

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

高安定構造のための高精度変位計測技術及び変位補正技術の研究

Study on high precision displacement measurement technology
and displacement correction technology for highly stable structures

北本 和也, 神谷 友裕, 安田 進, 水谷 忠均, 清水 隆三

Kazuya KITAMOTO, Tomohiro KAMIYA, Susumu YASUDA,
Tadahito MIZUTANI and Ryuzo SHIMIZU

2019年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. はじめに	2
1.1. 高性能観測衛星の構造安定化に関わる課題	2
1.2. 人工衛星の微小変形問題に対する解決手法	4
1.3. 本研究の目的	6
2. 高精度変位計測技術	7
2.1. セルフセンシング技術	7
2.2. セルフセンシングによる測定検証	9
2.3. 低熱膨張部材への適用	13
2.4. 吸脱湿変形測定への適用	20
2.5. 絶対測長技術の検証	24
3. 変位補正技術	30
3.1. くさび式アクチュエータ	31
3.2. ヒンジ式アクチュエータ	48
4. まとめ	58
謝辞	58
参考文献	58

高安定構造のための高精度変位計測技術及び変位補正技術の研究

北本 和也^{*1}, 神谷 友裕^{*1}, 安田 進^{*1}, 水谷 忠均^{*1}, 清水 隆三^{*1}

Study on high precision displacement measurement technology and displacement correction technology for highly stable structures

Kazuya KITAMOTO^{*1}, Tomohiro KAMIYA^{*1}, Susumu YASUDA^{*1}, Tadahito MIZUTANI^{*1}, Ryuzo SHIMIZU^{*1}

ABSTRACT

Technologies for enhancing the dimensional stability of satellite structures are important for realizing advanced observation satellites in the future. Low thermal expansion materials and low hygroscopic materials are applied to achieve high dimensional stability in the satellite structures. It is of practical importance to not only optimize the selection of materials but also to evaluate the dimensional stability of the structures with high accuracy at the assembly level. Moreover, it is possible to obtain valuable data leading to improvements in analysis and design accuracy by evaluating dimensional stability not only in ground tests but also on orbit. In addition, a virtually non-deformed structure may be realized by monitoring its deformation behavior in real time and actively correcting the displacement. In this paper, we propose a measurement technique using a compact laser interferometric displacement sensor that was built into the structure. We also developed an actuator for on-orbit active displacement control of a satellite structure with high load capacity that can be launched without a launch-lock mechanism. The measurement technique and actuator were applied to the truss element to verify the active displacement control structure, which represents the ultimate zero deformation structure. This paper presents the prototype of our active truss and its performance.

Keywords: Satellite structure, Truss element, Dimensional stability, Displacement measuring interferometer, Actuator, Active displacement control, Active truss

概要

将来の高性能な観測衛星を実現するためには、衛星構体の寸法安定性が重要である。熱変形や脱湿変形を抑制するために低熱膨張材料や低吸湿材料が使用されているが、材料選択の最適化だけではなく、部材レベル、アセンブリレベルで構造体の寸法安定性を高精度に評価することが実用上は重要である。また、その寸法安定性評価を地上試験だけでなく、軌道上での実環境においても実施することができれば、解析、設計確度の向上につながる貴重なデータを得ることができる。さらの構造体の変形挙動をリアルタイムにモニタリングして、アクティブに変位を補正することによって、実質的に無変形の構造体を実現することも可能となる。本研究では、構造部材自身に小型のレーザ干渉変位計を組み込むことで、構造部材の寸法安定性を高精度かつ簡便に測定できるセルフセンシング技術を提案して、トラス部材を例にその有用性の検証を行った。またセルフセンシング技術による変形のモニタリングデータを利用したアクティブな変位補正の機構についても検討を行った。検証の結果、セルフセンシング技術では $1\ \mu\text{m}$ 以下の測定精度にて低熱膨張材料の熱変形や吸脱湿変形を測定可能であることが確認できた。また、アクティブ補正機構の検討では、駆動分解能 $0.1\ \mu\text{m}$ 以下、駆動ストローク $10\ \mu\text{m}$ 以上の性能を持つアクチュエータを開発し、セルフセンシングによる測定データを用いた変位補正が可能であることが確認できた。

1. はじめに

本稿は、宇宙航空研究開発機構（JAXA）研究開発部門第二研究ユニットが 2015～2017 年度に実施した「高安定構造のための高精度変位計測技術及び変位補正技術」の研究成果をまとめたものである。

1.1 高性能観測衛星の構造安定化に関わる課題

人工衛星を利用した観測ミッションでは、気候変動等の世界的な社会課題解決への貢献や最先端の学術の推進が求められており、研究開発においては革新的な技術の創出や世界に対して技術的優位性を強化する取り組みが求められている[1]。一般に観測衛星はその目的により地球観測衛星と天文観測衛星に大別され、さらに観測で使用する電波および光の波長で技術的に分類される。このうち、特に光による観測では望遠鏡の観測性能を高めるために高い指向決定精度や指向安定度が要求される[2, 3]。図 1-1 に光学観測衛星を模擬した人工衛星模型のイラストを示す[4]。先に述べた指向決定精度は図の上部にあるミッション部（ミッションパネルより上側部分）に搭載される光学センサが指向している方向（指向角）をどの程度正しく捉えているかを表す指標であり、指向安定度は光学センサの指向角が時間軸に対してどの程度安定しているかを表す指標である[5]。

指向決定精度や指向安定度を高める、異なる言い方をすればこれらの誤差要因を低減するための方策として、軌道上で運用中の衛星構造を様々な外乱要因に対して安定化させることは重要な技術となる。現在、衛星構造の安定性が議論されるときには 3 つの大きな課題があり、これらを時間軸で分類すると現象の理解がしやすい。まず、最初の課題は微小振動による指向安定性の劣化であり、しばしば擾乱問題と呼ばれる。擾乱問題は多くの場合、周波数が数 Hz 以上の振動現象であり、可動部を持つ衛星搭載機器（図 1-1 に示すリアクションホイール、機械式冷凍機等）から発生する微小振動が衛星構造を介してミッション機器（図 1-1 に示す鏡面やミッションパネルに搭載されるような観測装置）に伝達し、指向安定性に影響することが問題となる。その対処方法には様々な方策が考えられ[6, 7]、実際の衛星開発においても課題解決に向けた取り組みが行われている[8-14]。

2 つ目の課題は温度変化に起因する微小変形、いわゆる熱ひずみによる衛星構造の微小変形である。人工衛星の温度変化は周期的でそのサイクルは衛星軌道にも依るが、例えば地上から数百 km の低軌道では百分弱のオーダー、36000km の静止軌道では日のオーダーで衛星構造の温度変動があり、さらには季節による長い周期の変動も考えられる。この温度変化に起因する微小変形はアライメント変動による指向性能劣化や、光学系に使用される鏡の面外変形（ゆがみ）等による画像劣化を引き起こす可能性が考えられる[15-20]。

3 つ目の課題は構造材料の吸湿量変化による構造体の微小変形である。人工衛星は打ち上げまで常温常湿に管理されたクリーンルーム環境[21]に置かれることが多く、その環境湿度に応じた水分が構造材料の中に含まれる。これが真空環境である宇宙空間に晒された時には脱湿するが、このとき構造体が脱湿量に応じた寸法変化を生じ指向性能を劣化させる恐れがある。人工衛星では炭素繊維強化複合材料（CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastic）が主に比剛性の高さから構造材料として古くから活用されてきているが、近年でも CFRP の吸湿特性に関する議論が続いている[22-25]。前述の通り熱ひずみによる微小変形は時間軸で分～日オーダーの周期性を持つが、脱湿による微小変形はそれよりも長く、変化も単調的で徐々に飽和に向かう点で挙動が異なる。参考文献 24 からは吸湿量は板厚に依存し、飽和までの時間が 6 ヶ月程度となる見積もり例も示されている。また、同様な微小変形は接着接合を使用する構造部材でも起こりうる課題である。

本研究では、上記の課題のうち微小変形に関わる 2 つの課題、すなわち熱変形および（樹脂材料を含む）CFRP の吸脱湿変形の課題に着目して取り組む。

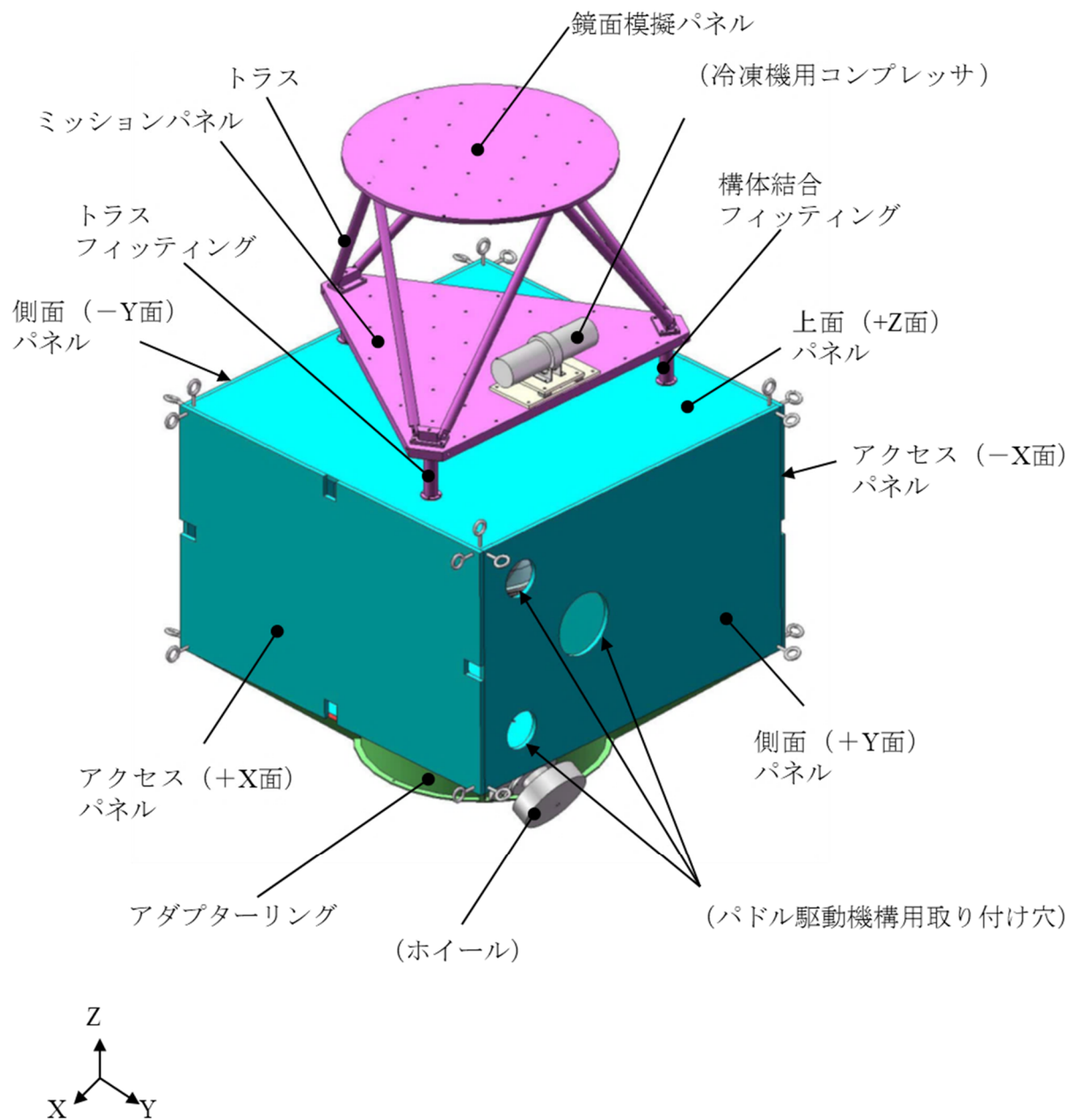


図 1-1 光学観測衛星を模擬した衛星模型[4]

1.2 人工衛星の微小変形問題に対する解決手法

図 1-2 に例示する望遠鏡構造は、人工衛星の中で最も厳しい安定性が求められる構造の一つである。太陽や地球からの入熱など様々な熱的要因によって望遠鏡構造に温度分布が生じ、各部材の伸びや反りなどの熱変形を誘起し観測性能を劣化させる恐れがある。この熱ひずみによる性能劣化を抑制する目的で各部材には熱膨張係数（CTE: Coefficient of Thermal Expansion）が小さい素材が選定され、観測性能の温度安定性は大幅に向上することが期待できる。しかしながら、図 1-2 に例示する通り一般的にはすべての部材を同一の材料で設計、製作することは難しく、熱変形の挙動は複雑になることが予測される。特に部材の締結部では異種材料を組み合わせた複雑な形状となる場合も多く、熱膨張係数が一致しない場合には局所的な熱変形が生じる要因となる。

また、前述の通り比剛性の観点から中型および大型衛星の主構造材料にはCFRPが多用されるが、図 1-2 のような高い寸法安定性が要求される光学系を構成する構造要素も例外ではない。この場合、一般的には CFRP の母材に吸湿特性の良い（吸湿量が小さい、湿潤膨張率が小さい）樹脂を使用することで脱湿による微小変形を抑制することが可能になるが、完全にこの影響を除去することは現状では未だ学術研究の領域である[26]。

図 1-3 は人工衛星の軌道上における微小変形問題の対処法について分類した図である[27]。現実的な方法としては大きく 2 つに分類され、1 つは変形を受動的に抑制する方法、もう 1 つは変形量を検知しアクチュエータ等で能動的に補正する手法である。ロケットによる輸送環境や軌道上における補修性（実質的に修理不可能な状況）など、現状の人工衛星に特有な前提条件を考慮した場合、まずは受動的な変形抑制技術によって要求を満足する設計を行うことが優先される。変形抑制にはさらに材料レベルにおける対処と構造レベル（組み立てられた部品から衛星全機までの広い寸法範囲）における対処が考えられる。材料レベルの対処は、前述の通り熱膨張係数（CTE）や吸湿膨張係数（CME: Coefficient of Moisture Expansion）の低い素材を選定することが基本となるが、同時に比剛性の高い材料を選択することも構造設計の観点からは必要となる。また、等温化のために熱伝導率の高い素材を選定することも有効な手段となり得る。次に構造レベル（衛星全機、もしくはサブシステムレベル）に置ける対処法として、図 1-3 では「温度制御、脱湿速度制御」、「材料組み合わせの最適化」、「異種材料接合の排除」、「打ち上げまでの環境管理」の 4 つの例を示した。ここで重要なことは、高性能観測を実現するための衛星設計には構造設計の観点だけではなく熱設計や指向設計（特にアライメント管理）等を含めた分野横断的にバランスのとれた設計が必要となる点である。

一方で、微小変形を能動的に補正するためには、前述の前提条件より補正機構の高い信頼性が重要となる。補正機構の本質的機能として 2 つの技術要素が必要となる。1 つは微小な変位やひずみ、または長さそのものを高精度で検出するセンシング技術、もう 1 つは変形を高精度で補正するためのアクチュエータ技術である。

これらの例示した微小変形問題に対する対処方法はいずれも一長一短があり、1 つの技術ですべての問題を解決することは難しくシステム要求に応じた適切な選択が必要になると思われる。しかしながら、これらのどの対処方法を選択するとしても、微小変形を高精度で計測し評価する技術は衛星の観測性能を左右する重要な技術であることに疑いはなく、技術開発が活発な領域である。

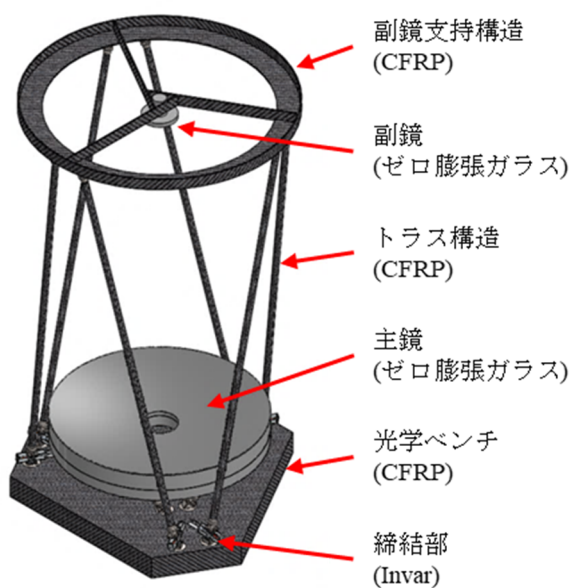


図 1-2 望遠鏡構造の概念図（軌道上で高い寸法安定性が求められる構造の代表例）

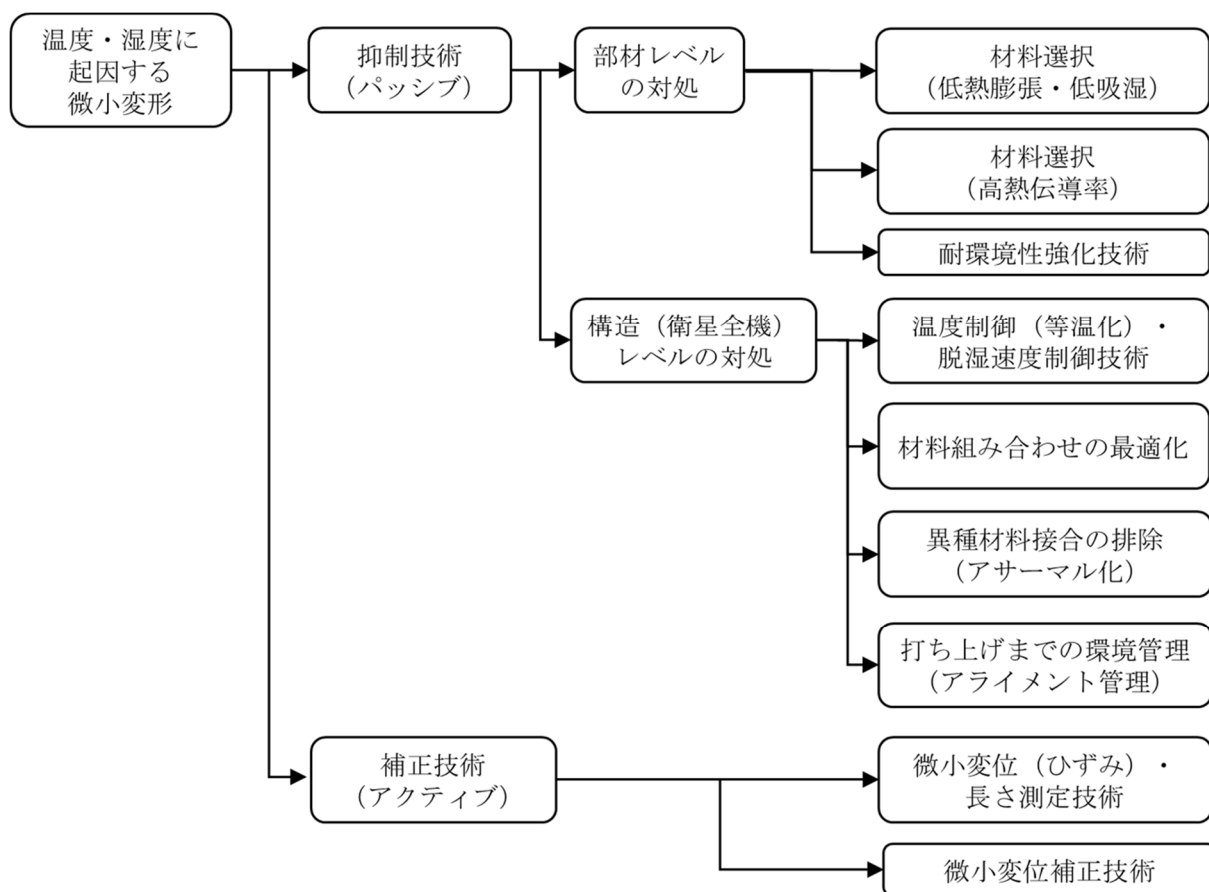


図 1-3 人工衛星構造の温度及び湿度変化に起因する微小変形問題の対処方法

1.3 本研究の目的

本研究では、微小変形を精密に計測して評価する技術（構造部材の熱・吸脱湿ひずみの自己検知手法の研究、これ以降「セルフセンシング技術」と呼ぶ）及びアクティブな変位補正技術に必要な要素技術であるアクチュエータ技術に関する研究（アクティブ制御に必要なセンサ・アクチュエータ検討、これ以降「アクティブ補正機構」と呼ぶ）に取り組む。ここでは代表的な衛星構造であるトラス構造を想定して、今後、高精度な観測衛星の構造体に求められる寸法安定性を元に研究目標（表 1-1）を設定した。本稿では、2 章に高精度変位計測技術におけるセルフセンシング技術の提案、検証及び関連する絶対長測定技術の取り組みについてまとめた。また、3 章にアクティブ補正機構として高耐荷重の微小変位補正のアクチュエータの提案、検証を記し、4 章に本研究のまとめを記した。本稿の内容の多くは著者らがこれまでに取り組んできた各検討の概要と代表的な検証結果についてまとめたものであり、詳細な内容は文献[28-34]を参照頂きたい。

表 1-1 本研究の実施項目及び目標

研究内容	実施項目	目標値
変位計測技術 (セルフセンシング)	変位の自己検知手法の機能検証	測定精度：1 μm 以下
	低熱膨張部材での精密測定	
	吸脱湿変形測定への適用	
	絶対長測定の機能検証	
変位補正技術 (アクティブ補正機構)	原理，機能検証	駆動分解能：0.1 μm 以下 駆動ストローク：10 μm 以上
	セルフセンシング技術との組合せ 動作検証	微小変位のリアルタイム補正

2. 高精度変位計測技術

2.1. セルフセンシング技術

変位計測には種々の装置が市販されており、用途や要求精度、使用環境に応じて、機器を適切に選定する必要がある。従来から衛星開発の現場では、その取り扱いの容易さからセオドライト（トータルステーション）やステレオ視画像計測法が多用されている。またレーザを用いた測定手法として三角測量方式や共焦点式レーザ変位計も、対象物に照射した反射光を検出するだけでよく、測定レンジによっては高い分解能を有するため、様々な場面で使用されている[35]。しかしながら、近年の高精度観測衛星においては、測定対象である衛星構造体は極めて低熱膨張に設計されているため、測定対象の熱変形よりも測定治具自身による熱変形による影響が大きく（例えば金属製の組立て治具の転用した場合）、正確な評価を困難にしている[36]。また、測定精度においても、数百 mm から数 m オーダーの寸法を持つ構造体に対して μm , arcsec オーダー以下の高精度な変形評価が求められており、前述した測定手法では、測定レンジによっては測定機器の分解能不足や測定環境（大気のゆらぎなど）の変動により、適切な評価が困難になりつつある。これらの誤差要因が熱ひずみ測定に対してどの程度の影響を及ぼすかを検討するために、図 2-1 に示すように簡単な変位測定系を仮定して測定の誤差要因ごとの影響度を分析した結果を表 2-1 に示す。この分析例では、治具に片端固定で設置した供試体の長さ変化を自由端から測定する単純な状態を想定しており、供試体の固定端から測定機器までが 1.5 m、変位測定部が 0.1 m の測定コンフィギュレーションを仮定している。これらの測定系は例えば、トラス部材の軸長の熱膨張特性を評価する際に用いられる測定形態である。表 2-1 からわかるように、従来の測定手法における測定誤差要因として治具の熱ひずみ ($13.8 \mu\text{m}$) が支配的な要因となっており、この熱的安定性が重要であることが分かる。ここでは一般的に使用されているアルミニウム製（熱膨張係数が 23 ppm/K ）の測定治具を仮定して、基準長 1.5 m に対して室温変動 0.4°C によって発生する熱ひずみの影響量を試算している[1]。

その他、測定レンジが広く高い測定分解能を有する高精度な測定手法としてレーザ干渉変位計の利用が挙げられる。しかしながら、一般的な干渉計では、測定対象に合わせてレーザ光源から測定点までの光路を構築して、アライメント調整を行う必要がある。したがって、アセンブリレベルなど大きな構造体を測定対象とした場合には、光路の構築やアライメント調整が大規模かつ複雑になり、ラボレベルでの測定系を実際の衛星開発にそのまま適用することは難しい。そのため、一部の研究開発や実機の部材レベルの評価[37]等の限られた場合にしか適用が進んでいないのが実情である。今後の高精度な観測衛星の構造体に必要とされる μm オーダー以下の寸法安定性をシステムレベルで正確に評価するためにはこのような高精度な測定原理のさらなる適用拡大が必要であると考えられている[38]。そこで本研究では、光ファイバ伝送型の小型のレーザ干渉変位計（FPS3010, attocube systems）を適用することで測定センサ自身を構造体に直接組み込み、レーザ光も光ファイバにより伝送することによって測定誤差の主要因であった測定治具をなくし、煩雑なアライメントも不要にするセルフセンシング技術を提案する（図 2-2）。従来の干渉計測定系では、測定対象の外部に光学系が構築されていたため、治具や外部環境の影響を受けやすいが、本提案の測定系では外部の光学系が不要もしくは構造体内部に構築されているため、外部環境の変動の影響を受け難く、取り扱いも容易になることが期待できる。また、部材レベルでの評価だけでなく、センサを一体化した構造部材を組み合わせることによって、アセンブリレベルにおいても変形挙動のモニタリングを実現できる可能性がある。さらには、測定系が構造体に直接組み込まれているため、地上での構造体の設計検証や評価だけでなく、軌道上でのアクティブ補正のためのセンサとしての役割への発展も期待できる。

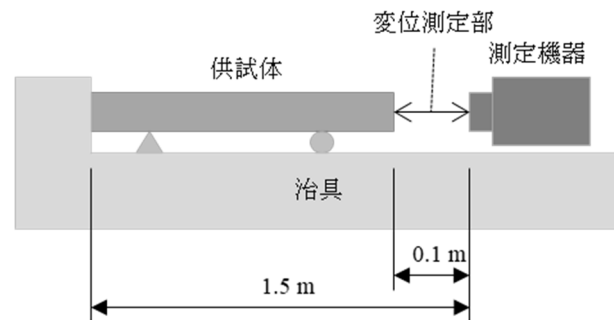
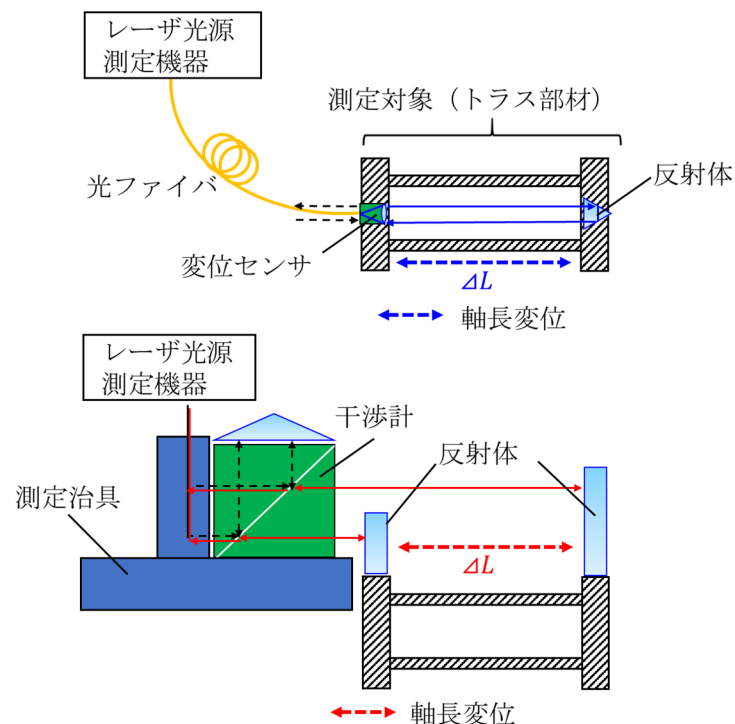


図 2-1 測定誤差要因分析のコンフィグレーション

表 2-1 熱ひずみ測定における測定誤差要因分析の例

誤差要因	影響度
周辺環境の温度変動	0.4 °C (一般空調)
測定治具の熱ひずみ	13.8 μm (金属製治具)
測定機器の精度	3.5 μm (レーザ変位計)
地面の振動	1 μm (地面直置き)
総合RSS (Root Sum of Squares)	14.3 μm

図2-2 トラス部材の軸長変位測定のためのセルフセンシング技術の適用
(上図：セルフセンシングによる測定系 下図：従来の干渉計での測定系)

2.2. セルフセンシングによる測定検証

小型の干渉計変位センサ（以降、センサヘッドと呼ぶ）及びレーザ光の反射体について、トラス構造を構成する部材（以降、トラス部材と呼ぶ）を対象に組み込みを行い、構造一体化による変位の自己検知機能の検証を実施した。試作したトラス部材は軸長 300 mm のフランジ付きパイプであり、検証の容易さを考慮して、熱膨張係数が比較的大きいステンレス（SUS304）を用いた（以降、当該供試体を SUS トラスと呼ぶ）。変位測定に必要なセンサヘッド及び反射体は、それぞれ両端にあるフランジ部（以降、センシングモジュールと呼ぶ）に組み付けた。製造性及び今後の種々のパイプ形状、材料の測定に適用できるように、センシングモジュールとパイプ部（以降、構体モジュールと呼ぶ）は取り外し可能な形として、本研究ではボルト締結により一体化している。実際の製品に適用する場合にはセンサモジュールと構体モジュールは完全に一体で製作することも可能である。また、センシングモジュールはセンサヘッド側と反射体側の双方にフレクシャ構造による位置調整機構を備えており、構造体に組み込んだ後も測定のためのアライメントの微調整が可能である。また、光学部品であるセンサヘッド及び反射体はトラス部材の中心軸上に組み付けられるため、パイプ内部空間にレーザ光路が構築され、トラス構造のロードパスからも分離されているため、堅牢さも有している。したがって、このセルフセンシング技術を適用した構造体は組み立て後もアライメントズレを起こし難く、取り扱いが容易であることも特徴である。SUS トラスの外観を図 2-3、主要な寸法諸元を表 2-2 に示す。

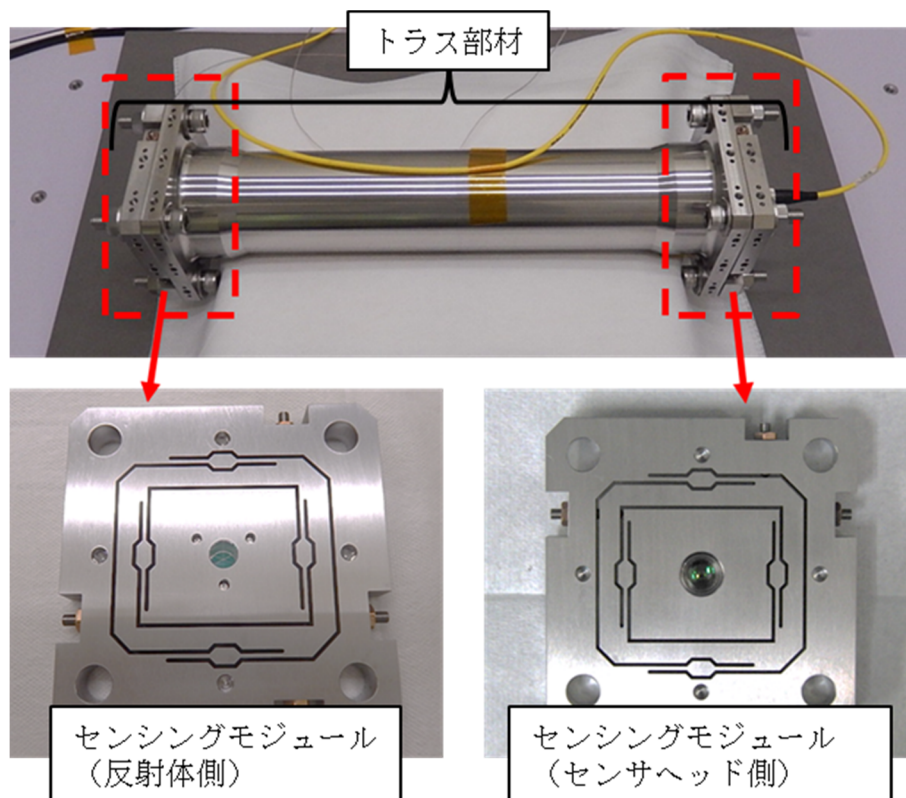


図 2-3 SUS トラスの外観

表 2-2 SUS トラスの寸法諸元

項目			設計値
全長		mm	300
質量		kg	1.70
パイプ部 (構体モジュール)	外径	mm	56
	肉厚	mm	2 mm
フランジ部 (センシングモジュール)	外形 (矩形)	mm	84 mm×84 mm
	フランジ厚	mm	10.5 mm
	締結用のボルト穴	-	M8×4 箇所
	締結穴間ピッチ	mm	64 mm

試作した SUS トラスの機能検証として熱変形測定を実施した。軸方向の変位を従来のレーザ干渉計を用いた測定（以降、リファレンス測定と呼ぶ）と提案するセルフセンシングの測定系と同時測定を実施して、測定精度及び測定手法の違いによる影響について検証を行った（図 2-4）。リファレンス測定には、レーザ光源（5517C, Agilent）、3 軸干渉計（Z4399A, Agilent）及び測長ボード（N1225）から構成される干渉計システムを用いた。検証試験では測定環境の変動による影響を低減するために恒温・恒湿防振クリーンルーム内に設置されている低熱膨張除振定盤上に試験系を構築した。また、供試体の温度変化はクリーンルーム内の精密制御された空調を用いて、30~15℃の範囲を約 5℃ずつステップ状に降温させて行い、供試体温度が一定となるまで保持した。供試体の温度測定には高精度サーミスタ（N820+高感度プローブ、日機装サーモ）を用いた。空気屈折率の変動によるレーザ計測への誤差を Edlen の式[39]を用いて補正するために、空気温度、湿度、気圧を環境計測器（testo176P1, テストー）及び高精度気圧計（F4711, 横河電子機器）を用いて測定した。

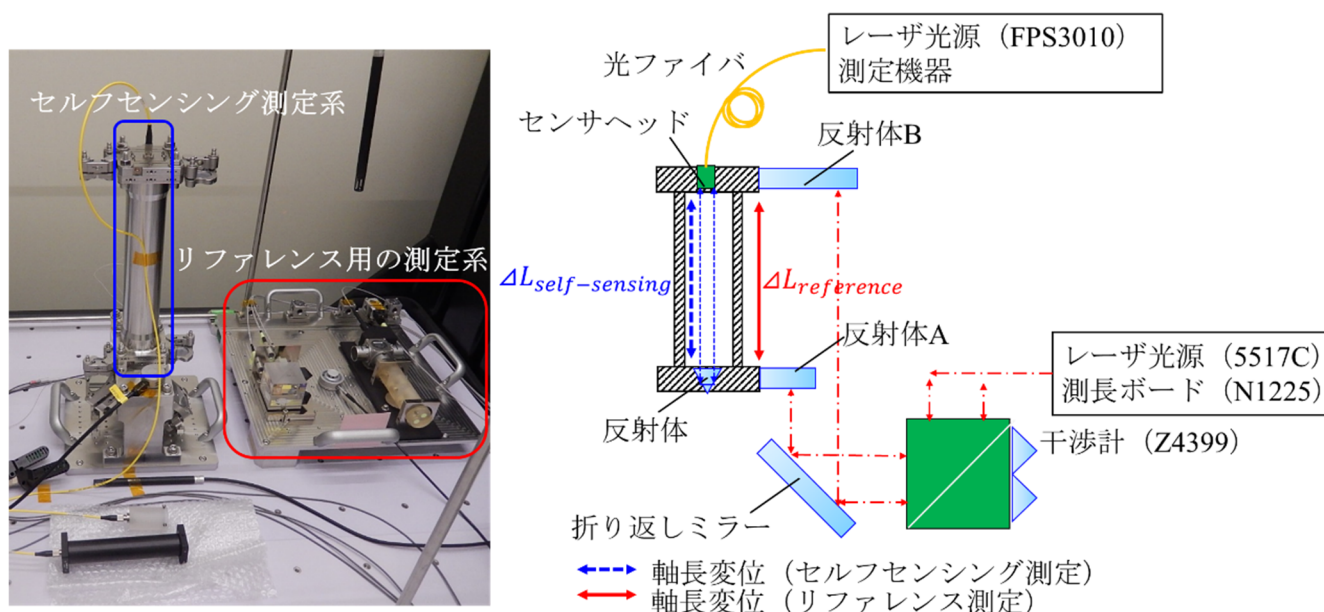


図 2-4 SUS トラスの軸長変位測定の実験系

SUS トラス温度と各測定系による変位の時系列データを図 2-5 に示す。セルフセンシング及びリファレンス測定系ともに温度変化に対応した変位を検出していることがわかる。また定常状態における温度とセルフセンシングによる測定変位（図 2-6）を見ると、0.01℃レベルの微小な温度変動に対応した変位が検知できていることがわかる。図 2-7 はセルフセンシングによる測定変位とリファレンス測定の変位の測定値の差分を示したものである。温度遷移の前後では測定差が大きくなっていることがわかる。これは温度遷移のための空調制御による大気揺らぎの影響が、測定光路によって異なるためと考えられる。セルフセンシングでは測定用の光路が構造体内部に構築されているた

め、外部に光路があるリファレンス測定系と比較して、空気変動が少なく安定性した測定が可能になると考えられる。測定差のRMS値は $0.15\text{ }\mu\text{m}$ と小さく、セルフセンシングによる変位測定はリファレンスの干渉計と同程度の高い精度で、測定可能であることが明らかになった。

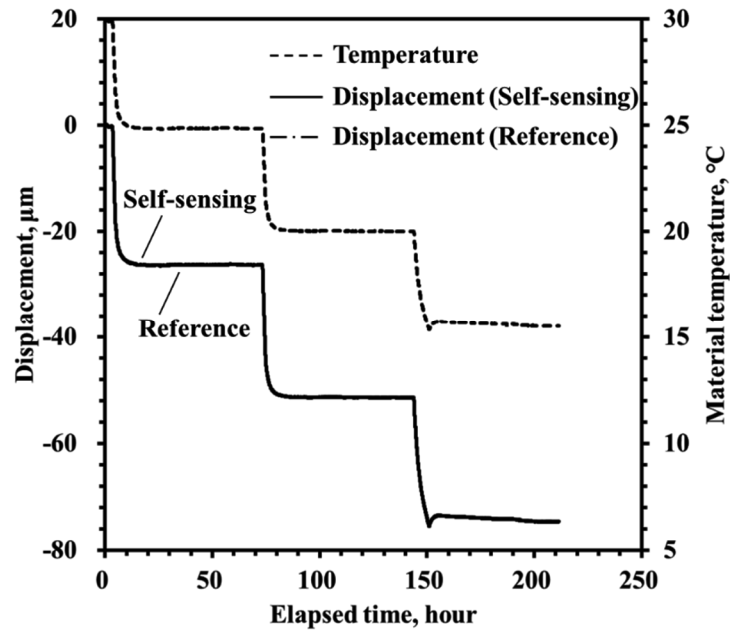


図 2-5 セルフセンシング測定とリファレンス測定による変位の時系列変化

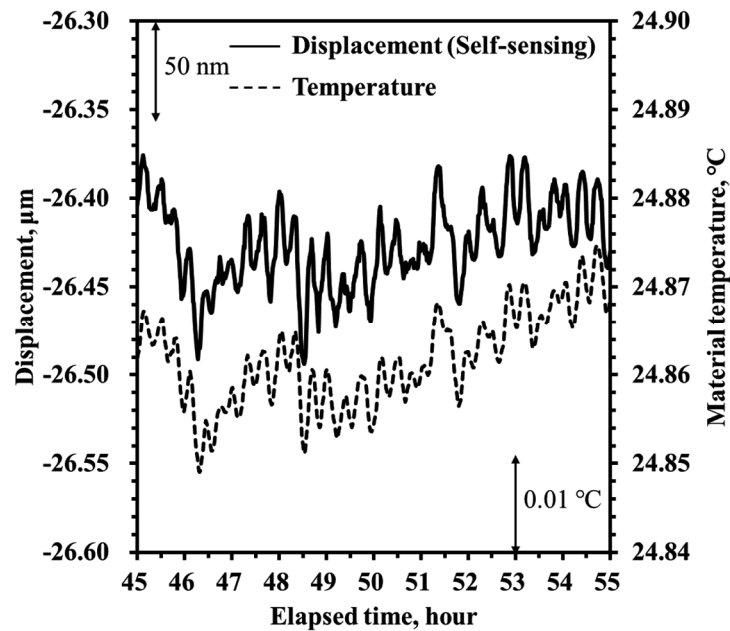


図 2-6 セルフセンシング測定による変位と温度変動の相関関係

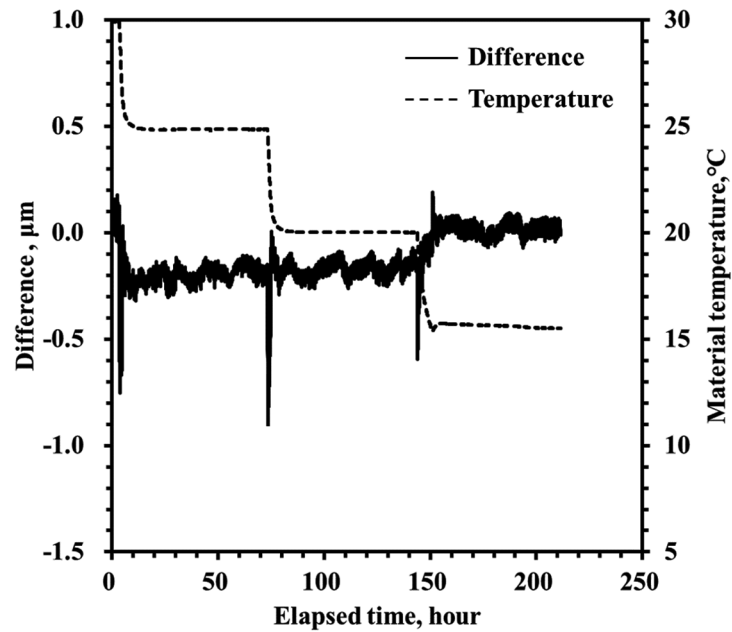


図 2-7 セルフセンシング測定とリファレンス測定の測定変位の差異

以下にセルフセンシング技術による機能検証結果のまとめを示す。

- セルフセンシング技術として、小型のレーザ干渉変位計をトラス部材の端部に組み込み、軸長の変位測定を実施した。
- ステンレスによるトラス部材の試作を行い、従来の干渉計測定との比較測定を行った。
- 熱変形測定にて測定レンジ75 μm 以上、従来干渉計測定との測定差異が1 μm 以下であり、高精度に変位測定が実施できることが確認できた。

2.3. 低熱膨張部材への適用

前項では熱膨張係数の大きいステンレス製のトラス部材を用いて、セルフセンシング測定と従来の干渉計による測定結果を比較することにより測定精度の検証を行った。本項では、実機を想定した低熱膨張材料によって構成された構造部材を用いて、セルフセンシング測定を行った。また、材料試験片による熱膨張係数測定も合わせて実施することで、材料の熱膨張係数から推定される変形量とセルフセンシングによる測定結果を比較することによって、測定精度の検証を行った。また、本測定における不確かさ評価による誤差要因の分析も行った。

低熱膨張材料には窒化ケイ素系セラミックス（SiAlON）であるサイアロン（S110，黒崎播磨）を採用した。当該材料は低熱膨張合金（インバー合金）と同程度の熱膨張率を有しており，高剛性，高強度（曲げ強度），比重が小さいなどの特徴を持つことから高安定な人工衛星の構造部材の有望な材料として期待されている。本試作に使用した材料の主な材料特性を表 2-3 に示す（いずれも製品カタログ等に記載されている代表値もしくは実測値）。当該材料にセルフセンシング技術を適用するにあたって，製造性の観点からセンサヘッド及び反射体を組み込むためのセンシングモジュールにはサイアロンと同程度の熱膨張係数を有するインバー合金（IC-362A，新報国製鉄）を用いた。低熱膨張材料にて試作したトラス部材（以降，サイアロントラスと呼ぶ）の外観を図 2-8，主要な寸法諸元を表 2-4 に示す。また，同じ製造ロットでの材料の熱膨張係数を実測するためにサイアロントラスの製造時の残材から材料試験片を製作した（図 2-9）。

表 2-3 低熱膨張材料の材料特性

材質		サイアロン	インバー合金
型番		S110	IC-362A
比重, σ	g/cm ³	3.24	8.10
ヤング率, E	GPa	290	115
熱膨張率係数 CTE, α	ppm/K	1.3	2.0
熱伝導率, k	W/m·K	21	15

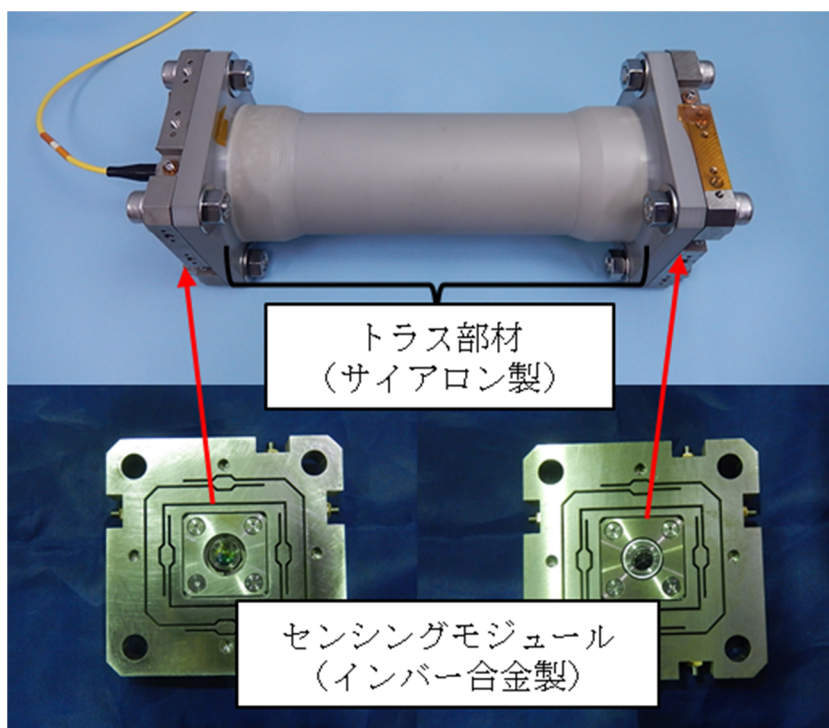


図 2-8 サイアロントラスの外観

表 2-4 サイアロントラスの寸法諸元

項目			設計値
全長		mm	200
質量		kg	0.70
パイプ部 (構体モジュール)	外径	mm	56
	肉厚	mm	3
フランジ部 (センシングモジュール)	外形 (矩形)	mm	84×84
	フランジ厚	mm	10.5
	締結用のボルト穴	-	M8×4 箇所
	締結穴間ピッチ	mm	64

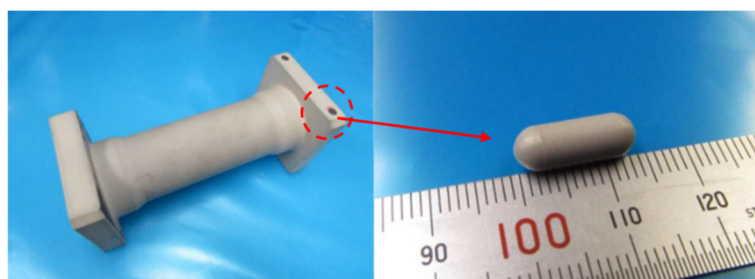


図 2-9 材料試験片の切り出し

試作した供試体について熱変形測定を実施した。この計測では大気屈折率変化によるレーザ計測への誤差の影響を完全に除外するために真空環境にて計測を行った。真空チャンバー内に供試体を設置し、真空フィードスルーによって変位測定用の光ファイバ及び温度計測用の K 型熱電対を取り出し、レーザ干渉変位計 (FPS3010, attocube systems) 及び温度計測器 (MX100, 横河電機) にそれぞれ接続した。供試体の温度変化は、チャンバー内に供試体を取り囲むように設置した黒色アルマイトを施したヒートシンクにチラーユニット (PRESTO A80, Julabo) を接続して、精密に温度制御された冷媒を流すことを行い、10~30 °C の範囲をステップ状にて、昇温、降温を含むサイクル試験を実施した (図 2-10)。図 2-11 に測定コンフィグレーションを示す。また、真空チャンバー含む各測定系はすべて空気浮上式除振定盤上に設置して周囲環境の振動の影響を低減した。材料試験片の熱膨張係数測定はレーザ熱膨張計 (LIX-2, アルバック理工) を用いて実施した。サイアロン (S110) の室温近傍での温度依存の熱膨張係数 $\alpha(T)$ の測定結果を図 2-12 に示す。図 2-12 より、室温 23 °C での熱膨張係数 α_M は 1.39 ppm /K 程度であった。

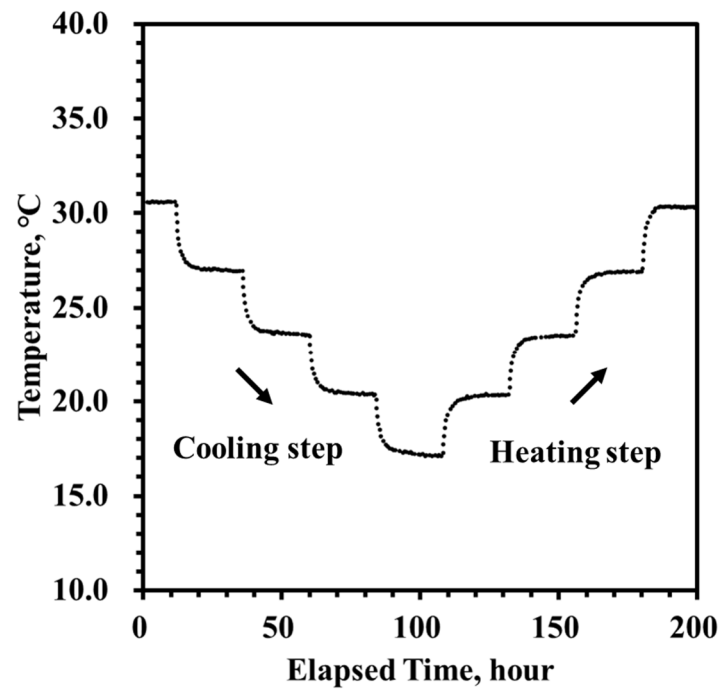


図 2-10 供試体の温度プロファイル（実測値）

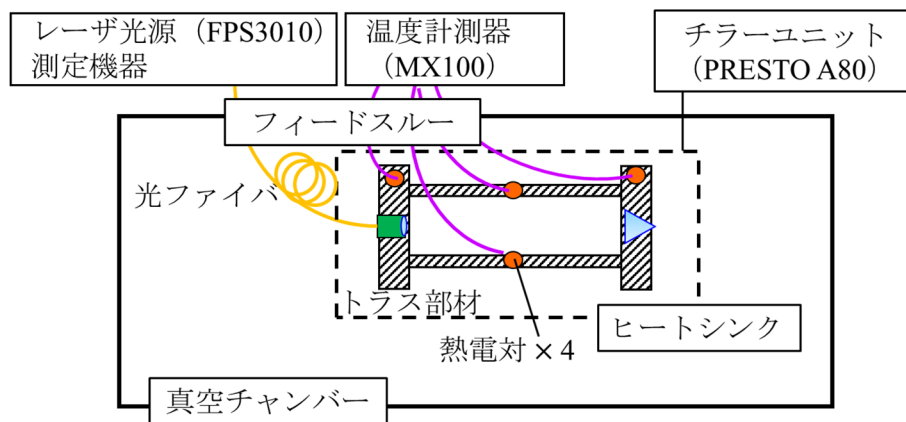


図 2-11 真空チャンバーでの測定コンフィグレーション

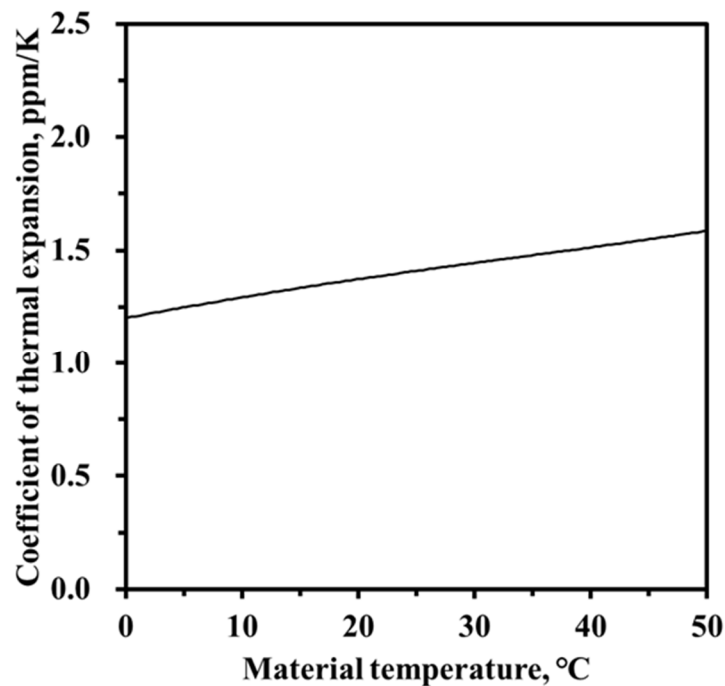


図 2-12 材料試験片によるサイアロンの熱膨張係数測定の結果

セルフセンシングによって測定される変位 $\Delta L_{Self-sensing}$ は、温度変化に伴うサイアロントラス全体の変位である。そのため、実際にサイアロンが適用されている構体モジュール単体の変位 ΔL_{ST} を知るためには、センシングモジュール（センサヘッドや反射体も含む）の変位 ΔL_{SM} を差し引く必要がある（式 2-1）。

$$\Delta L_{Self-sensing} = \Delta L_{ST} + \Delta L_{SM}$$

より、

$$\Delta L_{ST} = \Delta L_{Self-sensing} - \Delta L_{SM} \quad (2-1)$$

ここで、センシングモジュールの変位 ΔL_{SM} はセンサヘッド側と反射体側の両端のセンシングモジュール（ ΔL_{SM1} , ΔL_{SM2} ）の合算であることに注意されたい（図 2-13）。

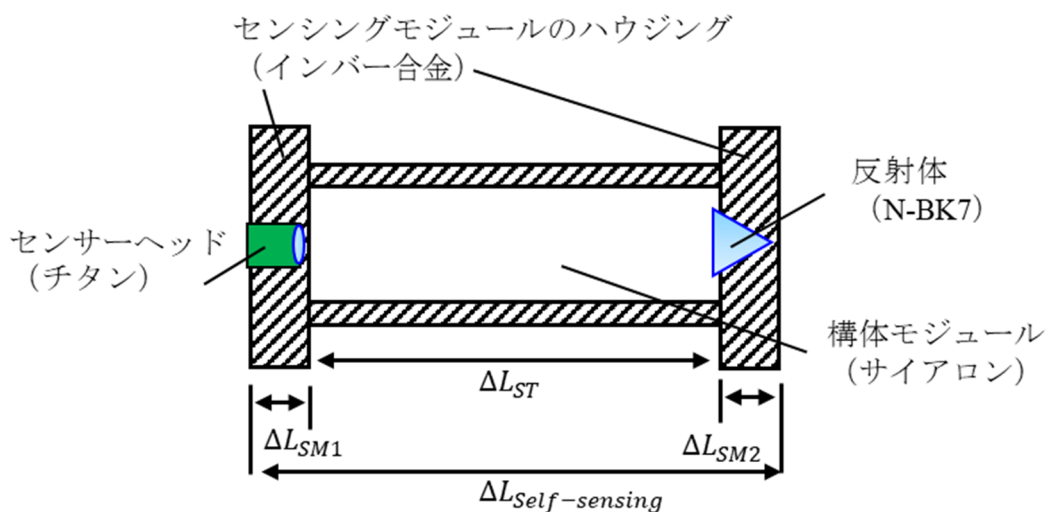


図 2-13 サイアロントラスの部品構成図

そこで、構体モジュールを取り除いたセンシングモジュール単体での熱変形測定試験を実施した。使用した測定装置、測定コンフィギュレーションはサイアロントラスでの熱変形測定試験と同様であ

る。測定温度範囲に関しては、サイアロントラスに比べ広範囲の温度範囲（-5~40℃）にてステップ状に昇温，降温を含むサイクル試験を実施した。センシングモジュール単体の温度－変位特性の測定結果を図 2-14 に示す。各点は定常温度における平均値，エラーバーは標準偏差を示す。定常温度における測定値のばらつきは非常に小さく，熱サイクルによるヒステリシスも小さいことがわかる。実線は構成部品の平均熱膨張係数 $\bar{\alpha}_{SM,i}$ 及び部品初期長さ $L_{SM,i}$ （表 2-5），及び測定開始温度（-5℃）からの温度差 ΔT より，式 2-2 を用いて推定した変位量を示す。セルフセンシングで測定された変位量は，構成される部品の標準的な材料物性から推定された変位量とよく一致していることがわかる。

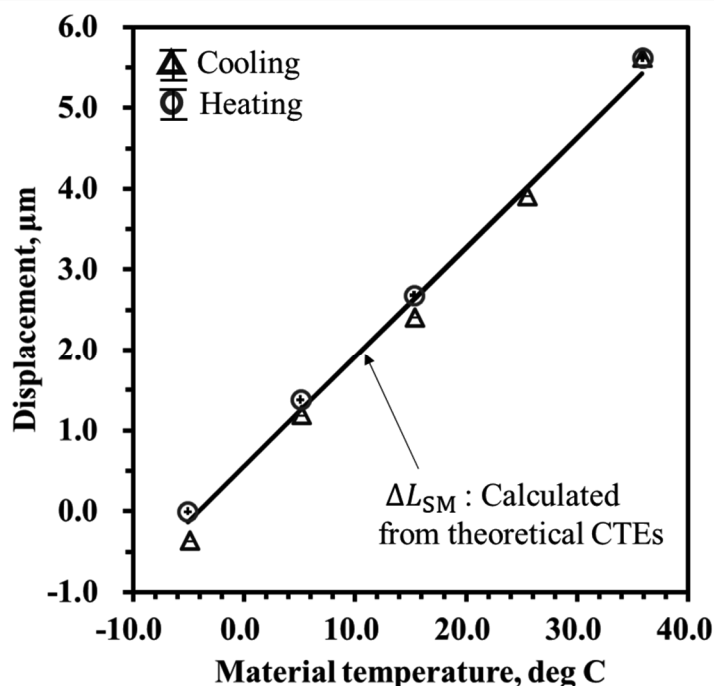


図 2-14 センシングモジュール単体の温度-変位特性

$$\Delta L_{SM} = \sum_i (\bar{\alpha}_{SM,i} \cdot \Delta T \cdot L_{SM,i}) \quad (2-2)$$

表 2-5 センシングモジュールの構成部品

番号 i	構成部品名	材質	平均熱膨張係数, $\bar{\alpha}_{SM,i}$ ppm/K	部品初期長さ $L_{SM,i}$ mm
1	センシングモジュール のハウジング	インバー合金	1.9	8.9×2
2	センサヘッド	チタン	8.8	3.5
3	反射体 (レトロリフレクタ)	N-BK7	7.1	10

測定したセンシングモジュールの温度－変位の関係を重み付きの最小二乗法により直線フィッティングしたものと式 2-1 より，構体モジュール単体の温度－変位特性を図 2-15 に示す。図 2-15 の各点は定常温度における平均値，エラーバーは標準偏差を示す。図 2-15 より，定常温度における測定値のばらつきは非常に小さく，熱サイクルによるヒステリシスも小さいことがわかる。また，材料試験片にて測定した温度依存の熱膨張係数 $\alpha(T)$ ，サイアロンが適用されている構体モジュール単体の

部材長さ L_{ST} 及び測定開始温度（30℃）からの温度差 ΔT より，式 2-3 を用いて推定した構体モジュールの温度－変位特性を実線で示す．セルフセンシングにより測定された変位量と材料試験片の熱膨張係数計測結果より推定される変位量はよく一致していることがわかる．定常温度におけるセルフセンシングの測定値と材料試験結果より推定される変位との差異は 54 nm RMS であった．したがって，低熱膨張部材に適用した場合においても高精度に変位計測が可能となることが明らかになった．

$$\Delta L_{ST} = \alpha(T) \cdot \Delta T \cdot L_{ST} \quad (2-3)$$

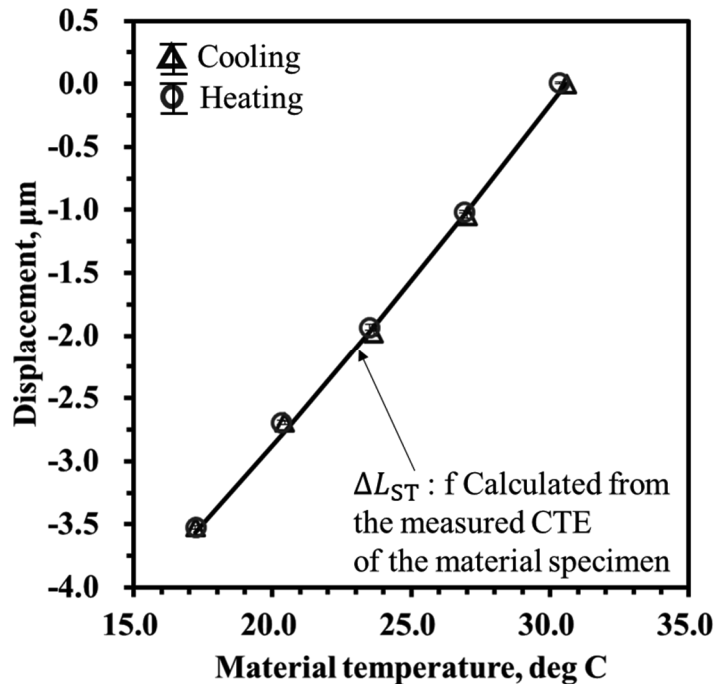


図 2-15 構体モジュールの温度-変位特性

次に本測定結果を用いてセルフセンシングによるトラス部材の熱変形測定の信頼性を不確かさ評価[40]により議論する．本測定で想定した不確かさの要因及び標準不確かさを表 2-6 に示す．使用したレーザ干渉変位計の装置に由来する不確かさ及びアライメントエラー，温度測定の不確かさ，構成部品の基準長や熱膨張係数の不確かさ（いずれも図面や一般的な測定精度を考慮した推定値）を考慮した．また，本測定は真空中の測定であるため環境変動（温度，湿度，気圧）によるレーザ計測への影響ないとした．表 2-6 に識別した不確かさ要因の合成標準不確かさ u_c は，各不確かさ成分の間に相関がないと仮定すると式 2-4 より $u_c=297.26$ nm となる．また，拡張不確かさ U は包含係数 $k=2$ （約 95%の信頼水準）として， $U=594.52$ nm となる．これを測定における最大変位 $\Delta L_{self-sensing}$ （=3523.57 nm）との比で表すと 16.91 % となった．

$$u_c = \sqrt{\sum_i c_i^2 \cdot u^2(x_i)} \quad (2-4)$$

c_i : 影響係数

$u(x_i)$: 不確かさ要因 x_i における，標準不確かさ

表 2-6 熱変形測定の見測不確かさ

不確かさ要因	値 $u(x_i)$	単位	確率 分布	感度係数 c_i	単位	標準不確かさ (測定量の単位) $c_i \cdot u(x_i)$	単位	タイプ
波長安定性	50	ppb	矩形	ΔL_{st}	nm	1.02×10^{-4}	nm	B
センサ分解能	1	pm	矩形	1	-	5.77×10^{-4}	nm	B
センサ再現性	8.33	nm	矩形	1	-	4.81	nm	B
信号安定性	2.74	nm	正規	1	-	1.37	nm	B
デッドパス	0	nm	矩形	-	-	0	nm	B
屈折率変動 (温度)	0.32 (0.34)	ppm (K)	矩形	L_{ST}	nm	0*	nm	B
屈折率変動 (湿度)	0.02 1.83	ppm (%RH)	矩形	L_{ST}	nm	0*	nm	B
屈折率変動 (気圧)	0.02 (0.09)	ppm (hPa)	矩形	L_{ST}	nm	0*	nm	B
コサインエラー	3.66	mrاد	矩形	ΔL_{ST}	nm	1.36×10^{-2}	nm	B
アッペラー	0	nm	矩形	-	-	0	nm	B
構造 モジュール の温度測定	1.66	K	矩形	$\alpha_M L_{ST}$	nm/K	266.99	nm	B
構造 モジュール の基準長	0.005	mm	矩形	$\alpha_M \Delta T$	nm/nm	6.02×10^{-2}	nm	B
センシング モジュール の温度測定	1.66	K	矩形	$\bar{\alpha}_{SM,i} L_{SM,i}$	nm/K	130.60	nm	B
センシング モジュール の基準長	0.005	mm	矩形	$\bar{\alpha}_{SM,i} \Delta T$	nm/nm	0.77	nm	B

*真空中での測定のため除外

以下に、セルフセンシングの低熱膨張部材への適用検証のまとめを示す。

- 低熱膨材料（サイアロン）にセルフセンシングを適用して熱変形測定を実施した。
- 測定結果は材料試験片から実測した熱膨張率から推測される変位量とよく一致しており、その差異は54 nm RMSであった。
- 本測定における不確かさについて評価を行い、供試体の温度測定に起因する不確かさが支配的であることがわかった。熱変形測定において、信頼性の高い測定精度の評価を実施するためには温度測定方法の改良が必要となる。

2.4. 吸脱湿変形測定への適用

衛星構体には比剛性や比強度、低熱膨張の観点からCFRPが適用されることが多い。1章で述べたようにCFRP材料に関しては熱変形以外に母材のプラスチック材料が水分を吸脱着することに起因する吸湿（脱湿）変形が生じる。特に高剛性、低熱膨張設計を目的とした積層構成とした場合、吸脱湿変形が寸法安定性に与える影響が大きくなりやすく、その変形挙動の検知及びモニタリングが高安定構造の実現のために必要な技術と考えられる。本項ではセルフセンシング技術によるCFRPトラス部材の吸脱湿変形測定への適用を検討した。

一般的にCFRP内部に大気中の水分が浸透していく過程はFickの拡散の法則（第2法則）で表される[22, 41-42]。詳細な式の導出は本稿では割愛するが、時間 t が小さい場合は式2-5への近似が適用でき、吸湿率は時間の平方根に比例することがわかる[22, 41-42]。また、1次元における湿潤膨張率を式2-6で示す。ここでは簡単のため湿潤膨張率は吸湿率に依らず一定とみなした場合、式2-5、2-6より吸脱湿による変形量も時間の平方根に比例すると考えられる。

$$\frac{M - M_0}{M_\infty - M_0} = 4 \sqrt{\frac{Dt}{\pi h^2}} \quad (2-5)$$

$$\beta = \frac{\varepsilon_M}{\Delta M} = \frac{\Delta L}{L_0} \frac{1}{\Delta M} \quad (2-6)$$

M : 経過時間 t における吸湿率 [wt %]

M_0 : 浸漬前の初期吸湿率 [wt %]

M_∞ : 飽和吸湿率 [wt %]

D : 水分拡散係数 [mm²/s]

t : 吸湿の経過時間 [sec]

h : 物体の厚み [mm]

β : 湿潤膨張率 [1/wt %]

ε_M : 吸脱湿によるひずみ [m/m]

ΔM : 吸湿率変化 [wt %]

ΔL : 吸脱湿による変位量 [m]

L_0 : 基準長 [m]

CFRPトラス部材はCFRPのパイプ部材とトラス節点結合のための金属フィッティングから構成され、省スペース、軽量化の観点からCFRPパイプと金属フィッティングは接着接合されることが多い。しかしながら、接着接合もまた接着剤自身の熱変形、吸脱湿変形に起因する局所的な微小変形を生じるため、異種接合部材ではより複雑な変位挙動を示す可能性がある。そのため本項では、まずは接着接合を用いず、CFRPパイプ単体での吸脱湿挙動についてのみ取り扱った。

吸脱湿変形測定用の供試体はパイプの形状は外径56 mm、肉厚3 mm、長さ200 mmである。低吸湿樹脂であるシアネート樹脂及びPitch系の炭素繊維から構成された一方向プリプレグ（YSH60A/TC410, TenCate）を用いて、長手方向の熱膨張率が低熱膨張（< 0.1 ppm/K）となるように積層構成を設計して試作した。センサヘッド及び反射体の固定には、高剛性インバー合金（IC-DX新報国製鉄）を用いて製作した低熱膨張光学マウントを使用した。光学マウントにはフレクシャ構造によるアライメント調整が可能である。また、CFRPパイプへの固定はパイプ端部の側面に設けた位置決め穴にスーパーインバー製ボルトを用いて固定した（図2-16）。また、変位測定系自身（センサヘッド、反射体及び光学マウント）の計測安定性を評価するために温度・湿度感受性の低いゼロ膨張ガラス（ULE, Corning）で製作したプレート材（幅50 mm、板厚10 mm、長さ75 mm）にCFRPパイプの場合と同様の構成の変位測定系を取り付けて（図2-17）、CFRPパイプと同時測定を行った。CFRPパイプは製造直後から本試験で使用するまでの期間、湿度0 %RHの乾燥状態にて保管しており、十分な乾燥状態であったとみなした。

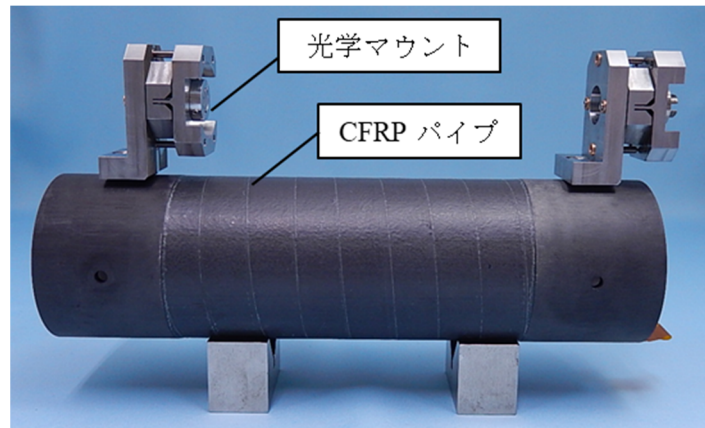


図2-16 光学マウントを取り付けたCFRPパイプ

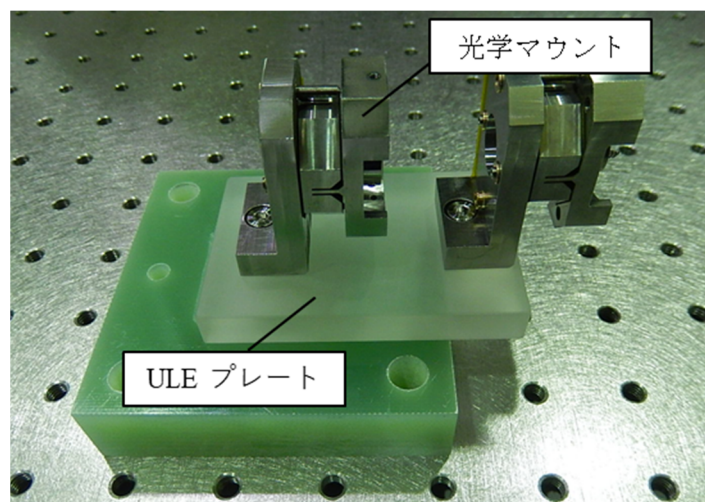


図2-17 光学マウントを取り付けたULEプレート

湿度変化による変形測定を実施するため、供試体を吸湿環境と脱湿環境にそれぞれ曝した。吸湿変形測定では供試体を実験室環境（常温，常湿管理）に曝露させることで吸湿させ、吸湿条件での軸方向の変形挙動を、組み付けたレーザ干渉変位計により連続して測定した。また、実験室内の大気中の温度，湿度，気圧測定（TR-73U，T&D）を行うことで、吸湿環境のモニタリング及びEdlenの式[39]を用いて大気のゆらぎ（空気屈折率の変動）によるレーザ計測への影響を補正した。脱湿変形測定では上記の吸湿変形測定を実施した直後に真空チャンバー内にて脱湿条件での軸方向の変形挙動を連続して測定した。供試体には物体温度モニタのために表面に熱電対を貼り付けた。両測定とも熱変形の影響を低減するために供試体の温度が一定となるように、供試体を取り囲む形で設置したヒートシンクによる輻射伝熱（大気中では対流含む）によって温度制御を実施した。各測定の基本的な測定コンフィグレーションを図2-18に示す。

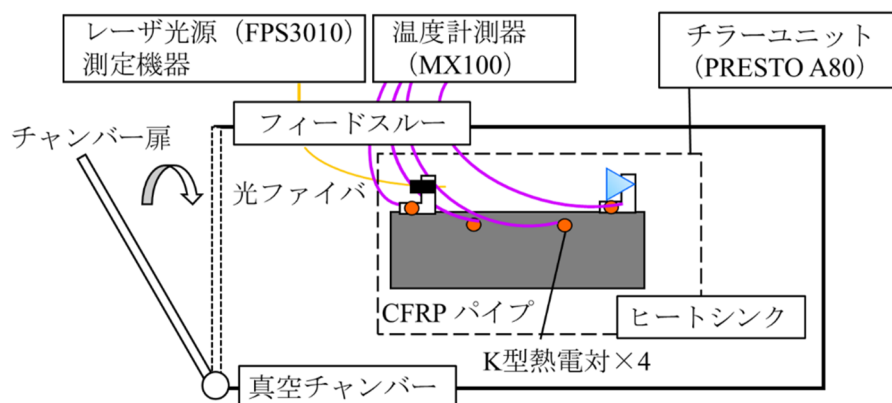


図 2-18 吸脱湿変位の測定コンフィグレーション

測定期間中での測定環境の平均温度は 26°C (PV値 0.4°C , 標準偏差 $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$), 平均湿度は $38\% \text{RH}$ (PV値 $1\% \text{RH}$, 標準偏差 $\pm 0.5\% \text{RH}$) であった. 制御温度を 30°C とした場合, CFRPパイプが平均温度 29.3°C (PV値 0.5°C , 標準偏差 $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$), ULEプレートが 30.6°C (PV値 0.4°C , 標準偏差 $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$) であり, どちらも $\pm 0.3^{\circ}\text{C}$ 以下 (3σ) の温度安定性であった. 大気曝露中のCFRPパイプの軸方向の変位を測定した結果を図2-19示す. 時間軸は曝露時間の平方根で示した. 図2-19より, 同じ条件で計測したULEプレートは時系列と相関のある変位は見られないが, CFRPパイプは明らかに時間の平方根に比例して変位が増加しており, その変位量は約7日間の試験期間中で 400 nm 程度であった. 本試験の測定結果より, 吸湿に起因する膨張変位を連続して測定できることが確認できた. また, ULEプレート測定結果の近似直線から変位測定系自身の計測安定性を評価した. その結果, 近似直線の傾きは $-0.0033\text{ nm/s}^{1/2}$, 標準偏差は $\pm 14.4\text{ nm}$ であり, 100 nm オーダーの吸湿変形測定においては本試験の変位計測系は十分な安定性を持つことが確認された.

脱湿変形について, 曝露真空環境は平均真空度 2.0 Pa (標準偏差 $\pm 0.9\text{ Pa}$) であった. 各供試験体の物体温度については, 吸湿変形測定時と同様に温度制御目標値を 30°C とした場合, CFRPパイプが平均温度 30.2°C (PV値 0.5°C , 標準偏差 $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$), ULEプレートが 30.4°C (PV値 0.3°C , 標準偏差 $\pm 0.1^{\circ}\text{C}$) でありどちらも $\pm 0.3^{\circ}\text{C}$ 以下 (3σ) の温度安定性であった.

真空曝露中のCFRPパイプの軸方向の変位を測定した結果を図2-20に示す. 本試験では図中の枠線で示された領域において変位データの異常な挙動が確認された. 試験後に外観確認及び温度データを検証した結果, 異常挙動はCFRPパイプ側の光学マウントに取り付けた熱電対 (ケーブルが硬く剛性がある) が剥がれ, その際に供試体を揺らしたことに起因すると推測される. そのため, 異常挙動時のデータを除外して前後のデータをフィッティングした場合, CFRPパイプは時間の経過とともに変位が減少している傾向が確認できた. したがって, 本試験において脱湿に起因する収縮変位を連続的に測定できる可能性を示すことができた.

測定した時間と変位の関係は吸湿時の挙動とは異なる傾向を示している. これは脱湿前の初期吸湿量及びCFRP部材内部での吸湿率の分布の違いが影響していると考えられる. また, 脱湿による変位量は約9日間の試験期間中で 300 nm 程度と推定され, 吸湿試験結果からの吸湿変位量 400 nm よりも若干値が小さくなっており, 脱湿が試験前の状態まで達していないことが考えられる.

なお, 脱湿試験におけるULEプレートの変位計測結果から, 吸湿試験と同様に変位計測系の安定性を評価すると, 近似直線の傾きは $-0.0034\text{ nm/s}^{1/2}$ であり, 吸湿試験と同様に計測値が時間に対してほとんど変動していないことがわかる. また, 近似直線からの標準偏差は $\pm 9.4\text{ nm}$ と大気環境下で実施した吸湿試験よりも小さくなっており, 真空環境下における計測では大気変動の影響を受けず, より測定ばらつきの少ない安定した測定ができていることが分かる.

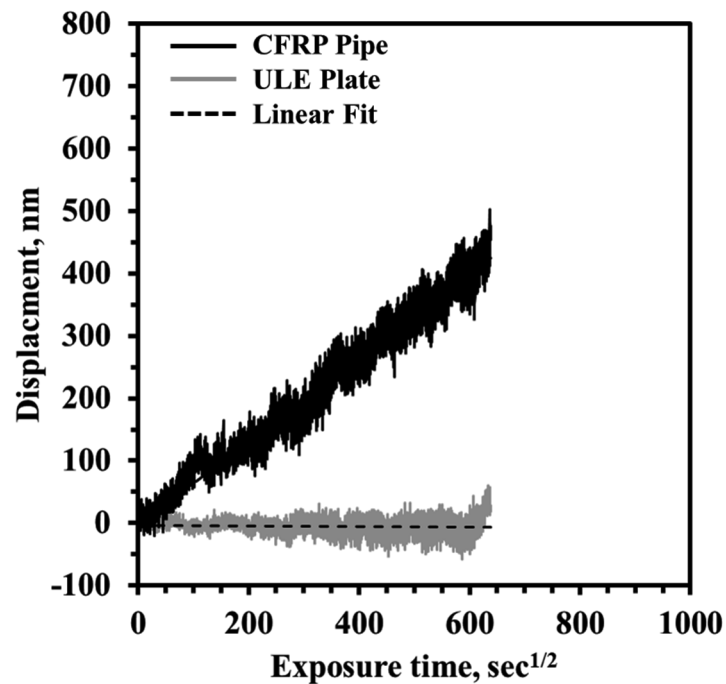


図 2-19 吸湿変形測定の結果

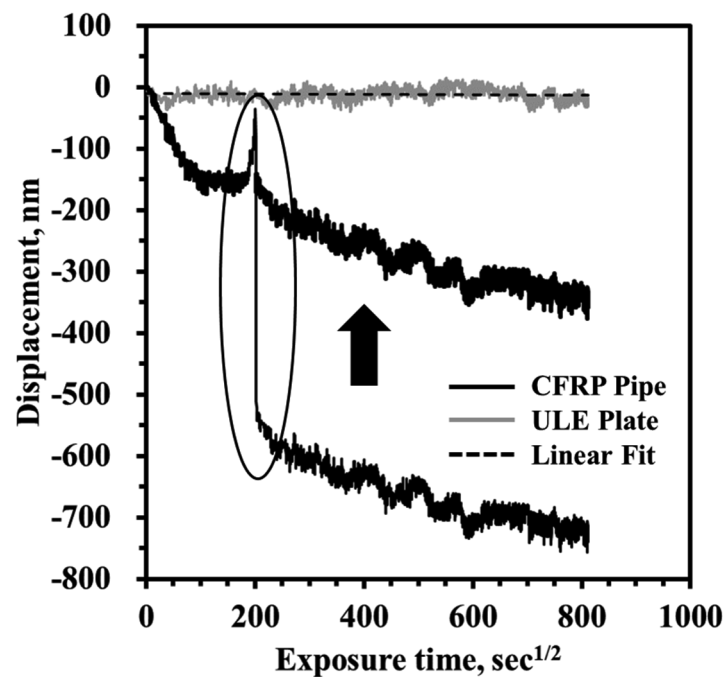


図 2-20 脱湿変形測定の結果

以下に、セルフセンシングの吸脱湿測定への適用検証のまとめを示す。

- セルフセンシング技術を適用すれば CFRP パイプの吸脱湿に起因した変形を nm オーダーで測定可能であることが示唆された。
- 現状の測定原理では相対変位を連続的に計測する必要があるため、地震や停電等によりデータとびが生じる可能性が考えられる。さらなる長期測定を実施する場合は、絶対測長を用いた計測系の構築がより有効であると考えられる。

2.5. 絶対測長技術の検証

前項までは、構造部材の変形を高精度に評価する測定技術として光ファイバ伝送型の小型のレーザ干渉変位計を用いた測定系を構造体に組み込むセルフセンシング技術について、測定精度の検証を行った。一方でレーザ干渉変位計は、ある時点の干渉縞信号を基準としてそれからの干渉縞信号の変化から変位を算出する測定原理であるため、干渉縞信号の変化を常にエラーなく連続して測定し続ける必要がある。そのため、吸脱湿変形のように長期の変化を継続して測定する場合には、測定の途中で予期せぬ事態が生じて（例えば、2.4項での異常な変位データの飛び現象など）光路の遮蔽や電源のOFF（つまり干渉縞信号の喪失）や地震等の影響によるデータ飛びが発生しても、ある瞬間での測定データのみで距離を算出することができる測定原理を適用することが望ましい。すなわち、ある時点を基準とした相対的な距離の変化（変位）を測定するのではなく、ある瞬間においてその時点のデータのみで絶対的な距離自体を測定できる測定原理が必要である。そのような測定原理としては、三角測量法、共焦点法、飛行時間法、多波長干渉法、光コム干渉法が考えられる[43]。その中でも特に光コム干渉法は、正確に一定の周波数間隔で狭いスペクトル線幅の光が多数並ぶことで広いスペクトル包絡線幅を有する光（これを光コムという、多数の短波長レーザが正確な周波数間隔で並ぶイメージ）を光源とした干渉法であり、単波長レーザ干渉法の特徴である広い測定レンジと優れた測定精度と、多波長レーザ干渉法の特徴である瞬間のデータのみで距離自体を算出することができる特性を併せ持つ測定原理である[43]。長期にわたる脱湿変形の評価において測定途中で光路の遮蔽や電源のOFFやデータ飛びが発生しても継続して測定できるように、光コム干渉法を適用した距離計（以降、光コム距離計と呼ぶ）を衛星構造体の熱・吸脱湿ひずみの測定に適用することを検討した。

光コム距離計の距離測定精度を確認するために、2.2項で試作したステンレス製のトラス部材（SUSトラス）と反射体側のセンシングモジュール（以降、特に反射モジュールと呼ぶ）を使用して、SUSトラスの軸長の測定確認を実施した。測定原理の検証試験として、光コム距離計は既製品（光コム距離計ML-5204D1-JA、株式会社光コム）を活用した。SUSトラスの軸長測定のコンフィグレーションを図2-21に示す。測定手順は、まず光コム距離計を固定した取り付け治具にセンシングモジュールを直接締結してセンシングモジュール単体での実効光路長（光コム距離計自身が持つ光路長も含む）を実測し、次に同一の治具に対して反射モジュール及びSUSトラスを取り付けた場合の光路長を実測した。それらの測定結果の差分からSUSトラスの軸長を求めて、トラス部材の加工出荷検査における形状測定結果と比較した。反射モジュール単体の光路長の測定結果を図2-22に、SUSトラスの軸長（SUSトラスと反射モジュールを合わせた測定光路長から反射モジュール単体での測定光路長を差し引いた結果）の測定結果を図2-23に示す。いずれの図も、横軸が計測経過時間、縦軸が測定された光路長の距離を表している。反射モジュール単体の光路長の測定結果は、49.097 210 mm RMSであり、約10時間にわたる全測定データ（サンプリング間隔1秒）のばらつきの標準偏差は12.2 nmであった。反射モジュールの光路長を差し引いたSUSトラスの軸長の測定結果は300.028 236 mm RMSであり、約20時間にわたる全測定データ（サンプリング間隔1秒）のばらつきの標準偏差は0.22 μm であった。図2-23から時間とともに測定距離が変動していることが確認できるが、本試験は温度制御精度が $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ 程度の一般空調の試験室にて実施しているため、試験室内のわずかな温度変動により生じたSUSトラスの熱変形を検知して変動しているものと考えられる。SUSトラス軸長の出荷検査時の形状測定結果と光コム距離計による測定結果との比較を表2-7に示す。出荷検査時における形状測定結果には0.01 mmまでの有効桁数しかないため厳密な比較はできないが、実用上は十分な精度で一致していると言える。

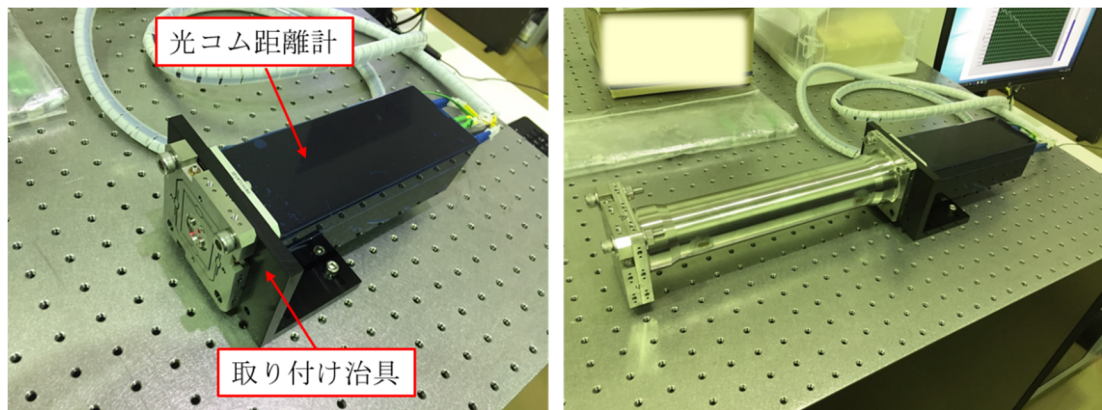


図 2-21 SUS トラスの軸長測定のコングレーション
(左図：①反射モジュールの光路計測 右図：②SUS トラス+反射モジュールの光路計測)

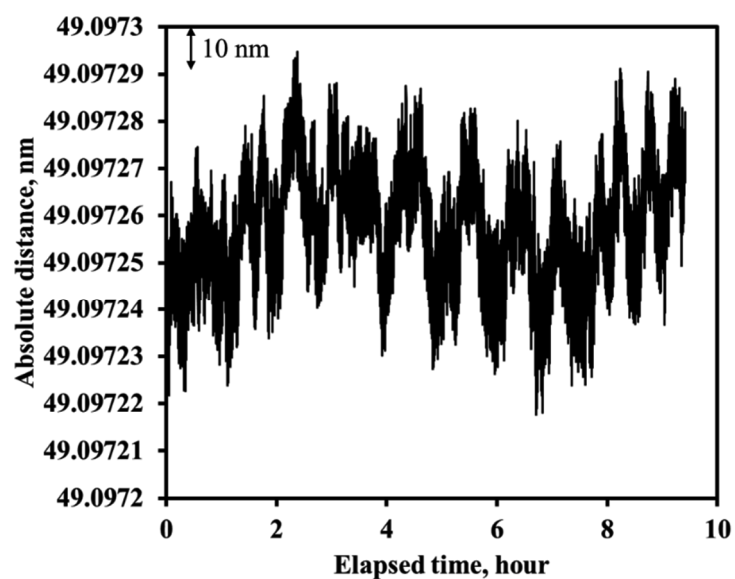


図 2-22 ①反射モジュール単体の光路長の測定結果

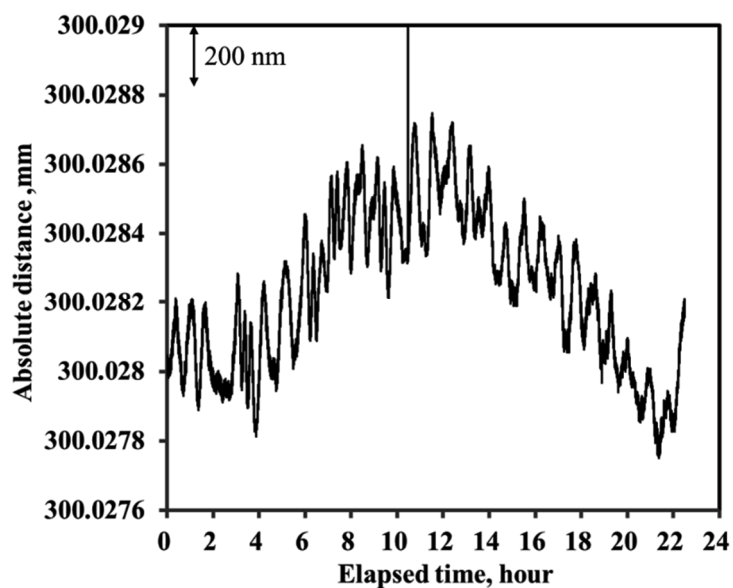


図 2-23 ②SUS トラスの軸長の測定結果

表 2-7 SUS トラスの軸長の出荷検査時の形状測定結果と光コム距離計による測定結果との比較

項目	出荷検査時の形状測定結果	光コム距離計による測定結果
SUS トラス軸長	300. 03 mm	300. 028 236 mm (RMS)

次に，光路が遮蔽（干渉縞信号が喪失）されても，その前後で測定エラーやデータの飛びがなく測定を継続できることを確認した．図2-21の②の試験コンフィグレーションで，遮蔽物を光路に挿入できるようにSUSトラスと取り付け治具の間にシムを挟んで隙間を設けた．この状態で，SUSトラスの軸長を測定しながら途中で隙間に遮蔽物を挿入して光路を遮蔽した測定結果を図2-24に示す．図2-24の斜線で示した部分が光路を遮蔽した時間帯であり，光路遮蔽の前後で測定エラーやデータの飛びがなく測定を継続できていることが確認した．また，0.2 mm厚のシムを挟んだため，測定された光路長が図2-23と比べて0.2 mm程度増加していることが確認できる．

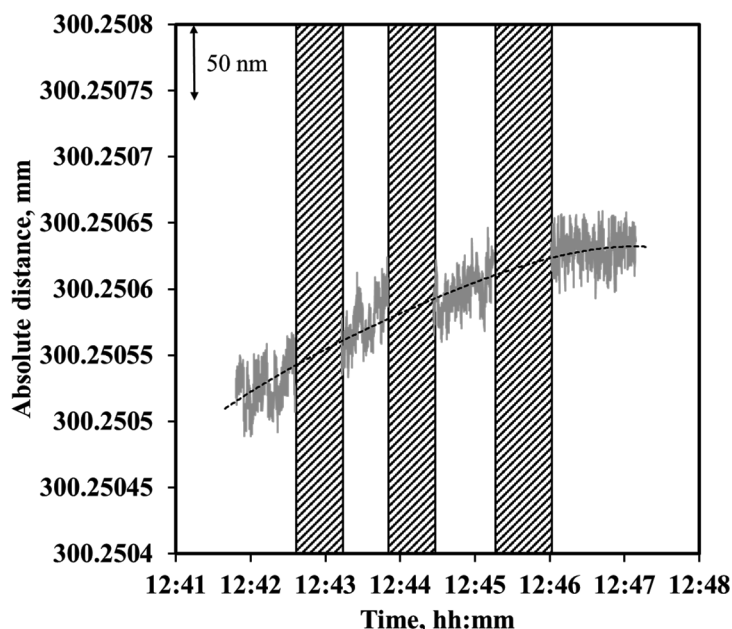


図 2-24 測定途中で光路を遮蔽した場合の測定結果
(斜線領域は光路の遮断を示す)

さらに，光コム距離計で測定された距離の正確性を検証するために，レーザ干渉変位計による変位測定結果との比較検証を行った．比較検証の試験コンフィグレーションを図2-25に示す．光コム距離計の反射体とレーザ干渉変位計の反射体を同一の移動ステージに設置し，移動ステージをマイクロメータで動かして各機器で同時に測定して，その測定結果の比較を行った．数100 μm の大変位を与えた場合の測定結果を図2-26に，数 μm の微小変位を与えた場合の測定結果を図2-27に示す．各図の (a) が各機器の時系列の測定結果を，(b) が各機器の測定結果の差分を示している．各図 (a) において，左軸が光コム距離計の距離測定結果であり，右軸がレーザ干渉変位計の変位測定結果である．光コム距離計の測定結果（距離測定）とレーザ干渉変位計の測定結果（相対変位測定）は，約700 μm の移動量に対して $\pm 0.2 \mu\text{m}$ 以内（0.09 μm RMS）の差で，約12 μm の移動量に対して $\pm 0.1 \mu\text{m}$ 以内（0.03 μm RMS）の差で一致していた（表2-8）．このことから，光コム距離計による距離測定精度は，レーザ干渉変位計の変位測定結果との比較において1 μm 以下の十分な精度を有するといえる．

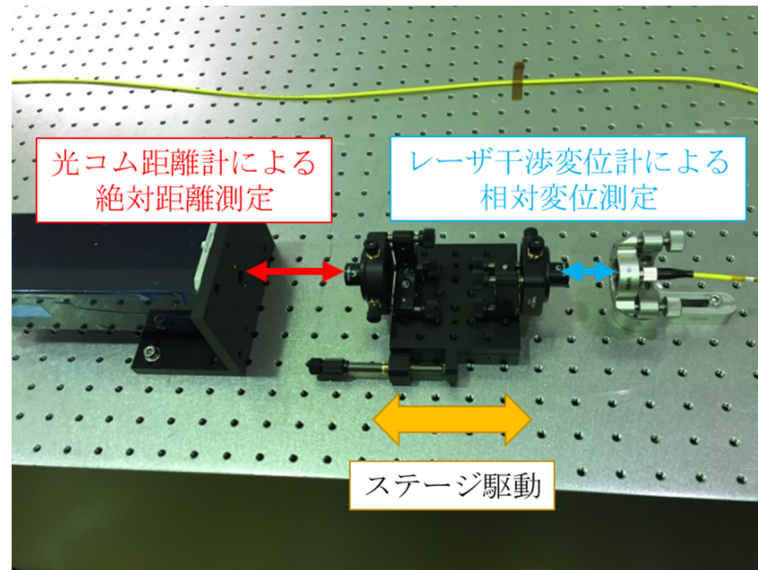
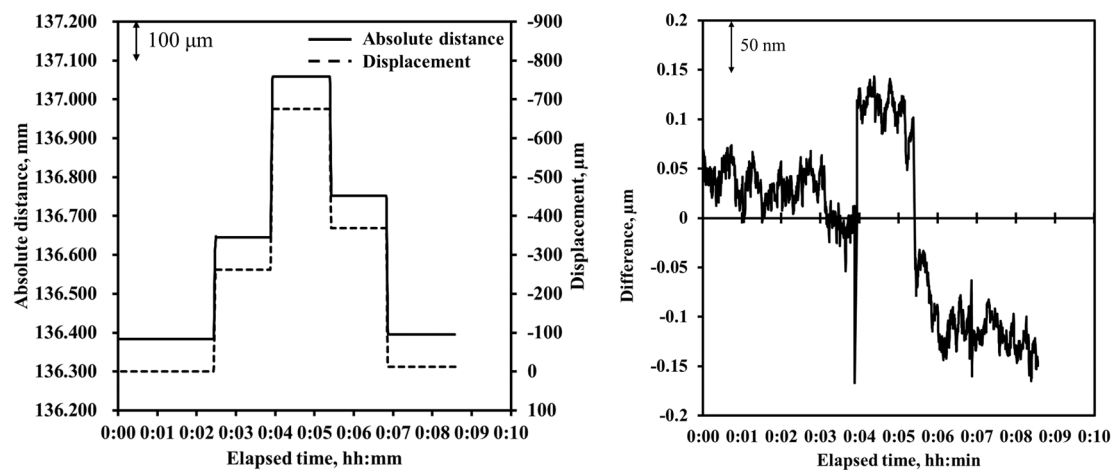


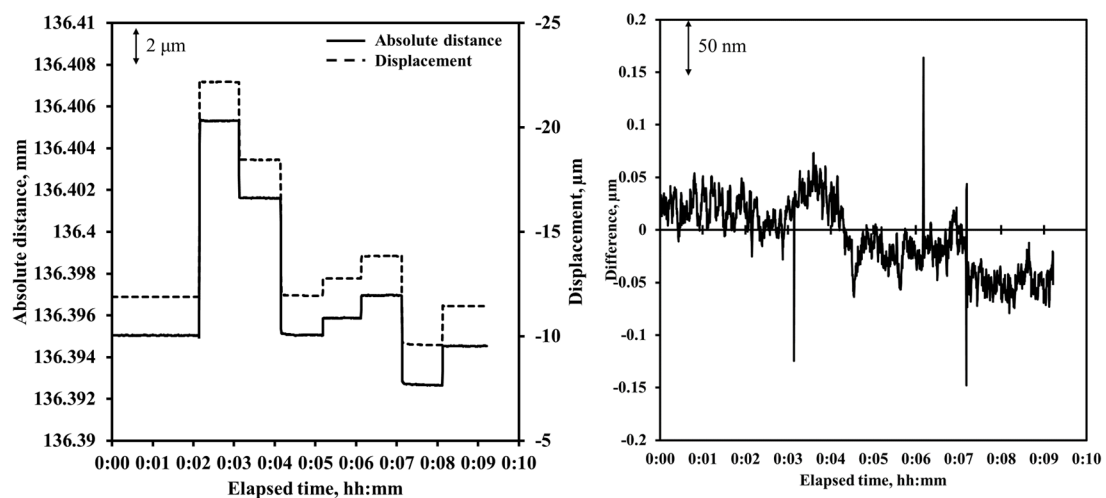
図 2-25 光コム距離計とレーザ干渉変位計による変位測定結果の比較検証



(a) 各測定結果

(b) 各測定結果の差分

図 2-26 光コム距離計とレーザ干渉変位計による変位測定結果の比較 (大変位)



(a) 各測定結果

(b) 各測定結果の差分

図 2-27 光コム距離計とレーザ干渉変位計による変位測定結果の比較 (小変位)

表 2-8 光コム距離計とレーザ干渉変位計による変位測定結果の比較

移動量	測定量の差
約 700 μm	$\pm 0.2 \mu\text{m}$ 以内 (0.09 μm RMS)
約 12 μm	$\pm 0.1 \mu\text{m}$ 以内 (0.03 μm RMS)

また、図2-25の試験コンフィグレーションを用いて、光路が遮蔽されている（各変位計には干渉縞信号の変化が伝わらない）間に移動ステージの動きが生じるとどのような測定結果になるかを確認した。各機器の光路を遮蔽した状態でマイクロメータを操作して移動ステージを動かして、光路が復帰した後にその移動を検知できるかの確認である。光路遮蔽中の移動の検出に対する検証結果を図2-28に示す。レーザ干渉変位計は干渉縞信号の変化から変位を算出する原理であるため、光路の遮断中の干渉縞の変化を認識することができず、光路復帰時点では光路遮蔽直前のデータが変化前の基準データとして計算されている。つまり、光路遮蔽中の動きは認識することができていない。一方で、光コム距離計はその時点での測定データのみで距離を算出する原理であるため、光路が遮蔽中に移動が生じて光路復帰時点でその移動を適切に検知できていることが分かる。このことから、光コム距離計を用いることにより、長期測定において予期せぬ事態（光路の遮蔽や停電や地震など）が生じて、復帰後にその間の変化分も適切に検出することができ、長期試験に対するロバスト性が向上すると考えられる。また、吸脱湿変形のような準静的な単調な変化であれば、従来のレーザ干渉変位計による測定のように常に測定し続けるのではなく、一定の時間間隔で間欠的に距離測定を実施することで、長期試験の連続測定にかかる作業負担を大幅に低減することが可能になると考えられる。

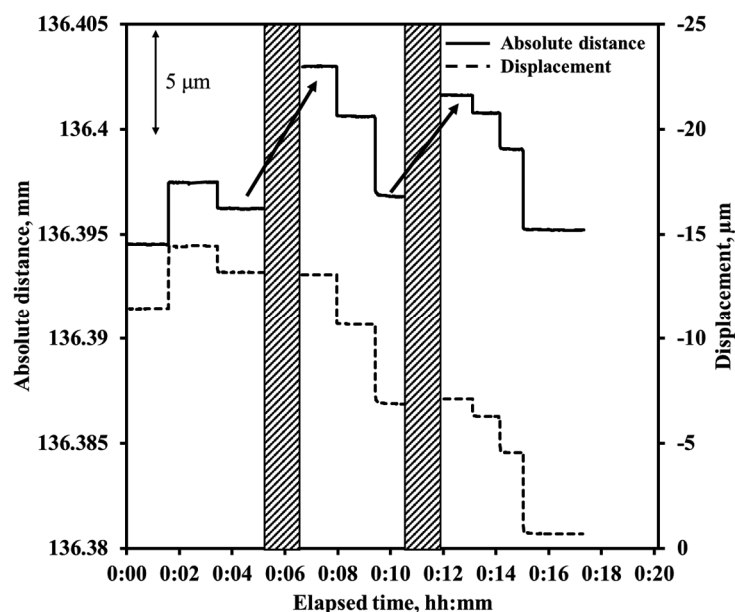


図 2-28 光路が遮蔽中に生じた移動ステージの動きの測定結果
(斜線領域は光路の遮断を示す)

また、軌道上での構造モニタリングに適用することを考えた場合、レーザ干渉変位計による測定は常に測定状態を維持しなければならずシステムに対する制約（常時稼働機器が増える）となり得るが、光コム距離計による測定であれば、アライメント調整やキャリブレーション運用や間欠的なモニタリングなどの必要な時だけ稼働させればよいため、システムに対する負荷も大幅に低減させることが可能になると考えられる。

さらに、セルフセンシング（小型のレーザ干渉変位計の構造体への組み込み）によるSUSトラスの熱変形測定と同様に、光コム距離計を用いてSUSトラスの熱変形測定を実施して、それぞれの測定結

果を比較した。熱変形測定では、測定環境の変動による影響を低減するために恒温・恒湿防振クリーンルーム内の低熱膨張除振定盤上に試験系を構築した。また、供試体の温度変化はクリーンルーム内の精密制御された空調を用いて、30~15℃の範囲を約5℃ずつステップ状に降温させて行い、供試体温度が一定となるまで保持した。各温度変化ステップにおいて温度が定常状態に安定した部分のデータでのセルフセンシングによる測定結果との比較した結果を図2-29に示す。測定条件や周囲環境を完全に一致させることはできないため厳密な比較はできないが、SUSトラスの熱変形測定において、光コム距離計とレーザ干渉変位計とではほぼ同等の測定結果が得られることを確認した。一方で現行の光コム距離計の測定機をそのまま構造部材に組み込むにはサイズが大きく重いため、構造部材や衛星システムの地上試験への適用や実機への搭載は困難であり小型軽量化が必要である課題が認識された。

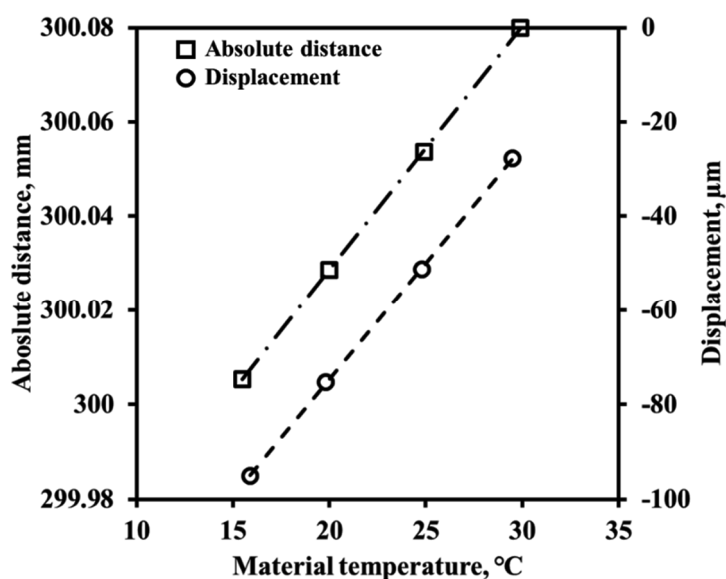


図 2-29 SUS トラスの熱変形測定における光コム距離計とレーザ干渉変位計の測定比較

以下に、絶対測長技術の検証のまとめを示す。

- 光コムを用いたSUSトラスの絶対測長を行った。光コム距離計によるSUSトラスの軸長の測定結果は300.028 236 mm RMSであり、約20時間にわたる全測定データ（サンプリング間隔1秒）のばらつきの標準偏差は0.22 μmであった。またSUSトラスの出荷検査における形状測定結果は300.03 mmであった。
- 光コム距離計による距離測定精度は、レーザ干渉変位計の変位測定結果との比較において、目標とする1 μm以下の精度と比べて十分な精度を有していることを確認した。
- 光コム距離計は、光路が遮蔽中に測定対象の移動が生じても光路復帰時点でその移動を適切に検知であることを確認した。
- 小型のレーザ干渉変位計を用いたセルフセンシングと比較して、光コム距離計の測定センサはサイズが大きく重いため、構造部材や衛星システムの地上試験への適用や実機への搭載は困難であり小型軽量化が必要である。

3. 変位補正技術

軌道上で構造体の熱変形や吸脱湿変形を 2 章で述べたようなセルフセンシング技術を適用することで高精度に検知し、そのモニタリング情報を元にリアルタイムで補正することができれば実質的に変形ゼロの構造体を実現することができると考えられる（図 3-1）。本章では構造部材の微小変形を高精度に補正するアクティブ補正機構について記載する。

一般的に微小変位用アクチュエータとして、圧電素子がよく知られている。圧電素子は消費電力が少なく、高剛性、応答が早い等の優れた特性をもつアクチュエータである。しかしながら、セラミックス製であるため、衝撃荷重で破損しやすいという欠点がある。そのため打ち上げ環境に耐えるためにはロンチロック等の複雑なメカニズムが必要となる。本章ではトラス構造部材に対してロンチロック無しで打ち上げ荷重に耐えうる高耐荷重の微小変位アクチュエータについて、2 つの方式を提案し、それらの概要及び試作機の検証結果を述べる。

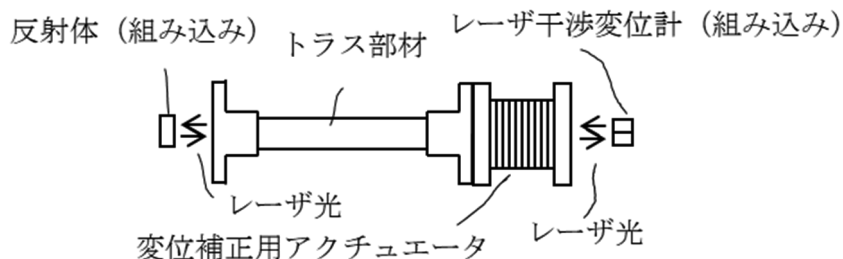


図 3-1 セルフセンシングとアクティブ補正機構の組合せたトラス部材

3.1. くさび式アクチュエータ

図3-2に提案するアクチュエータの基本構成を示す．可動部は，図中の上下方向のみに運動可能となるように拘束されている．固定部と可動部の間には，頂角 2α のくさびが摺動可能のように配置されている．くさび部と可動部，くさび部と固定部の間の摩擦係数は μ である．くさび部は圧電素子によって図中水平方向に駆動される．摩擦係数 μ とくさびの頂角 2α の間には，以下の条件（式3-1）が成り立つようになっている．

$$\tan \alpha < \mu \quad (3-1)$$

提案するアクチュエータの動作を図3-3に示す．図中の左に示すように，くさび部が圧電素子によって図中左方向に摺動すると，可動部は上下方向のみ運動可能に拘束されているので，図中上方に移動する．一方，図中右に示すように可動部にトラス軸力がかかった場合，式3-1の関係よりくさび部は滑らない．すなわち，圧電素子には力は加わらない．このような摩擦力を利用したメカニズムにより，圧電素子の変位はトラス部材に伝わるが，トラス部材の軸力は圧電素子に伝わらないアクチュエータを実現することができる．

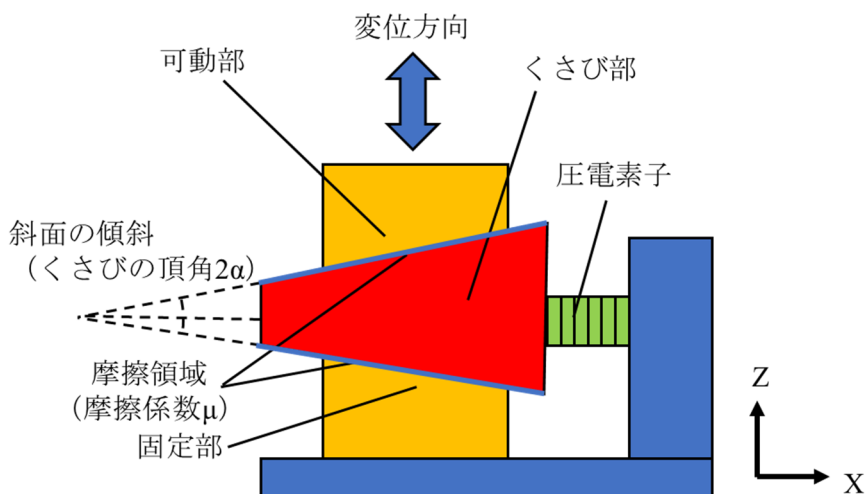


図3-2 くさび式アクチュエータの基本構成

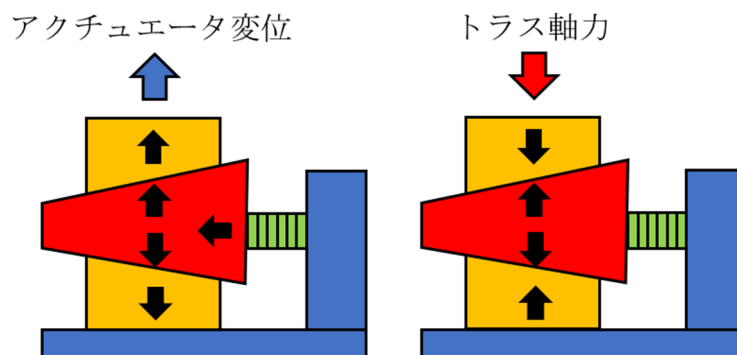


図3-3 くさび式アクチュエータの動作

(左図：アクチュエータ駆動時の変位方向，右図：トラス軸力が印加した場合の荷重パス)

また，例えば図3-4に示すように，くさび部の断面をH型断面とし，可動部及び固定部と噛み合う構造にすることで，引張力が作用した際にもくさびが離れることなく，かつ圧電素子に力が作用しないようにできる．

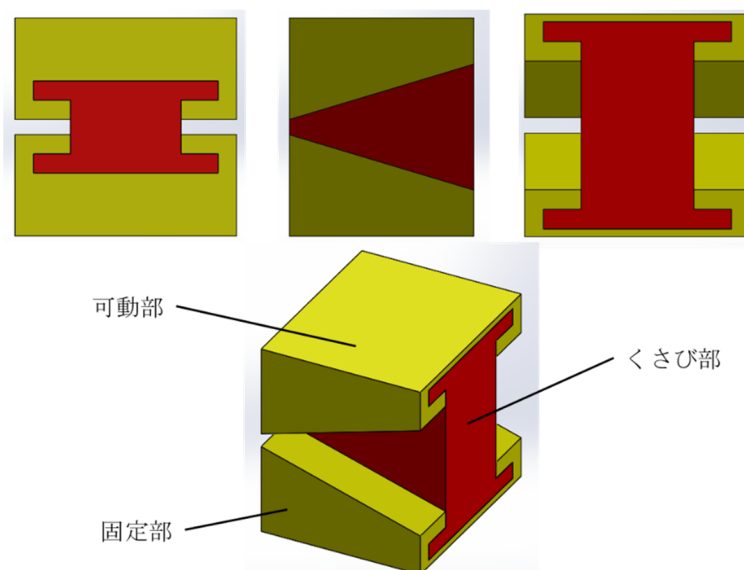


図3-4 引張り軸力に対応したくさび機構

さて、以上より明らかなように、本アクチュエータにおいては摺動部の摩擦の安定性が重要である。摺動部への要求事項を以下に示す。

- ・摩擦係数が比較的高いこと。
- ・繰り返し摩擦時に摩擦係数の変化が少ないこと。
- ・摩耗しにくいこと。
- ・摩擦係数の温度変化が少ないこと。
- ・真空中と空気中で摩擦係数の差が小さいこと。

さて、宇宙用機器で摩擦力を積極的に利用するものは多くはないが、数少ない例の一つとして JEMRMS (Japanese Experiment Module Remote Manipulator System) 用の緊急停止ブレーキがある[44]。この緊急停止ブレーキ用の摩擦材として採用されたのが、塗布型酸化クロム系セラミック被膜である (CDC-ZAC コーティング, トーカロ株式会社)。この被膜は、前述した要求を満たす上、すでにフライト実績がある。今回はこの被膜を摩擦材に使用して、提案したアクチュエータの原理確認を行なった。図3-5に試作機の外観を示す。可動部の運動拘束用に板バネを用いた。今回は原理検証が目的であるため、引張り力は考慮しないものとした。圧電素子は引張力が弱いので、バイアスバネで常に圧縮力がかかるようにした。くさび部、可動部及び固定部はSUS630で製作し、摺動面に上記セラミック被膜処理を施した。なお、被膜処理の前に析出効果熱処理H1025を行った。これは被膜処理時に500℃以上の熱処理が必要のためである。試作機的主要仕様を表3-1に示す。

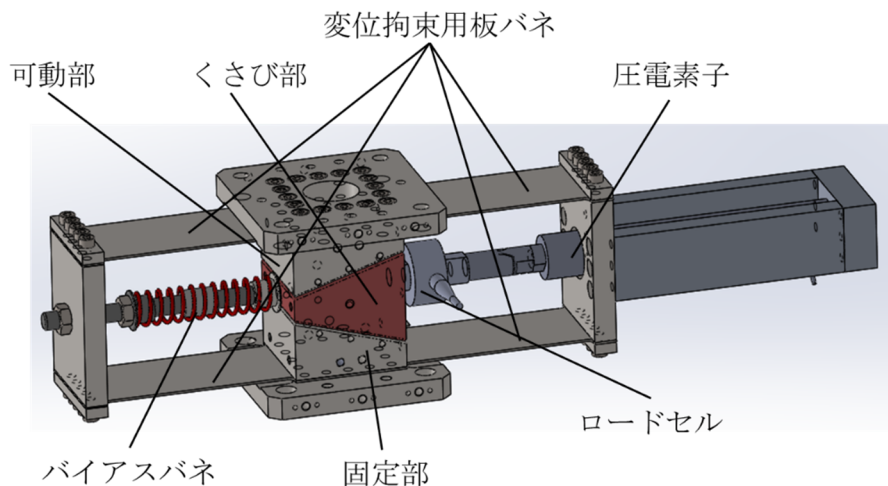


図3-5 試作機外観

表 3-1 試作機仕様

項目		仕様
長さ	mm	376
高さ	mm	88
幅	mm	84
質量	kg	3.1
圧電素子	-	PI 社製 P-844.60
ロードセル	-	共和電業製 LUR-A-SA1

動作検証として、可動部及びくさび部の変位はレーザ干渉変位計システムを用いて測定した。本レーザ干渉計システムは、レーザ光源（5517C, Agilent）、2式の3軸干渉計（Z4399A, Agilent）及び測長ボード（N1225, Agilent）から構成される。干渉計の変位測定分解能は、 0.077 nm （ $@\lambda=632.8 \text{ nm}$ ）である。図3-6に示すように恒温・恒湿防振クリーンルーム内に設置されている低熱膨張除振定盤上にレーザ干渉変位計とアクチュエータ試作機を置いて測定を行った。圧電素子の駆動方向をX方向、定盤面に垂直な方向をZ方向とした。

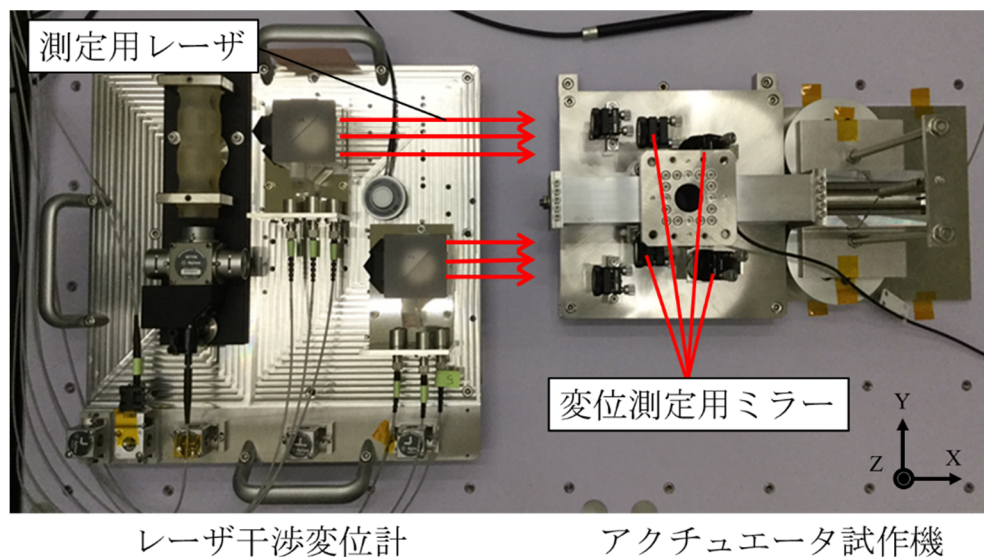


図3-6 測定系セットアップ

レーザ干渉変位計のレーザは、定盤上で水平方向に射出される。そのため、X方向の変位は図3-7左に示すように平面鏡1枚を可動部に取り付けることで測定した。また、Z方向変位は、図3-7右に示すように固定ミラーでレーザ光を90度折り曲げることで測定した。今回測定したのは、可動部およびくさび部のXZ方向の変位である。試作機に取り付けた変位測定用ミラーを図3-8に示す。

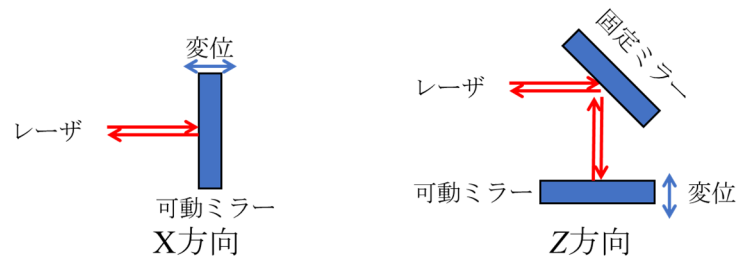


図3-7 変位測定方法

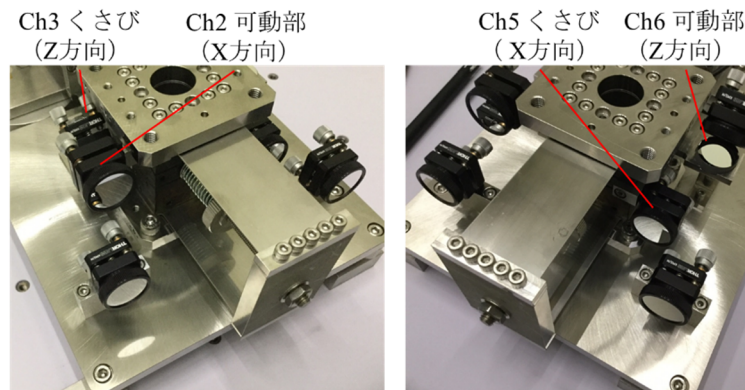


図3-8 変位測定用ミラー

アクチュエータの摺動部にプリロードを印加するため、図3-9に示すようにアクチュエータ上部に鋳鉄製のウェイトを載せて測定を行った。これは、軌道上でのプリロードを模擬するものである。

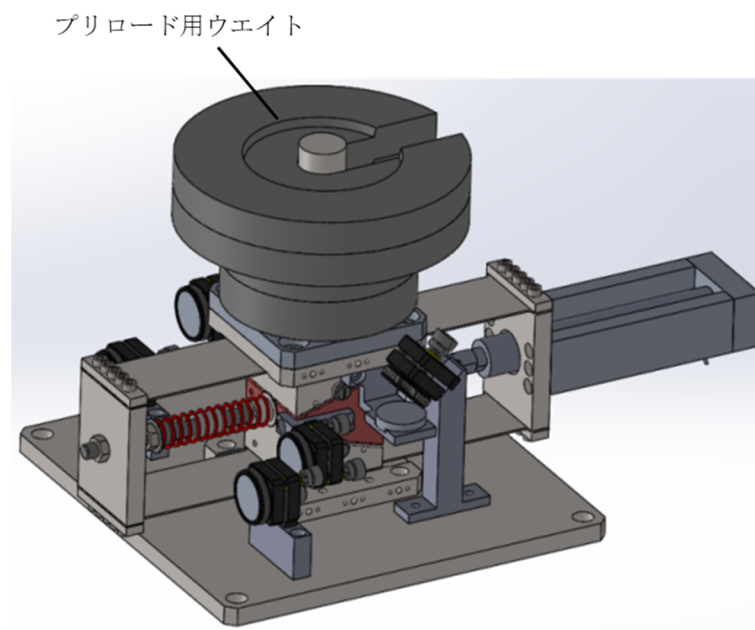


図3-9 プリロード用ウェイト

変位の時系列データを図3-10に示す．上中下のグラフは，それぞれ可動部のZ方向変位，ロードセルで計測したアクチュエータ発生力，圧電素子の入力信号を示している．横軸は時間である．凡例の青，緑，赤は，それぞれプリロード2 kgf, 4 kgf, 6 kgf を示している．図3-10上のグラフより，プリロード2 kgf と4 kgf では目標変位の10 μm 以上が実現できているが，6 kgf においては目標を下回っていることが分かる．

図3-10の上図と中図のグラフを見比べると，アクチュエータ発生力がフラットになる時間帯で可動部のZ 方向変位が生じていることが分かる．また，プリロード6 kgf では力がフラットになる時間帯が生じていない．すなわち，すべりが生じていないことが分かる．

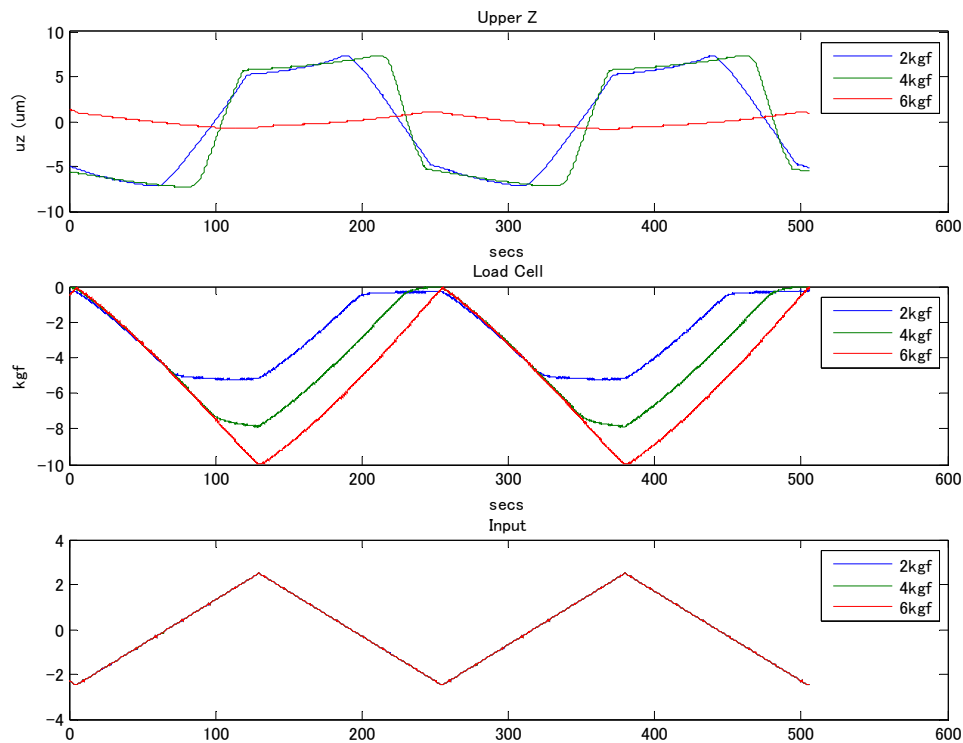


図3-10 上図：可動部Z方向変位，中央図：アクチュエータ発生力，下図：アクチュエータ入力

図3-11は，微小な階段状信号を圧電素子に入力した際の可動部のZ方向変位である．横軸は時間，縦軸がZ方向変位である．凡例は，青が1 kgf, 緑が2 kgf である．どちらの場合も目標値である0.1 μm 以下のステップで変位していることが分かる．

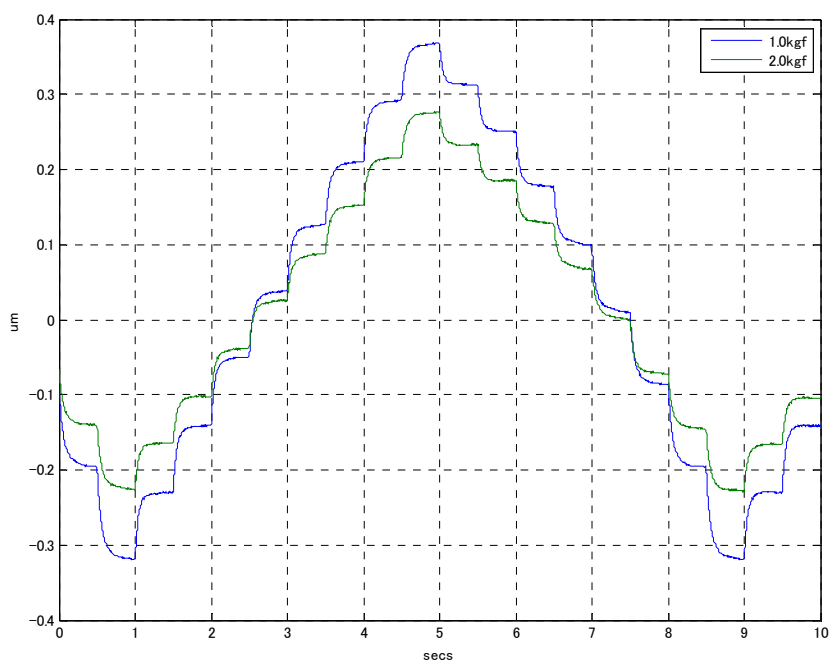


図3-11 ステップ状信号入力時の可動部Z方向変位

図3-12は、ウェイトを変化させた時のアクチュエータへの伝達荷重をプロットしたものである。横軸がウェイト荷重、縦軸がロードセルで測定したアクチュエータへの伝達荷重である。左上の1点から開始し、ウェイトの増加と減少を3回繰り返した。最初はアクチュエータへの伝達荷重は変化するものの、その後、荷重は変化しなくなる。すなわち、想定したように、アクチュエータに垂直荷重が働いても圧電素子には荷重が伝わらないことが分かる。ただし、試験環境の制約により、今回確認したのは6.5 kgf までである。

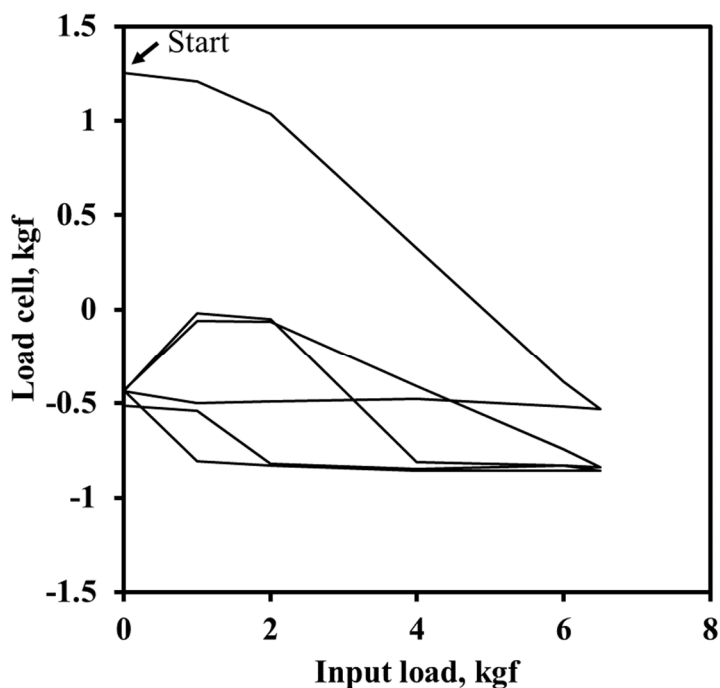


図3-12 アクチュエータへの伝達荷重と圧電素子への伝達荷重

図3-13の上下は、可動部及びくさび部のXZ方向変位の軌跡を示した図である。横軸がX方向、縦軸がZ方向である。凡例は図3-10と同様である。図3-13上図より、可動部がZ方向だけでなく、X方向に大きく変位している様子が分かる。プリロードが2kgfにおいては、Z方向変位が $\pm 7.5\mu\text{m}$ 程度なのに対し、X方向は $\pm 23\mu\text{m}$ も変位している。このことは、試作機の変位拘束用板バネが想定したように機能していないことを示している。

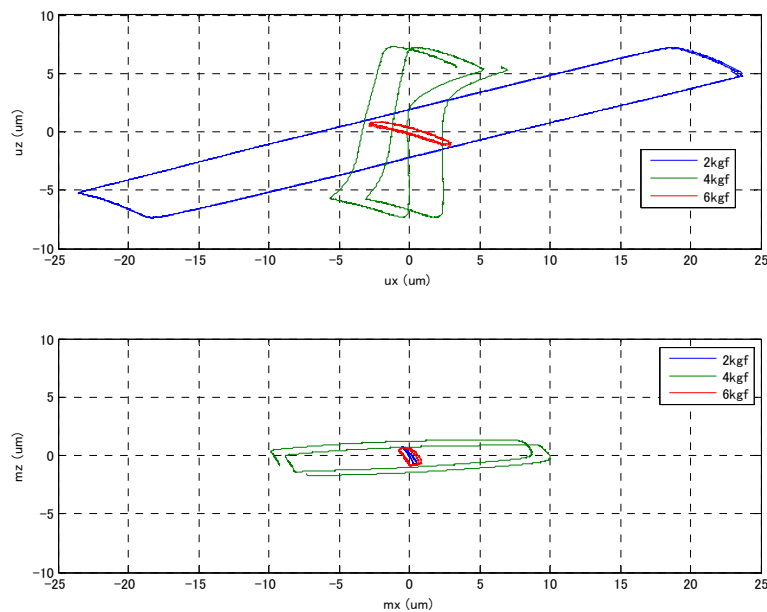


図3-13 可動部及びくさび部のXZ方向変位
(上図：可動部のXZ方向変位，下図：くさび部のXZ方向変位)

図3-14に、変位拘束用板バネの期待した動きと実際に生じたであろう動きを示す。図3-14上図のように、赤いくさび部が図中左方向に動いたときに上部の可動部が図中上方向に動くことを期待していた。しかし、実際には、図3-14下図のように、変位拘束用板バネが平行四辺形的に変形することで、上部の可動部がX方向に変位してしまったと考えられる。すなわち、変位拘束用板バネが運動方向に対して拘束方向の剛性が十分高くなかったことが原因といえる。

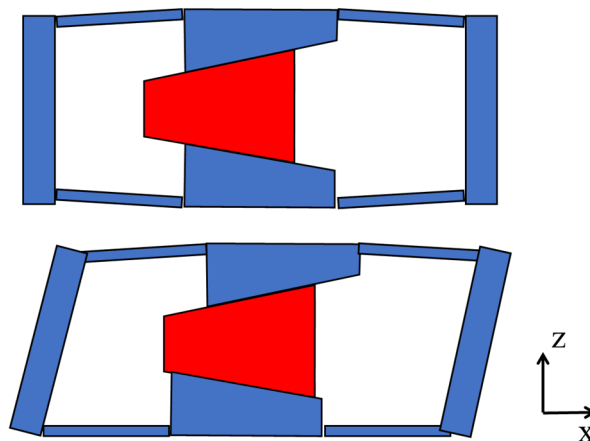


図3-14 変位拘束用板バネの動き
(上図：理想的な動き，下図：予想される実際の動き)

この課題を解決するため、変位拘束機構の再設計を行った。設計目標は、運動方向に対して拘束方向の剛性を極力高くすることである。

図3-15に、新規に製作した変位拘束機構を示す。従来は4枚の板バネで拘束していたのに対し、新たにアルミ合金（A7075）をワイヤカット加工（0.25 mmワイヤ使用、切り幅0.3 mm）することで16枚の板バネを使用する構成とした。

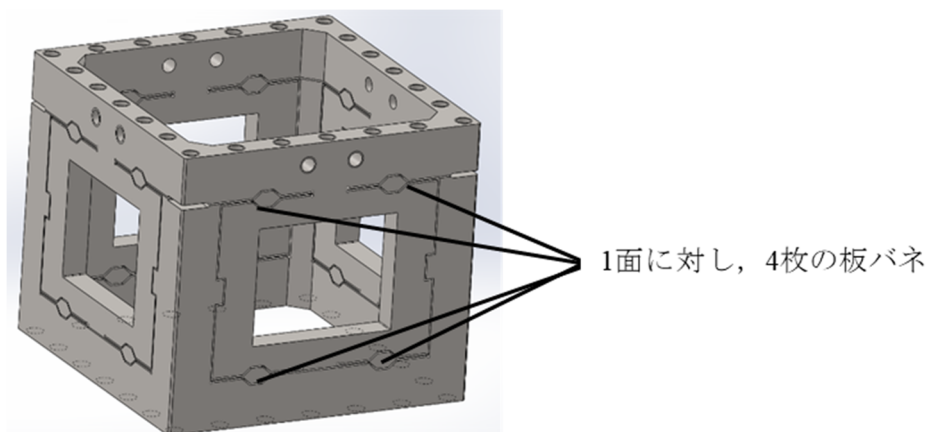


図3-15 新規変位拘束機構

図3-16に新規変位拘束機構のモーダル解析を汎用構造解析ソフトウェア（ANSYS）で実施した結果を示す。モード2の周波数がモード1の1桁上になっており、拘束方向以外の剛性がかなり高くなっていることが分かる。また、強度的にも問題が無いことを解析によって確認した。

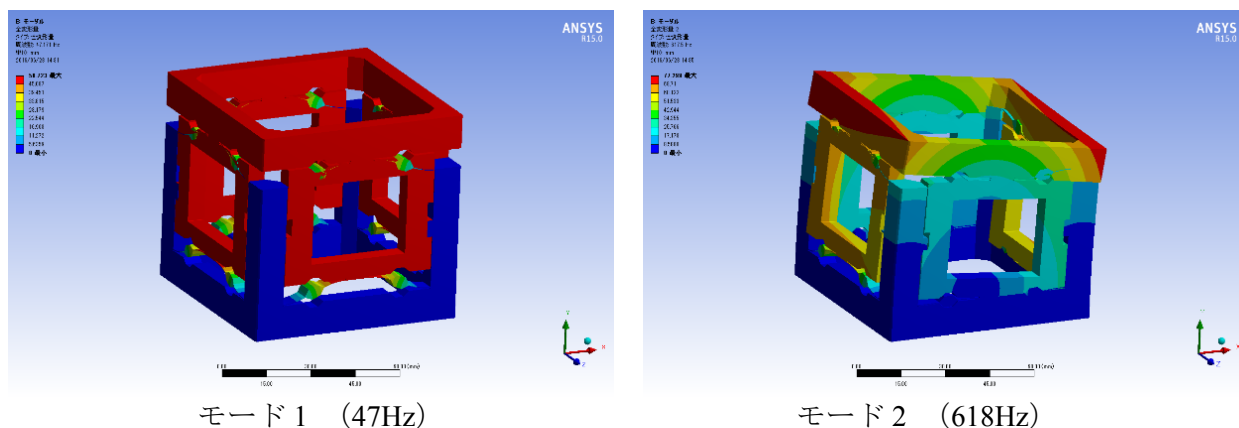


図3-16 改良した変位拘束機構のモーダル解析結果

図3-17に、新規変位拘束機構を使用した改良版アクチュエータの構成を示す。くさび部、圧電素子、ロードセル等はこれまでと同様である。変位拘束機構以外の変更点として、バイアスバネの配置がある。圧電素子に対抗する側に圧縮バネを配置してバイアスバネとしていたが、アクチュエータ全体のサイズが大きくなってしまったという課題があった。そこで改良版では、圧電素子と同じ側に2本の引っ張りバネを配置することで、全体のサイズをコンパクト化した。また、ロードセルは、圧電素子とくさび部の間の力を計測するものである。フレクスチャは、くさび部の上下動（Z方向変位）を吸収するためのものである。

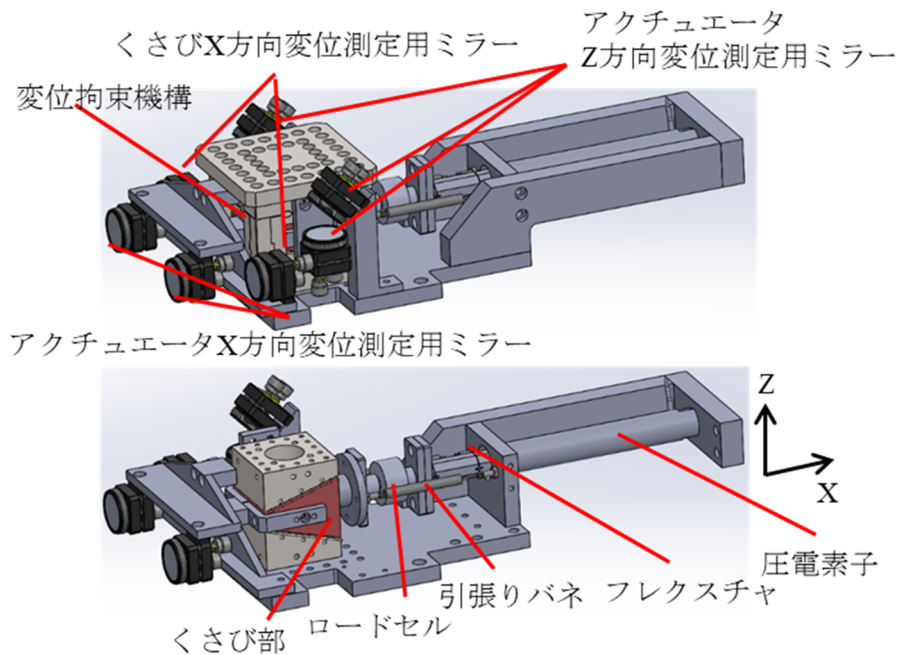


図3-17 改良版アクチュエータの構成
(上図：全体外観図，下図：断面図)

図3-18に、改良版アクチュエータの計測系を示す．変位計測には前述と同様のレーザ干渉変位計システムを用いた．ここでの計測では，くさび部X方向2ch，可動部X方向2chに加えて，くさび部（もしくは可動部）のZ方向2chの合計6chである．Z方向については，ミラーの付け替えによって，可動部とくさび部のどちらかを選択して測定できる構成とした．

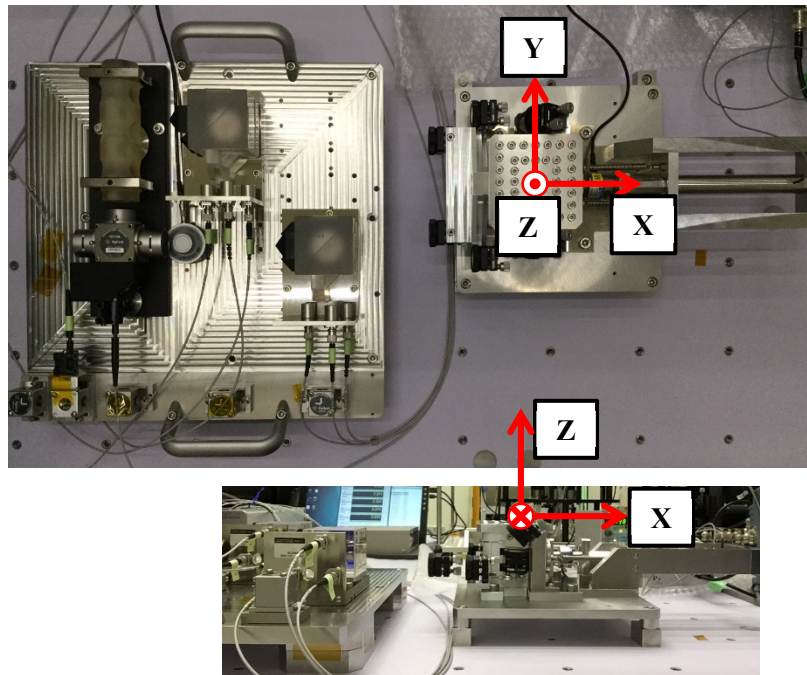


図3-18 改良版アクチュエータの計測系

くさび部と可動部のX方向変位を2ヶ所で測定することにより、Z軸回りの回転が測定できるようになった。これにより新たな課題が明らかとなった。図3-19にアクチュエータ変位の時系列プロットの1例を示す。mx, ux, mzはそれぞれ、くさび部のX方向変位、可動部のX方向変位、可動部のZ方向変位を示している。1, 2, 添え字無しはそれぞれ、右側, 左側, 平均値を示している。図3-19上のグラフからわかるのは、くさび部のX方向変位の位相が揃っていないことである。すなわち、くさび部はZ軸回りに回転していることになる。原因究明を行った結果、原因は以下のように推定された。くさび部の接触箇所の摩擦係数に分布があると回転モーメントが生じる。くさび部は、平面对平面が接触しているため幾何学的に回転が可能であり、回転モーメントが発生することで回転が生じてしまう。これまで同様な事象が生じていたものと思われるが、Z軸回りの回転を測定することが出来なかったため、この事象は明らかになっていなかった。

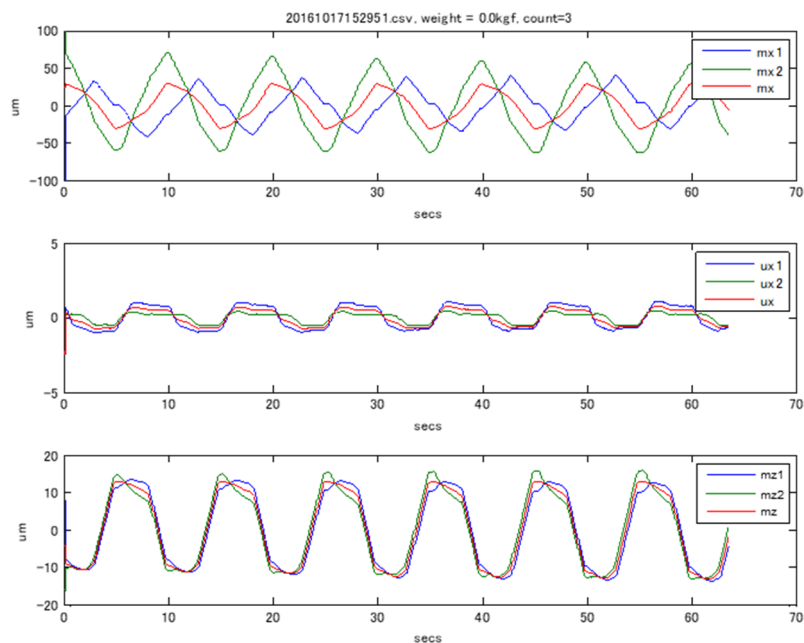


図3-19 アクチュエータ変位の時系列プロット
(上図：くさび部のX方向変位，中央図：可動部のX方向変位，下図：可動部のZ方向変位)

この問題を解決するために、今回から採用している2本のバイアスバネを利用した．改良版アクチュエータにおいては、2本のバイアスバネのバランスを調整することでくさび部の回転を抑制することが可能である．図3-20にバイアスバネバランス調整後のアクチュエータ変位を示す．ただし、このバランスはプリロードを変えるたびに調整しなければならないという課題がある．根本的に解決するためには、くさび部の回転運動を拘束する機構を追加する必要がある．

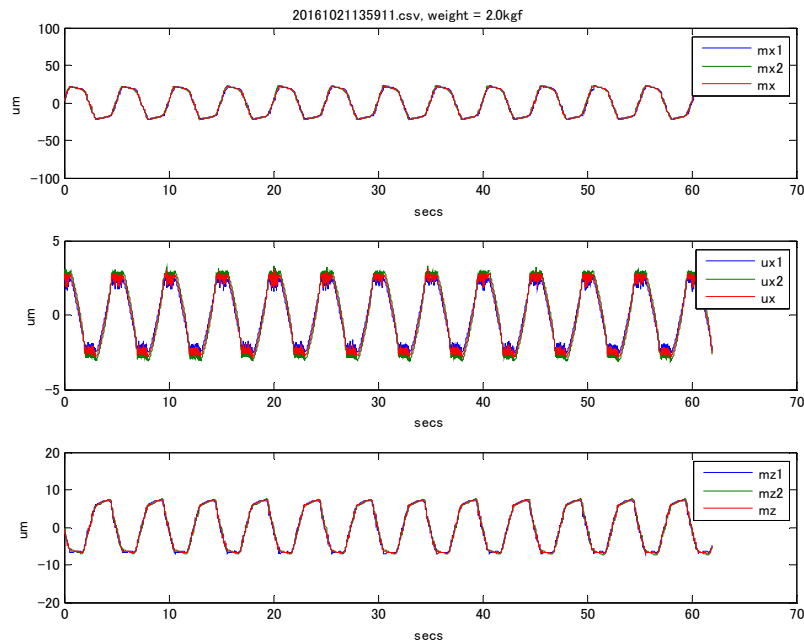


図3-20 バイアスバネのバランス調整後のアクチュエータ変位

(上図：くさび部のX方向変位，中央図：可動部のX方向変位，下図：可動部のZ方向変位)

次に、アクチュエータで生じたスティックスリップ現象が問題となった。図3-21に印加荷重とXZ変位の関係を示す。図のXZ軌跡は、時計回りに運動している。アクチュエータがZ方向に運動するとき、軌跡がギザギザになっていることが分かる。Z方向+に運動する際、すなわちくさび部が押し込まれる方向に運動する際には、よりギザギザが大きくなっている。また、荷重を増やすとスティックスリップは大きくなり、Z変位は小さくなり、X変位は大きくなった。これまでも同様な現象が生じていたと思われるが、アクチュエータが想定通りに動作しなかったことが問題だったため、この現象は目立たなかった。

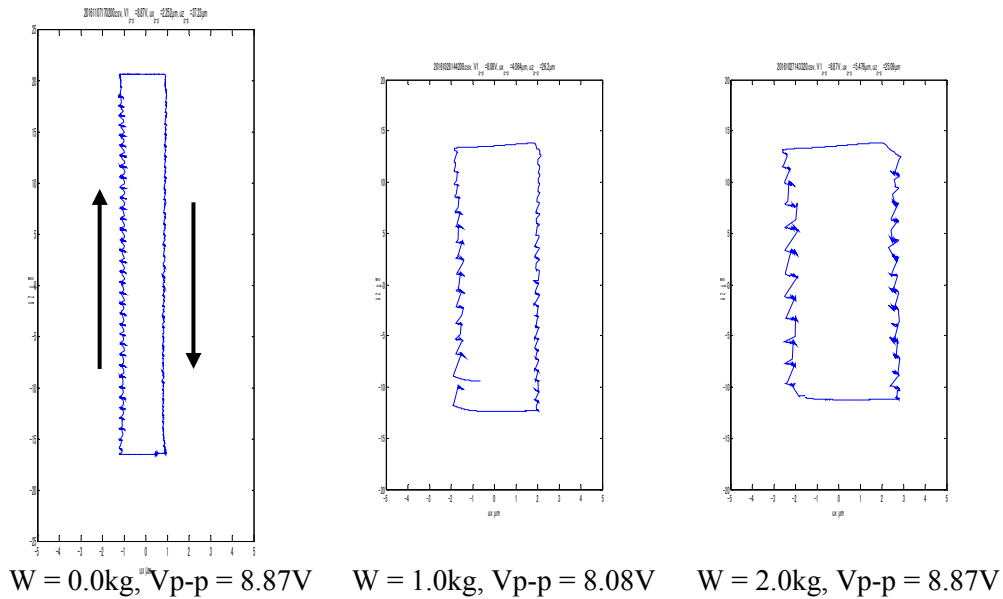


図3-21 印加荷重と可動部のXZ変位の関係

また、スティックスリップは駆動速度にも影響されることが判明した。図3-22に駆動速度と可動部のXZ変位の関係を示す。スティックスリップは駆動速度が遅くなると大きくなる傾向があるが、駆動速度が速すぎると圧電素子の動作が追いつけなくなりストロークが小さくなることが分かる。印可荷重と駆動速度が最適な条件において、スティックスリップ量は1 μm 程度であった。分解能目標値は0.1 μm であるので、このままではアクチュエータを目標位置に止めることはできず、本アクチュエータは目標分解能を達成できない。

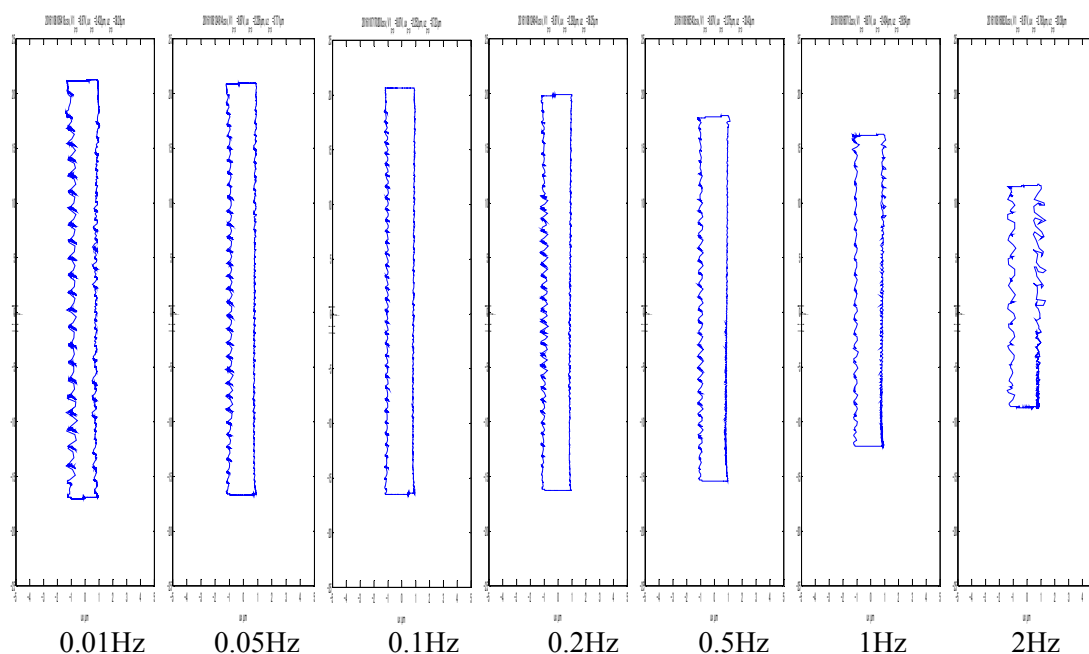


図3-22 駆動速度と可動部のXZ変位の関係

一般的に、スティックスリップは剛性が低いときに生じる傾向がある。そこで一番剛性が低いと思われるロードセルをステンレスのシャフトで置き換えて変位計測を行った。ロードセルを外したため、荷重は計測不可となった。その結果、スティックスリップは観測できない程度まで減少した。図3-23と図3-24にアクチュエータZ変位を示す。図3-23がロードセル有の場合、図3-24がロードセル無しの場合である。図3-23では階段状のスティックスリップが観測されるのに対し、図3-24ではスティックスリップが見られないことが分かる。このことから、スティックスリップの原因はロードセルの剛性不足にあるものと推定される。

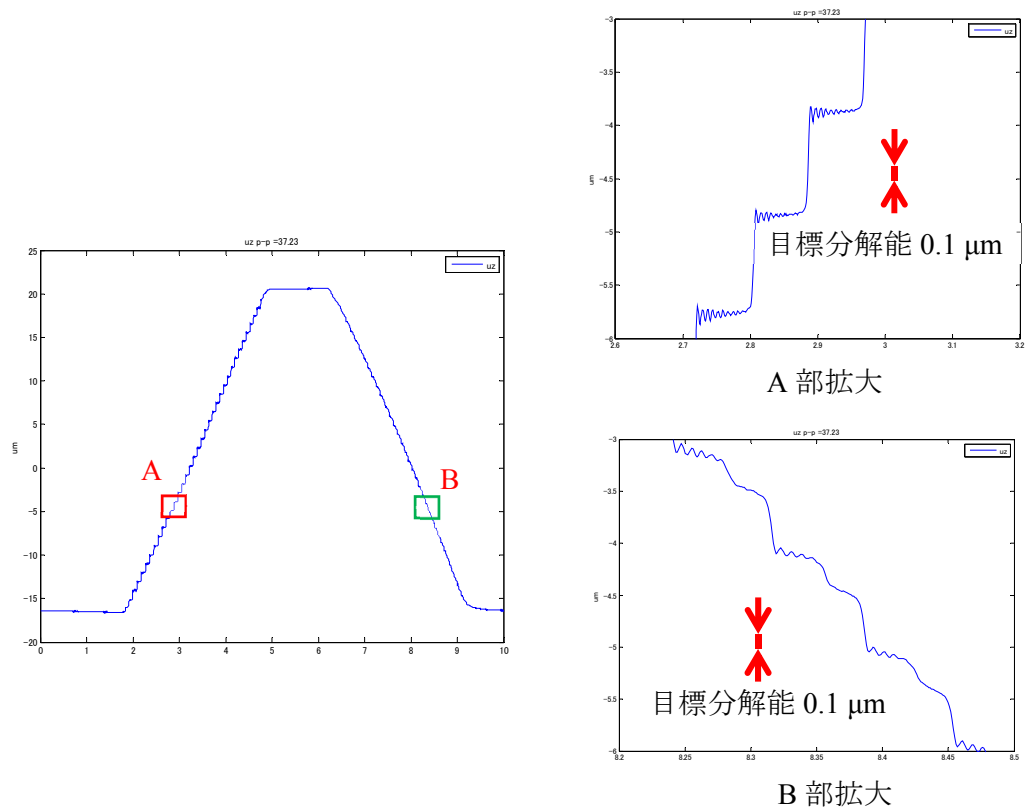


図3-23 ロードセル有りの場合のアクチュエータZ変位

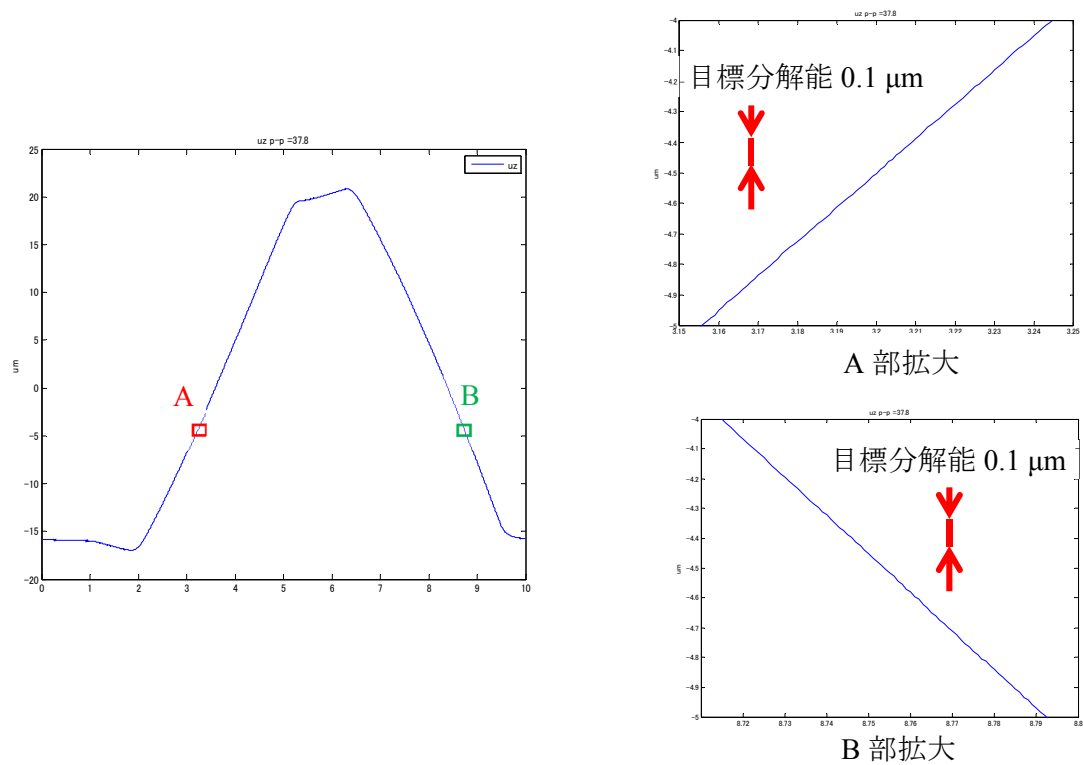


図3-24 ロードセル無しの場合のアクチュエータZ変位

本項で明らかになった課題を解決し、さらなるアクチュエータの小型軽量化を目指して、新規のアクチュエータ設計を行った。今回の試験では40 μm 以上のストロークを観測できたが、要求値である10 μm 以上を考慮すると小型の圧電素子を選択可能である。そこで試作にて使用した圧電素子（P-844.60, PI）をより小型のP-844.20へ変更する。表3-2に圧電素子のスペック比較を示す。

表 3-2 圧電素子の仕様比較[45]

項目		P-844.60	P-844.20
全長	mm	137	65
質量	g	204	108
変位	$\mu\text{m}@100\text{V}$	90	30
静剛性	N/ μm	38	107
発生力 (Push/Pull)	N	3000/700	3000/700

P-844.20は P-844.60に対し、全長と質量がほぼ半分であり、ストロークは1/3となっている。P-844.20の発生力はP-844.60と同等だが剛性は約3倍となっており、従来に比べてスティックスリップがより抑えられることが期待できる。また変位測定としてセルフセンシングの適用を考慮して、形状においても小型化を図った。図3-25に新旧のアクチュエータを図示する。これまでのアクチュエータは、376×84×87.7 mmで約3 kgであったのに対し、今回新たに設計したアクチュエータは173.5×84×80 mmで約1.9 kgとなった。

また、今回のアクチュエータは引張り力にも耐える仕様とした。図3-26に新アクチュエータの断面図を示す。図に示す通り、赤いくさび部にはV溝が切られている。このV溝部がくさびとなっており、引張りと圧縮の力に対して耐える設計となっている。

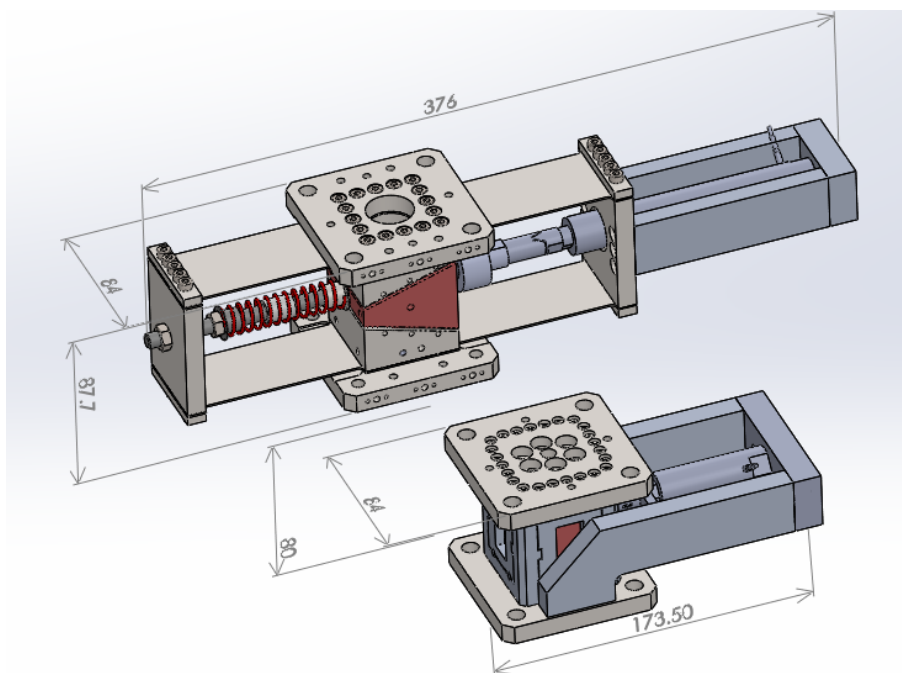


図3-25 新旧アクチュエータの比較

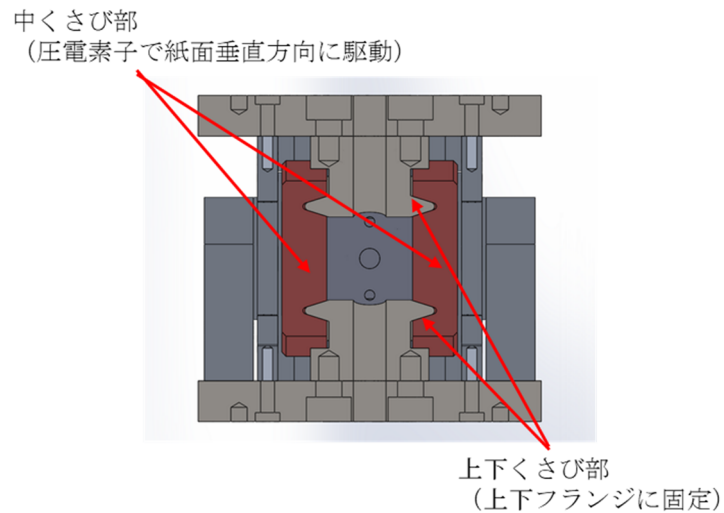


図3-26 新アクチュエータのくさび部の断面図

以下に、くさび式アクチュエータの試作検証結果のまとめを示す。

- くさびを用いたアクチュエータを提案し、試作を行った。
- スティックスリップ現象を抑えることで駆動分解能 ($0.1\ \mu\text{m}$ 以下)、駆動ストローク ($10\ \mu\text{m}$ 以上) の目標を達成できる目途を得た。
- おもりを用いた耐荷重試験により、アクチュエータに作用する荷重が圧電素子には伝わらないことが確認できた。
- 高精度な駆動には、並進を拘束する機構やくさび部の回転防止のためのバイアスバネ調整が必要であり、くさび部の安定動作のための機構が必要であることがわかった。

3.2. ヒンジ式アクチュエータ

前項で提案したくさび式アクティブ補正機構には、以下のような課題がある。

- ① （比較的）大型、質量大
- ② 摩擦力が大きく、動作のために発生力の大きな素子が必要
- ③ 圧縮、引張と荷重方向が変わるとガタが生じる可能性

そこで、本項では小型軽量化に重点をおき、前項とは全く異なる作動原理のアクチュエータを開発した。駆動素子に関しては市販品から選択し、その駆動素子で駆動できるアクチュエータを設計する方針とした。選択した駆動素子は、New Focus社製のpicomotor 8301NFである。これは主に光学系の微調整に用いられる超音波駆動式のマイクロメータである。主な仕様を表3-3に示す。最大発生力が22Nであるので、今回設計するアクチュエータは、10Nの駆動力で10 μ m変位することを目標とした。

表 3-3 Picomotor 8301NF の仕様[46]

項目		仕様
移動量	mm	0.50
最小移動量	Nm	< 30
最大速度	mm/min	1.2
軸耐荷重	N	22
マウント方式	mm	シャンク 9.5
最大駆動周波数	kHz	2
最大駆動トルク	Nm	0.018
操作温度範囲	°C	10-40

提案するアクチュエータの原理を、図 3-27 で説明する。可動部は、固定フレームに対して、図中矢印の方向のみに動けるように 4 つの平行ヒンジで変位を拘束されている。固定フレーム、下リンク、変位制御部材、上リンク、可動部は、この順番で弾性ヒンジにより連結されている。2 本の上リンクと下リンクはそれぞれ平行に配置されている。また、マイクロメータが伸縮すると、変位制御部材が図中水平方向に変位するように構成されている。

変位制御部材の位置を制御して上リンクと下リンクがほぼ同一線上となるようにしたとき、可動部に印加される荷重はマイクロメータには伝わらない。宇宙機の打ち上げ等、大きな荷重が発生するイベントの際には、変位制御部材をこの位置にしておくことが望ましい（以降、この位置をホームポジションと呼ぶ）。

ホームポジションにて、図3-27の図中上方に荷重が印加されたときには、上リンクと下リンク及びそれらにつながる平行ヒンジには引っ張り力が作用する。このときアクチュエータ全体の強度は、平行ヒンジの強度によって決定される。一般に弾性ヒンジの強度を増やすと変形しにくくなるため、強度と変位のしやすさはトレードオフの関係にある。

また、図3-27の図中下方に荷重が印加されたときには、上リンクと下リンクおよびそれらにつながる平行ヒンジに圧縮力が作用する。このとき、条件によっては、材料の強度ではなく座屈変形がアクチュエータ全体の強度を決定する。しかしながら、本アクチュエータにおいては、座屈変形は変位制御部材によって拘束されているため、座屈変形は比較的生じにくいと考えられる。また、可動部と固定部は弾性ヒンジによって結合されているため、ねじを用いた機構等に見られるバックラッシュは存在しないことも特徴である。

図3-28は、電動マイクロメータによって変位制御部材を図中左側に動かした際の様子を説明する図である。変位制御部材が左に動くことで、2本のリンクは平行を維持したまま傾き、可動部は図中下方向に変位する。可動部の変位はマイクロメータの変位に対して縮小されるため、高い分解能で可動部の変位を制御できる。また、マイクロメータの発生力は比較的小さくてよいので、アクチュエ

ータ全体の小型軽量化が可能となる。

電動マイクロメータのホームポジションからの変位量 x と可動部の変位量 z の関係は、上リンクと下リンクの長さを L とすると、以下の式 (3-2) で表される。

$$z = -2 \left(L - \sqrt{L^2 - x^2} \right) \quad (3-2)$$

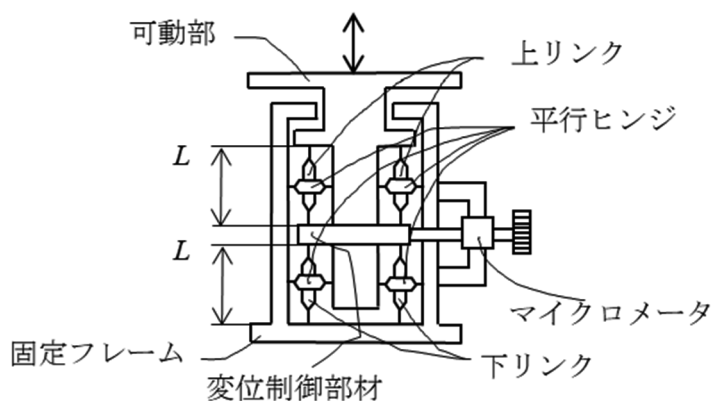


図3-27 ヒンジ式アクチュエータの構成

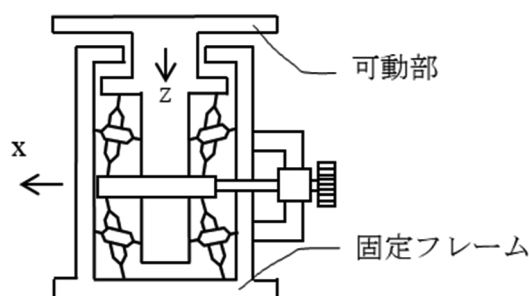


図3-28 ヒンジ式アクチュエータの動作

先に述べた通りアクチュエータの強度は、弾性ヒンジの引張強度および座屈強度によって決定される。今回試作に使用した材料は、大同DMソリューションズ社製のアルミ合金アルミーゴHARDである（0.2%耐力600 MPa、引張り強さ650 MPa、ヤング率73 GPa）。

まず、有限要素解析を行う前に、簡易な机上検討を行った。図3-29のような両端に弾性ヒンジを有するリンクを考えると、引張荷重を印加したときに応力が最大になるのは明らかに最薄部であるので、制限荷重 P を5 kN、最薄部の厚さ t を1 mm、幅 b を40 mmとすると、

終局荷重に対しては、 $5 \text{ kN}/2/650 \text{ MPa} \times 1.25/b = 0.120 \text{ mm} \leq t1$

降伏荷重に対しては、 $5 \text{ kN}/2/600 \text{ MPa} \times 1.1/b = 0.114 \text{ mm} \leq t1$

となるので、 $0.120 \text{ mm} \leq t1$ とする必要がある。次に弾性ヒンジ部を柱としてモデル化すると、座屈荷重は、オイラーの座屈理論より以下の式3-3で与えられる。

$$P = \frac{n\pi^2 EI}{L^2} \quad (3-3)$$

ここで $I = bt_1^3/12$ 、 $n = 1$ （両端固定条件）である。

式3-3をプロットすると、図3-30となる。座屈荷重を3.5 kNとすると $L=3 \text{ mm}$ のとき、 $0.24 \text{ mm} < t1$ 、

$L=4\text{ mm}$ のときは $0.29\text{ mm}<t_1$ としないといけないことがわかる．これらの結果から， $L=3\text{ mm}$ ， $t_1=0.24\text{ mm}$ を初期値として，有限要素法を用いて詳細に弾性ヒンジ部の設計を行った．

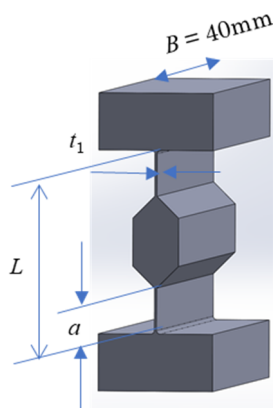


図3-29 弾性ヒンジを有するリンク

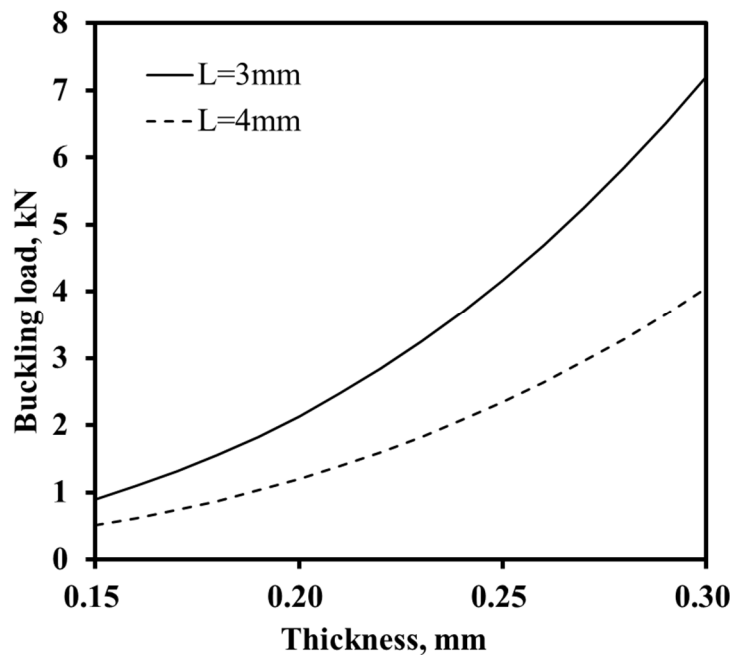


図3-30 両端固定柱の座屈荷重

そのため図3-31に示す構造数学モデルを作成した．本モデルの設計パラメータは全長，ヒンジ部の長さ，ヒンジ部の厚さ，リンク部の厚さ，奥行き幅（ここでは 40 mm 固定）である．これらのパラメータを変化させつつ，以下の3種類の解析を汎用構造解析ソフトウェア（ANSYS）により行った．

1. 座屈解析（図3-32）

上部フランジに-Z方向に荷重を印加し，座屈荷重を求めた．

2. 線形静荷重解析（図3-33）

上部フランジに+Z方向に 1 N の力を印加し，最大相応応力を求めた．

3. 非線形大変形解析（図3-34）

変位制御部材に対し-X方向に 10 N の力を印加し，最大相応応力，変位制御部材のX方向変位，上部フランジZ方向変位を求めた．

上記の解析結果から以下の5種類のM.S.を求め、全てのM.S.が正になるパラメータを探索した.

座屈荷重のM.S. = 座屈荷重 × ノックダウンファクター / 制限荷重 - 1

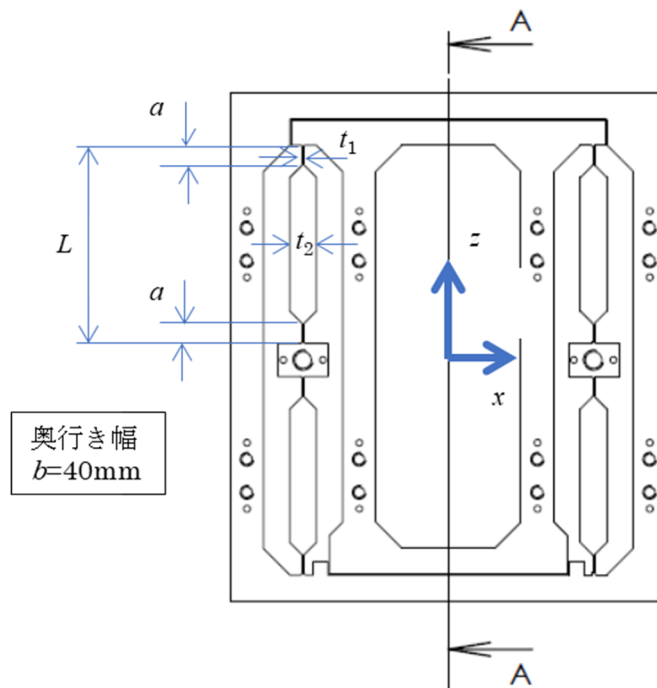
降伏荷重のM.S. = 0.2%耐力 / (最大相応応力 (@1 N) × 制限荷重 × 1.1) - 1

終極荷重のM.S. = 引張り強さ / (最大相応応力 (@1 N) × 制限荷重 × 1.25) - 1

駆動時のM.S. = 0.2%耐力 / 最大相応応力 (@10 N) - 1

変位のM.S. = 上部フランジZ方向変位 / 目標変位 - 1

表3-4に最終的な設計結果を示す. またアルミ合金をワイヤカットで製造したときの製造公差を±0.01 mm程度と見込んだ.



- L : 全長
- a : ヒンジ部の長さ
- t_1 : ヒンジ部の厚さ
- t_2 : リンク部の厚さ
- b : 奥行き幅 (フランジ部サイズ 84×84 mm より、40 mm 固定とした)

図 3-31 構造モデルのパラメータ

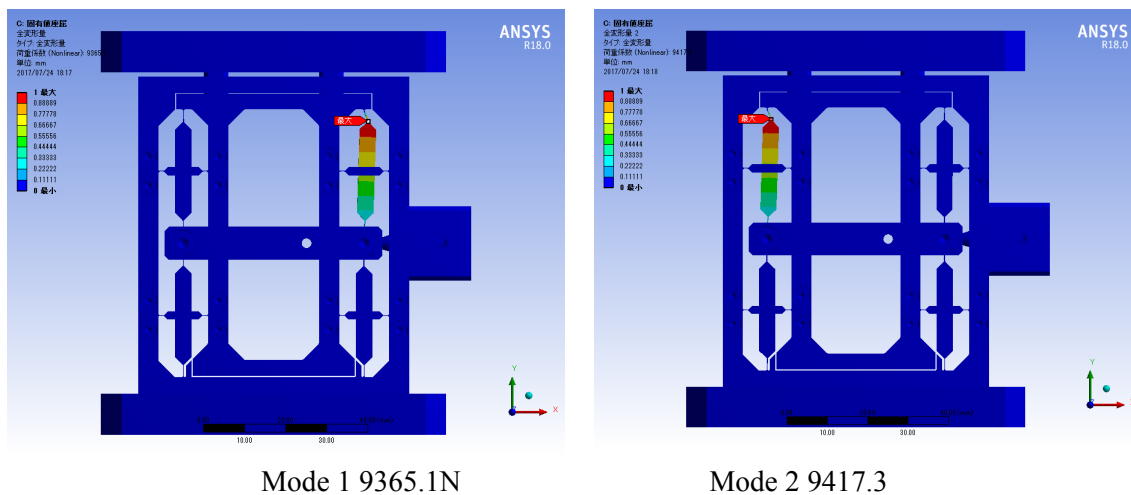


図 3-32 座屈解析

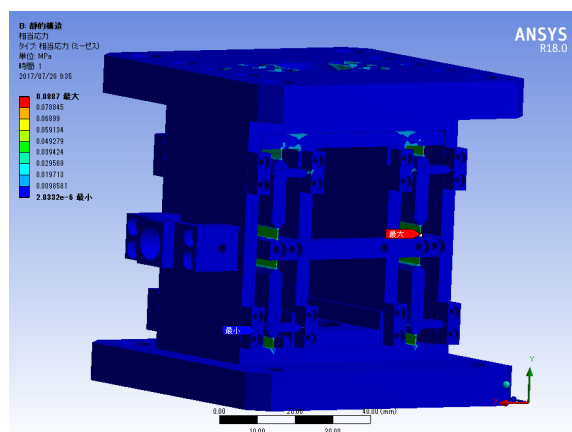


図 3-33 線形静荷重解析

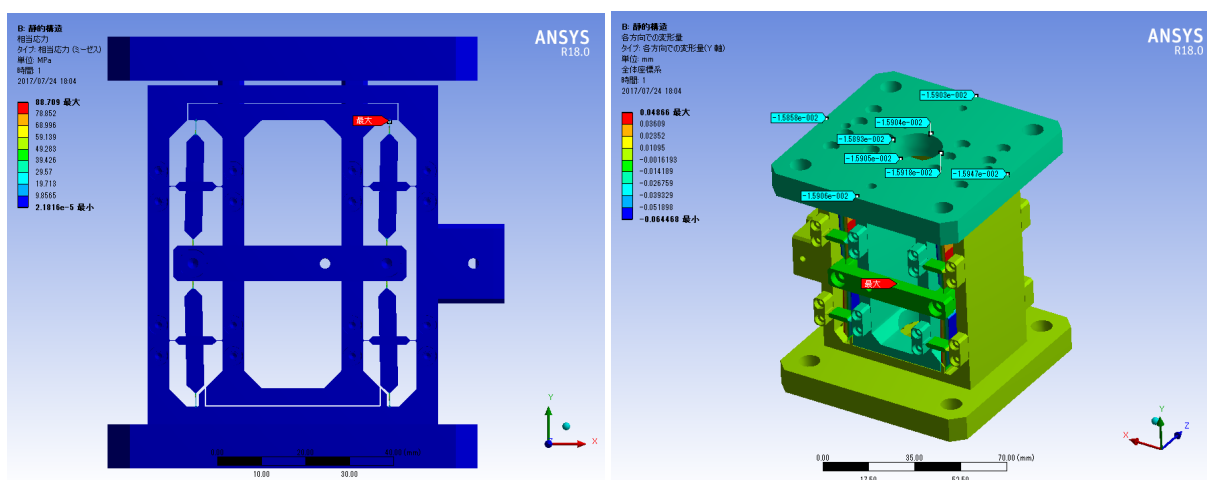


図 3-34 非線形大変形解析

表 3-4 設計結果

設計パラメータ		設計値
ヒンジ部の厚さ, $t1$	mm	0.23 ± 0.01
リンク部の厚さ, $t2$	mm	4
リンク+ヒンジ長, L	mm	30
ヒンジ部の長さ, a	mm	3

設計結果に基づき、アクチュエータの試作を行った。図3-35がアクチュエータ単体、図3-36は、2章で述べたSUSトラスを対象にセルフセンシングによる変位測定と本アクチュエータを組み合わせたトラス部材（以降、アクティブトラスと呼ぶ）である。アクチュエータ単体の質量は0.9 kgとなり、前項のくさび式アクチュエータの1/3以下と大幅な軽量化に成功した。

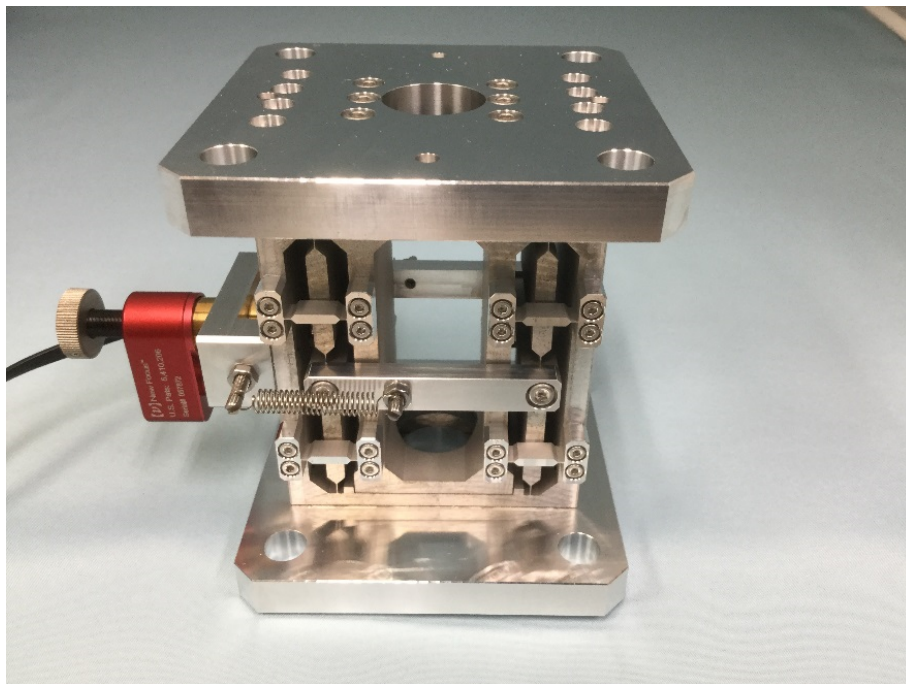


図3-35 試作したヒンジ式アクチュエータ

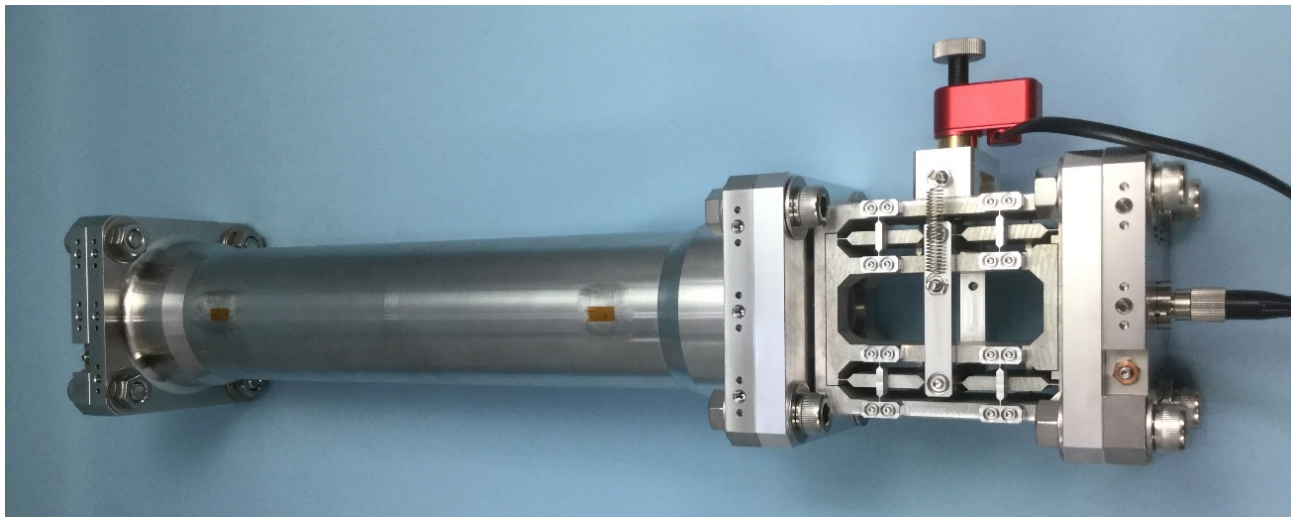


図3-36 アクティブトラス（セルフセンシング+アクチュエータ）

図3-37は、図3-36の構成において、10000パルスをPicomotorに断続的に入力したときのセルフセンシングで計測した変位をプロットしたものである。横軸は時間であるので、図中の水平箇所は非駆動時、上昇もしくは下降箇所は駆動時を示している。図3-37より、50000パルスの入力で30 μm 程変位していることがわかる。式3-2より、 $z=-30\text{ }\mu\text{m}$ のとき $x=948\text{ }\mu\text{m}$ であるので、Picomotorは、1パルスあたりおよそ19 nm駆動していると推測できる。表3-3より、Picomotorの1パルスの駆動量の仕様値は<30 nmであるので、カタログ仕様の範囲内である。ただし、Picomotorの駆動はオープンループ制御であるため1パルスあたりの駆動量には個体差があり、また負荷によっても変動するので注意が必要である。

図3-38は、今回試験を行ったアクティブトラスのシステム構成を示す図である。変位センサの検出器には小型のレーザ干渉変位計（IDS3010, attocube systems）を用いて、EtherNetを介してPCと接続され、Picomotor Driverは、USBでPCに接続されている。制御側はP制御とし、制御プログラムはLabVIEWで記述した。セルフセンシングから取得した変位と目標値との偏差にPゲインを乗じて小数点以下を丸め、Picomotorの駆動パルス数としている。また、偏差が $\pm 0.1\text{ }\mu\text{m}$ の時には動作しないように不感帯を設定した。

図3-39は、SUSトラスを手で握ってアクティブトラスを熱膨張させた後に、制御プログラムを動作させ、長さの誤差が $\pm 0.1\text{ }\mu\text{m}$ 以内に静定する様子を示した図である。2 μm ほどの長さ誤差が6秒程度で補正されている様子がわかる。

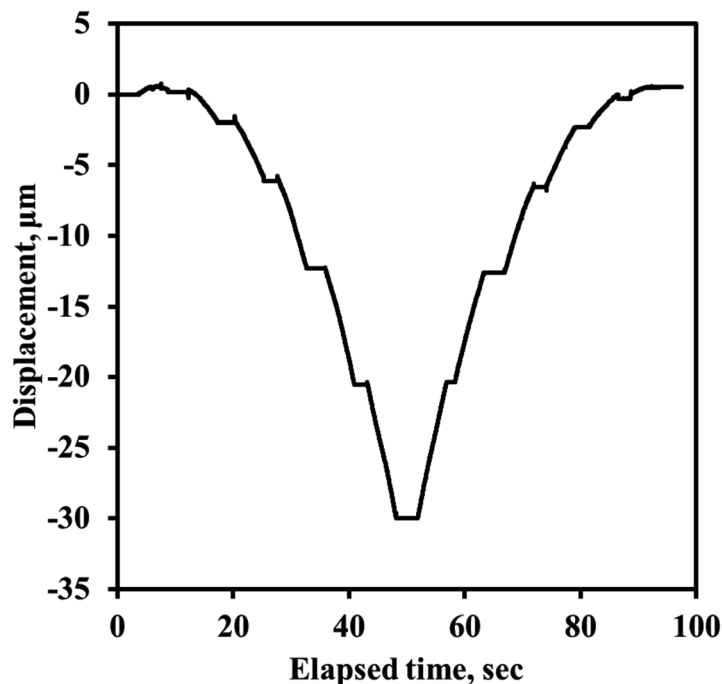


図3-37 アクチュエータの変位

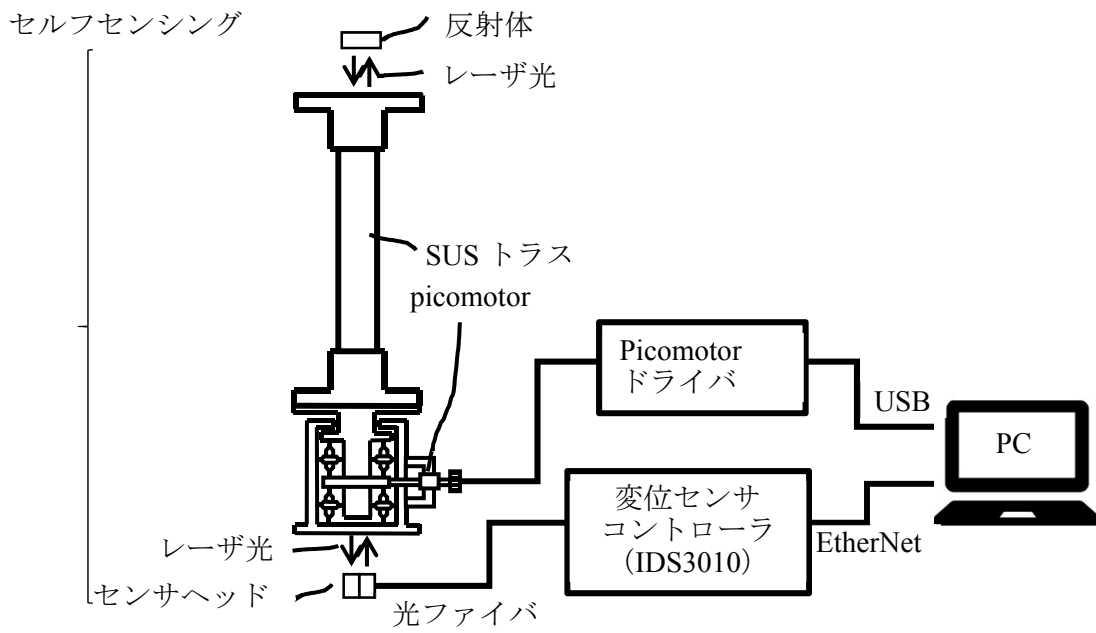


図3-38 アクティブトラスのシステム構成

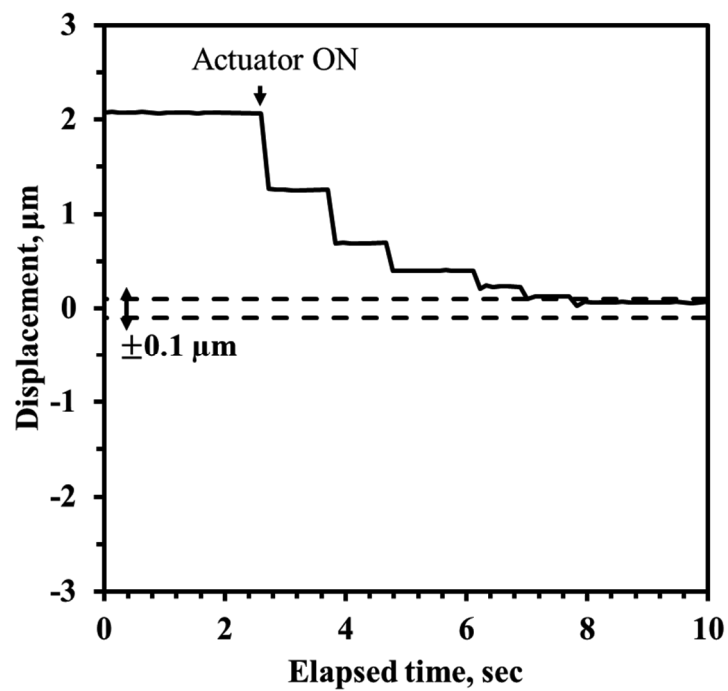


図3-39 長さ補正の様子

次にSTM (Structural Test Model) を製造し、耐荷重試験を行った。試験は、圧縮用ジグのみ、STM 圧縮、STM 引張の3つについて実施した。図3-40にSTM圧縮及び、STM引張の試験結果を示す。圧縮試験において、4948 Nで座屈が生じた。図3-41に座屈の様子を示す。 $t_1=0.23 \pm 0.01$ mmのとき、解析による座屈荷重は7364.1~9365.1 Nであるので、試験結果は解析値の0.528~0.672倍であった。したがって、今回の試作機はロックダウンファクターを0.7として設計を行ったが、実際は0.3~0.4程度に設定するのが望ましいと思われる。座屈試験の結果、弾性ヒンジの一部に永久変形が生じた。しかし、引張強度への影響は軽微と判断して、引き続き同じ供試体で引張り試験を行った。引張り試験の結果、9.882 kNで破断した。破断の様子を、図3-42と図3-43に示す。解析より1N印可した際の相応応力は、 $t=0.22$ mmのとき0.0733 MPa、 $t=0.24$ mmのとき0.0620 MPaであったので、引張強度650 MPaとなる荷重は8.87~10.5 kNである。すなわち、引張強度は予測の範囲内に収まり、設計と製造の正しさを確認できた。

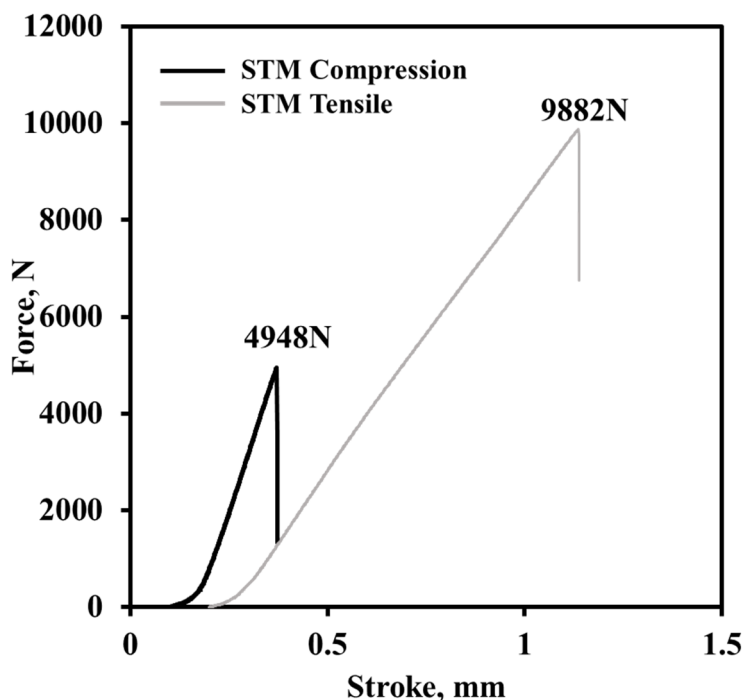


図3-40 耐荷重試験結果

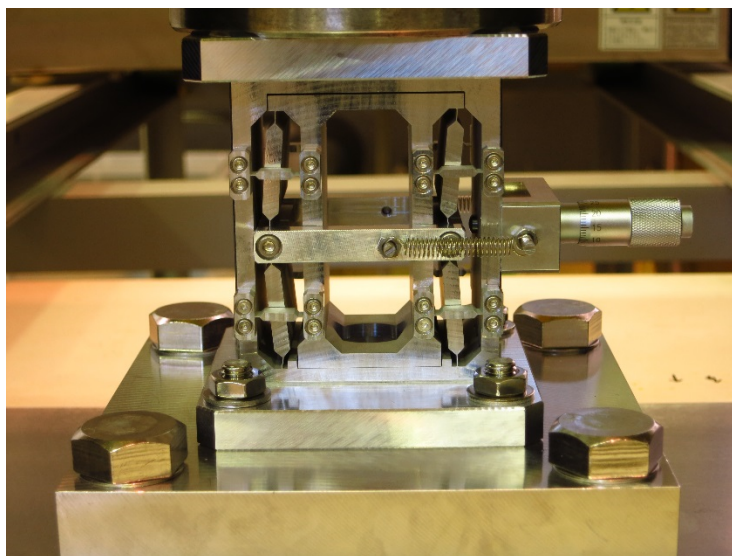


図3-41 座屈の様子

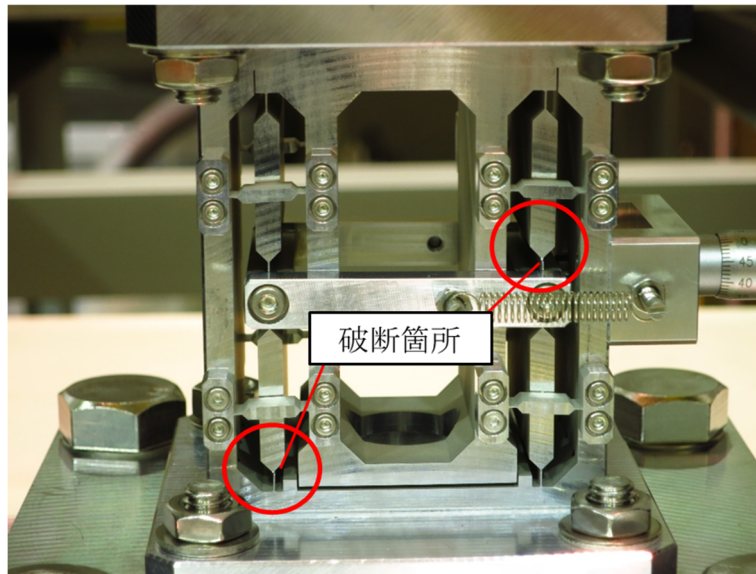


図3-42 引張試験後の破断箇所

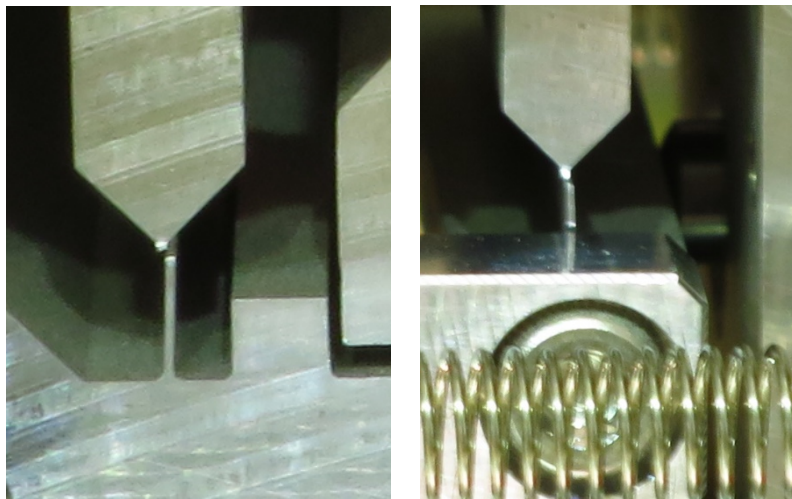


図 3-43 破断箇所拡大

(左図：下リンクの破断箇所拡大，右図：上リンクの破断箇所拡大)

以下に，ヒンジ式アクチュエータの試作検証結果のまとめを示す．

- 小型軽量，ゼロバックラッシュを実現するヒンジ式アクチュエータを提案し，試作を行った．
- 駆動分解能（ $0.1\ \mu\text{m}$ ），駆動ストローク（ $10\ \mu\text{m}$ ）の目標を達成できた．
- セルフセンシングと組み合わせたアクティブトラスとして動作検証を行い，熱ひずみのリアルタイム補正が可能であることを確認した．
- アクチュエータの耐荷重試験により，引張強度はほぼ想定通りであり，正しく設計と製造が行われていることが確認できた．圧縮強度は想定よりも低かったものの，ロックダウンファクターを $0.3\sim 0.4$ に設定することで耐荷重を設計できることが分かった．

4. まとめ

衛星構体の寸法安定性を高精度に評価するための高精度変位計測技術として、小型のレーザ干渉変位計を用いた測定系を構造部材に直接組み込み、構造体自身で変位測定を可能とするセルフセンシング技術の提案、試作及び検証を行った。

セルフセンシング技術の検証結果のまとめを以下に示す。

- トラス構造部材に測定系を組み込むことで、試験セットアップの簡便化や測定対象のハンドリング性の向上が確認できた。
- 従来の干渉計測定と比較測定した結果、測定差異が1 μm 以下であり、同程度の高精度測定が可能である。
- 低熱膨張部材においても精密な測定が可能である。
- 熱変形だけでなく、CFRPなどの吸脱湿変形の測定も可能である。
- 光コム距離計による絶対測長の原理検証を行いSUS トラスの測定において、十分な測定精度を有しており、今後小型化することでセルフセンシングへの適用が期待できる。

また、軌道上で発生する微小変位を高精度に補正し、打ち上げ環境をロンチロックなしで耐えうるアクチュエータについて提案、試作及び検証を行った。また、上記のセルフセンシング技術と変位補正技術を組み合わせて、測定した変位データをリアルタイムで補正するアクティブトラスの動作検証を行った。

アクティブ補正技術の検証結果のまとめを以下に示す。

- トラス構造部材に対して打ち上げ環境に耐え、高精度に変位を補正するアクチュエータを提案した（くさび式、ヒンジ式）。
- 提案したアクチュエータはいずれも目標とした駆動分解能と、駆動ストロークを実現できた。
- セルフセンシング技術と組み合わせることで、リアルタイムで熱変形を補正可能であることが確認できた。

本研究にて提案したセルフセンシング技術及び変位補正技術のいずれも設定した目標値（表 1-1）を達成することができた。今後は部材レベルだけでなく、アセンブリレベルでの高精度変位計測及び変位補正技術の確立を目指し、より実際の衛星構体に適した形態へと発展させていく予定である。

謝辞

本研究の実施において、黒崎播磨（株）にはサイアロン（S110）のトラス部材の製作及び材料試験片での熱膨張係数測定に関して、多大なるご協力を頂きました。厚く御礼申し上げます。

参考文献

1. 神谷 友裕, 清水 隆三: 高精度熱ひずみ評価試験設備の開発, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-16-004, 2017.
2. 岩田隆敬: 高精度観測衛星における指向・姿勢・軌道の決定と制御:「だいち」と未来への展望, 計測と制御, 47, 12 (2008), pp. 1007-1016.
3. 石村康生, 河野太郎, 馬場満久, 安田進, 竹井洋, 峯杉賢治, 高橋忠幸, 松元和郎, 対馬雅明, 尾曲邦之, 阿部和弘, 鬼頭玲, 中山大輔: X 線天文衛星 ASTRO-H 高精度構造システムの開発報告, 日本航空宇宙学会誌, 65, 1 (2007), pp. 5-10.
4. 内田英樹, 清水隆三, 神谷友裕, 小松敬治, 安田進, 宇都宮真, 山脇敏彦, 水谷忠均: 擾乱試験用衛星構体テストベッド, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-11-003, 2011.
5. 岩田隆敬: ALOS における高精度指向・姿勢・位置の決定と制御: 開発と軌道上評価, 日本航空宇宙学会誌, 61, 10 (2013), pp. 329-339.
6. Keiji Komatsu and Hideki Uchida: Microvibration in Spacecraft, Mechanical Engineering Reviews, 1, 2 (2014), SE0010.
7. 小松敬治: 宇宙航空構造の無理難題, 第 54 回構造強度に関する講演会講演集, 2012.
8. 高原修, 吉田憲正, 峯杉賢治, 橋本樹明, 二宮敬虔, 一本潔, 坂本康史, 永田伸一, 小池学, 島田貞憲, 仲尾次利崇: Solar-B 微小擾乱伝達特性評価試験, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2003.
9. 吉田憲正, 小出来一秀, 高原修: 超高精度観測衛星の指向安定化技術, 日本航空宇宙学会第 43 期年会講演会講演集, 2012.
10. 吉原圭介, 清水敏文, 坂東貴政, 原弘久, 勝川行雄, 渡邊鉄哉: 次期太陽観測衛星 SOLAR-C 計画と衛星システムの概要, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2013.
11. Shinji Mitani, Yasuhiro Kawakatsu, Shinichiro Sakai, Naomi Murakami, Toshihiko Yamawaki, Tadahito Mizutani, Keiji Komatsu and Takao Nakagawa: SPICA Micro-Vibration Control System Design for Precision Pointing Stability, Proc. of 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, 2014.
12. 安田進: ASTRO-H/SXS 用振動アイソレータの開発, 日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会講演集, 2016.
13. 高原修, 清水誠一, 小出来一秀, 北村仁, 高橋真人, 小林高士, 宮下直樹: 高精度観測衛星の指向精度評価手法の開発, 日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会講演集, 2016.
14. 飯田浩: 指向管理体系の整理, 日本航空宇宙学会第 47 期年会講演会講演集, 2016.
15. 関根功治, 梅里真弘, 岡本章, 芝山有三, 富岡健治, 浜崎敬, 伊藤徳政, 岩田隆敬: 地球観測衛星の軌道上熱歪み低減化の検討, 第 39 回構造強度に関する講演会講演集 1997.
16. 持田則彦, 梅里真弘, 勝山良彦, 市川憲二, 富岡健治, 浜崎敬, 岩田隆敬: 陸域観測技術衛星 (ALOS) の構体熱歪解析, 第 45 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2001.
17. Emmanuel Sein, Yves Toulemont, Frédéric Safa, Michael Duran, Pierre Deny, Daniel de Chambure, Thomas Passvogel and Göran Pilbratt: A Φ 3.5 M SiC Telescope for HERSCHEL Mission, Proc. SPIE 4850, 2003.
18. Didier Castel, Emmanuel Sein, Sebastien Lopez, Takao Nakagawa and Michel Bougoin: The 3.2m all SiC Telescope for SPICA, Proc. SPIE 8450, 2012.
19. Stephane Touzeau, Emmanuel Sein and Christian Lebranchu: Gaia Payload Module Mechanical Development, Proc. of International Conference on Space Optics, 2012.
20. Paul A. Lightsey, Charles Atkinson, Mark Clampin and Lee D. Feinberg, James Webb Space Telescope: large deployable cryogenic telescope in space, Optical Engineering, 51, 1 (2012), 011003.
21. 宇宙航空研究開発機構, ”一般環境標準 (宇宙機) ”, JERG-2-142, (2010)
22. 神谷友裕, 水谷忠均: 複合材料の吸脱湿変形評価, 材料, 66, 4 (2017), pp. 275-281.
23. Shin Utsunomiya, Tomohiro Kamiya and Ryuzo Shimizu: Monitoring of Dimensional Stability of CFRP Mirrors for Satellite Telescopes due to Moisture Absorption Using FBG Sensors, Proc. of Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring, 2010.
24. 宇都宮真, 神谷友裕, 清水隆三: CFRP の湿潤膨張, 第 38 回複合材料シンポジウム講演集, 2013.
25. Satoshi Sugita, Hisamitsu Awaki, Daichi Kurihara, Kenya Yoshioka, Mizuki Nomura, Keiji Ogi, Yuuki

- Tomita, Tomoki Mita, Hideyo Kunieda, Hironori Matsumoto, Takuya Miyazawa, Ikuyuki Mitsuishi, Toshihiro Iwase, Masato Maejima, Naoki Shima, Takashi Ishikawa, Takayoshi Hamada, Naoki Ishida, Hiromichi Akiyama, Kazuaki Kishimoto, Shin Utsunomiya and Tomohiro Kamiya: Studies of the Moisture Absorption of Thin Carbon Fiber Reinforced Plastic Substrates for X-ray Mirrors, *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems*, 1, 3 (2015), 034003.
26. 横関智弘, 小林やよい, 荒井広明, 後藤健: 無吸湿熱可塑性樹脂(TPX)を用いた CFRP の力学的特性評価, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2015.
27. 水谷 忠均, 神谷 友裕, 北本 和也, 安田 進, 清水 隆三: 高性能観測衛星に必要な構造高安定化に関わる研究開発, *日本航空宇宙学会誌*, 64(12), pp.359-365, 2016.
28. Kazuya Kitamoto, Tomohiro Kamiya, Tadahito Mizutani, Susumu Yasuda and Ryuzo Shimizu: Development of Self-Sensing Truss for Thermally Stable Spacecraft Structures, *Proc. of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing*, 2016.
29. 北本和也, 水谷忠均, 神谷友裕, 安田進, 清水隆三: 微小変位検知機能を付加したトラス部材の研究, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 函館, 2016.
30. 北本和也, 神谷友裕, 水谷忠均, 安田進, 清水隆三: 宇宙機構造部材における熱変形のセルフセンシング技術, 第 26 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 2017
31. Kazuya Kitamoto, Tomohiro Kamiya, Tadahito Mizutani, Susumu Yasuda and Ryuzo Shimizu: Nanometer-order displacement measurement using built-in interferometric sensor for dimensional stability of telescope structure, *Proc. of European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing*, 2018.
32. 北本和也, 神谷友裕, 水谷忠均, 安田進, 清水隆三: 宇宙機用 CFRP 構造部材の吸脱湿による寸法変化と計測技術, 第 9 回日本複合材料会議, 2018.
33. 安田進, 北本和也, 神谷友裕, 水谷忠均, 清水隆三, 塩見裕, 佐々木彰, 川島教嗣: 軌道上アクティブ変形補正への適用を目指した高耐荷重微小変位アクチュエータの研究, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2016.
34. 安田進, 北本和也, 神谷友裕, 水谷忠均: 軌道上高安定構造体への適用を目指したアクティブトラスの研究, 第 60 回構造強度に関する講演会講演集, 2018.
35. 石村康生, 峯杉賢治, 河野太郎, 和田篤始, 石田学, 夏苺権, 東海林和典, 対馬雅明, 池田瑞穂, 尾曲邦之, 隈下恭介, 立川清隆, 阿部和弘, 鬼頭玲: ASTRO-H 高精度大型建造物の熱変形試験, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4498, 2012.
36. 和田篤始, 石村康生, 河野太郎, 丹羽智哉, 梶川隆史, 夏苺権, 石田学, 峯杉賢治, 東海林和典, 池田瑞穂, 尾曲邦之, 飯塚亮: ASTRO-H 熱変形試験における治具変形評価, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4499, 2012.
37. T. Ozaki, C. Ikeda, M. Isoda and S. Tsuneta: A new high thermal-conductivity composite material for high-precision space optics, *Proceedings of SPIE*, Vol. 2804, 1996.
38. 神谷友裕, 宇都宮真, 清水隆三, “熱変形精密評価のための高精度測定系の構築”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4144, 2014.
39. B. Edlen: THE REFRACTIVE INDEX OF AIR, *Metrologia*, vol. 2, pp. 71-80, April 1966
40. JCGM 2008 Evaluation of Measurement—Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement (International Organisation for Standardization)
41. C. H. Shen and G. S. Springer: Moisture absorption and desorption of composite materials, *Journal of Composite Materials*, Vol. 10, pp. 2-20 (1976).
42. J. Shieh, J. Huber, N. Fleck and M. Ashby: The selection of sensors, *Progress in Materials Science*, 46, 461–504, 2001.
43. 美濃島 薫: 精密長さ計測のための光コムによる干渉計測, *光学*, 37(10), pp.576-582, 2008.
44. 本田登志雄: 宇宙機器用ブレーキ, トライボロジスト, 第 41 巻, 第 4 号, pp. 311-316, 1996.
45. ピーアイジャパン (株): P-844 Preloaded Piezo Actuators, 製品カタログ
<https://www.pi-japan.jp/ja/products/linear-actuators/nanopositioning-piezo-actuators/p-844-preloaded-piezo-actuators/#specification>
46. (株) 日本レーザ: Picomotor ピエゾリニアアクチュエータ, 製品カタログ
<http://www.newport-japan.jp/pdf/1-241.pdf>

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-18-013

JAXA Research and Development Memorandum

高安定構造のための高精度変位計測技術及び変位補正技術の研究

Study on high precision displacement measurement technology and displacement correction technology for highly stable structures

発 行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発 行 日 平成31年3月7日
電 子 出 版 制 作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

