

A06 熱変形を利用した高精度ポインティング制御機構の設計

嶋田岳史 (東大・院), 石村康生 (ISAS/JAXA), 小山遼 (東大・院), 山川宏 (早大)

Takeshi Shimada (School of Engineering, the University of Tokyo), Kosei Ishimura (ISAS/JAXA), Ryo Koyama (School of Engineering, the University of Tokyo), Hiroshi Yamakawa (Waseda university)

概要

本研究では、熱膨張をアクチュエータとして利用する新規高精度ポインティング制御機構を対象として、そのシステム設計プロセスの構築及び、具体的な設計を行った。提案するポインティング制御機構システムは、摺動部を有していないこと及び機構が非常に単純であるという特徴を有する。設計プロセスにおいては、必要電力値の見積りといった実用性評価を行い、当該システムの実用化に向けた統合的なプロセスとなっている。このプロセスに沿って6自由度を制御可能な Stewart プラットフォームを基にシステムを設計した。設計結果として、並進変位が1~10 μm オーダー、回転変位が1~10arcsec オーダーの変位を実現できるシステムが得られた。

1. はじめに

近年の科学衛星の大きなトレンドとして、大型化と高精度化が挙げられる^[1-4]。代表例としては、2015年度打ち上げ予定の日本のX線天文衛星ASTRO-Hなどがある。ASTRO-Hは全長14mを誇る日本最大級の科学衛星である一方で、X線観測装置を保持する光学ベンチに対して非常に厳しい精度を要求している。特に、硬X線検出器であるHXIに対する精度要求は、光軸制御精度が60arcsec以下及び中心軸制御精度が52arcsec以下と非常に厳しい^[1]。これらの精度要求は微小擾乱や熱変形といった各種形状精度悪化要因に割り当てられるため、各要因に対する精度要求は、一般的には更に1桁小さくなる。本来、大型化と高精度化は相反するものであり、従来の受動的な制御方法、即ち各種不整及び変形を予め考慮してそれらを最小限に抑えていく方法では、この2つを高い水準で両立させることは限界に来ている。

このような問題を解決するために、構造物に能動的な制御機構を組み込むスマート構造システムが現在注目を集めている。中でも、広く知られている概念として名取・三浦ら^[5]又はWadaら^[6]によるものが挙げられる。これまでに

も高精度化のための様々なスマート構造システムの研究が行われてはいるが、実際の運用まで視野に入れた統合的研究・開発はほとんど行われてこなかった。特に、衛星の大型化に伴い需要が拡大している伸展構造のためのスマート構造システムの研究・開発例は少ない。そこで、本研究では伸展構造と組み合わせることを想定し、天体観測において重要な精度要求の1つである高い指向精度を有し、かつ信頼性も高いスマート構造システムを、運用を見据えた実現性の議論を含めて提案する。

2. 設計プロセス

本研究では、将来的な開発を見据えてポインティング制御機構のための設計プロセスを構築する。図1に設計プロセスの流れを示す。まずStep 1では、目的を明確化する。例えば、構造物であれば、ある種の搭載物を保持するといった機能要求がこれにあたる。次にStep 2では、上位の目的に基づき、システムに対する要求を設定する。性能要求に対応するようなものであり、主たる目的を達成するための規定されるべき物理的な性能を決めるものである。Step 3では、これらの要求を満たし得る基本構成のアイディアを定める。この設計作業は、システムマテ

ィックに実行することが難しい一方で、システムの方向性を決める非常に重要なものである。幾つかの典型的な例に対して、トレードオフを行い定めることが多い。Step 4 では、実際にシステムのジオメトリなどの各種パラメータを要求から見積もる。Step 5 では、全段階で得られたデータを基にモデルを作り、FEA を用いて要求を満たしているかどうかを評価する。満たされていれば、Step 6 で試作機を作り、各種試験により要求が満たされているかを評価する。FEA 又は試作機において問題が生じた場合には1つ前のステップに戻り再設計を行う。試作機に対する試験で得られたデータを基に、それより以前のステップにフィードバックをかけるというループを繰り返し、品質を向上させて最終的にフライトモデルを完成させる。

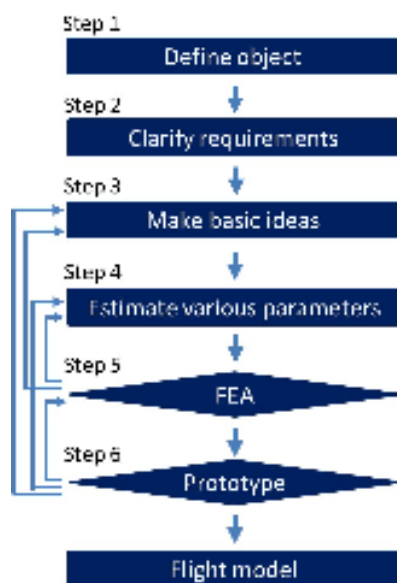


図 1. デザインプロセス概念図

3. 設計結果

3.1. Step 1 (Define object)

本研究の対象であるポインティング制御機構では、大型構造物に組み込み、軌道上における熱変形などにより生じた形状誤差を補正することが主たる目的である。

3.2. Step 2 (Clarify requirements)

上記目的を達成するための要求として、可動範囲、制御精度、応答時間、信頼性の4つを設定する。可動範囲は並進3自由度及び回転3自由度の計6自由度が出せることとする。精度及び応答時間は、昨今のミッション要求を鑑み以下の様に決定した。

並進変位：1～10 [μm]オーダー

回転変位：1～10[arcsec]オーダー

応答時間：3分以内

特に、応答時間はLEOでの運用を想定し、軌道周期に対して十分短い時間での応答という観点で設定した。信頼性の観点では、機構が単純であることとする。

3.3. Step 3 (Make basic ideas)

上記要求を満たし得るようなシステムの基本構成のアイデアとして、Stewartプラットフォーム⁷⁾を基にした制御機構を考案した(図2)。一般的に知られているStewartプラットフォームを宇宙環境下で使用することには2つの課題がある。1つは、アクチュエータとして用いられる油圧又は電動アクチュエータは液漏れや機構が比較的複雑であるために信頼性に難があるということ。もう1つは、摺動部が存在するためにトライボロジーの問題が生じてしまうことである。本研究では、球ジョイントを弾性ヒンジに置き換え、熱膨張を伸展機構として採用することにより、これら2つの課題を解決する。

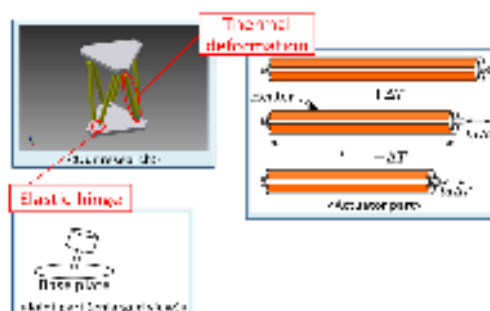


図 2. 本研究提案システムの概要図

3.4. Step 4 (Estimate various parameters)

次に、システムを設計するために必要な各種パラメータを見積もる。同時に、必要電力等のコストも見積もることで実用性の議論を行う。本システムは熱変形を利用するので、パラメータ見積り方法は、次のような手順となる。まずシステムが置かれる周囲の温度環境を見積り、次にシステムをその環境下において特定の状態（初期状態）に維持するために必要なコストを見積り、最後にシステムを駆動するために必要なコストを見積る。以下では、それぞれの見積もり結果を示す。

3.4.1. 周囲環境温度の見積り

システムを搭載する衛星が置かれる温度環境を見積る。地球周回軌道上を運動する衛星を1ノードで仮定すると熱平衡方程式は次のように書ける。

$$1390A_S a_S + 1390A_R C_R a_S + 240A_E \varepsilon_H + Q_{int} = \varepsilon_H \sigma T_{amb}^4 A_{rad} \quad (1)$$

ただし、 A_S, A_R, A_E はそれぞれ太陽光、地球アルベド、地球赤外放射の投影面積([m^2]), A_{rad} は放射面積([m^2]), a_S は太陽光吸収率、 ε_H は全半球放射率、 σ は Stefan-Boltzmann 定数 ([$Wm^{-2}K^{-4}$]), Q_{int} は衛星の内部発熱([W]), C_R はアルベド定数である。簡単のため、最大値(日照)と最小値(日陰)での平衡状態を考える。更に、内部発熱を無視できるとすると、(1)式は次のようになる。

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(1390 \frac{A_S a_S}{A_{rad} \varepsilon_H} + 1390 C_R \frac{A_R a_S}{A_{rad} \varepsilon_H} + 240 \frac{A_E}{A_{rad}} \right) \frac{1}{\sigma} = T_{amb}^4 \quad (\text{日照}) \\ 240 \frac{A_E}{A_{rad}} \frac{1}{\sigma} = T_{amb}^4 \quad (\text{日陰}) \end{array} \right. \quad (2)$$

式(2)において、 $a_S/\varepsilon_H = 0.6, C_R = 0.3$ としたときの面積比と周囲温度の関係を図3, 4に示す。図から、 $A_{R,E}/A_{rad} = 0.4, A_S/A_{rad} = 1.0$ ならば、 T_{amb} の範囲は200 - 370[K]であることが分かる。多くの衛星はこの温度範囲内にて運用

されているので、この値を以降のステップにおいても用いる。

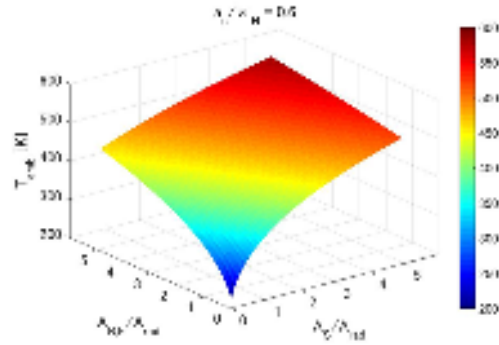


図3. システムの周囲温度（日照時）

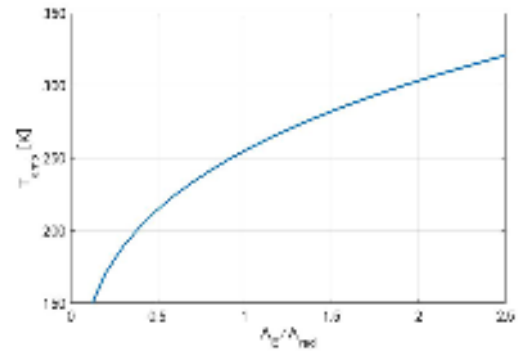


図4. システムの周囲温度（日陰時）

3.4.2. 維持状態における必要電力の見積り

システムを所定の温度 T_{ref} に維持しておくために必要な電力を見積る。本研究では、地上試験や熱制御のしやすさを考慮し、 $T_{ref} = 300 [K]$ とする。ロッド（加熱部）1本当たりの必要電力は次の熱平衡方程式により求められる。

$$0 = q_{keep} - \varepsilon_{rod} \sigma S_{rod} F_{rod} (T_{rod}^4 - T_{amb}^4) - \varepsilon_{rad} \sigma S_{rad} F_{rad} (T_{rod}^4 - T_{space}^4) \quad (3)$$

ただし、 $\varepsilon_{rod}, \varepsilon_{rad}$ はそれぞれロッド及びラジエータの放射率、 S_{rod}, S_{rad} はそれぞれロッド及びラジエータの表面積([m^2]), F_{rod}, F_{rad} はそれぞれロッド及びラジエータの View factor である。 $\varepsilon_{rod} = \varepsilon_{rad} = 0.04, S_{rod} = 0.014 [m^2], F_{rod} = 0.5, F_{rad} = 1.0$ とすると、ロッドが6本あること

を考慮して、システム全体を $T_{ref} = 300 [K]$ に維持するために必要な電力は、周囲温度 T_{amb} 及び面積比 S_{rad}/S_{rod} の関数として図5のようになる。 $S_{rad}/S_{rod} = 25$ とすれば、必要電力はおよそ $34 - 36 [W]$ となった。

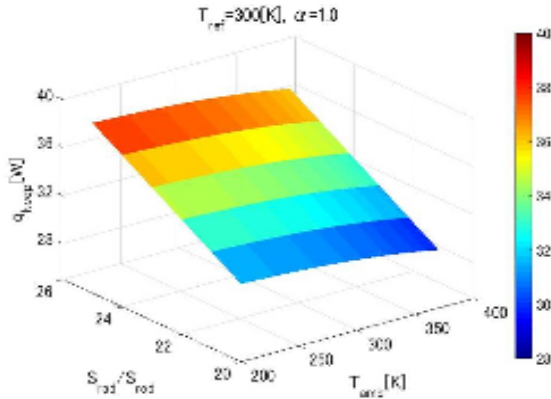


図5. システム維持に必要な電力

3.4.3. 駆動時における必要電力および応答時間の見積り

システムの応答時間、即ち定常状態からシステムを駆動して所望の状態に至るまでの時間を見積る。Step 2 で示したように、応答時間は最長3分以内であることが望ましい。宇宙環境下においては放熱がボトルネックとなるため先にこちらを議論する。ロッド1本当たりの時定数を求めるために、次の熱平衡方程式を使用する。

$$mC \frac{dT_{rod}}{dt} = -\varepsilon_{rod}\sigma S_{rod}F_{rod}(T_{rod}^4 - T_{amb}^4) - \varepsilon_{rad}\sigma S_{rad}F_{rad}(T_{rod}^4 - T_{space}^4) \quad (4)$$

ただし、 m はロッド質量($[g]$)、 C は熱容量($[Jg^{-1}K^{-1}]$)である。図6, 7に $m = 60, 70, 80 [g]$ としたときのロッド温度 T_{rod} の時間変化を示す。図から、 $m = 60 [g]$ であれば3分以内に $\Delta T \approx -20 [K]$ まで冷却出来ることが分かる。

次に、加熱時の時定数を次式より求める。

$$mC \frac{dT_{rod}}{dt} = q_{heat}$$

$$-\varepsilon_{rod}\sigma S_{rod}F_{rod}(T_{rod}^4 - T_{amb}^4) - \varepsilon_{rad}\sigma S_{rad}F_{rad}(T_{rod}^4 - T_{space}^4) \quad (5)$$

ここでは、加える電力を過渡的にすることで加熱時間を短縮することを想定する。具体的には、次式で示すような電力を加えているが、必ずしもこれに限定されるものではない。

$$q_{heat} = \begin{cases} 15 [W], & t \leq 120 [sec] \\ 8 [W], & t > 120 [sec] \end{cases} \quad (6)$$

図8, 9に $m = 60, 70, 80 [g]$ としたときのロッド温度 T_{rod} の時間変化を示す。図から、 $m = 60 [g]$ であれば3分以内に $\Delta T \approx +20 [K]$ まで加熱出来ることが分かる。

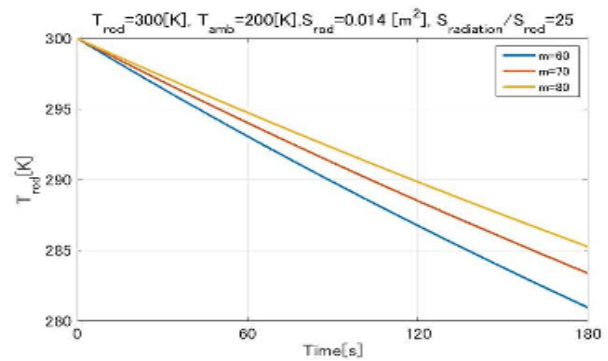


図6. 放熱時の加熱部温度変化(日陰時)

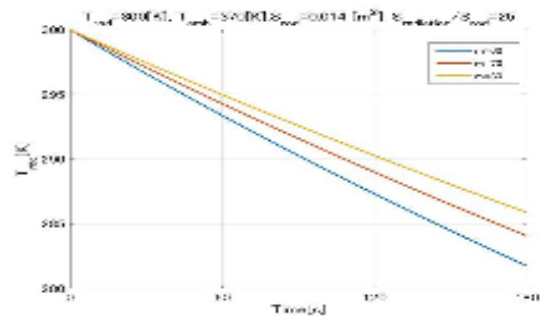


図7. 放熱時の加熱部温度変化(日照時)

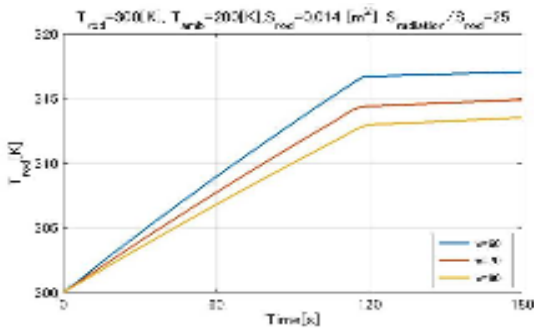


図 8. 加熱時の加熱部温度変化(日陰時)

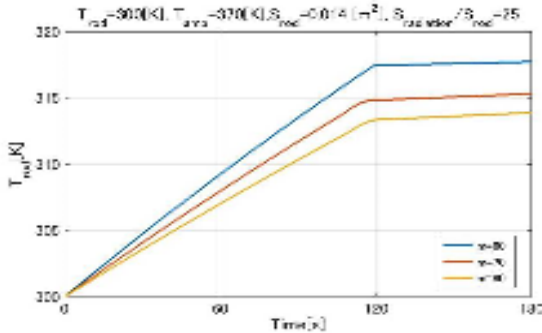


図 9. 加熱時の加熱部温度変化(日照時)

3.5. Step 5 (FEA)

得られたデータを基にして、モデルのジオメトリを決定し、FEM モデルを作製する。ここでは2つのパラメータを設けて幾つかのモデルを作製し、性能への影響を観察した。ただし、上部板の半径 r_{top} 、ロッド外半径 r_1 、ロッド6厚み t 、ヒンジ半径 r_2 、ロッド長さ l_{rod} 及びヒンジ長さ l_{hinge} を固定し、プラットフォーム高さ h 及び底部板の半径 r_{bottom} を変化させ、図 10 に示すように4つのモデルを作製した($r_{top} = 100[mm]$, $r_1 = 6.5[mm]$, $t = 2[mm]$, $r_2 = 1[mm]$,

$$l_{rod}:l_{hinge} = 10:1).$$

次に、要求である可動範囲を評価する。実際の使用法を考慮し、上部板中心位置の並進変位 x, y 及び回転変位 θ_z を0に拘束した条件下での並進変位 z 及び回転変位 θ_x, θ_y の可動範囲を可操作楕円体で可視化する。 $\|\Delta T\| \leq 1$ としたときの可動域を図 11 に示す。図より、 r_{bottom}/r_{top} を

大きくする程回転変位 θ_x, θ_y の可動域が大きくなり、また h/r_{top} を大きくすれば可動域全体が大きくなる事が分かる。

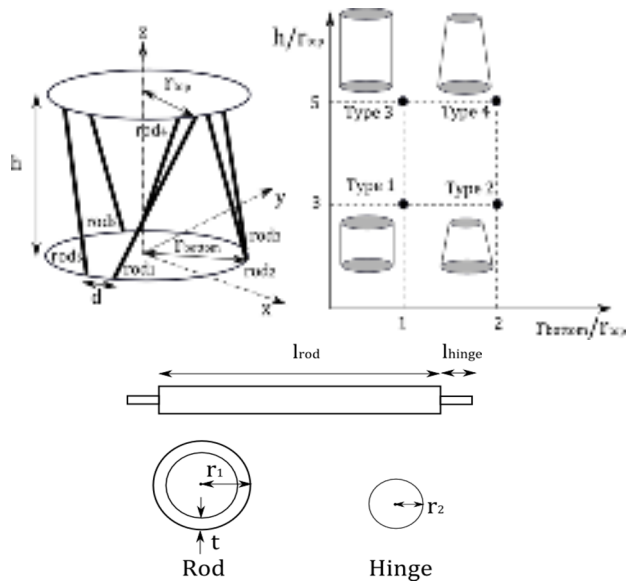


図 10. モデルジオメトリ

3.6. Step 6 (Prototype)

FEM モデルを基に BBM を作製し、ロッド1本を加熱した際の上部板中心位置の変位を測定し、FEA と比較した。実験では、ヒーターを1本のロッドに巻きつけ、熱電対ロガーにより温度をモニタリングしながらオープンループで温度を上げていき、レーザー変位計により変位を計測した。結果を表 1 に示す。また、実験に使用した主要な機器を表 2 に示す。表 1 から分かるように誤差が1割程度に収まっている。フィードバック制御等を用いればこの誤差は更に小さくなると考えられる。

4. まとめ

本研究では、ポインティング制御機構のための設計プロセスを構築し、それに従い熱膨張をアクチュエータとして利用する新規高精度ポインティング制御機構の設計を行った。現段階で本システムが、並進変位が1~10 μ m オーダー、回転変位が1~10arcsec オーダーの精度を

有することを実験により確認出来た。

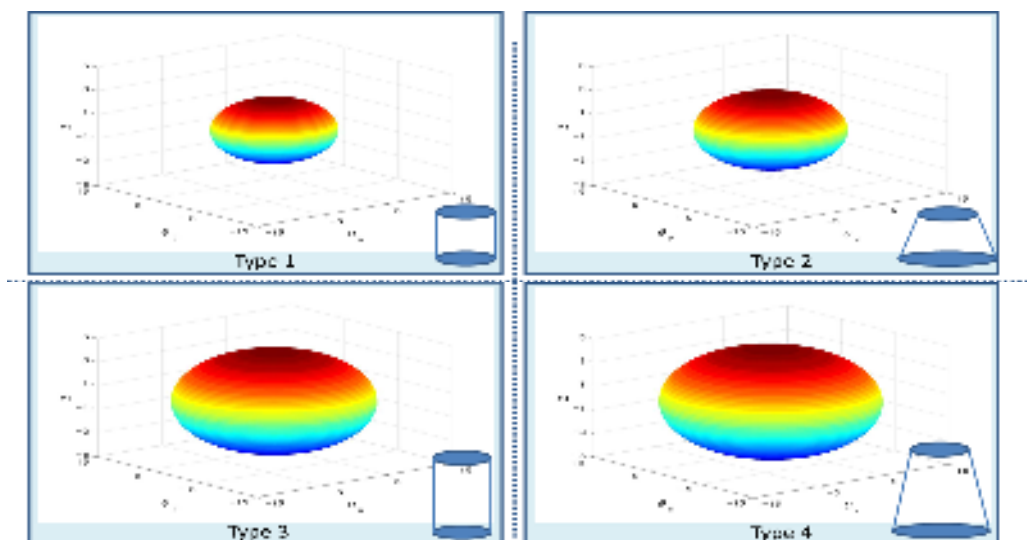


図 11. 各モデルの $\|\Delta T\| \leq 1$ としたときの可操作楕円体

表 1. $\Delta T = +40[K]$ での上部板中心位置の変位

	x	y	z	θ_x	θ_y	θ_z
Sim.	263[μm]	219[μm]	43[μm]	155[arcsec]	89[arcsec]	337 [arcsec]
Exp.	249[μm]	201[μm]	49[μm]	138[arcsec]	97[arcsec]	321 [arcsec]
誤差	6%	9%	15%	13%	9%	5%

表 2. 実験使用機器

レーザー変位計及び コントローラ	Keyence	LK-G5000 Series
熱電対ロガー	Keyence	NR600 Series
定電圧計	松定プレシジョン	OL-60-1.2

謝辞

本研究は、部分的に JSPS 科研費 26420819 の
助成を受けています。

参考文献

1. JAXA 次期 X 線天文衛星 ASTRO-H
プロジェクトサイト.
<http://astro-h.isas.jaxa.jp/>
2. 次期赤外線天文衛星ワーキンググループ
次世代赤外線天文衛星 SPICA ミッション
提案書
http://www.ir.isas.jaxa.jp/SPICA/WG/proposal/proposal_all.pdf
3. NASA James Webb Space Telescope HP.
<http://jwst.nasa.gov/index.html>
4. ESA Herschel Observer's Manual.
<http://herschel.esac.esa.int/Docs/Herschel/html/Observatory.html>
5. M. Natori, K. Miura, "A Concept of Adaptive Structures and Its Significance in Space Engineering," 第5回宇宙利用シンポジウム講演集, pp. 158-163, 1998.
6. B.K. Wada, J.L. Fanson, E.F. Crawley, "Adaptive Structures," Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol. 1, No. 2, pp. 15-174, 1990.
7. D. Stewart, "A Platform with Six Degrees of Freedom," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 180:371, 1965.
8. David G. Glimore, "Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume I: Fundamental Technologies," AIAA, 2002.
9. 大西晃, "宇宙機の熱設計," 名古屋大学出版会 (2014).