

論文内容の要旨

論文題目 柔軟衛星の高速姿勢変更のための 制御系に関する研究

氏名 中邨 勉

本論文では、柔軟人工衛星の高速な姿勢変更を実現するための制御系について研究を行った。従来より、柔軟人工衛星の姿勢制御あるいは高速な姿勢変更のための姿勢制御についての研究はそれぞれ行われていたが、これら両者を含む柔軟人工衛星の高速な姿勢変更のための制御系についての研究は不十分であった。しかし、今後のミッションでは、柔軟構造である大型アンテナ等を搭載し、姿勢変更による短時間での複数天体・複数地点への指向変更を要求することも考えられる。そこで本研究では、柔軟人工衛星の高速な姿勢変更を実現するため、高速姿勢変更時に生じる姿勢アクチュエータ起因の姿勢角速度飽和の有無に着目し、振動抑制を行う姿勢制御系を論じた。まず、飽和が生じない小離角の姿勢変更のための制御として、制御系に与える指令値を従来手法から発展させ、1. 制御対象の振動モードのモデル化誤差に対するロバスト性と高速性を両立する振動抑制指令値の提案を行った。当手法は、振動モードに対するロバスト性の与え方において従来手法よりも明確な意図を持たせたものである。また、大離角の姿勢変更のための制御として、2. 姿勢角速度飽和制約下で柔軟衛星を高速に姿勢変更させる切り換え型姿勢制御則の提案を行った。切り換え型姿勢制御則は、「柔軟構造を高速に運動させる」という共通点を有するハードディスクドライブ (Hard Disk Drive: HDD) の切り換え制御を宇宙機に応用したものである。HDD より柔軟性が高いと考えられる柔軟人工衛星に切り換え制御を応用するため、従来 HDD の切り換え制御で行われていた切り換え時の補償方法に振動抑制効果を持たせた、新しい切り換え時補償方法を提案した。更に、3. 構造が非対称な衛星に対し、上述のどちらの制御を用いる場合でも振動抑制性能の向上が可能な並進運動制御系の提案を行った。当手法は、従来無視されていた並進のダイナミクスを利用した、全く新しい振動抑制制御手法である。以下、これら3つの提案について詳細に説明する。

1. 振動抑制指令値の提案 姿勢アクチュエータが飽和を生じないような小離角の姿勢変更を行う場合、二自由度制御による高速・高精度制御が有効である。二自由度制御では、振動抑制のためのフィードバック制御もさることながら、フィードフォワード制御の検討が重要である。本研究では、低次振動モードの同定に比較し高次振動モードの同定が困難であるという特性に基づき、低次振動モードと高次振動モードにロバスト性の異なる振動抑制手法を用いる制振指令値生成手法を提案した。当手法は、Input Shaping と呼ばれるインパルス列設計手法の残余振動除去特

性と、Nil-Mode-Exciting (NME) profiler と呼ばれる指令値生成手法の高周波遮断特性を利用したものである。本指令値は、同定が比較的容易な低次振動モードに対して設計した Input Shaping のインパルス列を、同定が困難な高次振動モードの固有周波数の周波数成分を持たないように設計した NME profiler と畳み込み積分することで得られる振動抑制指令であり、この方法を修正 NME profiler (Modified NME profiler) と呼ぶ。提案手法は、柔軟人工衛星の姿勢ダイナミクスを模擬した実験機を用いて、既存手法である NME profiler, Input Shaping とバンバン制御の組み合わせ、及び SMART と呼ばれる制振軌道との比較実験を行い (図 1), 振動モードのモデル化誤差に対するロバスト性と高速性を両立させる手法であることを示した。

2. 切り換え型姿勢制御則の提案 高速な姿勢変更を頻繁に行う場合、燃料の消費のない、内力アクチュエータの使用が必須である。内力アクチュエータは角運動量保存則に基づくものであるため、姿勢制御系はアクチュエータが有する角運動量によって姿勢角速度を制限される。このような速度次元での飽和は HDD のヘッド位置決め制御と同様の問題であり、HDD において速度飽和が生じる際に使用される切り換え制御が有効であると考えられる。そこで、本研究では切り換え型姿勢制御則を提案し、上述の実験機を用いた検討を行った。検討の結果、柔軟衛星に切り換え制御を適用する際には、切り換え制御の加減速及び切り換え時において柔軟性を考慮した設計が必要であることが分かった。そこで、Input Shaping の技法により振動のない加減速を行うとともに、切り換え時に発生する振動についての検討を行った。HDD の切り換え制御では、切り換え時に制御器の最適な初期状態を求める初期値補償設計が行われるが、微分ゲインの大きな PD 制御則を基本とする姿勢制御系に初期値補償設計を適用した場合、インパルス状のトルクが発生し、振動モードを励振させることが分かった。そこで、状態変数の補償を複数回行うこととし、これらの補償によって生じる切り換え後のトルクが、事前に設計した Input Shaping のインパルス列と同じ形状になるよう制約を課した、Input Shaping 型状態変数補償の提案を行った。柔軟構造を考慮した加減速及び、提案した Input Shaping 型状態変数補償は実験により検証を行い (一部図 2 に示す)、切り換え型姿勢制御則による柔軟衛星の高速姿勢変更の実現可能性を示した。

3. 並進運動制御系の提案 人工衛星 ASTRO-G (図 3) のように、搭載する柔軟構造により、人工衛星が非対称な形状となる衛星では、構造を非対称にしている柔軟構造を通して姿勢運動と並進運動が連成振動を生じることが知られている。このため、非対称な人工衛星において高速な姿勢変更を行う場合、姿勢制御入力によって励起された振動モードは、並進運動に現れることになる。よって、並進運動においてこのような振動運動を観測し、振動抑制制御を行うことで、振動の少ない姿勢変更の実現が達成できると考えられる。そこで、加速度センサとプルーフマスアクチュエータと呼ばれる並進アクチュエータによって並進運動に現れた振動を抑制する、並進運動制御系の提案を行った。当提案の有効性は、形状が非対称な柔軟衛星 ASTRO-G の数値モデルを用いたシミュレーションにより検証を行った。シミュレーション結果 (図 4) から、提案する並進運動制御を用いた場合、振動抑制性能が向上し、姿勢変更終了時の残余振動低減の一助となることを確認した。

以上のように本研究では、柔軟衛星の高速姿勢変更を実現するための制御手法として、姿勢アクチュエータの飽和の有無に着目し、飽和が生じない小離角姿勢変更のための振動抑制指令値生成手法の提案及び、飽和が生じる大離角姿勢変更のための切り換え型姿勢制御則の提案を行い、柔軟人工衛星の姿勢ダイナミクスを模擬した実験機により検証を行った。指令値生成手法は従来手法に比較し高速かつ高精度な姿勢変更の実現を可能とするものであることを示した。また、切り換え型姿勢制御則という新たな制御構造を人工衛星の制御に導入し、大離角姿勢変更時の姿勢角速度制約下で高速な姿勢変更が可能であることを示した。更に、構造が非対称な柔軟衛星において姿勢運動と並進運動が連成するという点に着目し、振動抑制のための並進運動制御系を提案、数値シミュレーションによりその有効性を示した。本研究の成果は、大型アンテナなどの柔軟構造を搭載し、短時間のうちに複数地点・複数天体に指向変更を行う衛星の高速姿勢変更の実現を可能とするものである。

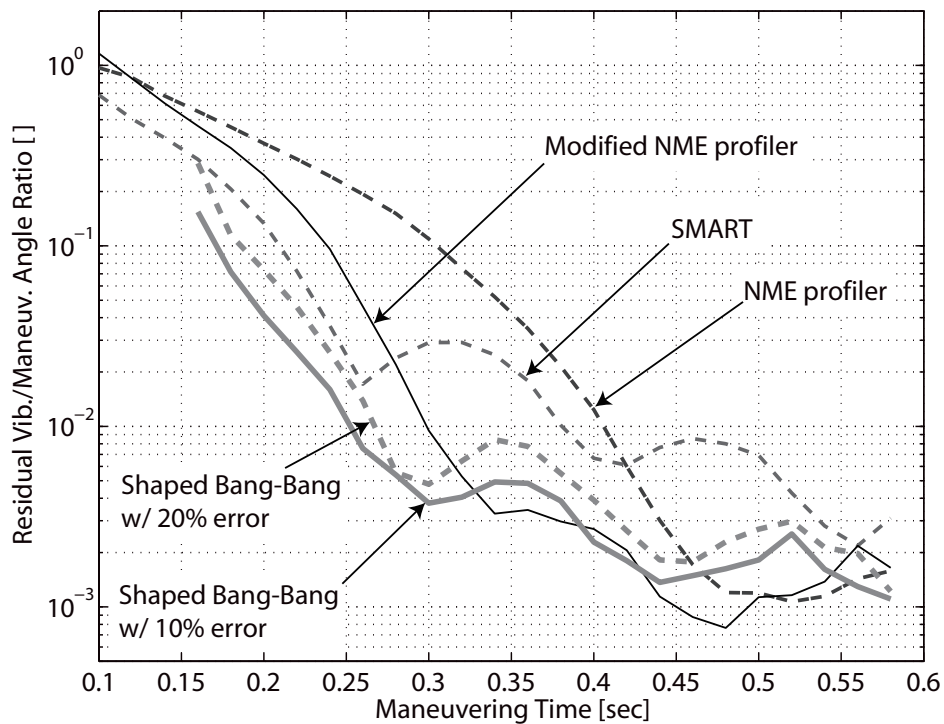


図1 高次振動モードに固有周波数誤差が存在する場合の指令値別残留振動の実験結果 (横軸: 駆動時間, 縦軸: 残余振動と移動角の比)。提案手法 (Modified NME Profiler) は, 同定が容易な低次の振動モードを制振する Input Shaping 手法と, 高周波遮断特性に優れる NME Profiler を組み合わせたものであるため, 高次振動のモデル化誤差の影響を受けず, 高速性を実現した手法である。

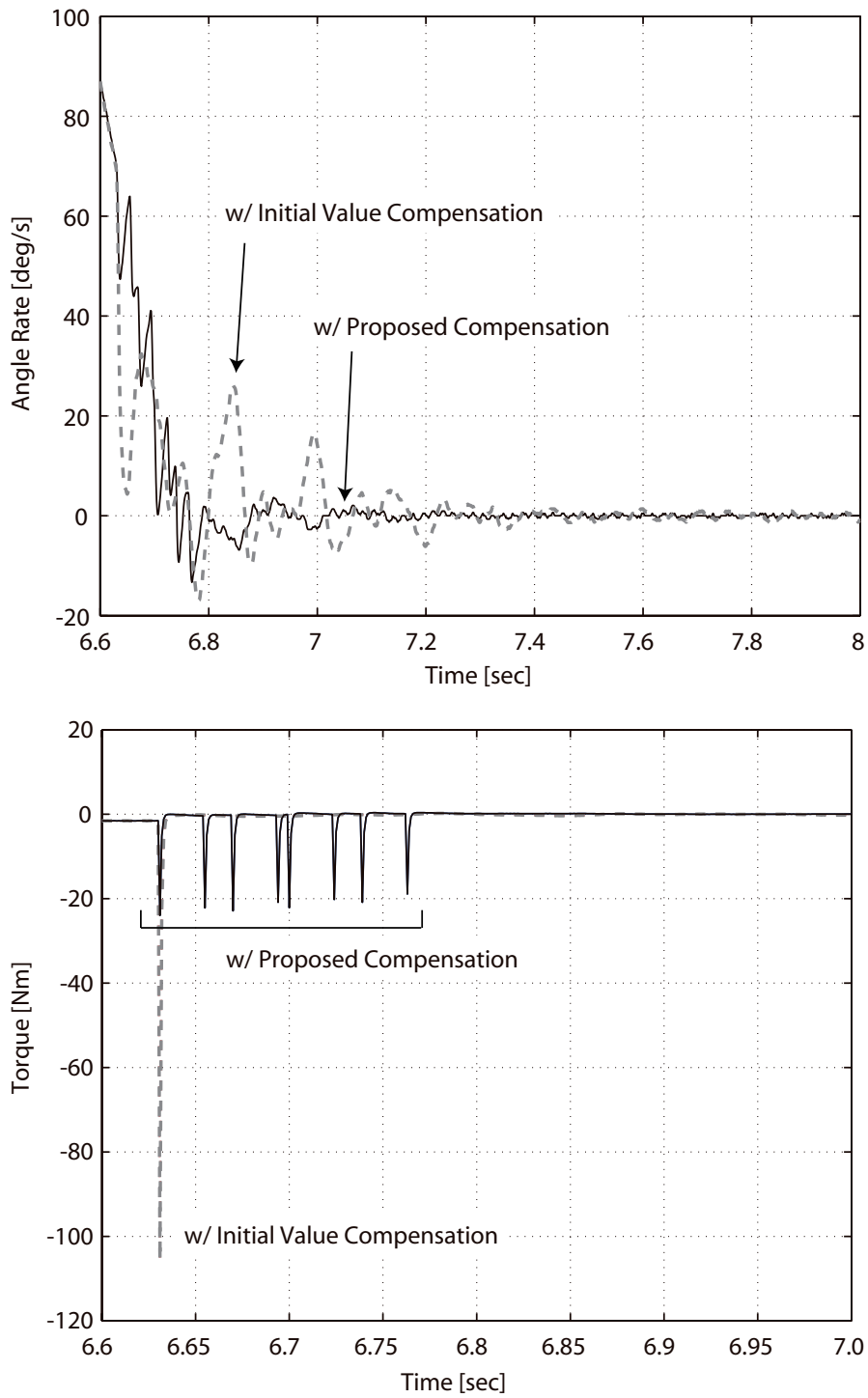


図2 位置制御系への切り換え後の角速度 (上図) 及びトルク (下図) の応答。提案手法では、トルク出力を時分割し、かつ事前に設計した Input Shaping のインパルス列と同じ形状になるように与える (下図) ことで、切り換え後の振動を抑え、速やかな収束を実現している (上図)。

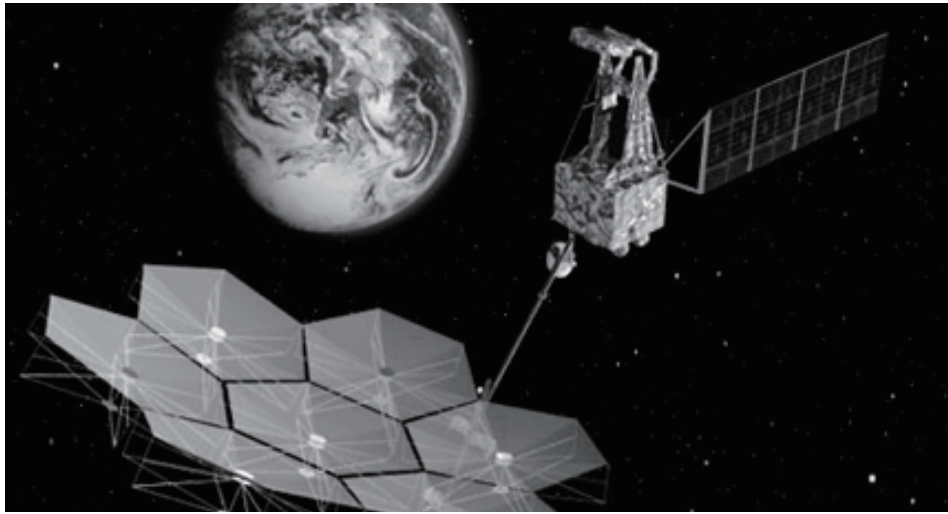


図3 電波天文観測衛星 ASTRO-G の概観図。ASTRO-G は片側に大型展開アンテナを搭載し、反対側に太陽電池パドルを搭載するため、衛星全体は非対称な形状となっており、姿勢運動と並進運動が連成を生じる衛星である。

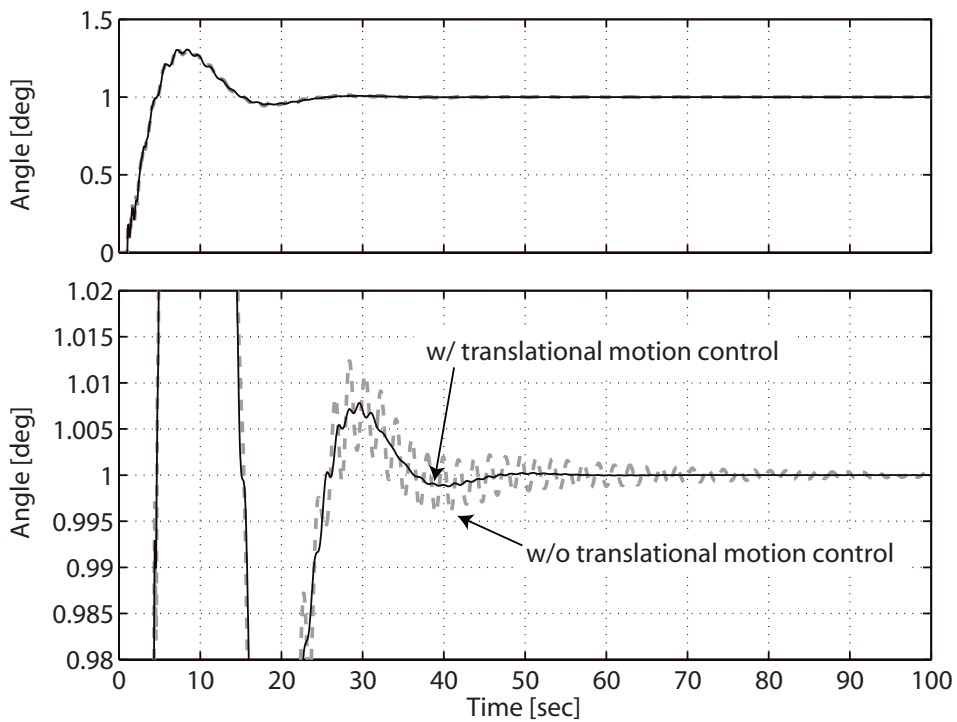


図4 離角 1 deg の姿勢変更を行う数値シミュレーション結果。上図は姿勢変更の概観を示し、下図はその収束付近を示す。提案する並進運動制御系を用いることで、収束時付近の残余振動を典型的に 1/5 程度に抑えることが可能であることが分かった。