

第1章 無重力環境から見た宇宙太陽発電計画

(独)産業技術総合研究所 岩田 敏彰

1. 宇宙太陽発電システムの概要と無重力

本稿で述べる「宇宙太陽発電システム」(Space Solar Power System, SSPS)とは、宇宙空間で太陽エネルギーを利用して発電し、地上にエネルギーを輸送するシステムのことで、米国や日本で中心に検討されている。太陽電池を用いて光発電し、得られたエネルギーをマイクロ波に変換して輸送するシステムが一般的であるが、熱発電やレーザー光による輸送も近年では考えられている。このような技術には多くの要素技術が必要で、またそれらをシステムとして運用するための高度のシステム技術が必要である。本稿では、まず必要な要素技術から無重力環境を考慮しなければならない項目を洗い出し、どのような点から無重力を検討する必要があるかを述べる。さらに、システムとしてみたときにどのような観点から無重力を考慮に入れる必要があるかを検討する。

2. 要素技術と無重力

SSPSの要素技術を(財)無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)が平成15年3月にまとめた報告書[1]等を参考に洗い出すと、表1のような課題が考えられる。これらのうち、無重力環境が影響しそうなものを表中太字で示してある。これらのそれぞれについて、以下に検討を行う(重力安定システムについてはシステムとして考察する)。

表1 SSPSの要素技術

技術項目	要素技術例
太陽電池技術	高効率化(SLA, タンデム型セル, 量子ドット型セル, 誘電体アンテナ組込型セル, レインボースセル), 薄膜セル(アモルファスシリコンセル, 薄膜田結晶シリコンセル, CISセル, CdS/CdTeセル, ポーラスシリコン剥離法単結晶薄膜セル), 実装・耐環境技術(カバーガラス実装, サブストレート技術, 太陽電池アレイ化技術, 対環境対策)
熱発電技術	
大型構造物技術	機械式展開構造, インフレーター構造, 伸張マスト, テザー
マイクロ波送電技術	マグネトロン発振器, 半導体アンプ, レトロディレクティブ技術, フェーズドアレイアンテナ
レーザー送電技術	
地上受電設備技術	レクテナ素子, 敷設システム, 電力収集・電力線接続技術
組立てロボット技術	軽量構造ハンドリング, 正確なアラインメント, 複雑な作業に適したハンド, ロボットフレンドリなコネクタ・インタフェース, 視認システム, ヒューマンインタフェース, 時間遅れ, メンテナンスフリーのロボット, 省エネロボット, 無重力中での人間との協調
推進系技術	電気推進(イオンエンジン, ホールスラスタ, アークジェット, MPDアークジェット, テフロンPPT), 輸送技術(ATREX, 再使用ロケット, 宇宙往還技術),
姿勢・軌道制御技術	制御CPU・制御回路, 制御ソフトウェア, 姿勢センサ(太陽センサ, 慣性センサ, 地球センサ, スターセンサ, 地磁気センサ), 姿勢・軌道制御アクチュエータ(リアクションホイール, モーメンタムホイール, 磁気トルカ), 重力安定システム
熱制御技術	熱制御素子(ヒートパイプ , 展開ラジエータ, 能動表面特性制御器, 表面処理)
システム設計・運用技術	軌道制御, 展開方法

2.1 太陽電池の耐環境対策

太陽電池に関しては，無重力の影響を受ける部分はほとんどないように考えられるが，耐環境対策で考慮する必要がある．デブリ（宇宙のごみ）の衝突により，セルやカバーガラスが破損した場合，飛び散る破片・ガス・プラズマにより，2次的に短絡や破損の起こる可能性があるため，浮遊する導電性材料に対する対策が必要である[1]．デブリのサイズごとの分布を図1に示す[2]．デブリの起源のほとんどが運用済みか故障した人工衛星であるため，組立てで想定されている高度 1000km 以下の低軌道，運用で想定されている静止軌道（高度 36000km）で多く分布していることがわかる．歌島はこれらの条件と，バンアレン帯の放射線の影響を考慮し，高度 11000km 以上で SSPS を組立てることを提案している[2]．

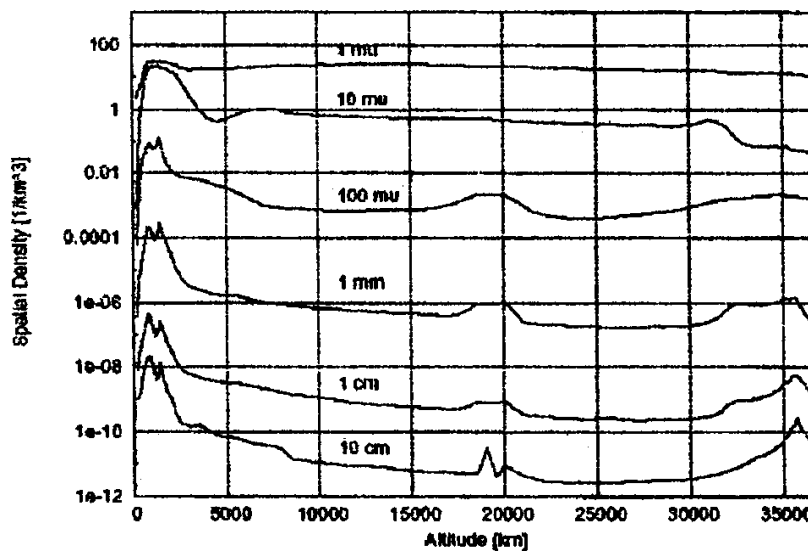


図1 デブリの空間分布

2.2 機械式展開構造

(1) 展開試験の困難さ評価[3,4]

大型の展開構造物について地上で無重力環境での構造物の挙動を実験的に調べる場合，吊り下げによる方法が一般的である．しかし，吊り下げや下方からの支持による方法では離散点でしか重力キャンセルができないため，支持点を節とした部材変形が生じる．また，移動する全ての構造要素の重心を吊り下げることが困難である．落下施設や航空機による微小重力実験では搭載可能な容積が制限され，スケールモデルを用いるしかない．このようなことから，三次元は，展開構造物の例として展開アンテナを取り上げ，重力によるトルクと展開アンテナの駆動トルクとの比を地上における展開試験の困難性を表す指標と定義し，展開構造の全体形状寸法の増加に伴って地上における展開試験が困難になることを示している．図2にその概要を示す．図中の d は収納状態の展開アンテナの直径， DDT は困難性を表す指標であり，

$$DDT = \frac{2D^2(D-d)}{0.3d^2}$$

と近似的に定義している（ D は展開状態の展開アンテナの直径）. 展開構造の寸法の増大に伴い, 展開駆動力はそれらの補償すべき自重に比べて小さくなり, 10m を超える展開構造物ではその比率は 1000 分の 1 を超える. このことは測定精度や解析精度を展開構造物の大きさに伴って向上させなければ地上試験での評価精度が劣化することを示している.

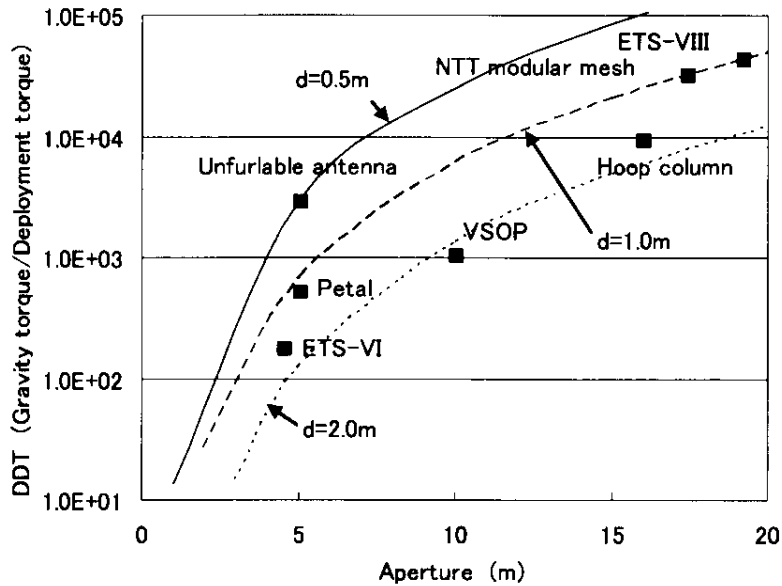


図2 展開アンテナ開口径と地上試験の困難性指標値

(2) 屏風状展開構造物

機械式の展開構造物としては, 屏風状に展開や収納ができる膜面を使った太陽電池アレイがある. 単位重量あたりの発電効率がいいので, SSPS では必須の構造様式になると考えられる. SSPS ではこのような構造物ごと太陽電池の寿命とともに取り替えられると考えられるので, 収納方法も検討する必要がある. 過去において, このような屏風状構造物の収納で, 無重力が原因と考えられる不具合例がある. 1996年1月20日, 宇宙実験・観測フリーフライヤー (Space Flyer Unit: SFU) の太陽電池アレイを収納する際, 地上で事前に行った重力補償試験で現れなかった逆折れ現象が衛星本体側 2 枚の太陽電池を貼っていないブランクパネルで発生し, 収納が不能となっている[5]. SFU の太陽電池アレイの概要と逆折れ収納の概要を図3, 図4にそれぞれ示す. 名取らは, パネルの折り曲げ部分であるヒンジラインの曲げ剛性やハーネスの伸び剛性を高くすることにより, 逆折れ現象が生じなくなることを落下による無重力実験で確認している[6].

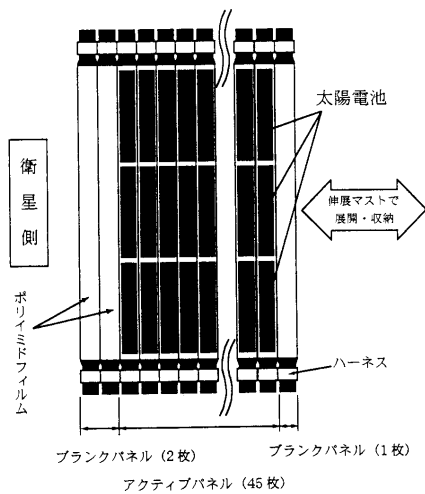
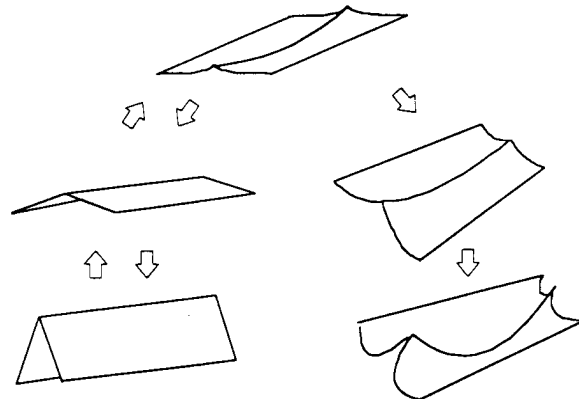


図3 太陽電池アレイ



正常展開・収納

逆折れ収納

図4 正常収納と逆折れ収納

(3) 平面展開トラス型構造物[3,7,8]

石川らは平面展開トラスの展開について、地上実験と微小重力実験を比較した。図5に示すような平面展開トラス構造に対して展開力と自重により発生する展開方向の力を実験装置の設置方向を変えることにより逆にし、地上展開実験と航空機を用いた微小重力実験を比較して評価精度を定量化している。用いられた平面展開トラスはモジュラーメッシュ展開アンテナのフレーム構造に基づいたものである。基本構造の質量は4.7kgである。図6は展開力の違いを2方向の地上実験と航空機実験について調べたもので、2方向の地上実験の平均値も示してある。相互に逆に重力がかかるようにした2方向の実験の平均値は航空機実験の結果を推測するものであるが、両者には10%以上の差があり、地上実験では無重力環境を十分模擬できないことがわかる。航空機実験とモデル解析の比較を図7に示す。この場合も10%の違いが認められるが、モデル解析の質量特性を5%変えることにより実験結果とほぼ一致する結果が得られている。

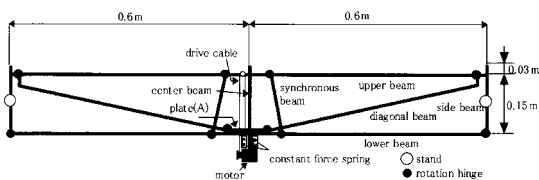


図5 平面展開トラス

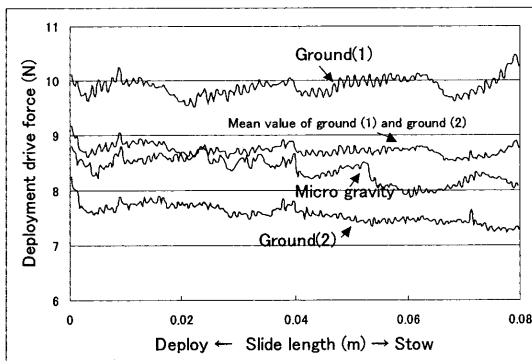


図6 重力補償の誤差

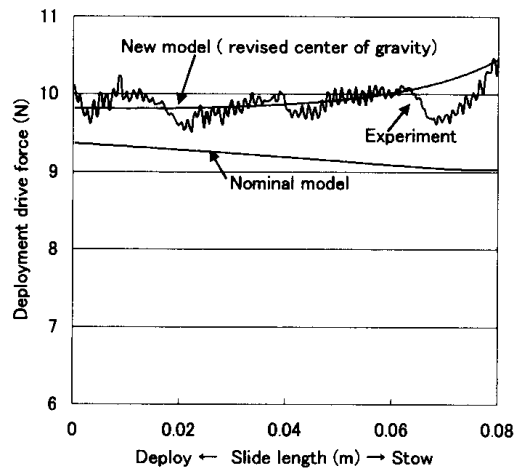


図7 航空機実験とモデル解析

2.3 インフレーターブル構造

インフレーターブル構造物とは、柔軟で収縮可能な風船のような構造物であり、ガスや硬化流体を流入することにより目的の形状を展開させ、その内圧で剛性を維持する構造物である。利点としては、収納効率が高いこと、展開を行うのに機械的な機構がないため不具合が生じにくく、信頼性が高いこと、コストがかからないことが挙げられる。このようなことからSSPSにおいてもインフレーターブル構造物が用いられる可能性は高い。

この中で、展開後の剛性や強度を高めるために膜面を硬化させるものは、展開終了後に再収納できないため、打ち上げ前の試験ができない。このため、硬化後の特性や展開特性への影響は打ち上げ前に確認できないことが問題である。

インフレーターブル構造物の無重力環境下での展開におけるふるまいについて、展開中に一旦ガス流路が折れ、そこから急に展開する現象が確認されている[9]。このような現象は、反力が急に発生するため姿勢制御系に影響を及ぼすこととなる。このためには、圧力変化によってバルブ開度を随時調整する制御系を用いることで、ある程度回避できると考えられる。

2.4 伸展マスト(トラス)

2000年2月のスペースシャトルの地形学ミッションで、60mの伸展マストが使われた。このマストの場合、展開・収納に20分を要するため、マストを展開状態のままシャトルの軌道維持を行う必要があった。通常の方法では軌道維持マヌーバの最中にマストの振動が発生するため、この振動抑制制御が必要となる。これと同じような事情はSSPSにおいても十分予測される。上記のシャトルのマヌーバではフライキャストマヌーバという3パルスのスラスト制御が行われた[10]。図8にスペースシャトルに搭載されたマストの様子をしめす。第1のパルスは、第2のパルスでマストのゆがみが静的に起るようタイミングよく振動のエネルギー総量を第1モードへと正しく配分されるように行う。第2パルスの間

はゆがみが静的なので、ゆがみの影響を受けることなくパルスの長さを調整できる。第3パルスは、タイミングと長さで第1モードから元へ戻すことに使われる。シャトルのスタスタは0.08秒間隔で制御できるので、前後の短パルス時間とパルス間隔を0.08秒の整数倍である1.76秒とした。マストの先端のゆがみを図9に示す。解析モデルに近い結果が得られている。

SSPSの場合に問題となるのは、この例のように1本のトラスではなく、複数のトラスが複雑な構造を構成する場合である。後に示すようなUSEF実証モデル(図10)のように1本だけの場合にはこの方法は有効と考えられる。

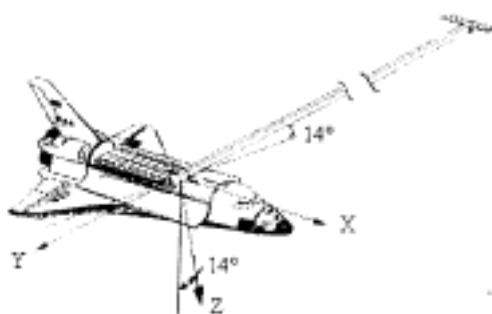


図8 スペースシャトルと伸展マスト

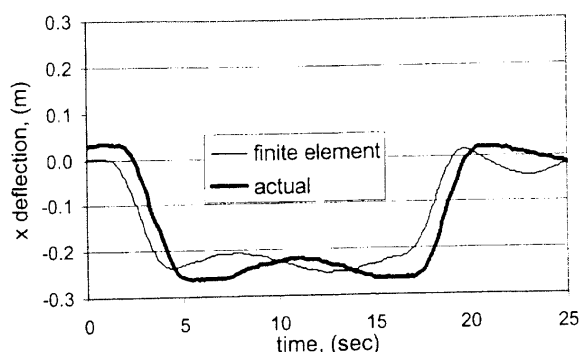


図9 マスト先端 x 方向のゆがみ

2.5 テザー

テザーとは、宇宙空間において複数の衛星を結ぶワイヤロープ、または紐のことである。テザーを備えたシステムの運用は、大きく分けて、テザーをリールから伸ばす伸展フェーズ、テザーをリールから伸ばした状態で張力を利用し作業を行う運用フェーズ、リールにテザーを巻き戻す収納フェーズの3つのフェーズからなる。テザーの特徴としては柔軟で引っ張ることはできても押すことができないことであり、このことが制御を困難にしている[11]。

このようなテザーを用いることにより、その張力でSSPS太陽電池パネルの面外振動を制御することが検討されている[12,13]。泉田らは、USEFが提案している実証実験システム(図10)に対し、トラス(伸展マスト)を使って重力傾斜で姿勢を安定化させた場合の振動特性を有限要素法により調べている。この実証モデルではテザーとして表2のような仕様を仮定している[14]が、泉田らの計算では質量を無視し、線形ばね要素としており、見かけ上圧縮側にも張力(押す力)が発生している。しかし、この張力はパネルを引っ張った状態をゼロとしており、バイアスのかかった状態なので、問題はないと考えられる。モデルとしては図10のパネルに対してx方向にもy方向にもラッチをかけて一枚の板状にする二次元ラッチモデルを考え、その軌道保持時のテザー張力変化を図11に示す。

また、藤井らは、USEF実証モデルに似たSSPSモデル(このモデルではテザーだけを考慮伸展マストを仮定していない)に対し、展開時と展開後の軌道上での振る舞いについ

て検討している[15]．数値計算の結果，円軌道・楕円軌道上で衛星の姿勢は安定であったと報告されている．

表2 USEF 実証モデルのテザーの諸元

素材	Kevlar 29
寸法	32.3 m × 0.002m × 4本
質量	0.0045kg/m × 32.3 m × 4本 = 0.58 kg
剛性	ヤング率: $E = 7.05 \times 10^{10}$ Pa ばね剛性: 6.86×10^3 N
引張強度	3×10^9 Pa, 0.002m では 9.42×10^3 N

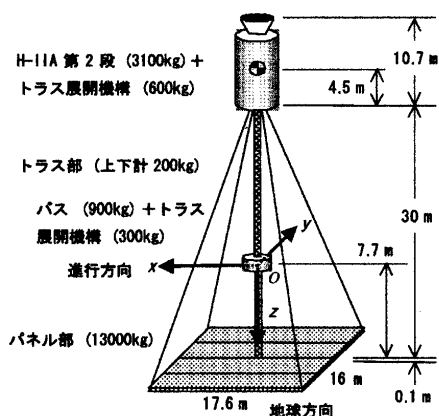


図10 USEF 実証実験システム

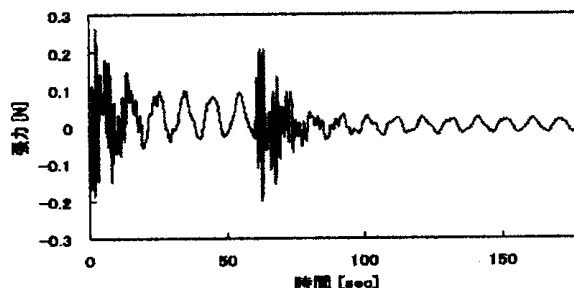


図11 2次元ラッチモデルのテザー張力

2.6 ロボットによる軽量構造ハンドリング

町田らは ETS-VII を用いた実験で，ワイヤや膜面状の太陽電池のような軽量で形状の定まらない対象物をロボットハンドで扱っている．膜面太陽電池のハンドリングでは，通信の時間遅れについては考察されているが無重力の影響については特に触れられていない[16]．一方，ワイヤの扱いでは地上でのデッドウェイトを用いた重力補償実験と実際の宇宙で手先にかかる力・トルクが異なり，宇宙のほうが作用力が小さく，ノイズも小さかった．その様子を図12に示す．作業者にとっては宇宙のほうが滑らかに操作できたことが報告されている[17]．

筆者の推測であるが，無重力では不定形の物体でも浮遊して形状を維持でき，形状計測などにより取り扱いが容易になる一方，膜やワイヤなどがもつわずかな弾性のために，取り扱い対象物が地上では予想できない運動を起こす可能性があるのではないかと考えている．

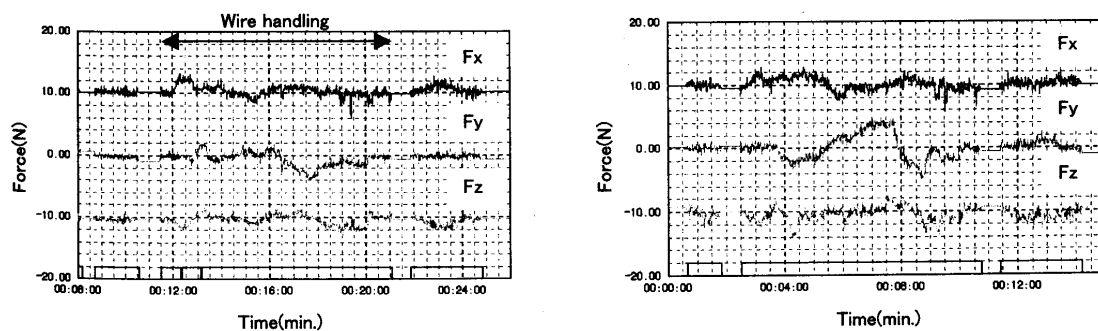


図 1.2 宇宙と地上実験の力データの違い

2.7 ヒューマンインタフェース

無重力環境で浮遊状態にある宇宙ロボットは力学的に角運動量保存則による非ホロノミック拘束を受けることが知られている。非ホロノミック拘束とは力学系の拘束条件のうち、時間 t と一般化座標 q のみを含む代数方程式 $g(q, t) = 0$ として表せないものである。宇宙ロボットの場合の非ホロノミック拘束は、運動後の最終的な腕の形態が同じでも、腕の運動経路によりロボット本体の姿勢（向き）が異なるという形で現れてくる。例えば浮遊した宇宙ロボットが腕を伸ばしたまま肩関節を回転した場合と、一度腕を曲げてから肩関節を回転し、再度伸ばす場合を考えると、肩回転中の腕の慣性モーメントがことなるため角運動量が異なるので、その影響を受けるロボット本体の運動が異なることは容易に理解できる。非ホロノミック系では次のような特徴がある。

- 1) 一般に系の可制御性が成立し、系は任意の位置・姿勢に到達できる。
- 2) 制御入力 u の要素数は一般化座標 q の要素数よりも少なく、劣駆動系となる。
- 3) 系を平衡点に漸近安定化する時不変の状態フィードバック則は存在しない。

非ホロノミック系は特別な事例ではなく、自動車や手押し台車のような車輪系の位置・方向制御も含まれ、これらについて人間は日常的に操作している。例えば自動車の場合、前進・後退とハンドルによる方向転換の2つの自由度の制御だけで2次元の位置 (x と y の2自由度) と向きを合わせた3自由度を自由に制御して車庫入れなどを日常的に行っている。車輪系が宇宙ロボットの制御に比して操作しやすいのは日常の経験によるものと考えられる。この点に注目し、宇宙ロボットの操作系を車輪系の操作系に変数変換し、人間に提示することで操作する方法が荒井により提案されている[18]。このような方法により、無重力中での宇宙ロボットの制御を操作者が容易に行えるようになると考えられる。

2.8 無重力中での人間との協調

まず、日本人として初めて宇宙遊泳をし、シャトルのアームとの協調作業を1997年12月にスパルタン衛星回収を行った土井隆雄宇宙飛行士への矢野創氏（当時：NASA ジョンソン宇宙センター）のインタビュー記事から抜粋をする[19]。

矢野「では、STS-87 ミッション全体を通じて一番嬉しかった思い出は何ですか？」

土井「やはりスパルタン衛星を素手で捕まえた時です。人工衛星の捕獲はシャトルを使った作業の中でも、一番大変な仕事なんです。STS-87では3日目に軌道投入に失敗した時点で、衛星を失ったと思ってました。6日目に素手で捕獲することが決まり、その日は朝からEVAの準備で忙しく、誰も昼食を食べなかったと思います。私自身も7時間43分のEVAをしました。衛星とのランデブーは通常5人は必要な仕事なのですが、今回二人はEVAを行ない、カルパナ（チャウラ飛行士）はEVAの支援をしたので、パイロットとコマンドーの二人だけで衛星に近づかなくてはいけなかったのです。このように様々な要素が組み合わさっていて、どれか一つでも失敗すれば成功しなかった。それがクルー仲間との連携プレイで全て上手くいったのです。」（下線は筆者）

STS-87ミッションは5名の宇宙飛行士によって行われ、このスパルタン衛星の回収作業の場合、それぞれの飛行士の役割は、グレーゲル（コマンドー）とリンゼー（パイロット）がスペースシャトルの操縦、チャウラ（ミッションスペシャリスト）が船外活動支援（ロボットアーム操縦）、スコット（ミッションスペシャリスト）と土井（ミッションスペシャリスト）が船外活動を行ったことになる。土井宇宙飛行士はスコット飛行士とスパルタン衛星を捕獲したが、他の3名との密接な連携の結果成功できた。衛星の捕獲は人間とロボットの協調を考えても困難な作業であり、宇宙船の操縦を含めた他のクルーとの連携が重要である。

2.9 ヒートパイプ

(1) 3次元配置のヒートパイプ

ヒートパイプは無重力中ではトップヒートモードのとき、蒸発部の凝縮液を還元できず熱輸送性能が悪くなることが知られている。新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の次世代衛星基盤技術開発プロジェクトの1つとして「衛星構体の高排熱型熱制御技術開発」というテーマがあり、2003年度から研究開発が開始された[20]。この中で、従来ヒートパイプを2次元的に配置して行ってきた排熱を、3次元的に配置して行うことが考えられている。3次元にすることにより、これまで実験できなかった無重力の影響があることが考えられる。このテーマでは特に準天頂衛星との適合性を考慮して以下の研究開発を行うこととしている。

1) 3次元ヒートパイプネットワークを埋め込んだ衛星構体の熱解析モデルの開発

衛星内部各部の発熱条件、外部からの太陽光の入射条件等から衛星内部各部の温度を正確に予測できる衛星構体熱解析モデルを開発し、温度シミュレーションを行う。

2) 3次元ヒートパイプネットワーク構成技術の開発

1)の温度シミュレーションに基づき、ヒートパイプ本数、間隔、結合箇所等について最適な3次元ヒートパイプネットワークを設計する。

3) ヒートパイプ間を熱伝達ロスなく結合する高熱伝達ジョイント/高熱輸送技術の開発

3次元ヒートパイプネットワークのパネルとパネル間の結合部において、ロス無く熱を

伝達できる高熱伝達ジョイント/高熱輸送技術を開発する。

4) 3次元ヒートパイプネットワークの地上検証試験技術の開発

3次元ヒートパイプネットワークを埋め込んだ衛星構体内部の各温度が設計通りになっている事の検証を行うため、地上検証試験技術を開発する。

(2) 自励振動型ヒートパイプ

近年日本で発明された自励振動型ヒートパイプ (Oscillating Heat Pipe, OHP) が宇宙用として注目されている。OHP は内面にウィック加工を必要としない細管からなるもので、図13のように、熱輸送は冷媒の振動で行われ、加熱部で継続的に行われる核沸騰と冷却部における凝縮に起因する断続的な圧力振動の発生によっている。そのため、非圧縮性ガスによる性能劣化の問題が少なく、構造が簡単になるので高い生産性が期待できる[21,22]。無重力中では OHP の場合もトップヒートモードのとき熱輸送性能が悪くなることが知られているが、重力依存性が比較的少なく、高発熱機器の熱拡散に適した熱輸送素子である。OHP は、2002年12月14日に打ち上げられた小型衛星 μ -Labsat (開発は旧宇宙開発事業団) に搭載され、作動中の面内温度差が小さいことから無重力中で正常に働くことが確認されている[23,24]。OHP はこのような特徴を有することから、通常のヒートパイプ、ループヒートパイプ、キャピラリーポンプととも SSPS のトランスミッタの熱制御への採用が検討されている。

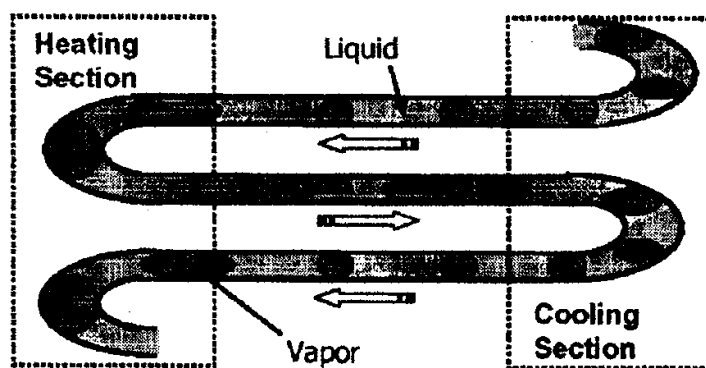


図13 OHPの動作原理

3 システムから見た無重力の影響

SSPS システム全体が与える無重力の影響を考察する。本稿では軌道上での力学的なふるまい、とくに重力傾斜トルクを利用した重力安定システム、軌道制御、展開方法について取り上げることにする。

3.1 重力安定システム

SSPS 全体の無重力の影響ということで重力安定システムについて考える。重力安定システムとは、細長い宇宙機に対して重力のかかり方が地球とのわずかな距離の違いにより異

なるため、地球に対して鉛直方向に姿勢が安定することを利用した姿勢安定システムのことである。この安定性を利用し、いくつかの SSPS モデルが提案されている。最近の日本で提案された例では、NASDA2001 年型改良モデル（図 1 4：左方向が地球）[25]、USEF 実証（図 1 0）・実用モデル（図 1 5：下方向が地球）[1]などがある。

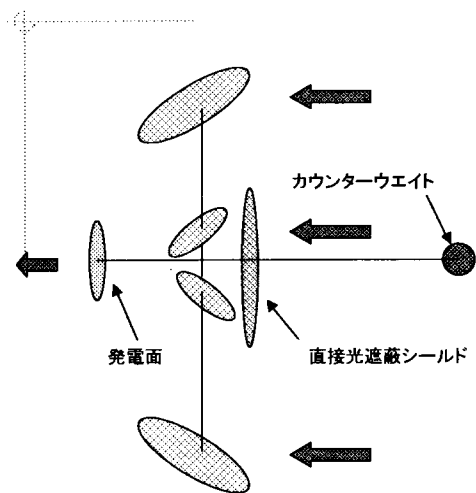


図 1 4 NASDA2001 年型改良モデル

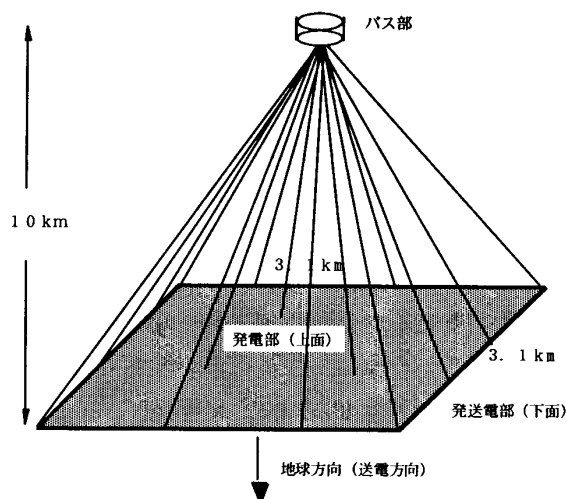


図 1 5 USEF 実用モデル

3.2 軌道制御

上述のような重力安定システムは、静止軌道上ではむしろ太陽輻射圧によるトルクが支配的であり、逆に太陽輻射圧を利用して軌道面に対して垂直な位置に反射鏡を配置したフォーメーションフライトを行うという考えがある。武市らはこの考え方を NASDA2001 年型モデルに対して検討を行っている[26]。この概要を図 1 6 に示す。このような配置は、両反射鏡の軌道面が地球重心を含まず、純力学的な 2 体問題としては考えられないものであるが、太陽輻射圧をうまく利用すると、大きな負担をかけることなく実現できる。このようにすることにより、太陽指向部と地球指向部を接続する回転機構を省略でき、荷重の集中や単一故障点となる構造上の問題を解決できる。

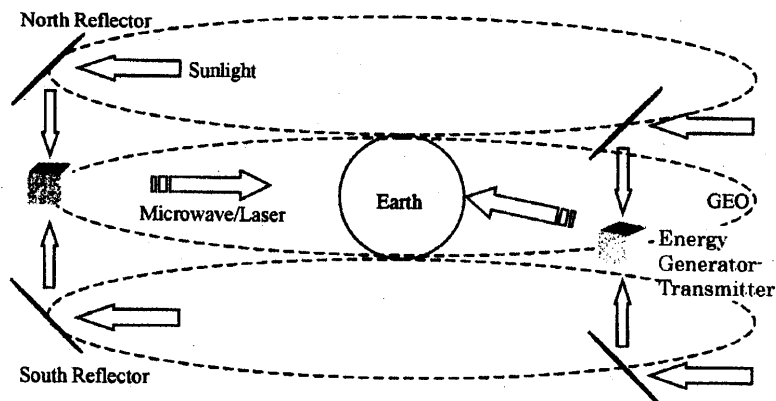


図 1 6 フォーメーションフライトにより構成される SSPS

また、石村らは USEF 実用モデルに対して低軌道での外乱に対して検討している[27]。このモデルでは、テザーを質量なしの引っ張り剛性のみのはね、パネル部を複数の剛体とはねとして扱い、重力および重力モーメントは J2 項及び高次の項を考慮し、空気抵抗と太陽輻射圧も考慮している。この結果、テザーの直径が 1mm 以下になると、相互作用によってピッチ軸・ヨー軸周りの姿勢変動が大きくなることがわかった。図 17 に各テザー直径に対するパネル部の固有振動数、図 18 にテザー直径と衛星全体の姿勢変動の最大振幅の関係を示す。

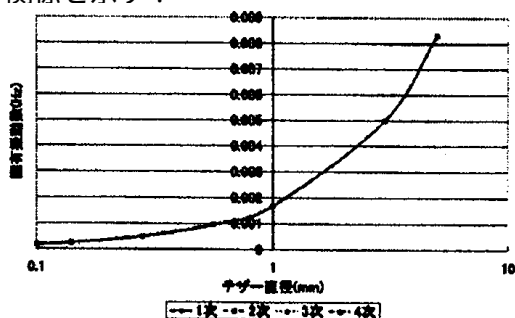


図 17 テザー直径と固有振動数

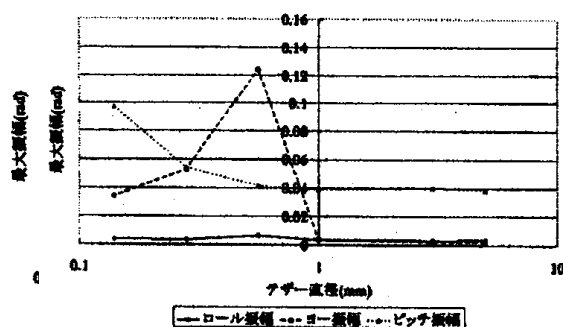


図 18 テザー直径と姿勢変動

3.3 展開方法

SSPS のような大型構造物の場合、静的な安定性の検討以上に無重力での展開時の動的な挙動に関しても調べておく必要がある。石村らは USEF 実証モデルについて展開時の過渡的な動的挙動について調べている[27]。展開シーケンスは、1. トラスの伸展、2. パネルの進行方向への展開、3. パネルの軌道面外方向への展開である(図 19)。この解析では、実証モデルに対して、慣性モーメントが時間とともに変わる剛体としてモデル化している(図 20)。この結果、検討されている 3 つのフェーズのうち、はじめのトラス部の展開による影響が最も大きく、この展開速度がある値を超えると急激に誘発される振動振幅が大きくなることが明らかとなった(図 21)。

4、まとめ

将来のエネルギーシステムとして注目されている宇宙太陽発電システム(SSPS)について、無重力の影響について、要素とシステムに対して考察した。要素では、太陽電池、機械式展開構造物、インフレーター構造、トラス、テザー・ロボットによる軽量構造のハンドリング、ヒューマンインタフェース、人間との協調、ヒートパイプについて概観した。また、システムについては軌道上での力学的な振る舞い、とくに重力安定システム、軌道制御、展開方法について現在の研究状況を調べた。

今回の調査にあたり、金沢大学の泉田啓先生、北海道大学の工藤勲先生、石村康生先生の協力を得た。ここに感謝の意を表す。

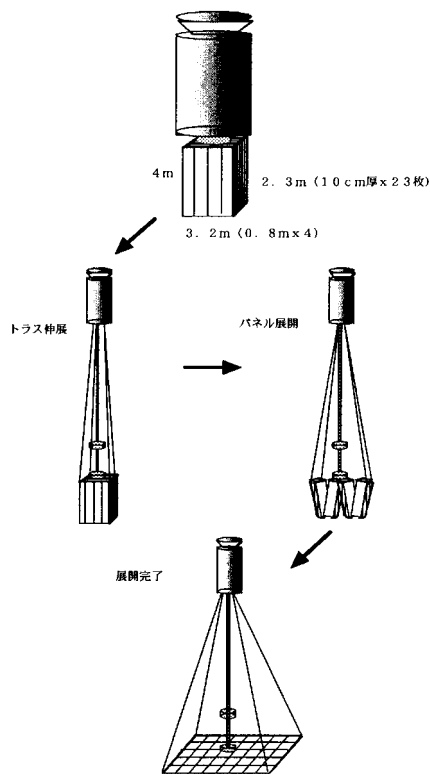


図 1 9 USEF 実証モデルの展開シーケンス

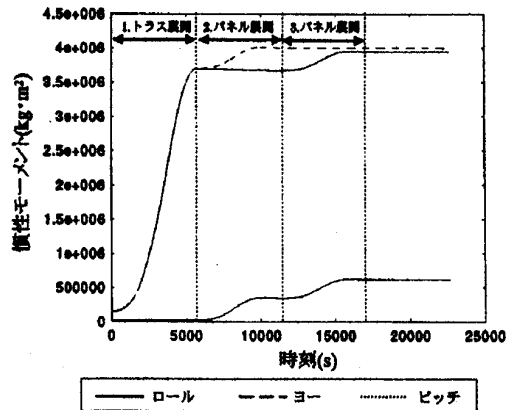


図 2 0 慣性モーメントの時間変化

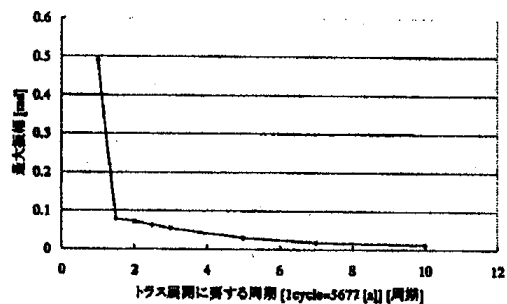


図 2 1 トラスの展開速度と最大振幅

参考文献

- [1] (財)無人宇宙実験システム研究開発機構：宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究 宇宙太陽発電システム (SSPS) 実用化技術検討委員会報告書，pp. 95, 2003 .
- [2] 歌島：放射線によるセル劣化及びデブリ衝突を考慮した SSPS 軌道間輸送，第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集，p. 662-667, 2003.
- [3] 目黒：宇宙用大型展開構造物と地上試験：現状の課題と今後の動向 第 2 回 宇宙用大型構造物のための地上試験評価技術と今後の動向，日本航空宇宙学会誌，Vol. 51, No. 596, pp. 233-238, 2003.
- [4] J. Mitsugi and T. Yasaka: Deployable Modular Mesh Antenna -Concept and Feasibility, Proceedings of 17th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Tokyo, 1990, Vol. 1, pp.599-604.
- [5] 名取，樋口，中篠：宇宙膜面展開構造物の収納挙動特性に関する実験，微小重力環境下での剛体力学の基礎研究，新エネルギー・産業技術総合開発機構，pp. 79-81，1998 .
- [6] 名取，岩田：ロボットおよび構造物の微小重力下でのふるまい，宇宙環境利用国際シンポジウム In Space'99, pp. 73-81, 1999.
- [7] H. Ishikawa and A. Meguro: High Accuracy Evaluation Method of Deployment

- Characteristics for Large Deployable Structures, Proceedings of 9th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, Liege, 19-21 Sept., 2001, ESA SP-480, pp. 137-144.
- [8] 石川, 目黒: 大型展開宇宙構造物の展開力評価精度に冠する研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 51, No. 591, pp. 164-168, 2003.
- [9] 潮, 高橋, 戸谷, 永田, 工藤: 一端に質量を有するインフレータブルチューブの展開実験, 地下無重力実験センター利用研究開発委員会報告会記録書, (財)北海道地域技術振興センター・地下無重力実験センター利用研究開発委員会, pp. 17-31, 1999.
- [10] T. A. Trautt: Fly-cast Maneuver for Shuttle Radar Topography Mission, Proceedings of the 35th Aerospace Mechanisms Symposium, pp. 95 - 107, 2001.
- [11] 小坏: テザーの質量と柔軟性を考慮した超小型テザーシステムの張力制御, 東京大学大学院工学系研究科平成9年度修士論文, 1997.
- [12] 泉田, 金吹, 奥泉: 太陽発電実証衛星の運用時における振動特性, 第22回宇宙エネルギーシンポジウム, pp. 61-65, 2003.
- [13] 泉田, 金吹, 奥泉: 太陽発電衛星の動力学的解析, 宇宙構造・材料シンポジウム(第18回), pp. 113-116, 2002.
- [14] (財)無人宇宙実験システム研究開発機構: 宇宙太陽発電システム実用化技術調査研究宇宙太陽発電システム(SSPS)実用化技術検討委員会専門委員会 SSPS 実証実験システム概念検討書(案), pp. 18, 2003.
- [15] H. A. Fujii: Attitude Stabilization of a Tethered Solar Power Sattelite, Proceedings of 23rd International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Matsue, 2002, Vol. 1, pp.875-880.
- [16] N. Kubota, M. Ohno, R. Sakata, K. Machida, K. Tanie, K. Akita: Flexible Solar Cell Sheet Handling by a Three-finger Multisensory Hand, Proceedings of the Ninth International Conference on Advanced Robotics ('99 ICAR), Tokyo, Japan, Oct. 25-27, 1999, pp. 425-430.
- [17] N. Matsuhira, M. Asakura, Y. Shinomiya, K. Machida, K. Tanie, K. Akita: Wire Handling Experiment by Teleoperation of the Advanced Robotics Hand from the Ground, Proceedings of the Ninth International Conference on Advanced Robotics ('99 ICAR), Tokyo, Japan, Oct. 25-27, 1999, pp. 431-436.
- [18] 荒井: 非ホロノミック系操作のためのヒューマンインタフェース, 日本ロボット学会誌, Vol. 21, No. 5, pp. 554-561, 2003.
- [19] <http://www2.crl.go.jp/ka/control/asteroid/asute/a24/Doi24H/Doi24.html>
- [20] http://www.nedo.go.jp/informations/koubo/150317_5/kihon.pdf, (宇宙産業高度化基盤技術プログラム)次世代衛星基盤技術開発プロジェクト基本計画, 2003.
- [21] 遠山, 二俣, 永井, 岡本, 松林: 振動流体型ヒートパイプの中性子ラジオグラフィによ

- る可視化実験，第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集，p. 343-345, 2003.
- [22]岡本，二俣，永井，遠山：振動流型ヒートパイプの熱輸送特性実験，第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集，p. 346-350, 2003.
- [23]宇宙航空研究開発機構：MICRO LABSAT (パンフレット)，p.7, 2003.
- [24] 岡本：将来宇宙機への搭載を目指した先進型熱制御デバイスの研究 - 自励振動型ヒートパイプ - ，宇宙エネルギー利用に係るワークショップ OHP 集，p. 151-159，2003.
- [25]小田：宇宙太陽発電衛星のシステム形状についての考察，第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集，p. 34-37, 2003.
- [26]武市，上野，小田：フォーメーションフライトにより構成される SSPS の概念，第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集，p. 44-3749, 2003 .
- [27]石村，高井，和田：重力傾斜安定型太陽発電衛星の動的挙動解析，第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集，p. 58-62, 2003.