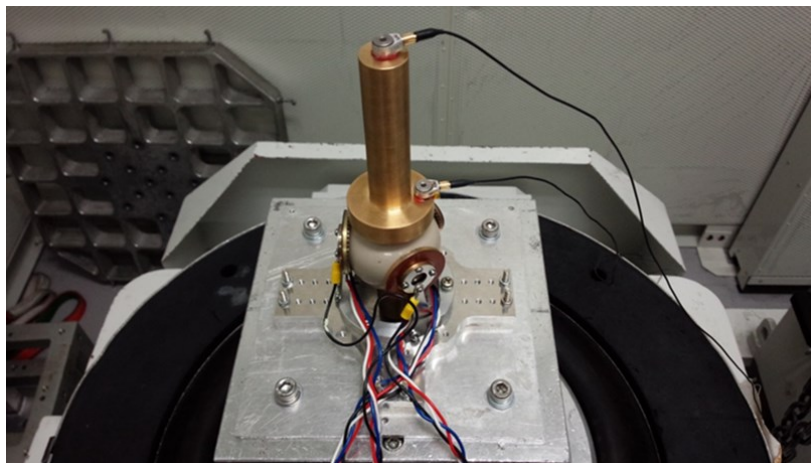


Fig. 8.35 Resonance search in the x axis direction

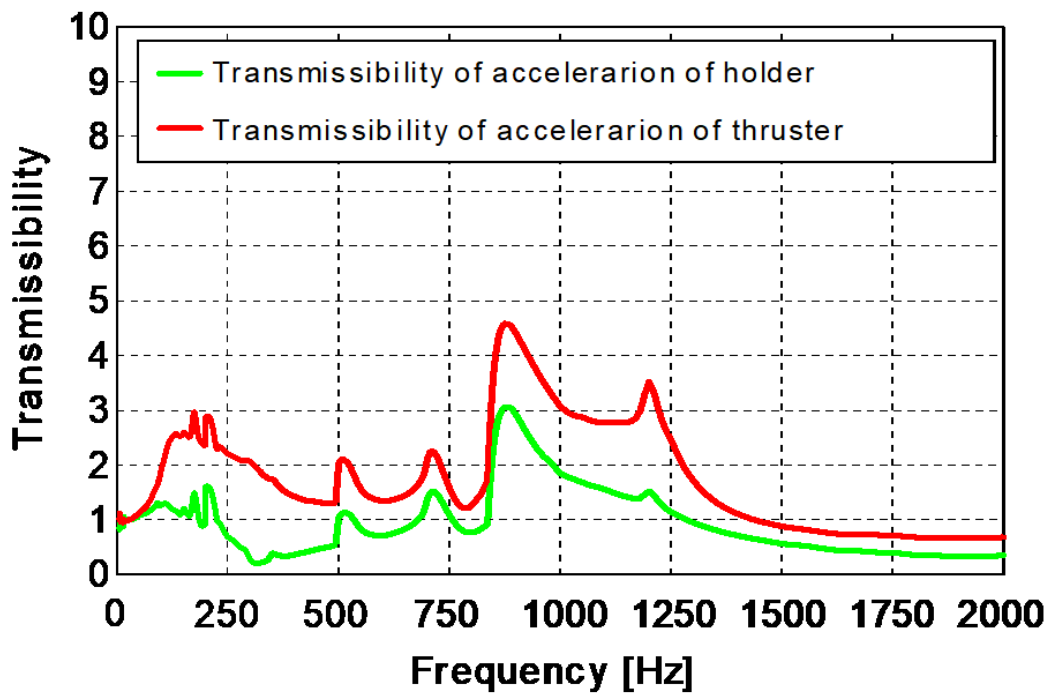


Fig. 8.36 Frequency and transmissibility acceleration in the z axis direction

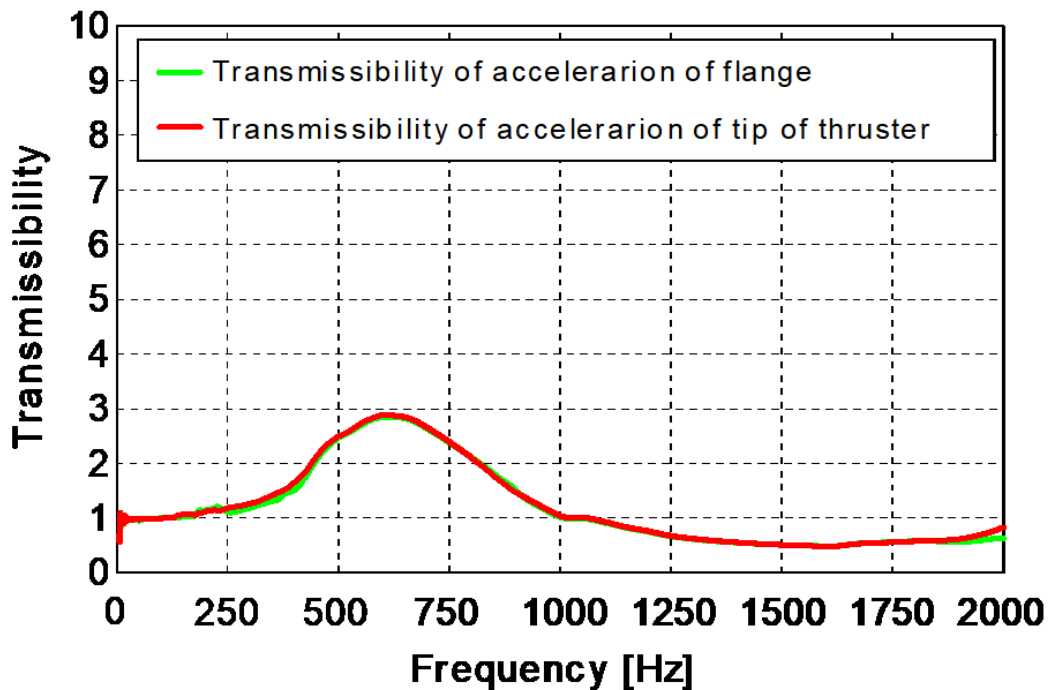


Fig. 8.37 Frequency and transmissibility acceleration in the x axis direction

Table 8.17 Results of natural vibration analysis

Mode number	Natural frequency [Hz]	Remarks
1	69.08	X Primary
2	69.09	Z Primary
3	69.10	
4	236.04	
5	236.07	
6	236.07	
7	467.48	
8	469.08	
9	469.74	
10	519.40	
11	519.45	
12	520.01	Y Primary

Output Set: Mode 7, 69.08128 Hz
 : *formed(1.1.98) Total Translation

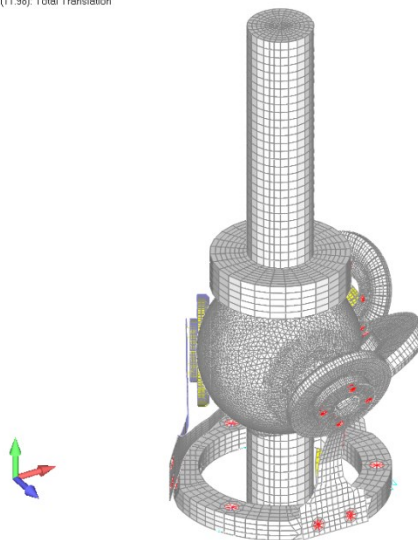


Fig. 8.38 Primary natural vibration mode in the X direction

Output Set: Mode 8, 63.08835 Hz
: *formed(9.197): Total Translation

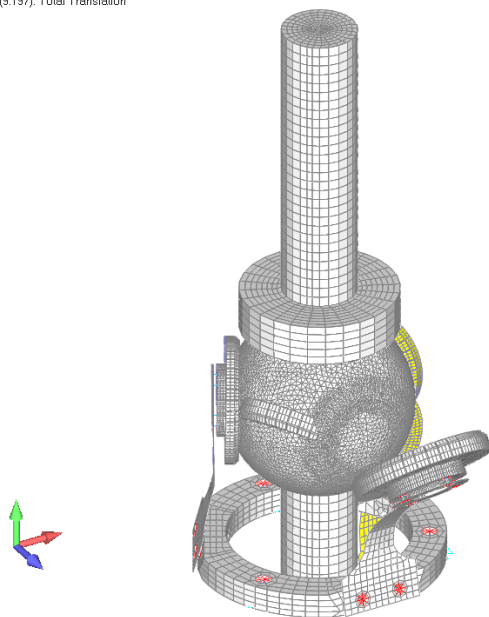


Fig. 8.39 Primary natural vibration mode in the Z direction

Output Set: Mode 8, 63.08835 Hz
: *formed(9.197): Total Translation

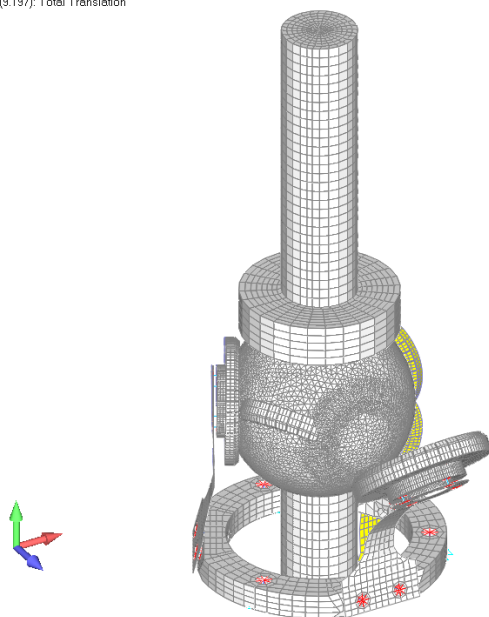


Fig. 8.40 Primary natural vibration mode in the Y direction

Output Set Mode 8, 69.08835 Hz
: reformed(9.197): Total Translation

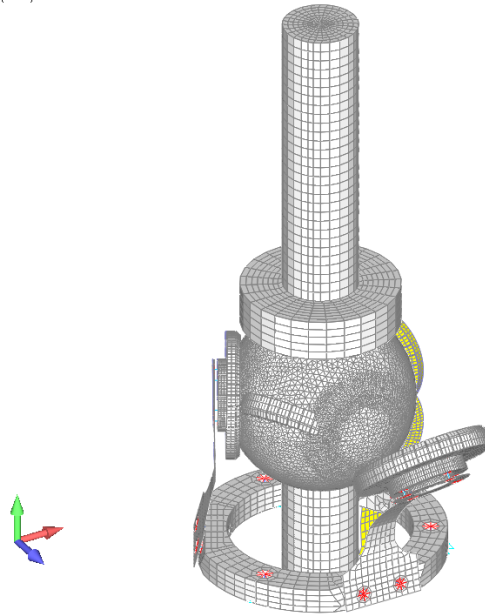


Fig. 8.41 Translational motion mode of spherical rotor and model of thruster

Output Set Mode 8, 69.08835 Hz
: reformed(9.197): Total Translation

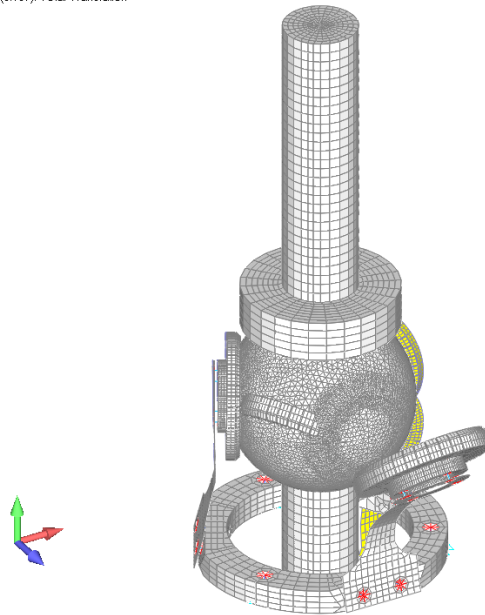


Fig. 8.42 Rotational motion mode of spherical rotor and model of thruster

8.5.4 振動の設計荷重による理論的評価

8.5.2 節の共振探索から得たスラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの機軸方向と機軸の直交方向の 1 次固有振動数を用いて、打ち上げ時の振動荷重における強度計算をおこなう。準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動におけるそれぞれの振動荷重は表 8.5～表 8.7 と同じである。ここでは、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動の設計荷重を導出する方法を示す。

(1) 準静的加速度の設計荷重 F_q

準静的加速度の設計荷重 F_q [N] は式 (8.27) で記述される。

$$F_q = M \cdot G \quad (8.27)$$

ここで、 M [kg] はスラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの質量、 G ($1 G = 9.8 \text{ m/s}^2$) は加速度を示す。表 8.5 から、機軸方向にかかる加速度は $6.0 G$ 、機軸の直交方向にかかる加速度は $5.0 G$ である。いま、モータの質量は 560 g であることから、準静的加速度の機軸方向にかかる設計荷重 F_{qA} と機軸の直交方向にかかる設計荷重 F_{qO} はそれぞれ 33.0 N と 27.5 N として求められる。

(2) 正弦波振動の設計荷重 F_s

正弦波振動の荷重条件は、表 8.6 に 100 Hz 以下の振動条件が規定されている。人工衛星の基準固有周波数が 100 Hz 以下の場合の正弦波振動の設計荷重 F_s は式 (8.28) で記述される。

$$F_s = M \cdot Q \cdot G \quad (8.28)$$

ここで、 Q は減衰比を用いた共振倍率である。8.5.3 節の球ロータとステータ間の結合条件が無しの状態における計算モデルの固有振動解析の結果から、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの機軸方向の 1 次固有振動数 f_{nA} は 69.09 Hz 、機軸の直交方向の 1 次固有振動数 f_{nO} は 520.01 Hz である。ロケットの機軸方向の 1 次固有振動数は、基準固有振動数の 100 Hz 未満であるため、機軸方向に関しては共振倍率 Q を考慮しなければならない。8.5.3 節の共振探索では共振周波数が得られなかったため、共振倍率 Q が不明である。ここでは、8.2.3 節の

共振探索で得られた共振倍率 Q を用いる。ここでは、機軸方向の共振倍率 Q_A は 10.19、機軸の直交方向の共振倍率 Q_O は 1 として考える。表 8.6 から、機軸方向にかかる加速度は 2.5 G、機軸の直交方向にかかる加速度は 2.0 G であり、モータの質量は 560 g であることから、正弦波振動の機軸方向にかかる設計荷重 F_{sA} と機軸の直交方向にかかる設計荷重 F_{sO} はそれぞれ 140.0 N と 11.0 N として求められる。

(3) ランダム振動の設計荷重 F_r

ランダム振動の設計荷重 F_r は式 (8.29) で記述される。

$$F_r = M \cdot 3 \cdot \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot Q \cdot f_n \cdot PSD_n} \quad (8.29)$$

ここで、 f_n [Hz] は 1 次固有振動数、 PSD_n [G²/Hz] は 1 次固有振動数におけるパワースペクトラム密度である。8.5.3 節の共振探索からスラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの機軸方向の 1 次固有振動数 f_{nA} は 69.09 Hz、機軸の直交方向の 1 次固有振動数 f_{nO} は 520.01 Hz であり、1 次固有振動数が両方向ともランダム振動の振動条件である 2,000 Hz 以内であるため、共振倍率 Q について考慮すべきである。ここでは、8.2.3 節の共振探索で得られた共振倍率 Q を用いることとし、機軸方向の共振倍率 Q_A は 10.19、機軸の直交方向の共振倍率 Q_O は 13.65 となる。また、表 8.7 から、振動数が 200 ~ 2,000 Hz のときの PSD_n は +3 dB/oct で増加し、200 ~ 2,000 Hz のときの PSD_n は 0.032 G²/Hz である。ロケットの機軸方向の PSD_{nA} は 0.011 G²/Hz、機軸の直交方向の PSD_{nO} は 0.032 G²/Hz とすると、ランダム振動の機軸方向にかかる設計荷重 F_{rA} と機軸の直交方向にかかる設計荷重 F_{rO} はそれぞれ 57.7 N と 311.0 N として求められる。

スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータを人工衛星に搭載して打ち上げた場合、振動による荷重は、(1) ~ (3) の設計荷重を全て足したものになることから、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動の機軸方向と機軸の直交方向の全設計荷重 F_{allA} と F_{allO} はそれぞれ 231.0 N、350.0 N として得られる。

この設計荷重を用いて、想定される振動に対しての強度の評価をおこなった部

分は、8.3.1 節と同様にホルダの部分のみである。ホルダの強度の評価をおこなった部分は、図 8.12 に示す A～C の 3 つの部分である。ホルダ A 部はステータの固定箇所のねじ部であり、ホルダ B 部はホルダの最小幅の部分であり、ホルダ C 部はベースの固定箇所のねじ部である。機軸方向の全設計荷重 F_{allA} と機軸の直交方向の全設計荷重 F_{allO} を、ホルダの 3 つの部分 (A～C) の断面積で割った値がそれぞれの位置における設計応力 σ_s として得られる。設計応力 σ_s とねじとホルダの材質の許容応力 σ_a を用いて算出した安全余裕 MS が、式 (8.30) の条件を満たせば、ホルダとねじは振動により変形しないことを意味する。A～C の 3 つの部分にかかる設計応力 σ_s と断面積を表 8.18 に、ねじとホルダの材質と耐力、安全係数、許容応力 σ_a を表 8.19 に示す。

$$MS = \frac{\sigma_a}{\sigma_s} - 1 \geq 0 \quad (8.30)$$

ホルダの A～C の 3 つの部分において算出した安全余裕 MS を表 8.20 に示す。A～C の 3 つの部分すべての安全余裕 MS が式 (8.30) の条件を満たしていることから、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータにおいても、ロケット打ち上げ時に想定される振動に耐えられると判断する。

Table 8.18 Cross-sectional area and design stress at A, B, and C

	Cross-sectional area [mm ²]	Design stress [MPa]	
		Axis direction	Orthogonal direction
A	3.14	18.4	27.8
B	3.26	70.8	107.0
C	7.07	16.3	24.7

Table 8.19 Allowable stress of Holder and Screw

Material		Proof stress [MPa]	Safety factor [-]	Allowable stress [MPa]
Holder	Screw			
SUS301	SUS304	205	1.25	164

Table 8.20 Margin of safety at A, B, and C

	A	B	C
Axis direction	7.93	1.32	9.05
Orthogonal direction	4.89	0.53	5.63

8.5.5 スラスタ付宇宙用球面超音波モータの耐衝撃性の理論的評価

衝撃荷重において、8.4.1 節と同様に、簡易的な導出方法として力積を用いることによって衝撃荷重の導出をおこなうことにする。スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの衝撃荷重 F_I [N] は式 (8.31) として得られる。

$$F_I = \frac{4}{\pi} M a_{\max} \quad (8.31)$$

M [kg] はスラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの質量、 a_{\max} [m/s²] は最大加速度である。

衝撃荷重の強度を評価した部分は、8.4.1 節と同様に、ホルダ部分であり、設計応力 σ_s が最大になる部分は図 8.12 で示す B の部分であるため、式 (8.32) を用いて、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの B 部分の設計応力 σ_{sB} を求める。

$$\sigma_{sB} = \frac{\frac{4}{\pi} M a_{\max}}{3.26 \times 10^{-6} \times 1} \quad (8.32)$$

式 (8.32) と式 (8.30) の安全余裕 MS 、表 8.19 の許容応力 σ_a から式 (8.30) の条件を満たす衝撃加速度 a_{\max} は式 (8.33) として求められる。

$$a_{\max} \leq \frac{3.26 \times 10^{-6} \times 1}{\frac{4}{\pi} M} \sigma_a \quad (8.33)$$

式 (8.33) より、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータが耐えられ、安全余裕 MS の条件を満たす衝撃加速度は 7.50×10^2 m/s² (=76.4 G) である。また、式 (8.33) の許容応力を耐力に置き換えた場合、安全余裕 MS の条件を満たす衝撃加速度は 9.37×10^2 m/s² (=95.5G) となる。この結果、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータは、表 8.13 で示す 320 G の衝撃加速度に対しては耐えられないことになる。安全余裕 MS の条件を満たすため、耐力が大きい材料を選定すること、断面積をより大きくすることが挙げられる。ホルダの形状を変えず、SUS よりも耐力が大きい材質としてチタン合金 (Ti-6Al-4V) に変え、再び、式 (8.33) に値を代入して安全余裕 MS の条件を満たす衝撃加速度を導出する。チ

タン合金 (Ti-6Al-4V) の耐力と許容応力を表 8.21 に示す.

式 (8.33) に値を代入して導出した結果, 材料を SUS からチタン合金 (Ti-6Al-4V) に変えた場合の安全余裕 MS の条件を満たす衝撃加速度は $3.25 \times 10^3 \text{ m/s}^2$ (= 331 G) であることが確認できた. このことから, ホルダの材質をチタン合金 (Ti-6Al-4V) に変えることで, スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータは表 8.13 にある衝撃加速度 320 G に耐えられると考えられる. さらに, 図 8.12 の A と C の部分に取り付けるねじの材料についてもチタン合金 (Ti-6Al-4V) に変えることで, A と C の部分のねじ部においても衝撃加速度 320 G に耐えられると考えられる.

Table 8.21 Allowable stress of Titanium alloy (Ti-6Al-4V)

Material		Proof stress [MPa]	Safety factor [-]	Allowable stress [MPa]
Holder	Screw			
Ti-6Al-4V	Ti-6Al-4V	888	1.25	710

8.5.6 スラスタ付宇宙用球面超音波モータの耐振動実験と耐衝撃実験

8.3.2 節と同様に、加振装置を用いた加振実験によってスラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの耐振動性と耐衝撃性を評価する。使用した加振装置は神奈川県産業技術センター所有の加振装置である。加振装置の加振器は IMV 社製 VS-2000A-140T 型、加速度センサは IMV 社製 VP-02S 型である。

スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータを人工衛星の側面に取り付けることを考慮し、8.5.3 節と同様に、座標設定を図 8.33 に示すようにロケットの機軸方向を z 軸方向、ロケットの機軸の直交方向を x 軸方向とする。2 つの軸方向 (z 軸方向, x 軸方向) について、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動、20 ~ 40 G までの衝撃を与えた、耐振動実験と耐衝撃実験による加振実験をおこなう。加振実験の後、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの動作確認をし、ステータと球ロータの状態について検証する。耐振動実験と耐衝撃実験の内容を以下に示す。

(1) 準静的加速度

振動数が 9 Hz の正弦波振動を z 軸方向に 6.0 G, x 軸方向に 5.0 G をそれぞれ 2 分間与える。

(2) 正弦波振動

振動数を 6 Hz から始め、1 分間かけて振動数が 2 倍になるように設定し、100 Hz になった段階で終了する。z 軸方向に 2.5 G, x 軸方向に 2.0 G の正弦波振動を与える。

(3) ランダム振動

20~200 Hz まではパワースペクトラム密度の傾きを +3 dB/oct とし、200 ~ 2,000 Hz まではパワースペクトラム密度を 0.032 G²/Hz とした振動を z 軸方向, x 軸方向にそれぞれ 2 分間与える。実効値は 7.8 G である。

(4) 最大加速度が 20 G で半波時間が 5 ms である半波の正弦波振動を z 軸方向と x 軸方向にそれぞれ与える。

- (5) 最大加速度が 30 G で半波時間が 11 ms である半波の正弦波振動を z 軸方向と x 軸方向にそれぞれ与える.
- (6) 最大加速度が 40 G で半波時間が 11 ms である半波の正弦波振動を z 軸方向と x 軸方向にそれぞれ与える.

(1) の z 軸方向の耐振動実験, (5) の x 軸方向の耐衝撃実験, (6) の z 軸方向と x 軸方向の耐衝撃実験において, 振動と衝撃によって球ロータは飛び出したを確認した. そのため, スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータに対し, 図 8.22 に示すストッパーを取り付け, 再び耐振動実験と耐衝撃実験をおこなった結果, すべての条件において, 球ロータの飛び出しは確認されず, 振動や衝撃を与えた後でも, スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの駆動ができたことを確認した. ホルダとねじに傷や変形は見られなかったが, 図 8.13 と図 8.14 のように, 球ロータの表面とステータの摺動面に, 小さな傷があることを確認した. 表 8.22 に耐振動実験・耐衝撃実験前後のスラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの回転速度を示し, 図 8.43 に耐振動実験・耐衝撃実験前後の圧電素子のインピーダンスを示す. また, 図 6.16 の表面粗さ測定器を用いて測定した耐振動実験前後の球ロータの表面粗さ(算術平均粗さ Ra と最大高さ粗さ Rz)を表 8.23 に示す. なお, 表 8.22 に示した回転速度は, スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータでは, 図 8.28 の赤い矢印方向に駆動できないため, スラスタモデルを外した状態にして測定して得られた結果である. 表 8.22 から回転速度に著しい変化がないこと, 図 8.43 から実験後も圧電素子のインピーダンスの特性が得られていることから, ロケット打ち上げ時の振動と最大加速度 40 G の衝撃を与えたとしても, スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの駆動性能の低下がないことを確認した.

Table 8.22 Rotational speed before and after vibration test

	Before vibration test	After vibration test
Rotational speed [rpm]	60.0	59.8

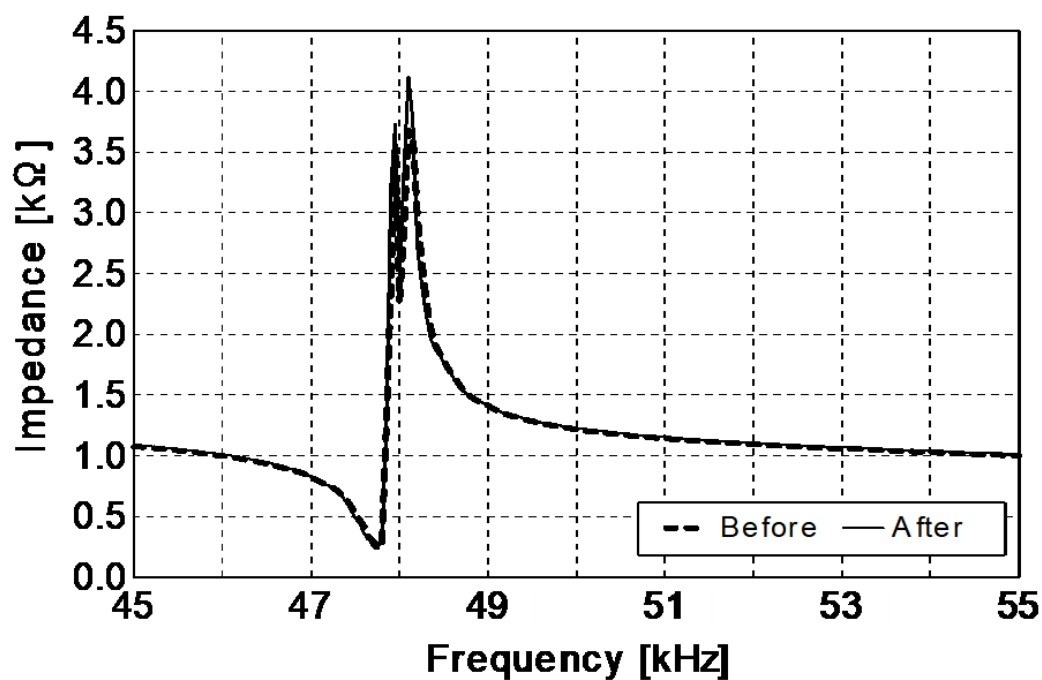


Fig. 8.43 Impedance characteristics before and after vibration test

Table 8.23 Surface roughness before and after vibration test

	Before vibration test	After vibration test
Arithmetic average roughness (Ra) [μm]	0.181	0.189
Maximum height roughness (Rz) [μm]	1.11	1.24

8.6 まとめ

本章では、宇宙用球面超音波モータを宇宙空間で利用するためには、ロケット打ち上げ時に受ける機械的環境を満たす必要があり、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなった。ロケット打ち上げ時に、ロケット本体に発生する振動が、宇宙用球面超音波モータの固有振動数と一致すると、共振現象を起こす。一般に、ロケットの搭載機器は、正弦波振動の振動帯域である 5~100 Hz を避け、基準固有振動数 100 Hz 以上になるように規定される。宇宙用球面超音波モータの固有振動数を有限要素解析による理論解析と加振実験から、ロケット打ち上げ時に発生する正弦波振動と宇宙用球面超音波モータが共振現象を起こさない固有振動数を持ち、その値が基準固有振動数 100 Hz 以上であることが確認できた。耐振動性の評価として、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動による加振実験では、球ロータとステータの摺動面に小さな傷が見られたが、駆動性能の低下は確認されなかった。また、耐衝撃性の評価として、重力加速度の 20 倍から 40 倍の加速度が加わったことを想定した加振実験では、重力加速度の 40 倍の加速度で球ロータが飛び出した。ストッパー機構を取り付けることで、重力加速度の 40 倍の加速度でも飛び出さないことが確認できた。最後に、現実のスラストに近いモデルを想定し、宇宙用球面超音波モータの球ロータを貫通させ、スラストを取り付けたスラストモデルについて、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなった。スラストモデルでは質量が増えたことで、スラストや球ロータを支える従来のホルダでは、理論解析では衝撃荷重に耐えられないことが確認できた。ホルダ部品の材料を SUS からチタン合金に変えることで、衝撃荷重に耐えることが理論的に確認できた。実際の加振実験では、ある方向での加振に対して、スラストの飛び出しが確認されたが、ストッパー機構を取り付けることでスラストが飛び出さず、重力加速度の 40 倍の加速度を与えた加振実験の後でも、スラストモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの駆動性能は低下しなかった。

第9章 まとめ

9.1 まとめ

本研究は、宇宙機や人工衛星などに使用されているアクチュエータの代替利用となる宇宙用の球面超音波モータの開発をした。宇宙用球面超音波モータは、従来のモータに比べ小型で構造が簡単である。宇宙空間は真空環境のため、少しのエネルギーで動作すれば良く、駆動トルクが小さい超音波モータが最適である。宇宙機や人工衛星に搭載している方向制御に用いられるスラスタを、球面型の宇宙用超音波モータに変更すると、宇宙機に搭載しているスラスタ数を減らすことができる。さらに、方向制御ができれば、宇宙空間に無数にあるスペースデブリを避けて宇宙機を運転できる。また、寿命を終えた宇宙機は少ないエネルギーでスラスタ方向制御をおこなうことで、運用中の宇宙機や人工衛星に衝突する危険性を減らすことができる。宇宙空間で球面超音波モータの実用例はなく、本研究では宇宙用の球面超音波モータの開発をおこなった。

以下に、各章で得られた実験結果を示す。

第2章では、進行波型超音波モータの数式モデルを導出し、モータの駆動原理を説明した。進行波型超音波モータに用いる圧電素子の質点が楕円駆動になることが説明でき、球ロータと接触面において、進行波の方向と逆向きであることが示された。これは、超音波モータの圧電素子の振動方向と球ロータの回転方向が、逆向きであることを示している。宇宙空間で超音波モータを用いるために、ステータの数を3つに増やし、3つのステータを球面状の円周上に等間隔で配置した宇宙用球面超音波モータの数式モデルを導出した。開発する宇宙用球面超音波モータはステータ数を3つにすることで、故障時に別のステータで代用する冗長性を確保できる構造となっている。

第3章では、球面超音波モータを宇宙空間で利用するための宇宙用球面超音波モータを製作した。専用ドライバを用いて大気中で宇宙用球面超音波モータ駆動させたとき、ビデオカメラを用いた回転速度の計測では、平均で74.2 rpm を得た。

ばねばかりを用いたトルクの計測では、平均で29.3 mNm を得た。専用ドライバは最適な共振周波数が得られるが、共振周波数そのものの値の時に最大トルク約35 mNm を得た。共振周波数を上方・下方にずらした場合、駆動トルクは減少するが、目標の20 mNmを得ることに成功した。しかしながら、共振周波数を最適周波数から遠ざけすぎると、宇宙用球面超音波モータは回転しない。分銅を用いたトルクと回転速度の特性は、低速時に高トルクが発生する垂下特性を得た。作動寿命の測定では、積算駆動時間の80分間を超え、作動寿命の目標値である300 回以上を達成した。これらの結果はすべて大気中である。

第4章では、宇宙用球面超音波モータを宇宙空間で利用するために、真空環境下で各種特性を知る必要があったため、温度可変型、温度不変型の真空チャンバを利用して、優先度の高い項目に着目して実験をおこなった。専用ドライバを用いて真空中で宇宙用球面超音波モータ駆動させたとき、ビデオカメラを用いた回転速度の計測では、平均で62.1 rpm を得た。この値は、大気中に比べ約17%減少した。ばねばかりを用いたトルクの計測では、平均で35.3 mNm を得た。この値は、大気中に比べ約20%上昇した。両者の実験結果は、真空中では、大気中で覆われていた汚れ、吸着分子、酸化物が気化しなくなり、摩擦係数が上がったことが考えられる。摩擦駆動で動作する超音波モータは、摩擦係数が上がったことで、トルクが上昇、回転速度が下降したことが説明できる。大気中と真空中の両社において、耐久性の評価をした。大気中では回転速度を維持した状態で20分以上の駆動を確認できたが、真空中では回転速度が低下していき、6分ももたずに、停止した。直後に大気中で駆動を試みたが駆動しなかったことを考慮すると、真空中での駆動に伴いステータの発熱が放射されず、圧電素子を破壊した、いわゆるキュリー点越えをしたと考えられる。

第5章では、従来の宇宙用球面超音波モータが、真空中で、発熱による圧電素子の破壊が原因で駆動しなかったことをふまえて、高温で耐えられる圧電素子対策と接着剤対策を施した、新しい宇宙用球面超音波モータを製作することにした。圧電素子はキュリー点が325℃であるN6材料の圧電素子に変更し、ガラス転移点が180℃であるTB2285接着剤でステータを製作した。改良をした超音波モータ

を用いて、大気中において、宇宙用球面超音波モータと似た、1軸駆動モータを用いて、駆動限界温度の測定と熱負荷耐久性実験をおこない、その後、宇宙用球面超音波モータを用いて同様の実験をおこなった。目標の120℃の高温環境でも駆動を確認した。熱負荷耐久性実験では120℃の高温環境で、積算駆動時間は90分間を超えても停止することはなかった。

第6章では、高温対策を施したN6圧電素子とTB2285接着剤のステータを使った、新たに改良した宇宙用球面超音波モータを使って、大気中の低温環境で動作確認をした。-120℃の低温でも、N6圧電素子の特性に劣化は見られなかったが、結氷の影響で積算駆動時間6分で宇宙用球面超音波モータは停止した。使用機器の制限で、低温限界温度を-80℃環境に変更して、宇宙用球面超音波モータの熱負荷実験をおこなった。-80℃でも、N6圧電素子の特性は問題ないことが確認できた。回転速度の実験では、経過時間に伴い少しずつ回転速度が低下し、積算駆動時間約60分で停止した。停止の原因はN6圧電素子やTB2285接着剤ではなく、細かい結氷物がステータと球ロータの間の障害物になり、停止したと考えられる。つまり、低温でも高温対策で変更したN6圧電素子とTB2285接着剤が利用可能であることが確認できた。

第7章では、高温環境と低温環境が交互におこなわれる宇宙空間を考慮し、宇宙用球面超音波モータに、高温・低温が交互に繰り返される温度サイクル負荷実験をおこなった。ステータの部品であるN6圧電素子や接着剤は、高温環境と低温環境の温度環境が維持した状態では問題なかったが、温度サイクルが起きた場合の検討をした結果、ゆっくりした温度サイクルであれば、両者は特性を維持することが示されたため、大気中で、長時間をかけた温度サイクル実験をおこなった。装置の制限から低温限界温度は-50℃とした。常温20℃から実験を開始し、120℃の高温を境に、低温へ推移し、-50℃で折り返し、再び常温の20℃に戻す際のトルク計測をおこなった。高温の120℃ではトルクの減少がみられたが、再び低温に推移すると、トルクが通常に戻ることが確認できた。温度サイクルにおいて、どの温度帯でも圧電素子の特性劣化はみられなかった。装置の制限から低温限界温度は-80℃とした回転速度の実験では、常温から高温に温度が変化すると回転

速度は上昇するが、限界の高温付近になると低下した。再び、低温になると回転速度は上昇するが、常温から低温限界に温度が変化すると、回転速度は徐々に低下し、停止こそしないものの、非常にゆっくりとなった。温度が常温に戻ることで、元の回転速度に復旧した。

第8章では、宇宙用球面超音波モータを宇宙空間で利用するためには、ロケット打ち上げ時に受ける機械的環境を満たす必要があり、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなった。ロケット打ち上げ時に、ロケット本体に発生する振動が、宇宙用球面超音波モータの固有振動数と一致すると、共振現象を起こす。一般に、ロケットの搭載機器は、正弦波振動の振動帯域である5~100 Hzを避け、基準固有振動数100 Hz以上になるように規定される。宇宙用球面超音波モータの固有振動数を有限要素解析による理論解析と加振実験から、ロケット打ち上げ時に発生する正弦波振動と宇宙用球面超音波モータが共振現象を起こさない固有振動数を持ち、その値が基準固有振動数100 Hz以上であることが確認できた。耐振動性の評価として、準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動による加振実験では、球ロータとステータの摺動面に小さな傷が見られたが、駆動性能の低下は確認されなかった。また、耐衝撃性の評価として、重力加速度の20倍から40倍の加速度が加わったことを想定した加振実験では、重力加速度の40倍の加速度で球ロータが飛び出した。ストッパー機構を取り付けることで、重力加速度の40倍の加速度でも飛び出さないことが確認できた。最後に、現実のスラスタに近いモデルを想定し、宇宙用球面超音波モータの球ロータを貫通させ、スラスタを取り付けたスラスタモデルについて、耐振動性と耐衝撃性の評価をおこなった。スラスタモデルでは質量が増えたことで、スラスタや球ロータを支える従来のホルダでは、理論解析では衝撃荷重に耐えられないことが確認できた。ホルダ部品の材料をSUSからチタン合金に変えることで、衝撃荷重に耐えることが理論的に確認できた。実際の加振実験では、ある方向での加振に対して、スラスタの飛び出しが確認されたが、ストッパー機構を取り付けることでスラスタが飛び出さず、重力加速度の40倍の加速度を与えた加振実験の後でも、スラスタモデルを取り付けた宇宙用球面超音波モータの駆動性能は低下しなかった。

9.2 今後の課題

宇宙用球面超音波モータの開発をおこない、優先度の高い特性実験として、回転速度やトルク計測を中心におこなった。真空チャンバを用いた真空中の特性実験で、従来の圧電素子の発熱で特性の劣化がみられたことから、新たな圧電素子と接着剤に変更したステータを用いて宇宙用球面超音波モータを開発した。開発したモータはすべて大気中で実験をおこなった。基本特性、高温特性、低温特性、温度サイクル特性、耐振動性、耐衝撃性から得られた結果から、開発した宇宙用球面超音波モータが大気中では、実用運用ができることを確認した。今度の課題として、大気中でおこなう場合と真空中でおこなう場合に分けて説明する。

・大気中でおこなう場合の課題

宇宙空間では、さまざまな放射線が放射されている。宇宙用球面超音波モータに悪影響を及ぼす放射線の調査をし、耐放射線性を考慮した宇宙用球面超音波モータの開発が必要である。

回転速度の計測では、ビデオカメラを用いてフレーム数から算出し回転速度を得た。これは、条件を統一するためには十分な方法ではあるが、正確な回転速度とは言えない。真空中で利用することを考慮し、ポテンシオメータやロータリーエンコーダを用いることで、直接測定が可能な実験装置に作り替える方法が急務である。

宇宙用球面超音波モータの駆動は、すべて、当研究室で開発した専用ドライバ SUSM-A の機能、8 方向ジョイスティックを使ってマニュアル操作で駆動指令をおこなった。マニュアル操作のため、実験条件が一定になる。しかしながら、専用ドライバ SUSM-A には、PC 指令の入力機能があることから、PC でプログラミングをおこなうことで、駆動指令の簡略化をはかることができる。

低温環境での実験において、使用した引張試験用恒温槽は、上下にチャック穴があるため、駆動用ケーブルや分銅、ばねばかりを通すと、穴の密閉には限界がある。隙間が影響し、結氷現象がおき、これが原因で球ロータが停止することになった。宇宙空間では結氷現象はおきないが、大気中でおこなう場合は、除湿をおこない、乾燥空気を利用することで、絶対に結氷をおこさない対策が必要である。

・真空中でおこなう場合の課題

上記で述べた，大気中でおこなう場合の課題を解決するのはもちろんであるが，真空中でおこなう場合の課題は以下のものである．

宇宙空間は，熱の伝導・対流・放射がおきない．宇宙用球面超音波モータを駆動すると，圧電素子が発熱する．発生した熱をヒートシンクによって放熱し，さらにその熱が他の装置に影響しないよう，サーマルブランケットの利用した熱防御対策が必要である．

真空度の高い真空チャンバを用いることで，同様の実験をおこなう．本実験では，真空チャンバの性能上限が 10^{-3} Pa オーダーの真空度のため， 10^{-3} Pa オーダーを設定値とした．この 10^{-3} Pa オーダーは地上 100～150km の高真空圧力帯である．地上 400～36,000 km の領域で宇宙用球面超音波モータの利用を考えると超高真空領域 (10^{-5} ～ 10^{-9} Pa) のため，高真空度のチャンバで実験をすべきである．

真空チャンバは外界とチャンバ内を完全密封の状態にしなければ，真空度が保証できない．そのため，チャンバ内に投入する宇宙用球面超音波モータを駆動するためのケーブル数は必要最小限に抑える必要があった．そこで，無線駆動可能な回路に装置を変えることで，ケーブルが不要となり，遠隔リモコンなどで操縦可能となる．さらに，回転速度やトルク計測，温度や湿度の状態も無線伝送によって得られる環境があると良い．

これらの課題を解決することで，宇宙用球面超音波モータの実現を目指す．

参考文献

第 1 章

- [1] サイエンス VIEW, 日本人宇宙への旅 (上) ISSで信頼 先進国へ. 読売新聞. 2018.4.1,朝刊 (12 版)
- [2] サイエンス VIEW, 日本人宇宙への旅 (下) 有人探査 月から火星へ. 読売新聞. 2018.4.8,朝刊 (12 版)
- [3] ヨミウリインフォグラフィックス 金星へ あかつき再挑戦. 読売新聞. 2015.11.16,朝刊 (12 版)
- [4] ハクト車 月を走れ. 読売新聞. 2017.1.26,朝刊 (12 版)
- [5] サイエンス VIEW, エレベータ 宇宙へ GO. 読売新聞. 2017.3.12,朝刊 (22 版)
- [6] モータ技術実用ハンドブック編集委員会編, モータ技術実用ハンドブック, (2001), p. 999, 日刊工業新聞社.
- [7] 渡辺晋也, 木村卓也, 村瀬浩史, 萩原裕介, 粟屋伊智郎, 上田敦史, “有人船外活動 (EVA) 支援ロボット実証実験REX-Jプロジェクトの宇宙実証エクストラサクセス達成”, 三菱重工技報, Vol.51-4, pp.60-69, 2014
- [8] 上田敦史, 加藤裕基, 渡邊恵佑, 中西洋喜, 西田信一郎, 小田光茂, “EVA支援ロボット実証実験REX-Jの智能化技術”, 人工知能, Vol.29-4, pp.350-356, 2014
- [9] 土井忍, “国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう」ロボットアーム”, 日本建設機械施工協会, Vol.5, pp.67-72, 2012
- [10] 山田克彦, “宇宙器の姿勢制御”, 計測と制御, Vol.40-6, pp.433-440, 2001
- [11] 「世界で売れるスラスタをつくる」, JAXA 月報, 空と宙, Vol.48, 2012
- [12] 池田博英, “衛星の姿勢・軌道制御装置の長寿命化技術-世界最高レベルの寿命と低コスト化を同時に達成した 1N スラスタ-”, IHI 技報, Vol.52-3, pp.18-21, 2012
- [13] 三島弘行, 森島克成, 野中吉紀, 西野宏, 澤井秀次郎, “人工衛星軌道姿勢制御用セラミックスラスタの開発”, 三菱重工技報, Vol.42-5, pp.250-253, 2005
- [14] 高畑文雄, 森英彦, 池内了, 輿石肇, 戸田勸, 新田慶治, “宇宙技術入門”, オーム社, pp.56-62, 1994

- [15] 宇宙ゴミを減らせ！ 国際的な宇宙空間の利用とルール作り，外務省 <http://www.mofa.go.jp/mofaj/press/pr/wakaru/topics/vol85/index.html> (2012.03.21 記事) (2018.05 参照)
- [16] 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，Vol.34-3, pp.178-185, 2012
- [17] 加藤明，“スペースデブリに配慮した信頼性・安全性対策”，日本信頼性学会，Vol.34-3, pp.172-177, 2012
- [18] JAXA 研究開発部門，研究紹介，宇宙活動の安全確保，<http://www.kenkai.jaxa.jp/research/debris/debris.html> (2018.05 参照)
- [19] 悪化する宇宙ごみ，「飛んでいる弾丸」75 万個 専門家 <http://www.afpbb.com/articles/-/3125581> (2017.04.19 記事) (2018.05 参照)
- [20] 宇宙ゴミ監視 新体制. 読売新聞. 2014.1.26,朝刊 (2 版)
- [21] サイエンス VIEW, ごみ問題 宇宙も深刻. 読売新聞. 2016.5.29,朝刊 (24 版)
- [22] 宇宙ごみ除去へ実験. 読売新聞. 2017.1.6,朝刊 (37 版)
- [23] 富田信之，“宇宙システム入門-ロケット・人工衛星の運動-”，東京大学出版，pp.13-16, 2000
- [24] 学ぶ 育む わかるサイエンス 映画「ゼロ・グラビティ」とスペースデブリ. 読売新聞. 2013.12.15,朝刊 (12 版)
- [25] 「デブリのない宇宙空間実現のために」，JAXA 月報，空と宙，Vol.46, 2012
- [26] 「スペースデブリ特集」，JAXA 広報誌，宇宙開発最前線！，Vol.6, 2015
- [27] 有吉雄哉，花田俊也，河本聡美，“デブリ推移モデルによる将来予測”，第 5 回「スペースデブリワークショップ」講演会資料，宇宙航空研究開発機構特別資料，JAXA-SP-13-018, pp.105-112, 2013
- [28] 鳴海智博，花田俊也，河本聡美，“地球低軌道スペースデブリ環境における推移モデル”，宇宙技術，Vol.7, pp.11-17, 2008
- [29] 「国際宇宙ステーション (ISS) での NanoStep 実験」JAXA 宇宙ステーション・きぼう，広報・情報センター，ビデオライブラリー，SPACE@NAVI-Kibo WEEKLY NEWS 第 183 号 http://iss.jaxa.jp/library/video/spacenavi_wn121221.html (2012.12.21 記事) (2018.05 参照)
- [30] 水鳥健次，“3 自由度球面超音波モータの開発”，平成 16 年度東京農工大学大学院機械システム工学専攻修士論文，2004

- [31] 藤井剛, 後藤大亮, 香河英史, 村山眞悟, 今村俊介, 梶原堅一, 池田博英, 篠崎昇, 長尾徹, 森田直樹, 藪原英二, “衛星用長寿命高信頼性 1N スラスタの開発結果”, 日本航空宇宙学会, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2012
- [32] 杉浦儔, “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, pp.1571-1582, 1988
- [33] 内野研二, “精密制御用ニューアクチュエータ便覧-航空宇宙用途における微小変位素子 (アクチュエータ) 概論-”, 日本工業技術振興協会 固体アクチュエータ研究部会編, フジ・テクノシステム, pp.694-704, 1994
- [34] 富川義朗, “超音波エレクトロニクス振動論-基礎と応用-”, 朝倉書店, pp.223-241, 1999
- [35] 矢野智昭, “宇宙用球面モータ”, 第 28 回日本ロボット学会学術講演会, pp.1-2, 2010
- [36] 國井康晴, 多田興平, 黒田洋司, 久保田孝, “超音波振動を利用した惑星探査用小型軽量マニピュレータの開発”, 宇宙科学技術連合講演集, pp.1035-1040, 2001
- [37] 岩崎信夫, 的川泰宣, “宇宙工学”, JAXA 監修, 日経印刷, pp.166-191, 2010
- [38] NEC「人工衛星プロジェクト」, “人工衛星のなぜを科学する”, アーク出版, pp.118-119, 2013
- [39] 鈴木弘一, “はじめての宇宙工学”, 森北出版, pp.77-79, 2007

第 2 章

- [1] 指田年生, “超音波駆動モーターの試作”, 応用物理, Vol.51-6, pp.713-720, 1982
- [2] 秋山勇治, “超音波モータ”, 電学誌, Vol.111-7, pp.588-589, 1991
- [3] 黒澤実, “超音波モータの駆動・制御方法”, 機械設計, Vol.36-8, pp.70-76, 1992
- [4] 見城尚志, 指田年生, “超音波モータ入門”, 総合電子出版社, 1991
- [5] Sashida, T, Kenjo, T, "An Introduction to Ultrasonic Motors", Oxford Press, Oxford, 1993
- [6] 前野隆司, “超音波モータ”, 日本ロボット学会誌, Vol.21-1, pp.10-14, 2003

- [7] 中村健太郎, “高出力超音波モータ”, 日本音響学会誌, Vol.61-3, pp.149-153, 2005
- [8] Tien-Chi Chena, Chih-Hsien Yua, Chun-Jung Chena, Mi-ChingTsaib, "Neuro-fuzzy speed control of traveling-wave type ultrasonic motor drive using frequency and phase modulation", ISA Transactions, Vol.47, pp.325-338, 2008
- [9] Tien-Chi Chen, Chih-Hsien Yu, Mi-Ching Tsai, "A new driver based on dual-mode frequency and phase control for traveling-wave type ultrasonic motor", Energy Conversion and Management, Vol.49, pp.2767-2775, 2008
- [10] Puu-An Juang, Da-Wei Gu, "Analysis measurement and control of a new disc-type ultrasonic motor system", Mechatronics Vol.16, pp.1-12, 2006
- [11] Shine-Tzong Ho, Yan-Jhang Shin, "Design of a Semi-Oval Shaped Ultrasonic Motor", Int. J. of Automation Technology Vol.7 No.5, pp.537-538, 2013
- [12] 小島玲子, 澤田明宏, 長尾昭一, “薄型超音波モータの開発”, 日本時計学会誌, Vol.49-192, pp.24-29, 2005
- [13] 黒澤実, “弾性表面超音波モータ”, 日本音響学会誌, Vol.66-3, pp.130-135, 2010
- [14] Takeshi Morita, "Miniature piezoelectric motors", Sensors and Actuators A: Physical, Vol.103, pp.291-300, 2003
- [15] Kenji Uchino, "Piezoelectric ultrasonic motors: overview", Smart Materials and Structures, Vol.7, pp.273-285, 1998
- [16] Antoine Ferreira, Patrice Minotti, "High-performance load-adaptive speed control for ultrasonic motors", Control Engineering Practice, Vol.6, pp,1-13, 1998
- [17] 高塚公郎, 中島健, 吉野誠二, 玖野仁志, 阿久戸庸夫, “超音波モータの駆動メカニズムの解明 (第1報: ロータとステータの接触挙動の解析方法の検討)”, 日本機械学会日本機械学会, Dynamics and Design Conference, CDROM 論文集, 2000
- [18] 高塚公郎, 前田剛志, 中島健, 津久井道夫, 阿久戸庸夫, “超音波モータの駆動メカニズムの解明 (第2報: ロータとステータの接触挙動)”, 日本機械学会, 2001 年度年次大会講演論文集 (IV) No.01-1, pp.157-158, 2001
- [19] 伊勢悠紀彦, “球面超音波モータの開発”, 日本音響学会誌, Vol.43-3, pp.184-188, 1987

- [20] 沖田和博, “宇宙用球面超音波モータの耐久性向上に関する研究”, 平成 24 年度東京農工大学工学部機械システム工学科卒業論文, pp.36-55, 2012
- [21] Toyama Shigeki, Sugitani Shigeru, Zhang Guoqiang, Miyatani Yosutarō, Nakamura Kazuto, "Multi degree of freedom Spherical Ultrasonic Motor", Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.2935-2940, 1995
- [22] 遠山茂樹, “球面超音波モータ”, 精密工学会誌, Vol.61-9, pp.1227-1230, 1995
- [23] 遠山茂樹, “磁化球を用いた球面超音波モータの制御”, 日本機械学会, 第 2 回機素潤滑設計部門講演会講演論文集, No.02-12, pp.121-124, 2002
- [24] Eko Purwanto, Shigeki Toyama, "Control Method of a Spherical Ultrasonic Motor", Advanced Intelligent Mechatronics, IEEE/ASME International Conference on, pp.1321-1326, 2003
- [25] Naoyuki Takesue, Tomohiro Ohara, Ryota Ishibashi, Shigeki Toyama, Masahiko Hoshina, Yoshiyuki Hirai, Naoki Fukaya, Jumpei Arata, Hideo Fujimoto, "Position control methods of spherical ultrasonic motor", Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pp. 3061-3066, 2010
- [26] 土田俊彰, 遠山茂樹, “ジャイロセンサを用いた球面超音波モータ用姿勢検出機構の開発”, 2011 年度精密工学会秋季大会学術講演会講演論文集, pp.567-568, 2011
- [27] 笠島永吉, 矢野智昭, 芦田極, “球面モータの開発-任意姿勢における任意トルクの発生法-”, 日本機械学会論文集 (C 編), Vol.78-792, pp.2860-2869, 1993
- [28] Luis Fernando Leon Velasquez, Jose Miguel Rueda Nima, Antonio Moran Cardenas, "Positioning Control System of a 3-Dimensional Ultrasonic Motor with Spherical Rotor", Second International Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology LACCEI, pp.1-6, 2004
- [29] Takeshi Morita, "Miniature piezoelectric motors", Sensors and Actuators A: Physical, Vol.103, pp.291-300, 2003
- [30] 足立幸志, “摩擦を利用したアクチュエータ:超音波モータ”, 日本機械学会誌, Vol.108-1037, pp.302-305, 2005

- [31] Kok-Meng Lee, Xiao-an Wang, Zhi Zhou, "Dynamic Modeling and Control of a Ball-Joint-Like Variable-Reluctance Spherical Motor", *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, Transactions of the ASME*, Vol.118 pp.29-40, 1996
- [32] Manabu AOYAGI, Toshinori NAKAJIMA, Yoshiro TOMIKAWA, Takehiro TAKANO, "Examination of Disk-Type Multidegree-of-Freedom Ultrasonic Motor", *Japanese Journal of Applied Physics*, Vol.43, pp.2884-2890, 2004
- [33] 矢野智昭, "球面モータの研究動向", 近畿大学次世代基盤技術研究所報告, Vol.5, pp.145-152, 2014
- [34] Bo Lu, Manabu Aoyagi, Takehiro Takano, Hideki Tamura, "Examination of Sandwich-type Multi-degree-of-Freedom Spherical Ultrasonic Motor", *Proceedings of Symposium on Ultrasonic Electronics*, Vol.30, pp.9-10, 2009
- [35] Toshiyuki Ueno, Chihiro Saito, Nobuo Imaizumi, Toshiro Higuchi, "Miniature spherical motor using iron-gallium alloy (Galfenol) ", *Sensors and Actuators A: Physical*, Vol.154 pp.92-96, 2009
- [36] 田中秀治, "次世代センサに関連して振動アクチュエータの基礎を復習する", 次世代センサ協議会発行, 次世代センサ, Vol.22-2, pp.14-17, 2012
- [37] 河井元良, 林巖, 岩附信行, "超音波リニアアクチュエータを用いた三自由度球面モータの研究", *精密工学会誌*, Vol.59-3, pp.37-42, 2012
- [38] Parul Parag Patel, Premila Manohar, "Design and Simulation of a Piezoelectric Ultrasonic Micro Motor", *Proceedings of the COMSOL Conference in Bangalore*, pp.1-6, 2012
- [39] 清水崇広, 井澤淳, 遠山茂樹, 伊藤宏司, "超音波モータを用いた MRI 対応マニピュランダムの開発", *電子情報通信学会, 信学技報, MBE2004-128*, pp.21-24, 2005
- [40] 真下智昭, 遠山茂樹, 石田寛, "球面超音波モータを用いた MRI 環境下手術支援マニピュレータの開発 (第 1 報) -MRI 対応球面超音波モータの試作-", *精密工学会誌*, Vol.73-2, pp.275-279, 2007
- [41] Tomoaki Mashimo, Kosuke Awaga, Shigeki Toyama, "Development of a Spherical Ultrasonic Motor with an Attitude Sensing System using Optical Fibers", *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.4466-4471, 2007

- [42] 真下智昭, 栗賀宏介, 遠山茂樹, “球面超音波モータを用いた MRI 環境下手術支援マニピュレータの開発 (第 2 報) -光ファイバを用いた姿勢センシングの開発-”, 精密工学会誌, Vol.74-4, pp.400-404, 2008
- [43] 保科真彦, 真下智昭, 遠山茂樹, “球面超音波モータを用いた管内検査ロボット用カメラアクチュエータの開発”, 2009 年度精密工学会春季大会学術講演会講演論文集, pp.627-628, 2009
- [44] T. Mashimo, S. Toyama, H. Ishida, "Design and Implementation of a Spherical Ultrasonic Motor", IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, Vol. 56-11, pp. 2514-2521, 2009
- [45] M. Hoshina, T. Mashimo, S. Toyama, "Development of Spherical Ultrasonic Motor as a Camera Actuator for Pipe Inspection Robot", 2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS2009), St. Louis, pp. 2379-2384, 2009
- [46] 真下智昭, “超音波モータを用いたロボットの開発と制御”, システム制御情報学会誌, Vol.57-2, pp.55-60, 2013
- [47] Tomoaki Mashimo, "Micro ultrasonic motor using a one cubic millimeter stator", Sensors and Actuators A: Physical, Vol.213, pp.102-107, 2014
- [48] 遠山茂樹, 張国強, 杉谷滋, 長谷川慎一, 中村和人, 宮谷保太朗, “超音波モータを用いたロボット用アクチュエータの開発 (第 2 報) -球面超音波モータの試作-”, 日本ロボット学会誌, Vol.13-2, pp.75-81, 1995
- [49] 遠山茂樹, エコプルワンド, “高出力超音波モータ用を用いたパワーアシストスーツの開発”, 日本機械学会, 第 4 回機素潤滑設計部門講演会講演論文集, No.04-08, pp.89-90, 2004
- [50] 遠山茂樹, 米竹淳一郎, “超音波モータを応用したパワーアシストスーツ”, バイオメカニズム学会, Vol.30-4, pp.189-193, 2006
- [51] 保科真彦, 松原修, 遠山茂樹, 真下智昭, 深谷直樹, “アウターロータ型球面超音波モータを用いた管内検査ロボットの開発”, 2010 年度精密工学会春季大会学術講演会講演論文集, pp.467-468, 2010
- [52] Masahiko Hoshina, Tomoaki Mashimo, Naoki Fukaya, Osamu Matsubara, Shigeki Toyama, "Spherical Ultrasonic Motor Drive System for Pipe Inspection", Advanced Robotics, Vol. 27-3, pp.199-209, 2013

- [53] 深谷直樹, 和田博, 遠山茂樹, “球面超音波モータ用ステータの開発 (第1報) -ステータ形状の検討-”, 精密工学会誌, Vol.66-5, pp.769-774, 2000
- [54] 深谷直樹, 沢田潔, 奥秀明, 和田博, 遠山茂樹, “球面超音波モータを用いた動力義手の開発”, 精密工学会誌, Vol.67-4, pp.654-659, 2001
- [55] Naoki Fukaya, Tamim Asfour, Rudiger Dillmann, Shigeki Toyama, "Development of a Five-Finger Dexterous Hand without Feedback control", IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pp.4533-4540, 2013
- [56] Ankit Bhatia, Masaaki Kumagai, Ralph Hollis, "Six-Stator Spherical Induction Motor for Balancing Mobile Robots", Proceedings of the International Conference on Robotics and Automation, pp.226-231, 2015
- [57] Zhe Guo, Yang Bai, Lin Yi, Jifeng Guo, Jian Wang "A Novel Method on Real-time Measurement of 2-DOF Motions of Spherical Ultrasonic Motor", Mechanics and Materials ,Vol.416-417, pp.1080-1085, 2013

第3章

- [1] 佐藤健, 遠山茂樹, “宇宙用球面超音波モータの開発”, 2012年度精密工学会秋季大会学術講演会講演論文集, pp.115-116, 2012
- [2] 沖田和博, “宇宙用球面超音波モータの耐久性向上に関する研究”, 平成24年度東京農工大学工学部機械システム工学科卒業論文, pp.36-55, 2012
- [3] Parul Parag Patel, Premila Manohar, "Design and Simulation of a Piezoelectric Ultrasonic Micro Motor", Proceedings of the COMSOL Conference in Bangalore, pp.1-6, 2012
- [4] Gungor Bal, Erdal Bekiroglu, "A Highly Effective Load Adaptive Servo Drive System for Speed Control of Travelling-Wave Ultrasonic Motor", IEEE Transactions on Power Electronics, Vol.20, No.5, pp.1143-1149, 2005
- [5] 土田俊彰, “球面超音波モータを用いたジョイスティックの開発”, 平成21年度東京農工大学工学部機械システム工学科卒業論文, 2009

- [6] 天野啓介, “球面超音波モータを用いたジョイスティックの精度向上に関する開発”, 平成 24 年度東京農工大学工学部機械システム工学科卒業論文, 2012
- [7] 梅田幹夫, “はじめての圧電振動子と等価回路と特性測定法”, 日本音響学会誌, Vol.72-5, pp.250-256, 2016
- [8] 内野研二, “超音波モータ”, 精密工学会誌, Vol.55-3, pp.485-490, 1989

第 4 章

- [1] 森田剛, 新野俊樹, “超音波振動子を利用した超高真空対応回転導入機の試作”, 生産研究, Vol.52-9, pp.58-61, 2000
- [2] 高橋俊一, 森田剛, 新野俊樹, “超音波モータによる超高真空対応回転導入器”, 生産研究, Vol.54-3, pp.194-197, 2002
- [3] 多田興平, 國井康晴, 指田年生, 久保田孝“超音波モータの宇宙利用と真空特性実験”, 日本機械学会, ロボティクス・メカトロニクス講演会講演論文集, 2P2-2F-C1, pp.1-2, 2003
- [4] 船見慎太郎, 新野俊樹, “超高真空対応超音波モータの圧電素子分割による長寿命化・駆動性能の向上”, 日本機械学会, Dynamics and Design Conference, CDROM 論文集, 2005
- [5] 新野俊樹, 高橋俊一, 遠藤康博, “超高真空対応超音波モータに関する研究-セラミック回転子を用いることによる超高真空を維持した駆動-”, 精密工学会誌, Vol.74-9, pp.986-990, 2008
- [6] S.Toyama, F.Naoki, "Development of Spherical Ultrasonic Motor for Critical Environment", Vibroengineering PROCEDIA, Vol.1, pp.44-47, 2013
- [7] 株式会社アルバック, “よくわかる真空技術”, 日本実業出版社, pp.14-15, 2007
- [8] 飯島徹穂, 村田信義, “真空でなにができるか”, 日刊工業新聞社, pp.2-4, 2001
- [9] 堀越源一, “真空技術 (第 3 版)”, 日刊工業新聞社, pp.1-9, 1994
- [10] 富田信之, “宇宙システム入門-ロケット・人工衛星の運動-”, 東京大学出版, pp.13-16, 2000
- [11] 鈴木弘一, “はじめての宇宙工学”, 森北出版, pp.23-24, 2007
- [12] 見城尚志, 指田年生, “超音波モータ入門”, 総合電子出版, pp.28, 1991

第5章

- [1] 谷腰欣司, “超音波とその使い方-超音波センサ・超音波モータ-”, 日刊工業新聞社, pp.131, 1994
- [2] トーキン, “圧電セラミックス Vol.01”, 2017.05.17 版, 2017
- [3] 井本稔, “接着の基礎理論”, 高分子刊行会, pp.180, 1993
- [4] 安藤慎治, “ポリマー系耐熱・絶縁材料物性の基礎 -ポリイミドを中心に-”, 材料の化学と工学, Vol.49-5, pp.194-199, 2012
- [5] ファインセラミックス事典編集委員会, “ファインセラミックス事典”, 技報堂出版, pp.358, 1987
- [6] 職業能力開発総合大学校基盤整備センター, “三訂 材料力学”, 職業訓練教材研究会, pp.37, 2008

第6章

- [1] 岡崎清, “セラミック誘電体工学”, 学献社, pp.21, 1992
- [2] トリケップス企画部編, “超音波モータ/アクチュエータ”, トリケップス, pp.135, 1986
- [3] トリケップス企画部編, “超音波モータ/アクチュエータ”, トリケップス, pp.148, 1986
- [4] トーキン, “圧電セラミックス Vol.01”, 2017.05.17 版, 2017
- [5] 超音波便覧編集委員会編, “超音波便覧”, 丸善, pp.724, 1999
- [6] 日本機械学会技術資料, “金属材料の弾性体”, 日本機械学会, pp.141, 1980
- [7] 日本接着学会編, “接着ハンドブック第3版”, 日本工業新聞社, pp.559, 1996
- [8] 日本接着学会編, “接着ハンドブック第3版”, 日本工業新聞社, pp.561, 1996
- [9] 長谷田泰一郎, 橋本巍州, “夢の磁気冷凍技術-低温作る未来技術-”, 工業調査会, pp.57-73, 1983

第7章

- [1] 日本材料科学会編, “宇宙と材料”, 裳華房, pp.20-23, 1991
- [2] JAXA 宇宙情報センター, 人工衛星の高度と速度, http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/altitude_velocity_satellites.html (2018.05 参照)
- [3] 上羽貞行, 富川義朗, “超音波モータ”, トリケップス, pp.12, 1991
- [4] 竹村研治郎, 前野隆司, “多自由度超音波モータの駆動状態推定法”, 日本音響学会, Vol.57-7, pp.445-452, 2001

第8章

- [1] 小杉幸寛, 星野剛, 宇井恭一, 峯杉賢治, 後藤健, 紙田徹, 堤誠司, “イプシロンロケット試験機 衛星搭載環境”, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム講演集 FY2013, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所, STCP-2013-018, pp.1-4, 2013
- [2] 振動ハンドブック, 宇宙航空研究開発機構, JERG-2-130-HB003 A, 2017 改訂
- [3] 渡辺和樹, “宇宙構造用受動及び準能動制振装置の設計と制振性能向上に関する研究”, 早稲田大学博士論文, 2008
- [4] 日本材料科学会編, “宇宙と材料”, 裳華房, pp.18, 1991
- [5] 上津原正彦, 土井彰, 有吉雄哉, 田川真, 堤祐樹, 日南川英明, 池田沙織, 陳泓儒, 池村晋吾, 中庭好崇, “微小デブリ環境モニタリング”, 第 19 回衛星設計コンテスト, 設計の部, 衛星設計解析書
- [6] 畑村透, “超小型衛星に適した衝撃試験方法の開発”, 九州工業大学大学院博士論文, 2015
- [7] 新津真行, 安井正明, 志村康治, 矢花純, 田辺義慶, 石川佳太郎, “H-IIA ロケットの高度化開発 -2 段ステージ改良による衛星長寿命化への対応-”, 三菱重工技報航空宇宙特集, Vol.51-4, pp.53-59, 2014
- [8] 杉浦儔, “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, pp.1571-1582, 1988
- [9] 藤井剛, 後藤大亮, 香河英史, 村山眞悟, 今村俊介, “衛星用長寿命高信頼性 1 N スラスタの開発結果”, 第 5 6 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp.1, 2012

謝辞

本論文をまとめるにあたり，東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻 遠山茂樹教授には，終始懇切丁寧なご指導，ご助言を賜りましたことを心から感謝申し上げます。

また，東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻 田川泰敬教授，水内郁夫准教授，和田正義准教授，ポンサトーン・ラクシンチャーンサク准教授には，本研究に対して有益なご助言をいただきましたことを厚く御礼申し上げます。

東京農工大学大学院工学府機械システム工学専攻 西澤宇一産学連携研究員には，研究のみならず，多岐にわたるご支援をいただきましたことを感謝いたします。事務関係のみならず，公私にわたってご協力いただきました遠山研究室 中山啓子秘書に厚く御礼申し上げます。

多忙のところ，実験回路全般において多大なるご指導いただきました 川口雅也氏，球面超音波モータに関する情報において多くの助言をいただきました東京都立産業技術高等専門学校ものづくり工学科 深谷直樹准教授に厚く御礼申し上げます。本当にありがとうございました。

遠山研究室 OB の沖田和博氏，岡部俊輝氏，松嶋幸平氏，遠山研究室の博士課程 新家寿健氏，下野宗司氏，修士課程 2 年の工藤隆成氏には大変お世話になりました。心から感謝いたします。いろいろとご指導をいただいたすべての遠山研究室のみなさまに心から感謝します。

本論文をまとめるにあたり，多大なるご助言をいただいた木更津工業高等専門学校電子制御工学科の教職員みなさまに，心から感謝いたします。

最後に 4 年間にわたる博士課程研究生活の中で，研究指導をいただきました東京農工大学遠山研究室 OB の方々に感謝の意を記します。

