

第 11 章

宇宙における展開型ケーブル・膜面構造とその課題

11.1 はじめに

宇宙に構造物を建造するにあたっては、高価なロケット等による輸送が前提となるから、軽量でかつ畳み込みやすい構造形式が適している。図 11.1 に、現在提案されまたは実用化されている各種構造形式の一覧を示した¹⁾²⁾。上段の構造物は、比較的剛で曲げによって成り立つ部材からなる構造形式であり、一般に構造物の質量はスケールの 2 から 3 乗に比例する。下方へ行くに連れて主に軸力や引張力を受け持つ構造形式となっている。その場合、質量増加は高々スケールの 1 乗から 2 乗程度にしか比例しないので、より効率の高い構造物が実現可能である。特に、地上構造物と異なり輸送効率の面を考えに入れなければならない宇宙構造物では、軽量で大スパンを渡すことの出来る張力系の構造物は、曲げや圧縮に材料を使用する構造系に比較すると一層優位性が高い。そのため、これまで、膜状やトラス状の形態をはじめとした各種の展開構造形式や、状況に応じて形態を変えることが可能な適応型の構造物が提案され、盛んに研究されてきている¹⁾²⁾。この分野では、三浦公亮元宇宙科学研究所教授の発案による「ミウラ折り」³⁾をはじめ、我が国においても多くの先駆的試みがなされており、世界に誇るべき成果を上げている。写真 11.1, 11.2 は、宇宙科学研究所の MUSES-B プロジェクトにおける有効径 8m の電波望遠鏡の収納時ならびに展開時の様子を示したものである⁴⁾。6 本の伸展マストの伸展に連れて膜面とケーブルで構成された反射鏡面が伸展する構造となっている。この構造では、6 本の伸展マストの先端と中心軸のケーブルのみが支持されている。このように、形状の精度が求められる電波望遠鏡に柔軟な膜面を利用している例は他に無く、形状制御など多くの挑戦的技術課題を解決して実現したものである。

また、最近関心を集めている構造系としては、風船と同じ原理で、スキンに内封された気体が圧縮を、スキンが引張りを持つ事によって形態の安定を保つインフレータブル構造がある⁵⁾。内封気体を圧縮力を持つストラットと考えれば、一種のテンションストラット構造となっていると理解できよう。写真 11.3~11.5 に示したのは、1996 年 5 月 20 日に、スペースシャトルエンデバー号から放出された直径 14m の反射鏡を有する Spartan 207 衛星の展開の様子を示したものである⁶⁾。風船が膨らむように展開していく様子が良く分かる。この方式は原理が簡単であることに加え、作動不具合の原因である機構を削減できること、高い展開効率を実現可能であること、また、スキンに張力が入ることから鏡面の形状精度を高めることが可能であるなどの利点があり、将来の展開アンテナの実用的構造形態として有望視されている。膜やケーブルに張力を発生させる機構としては、ここで挙げた伸展マストや内圧の他に、後述するように地球周りの重力傾斜を利用する方法や、遠心力を利用する方法、地磁気との相互作用を利用する方法なども可能である。

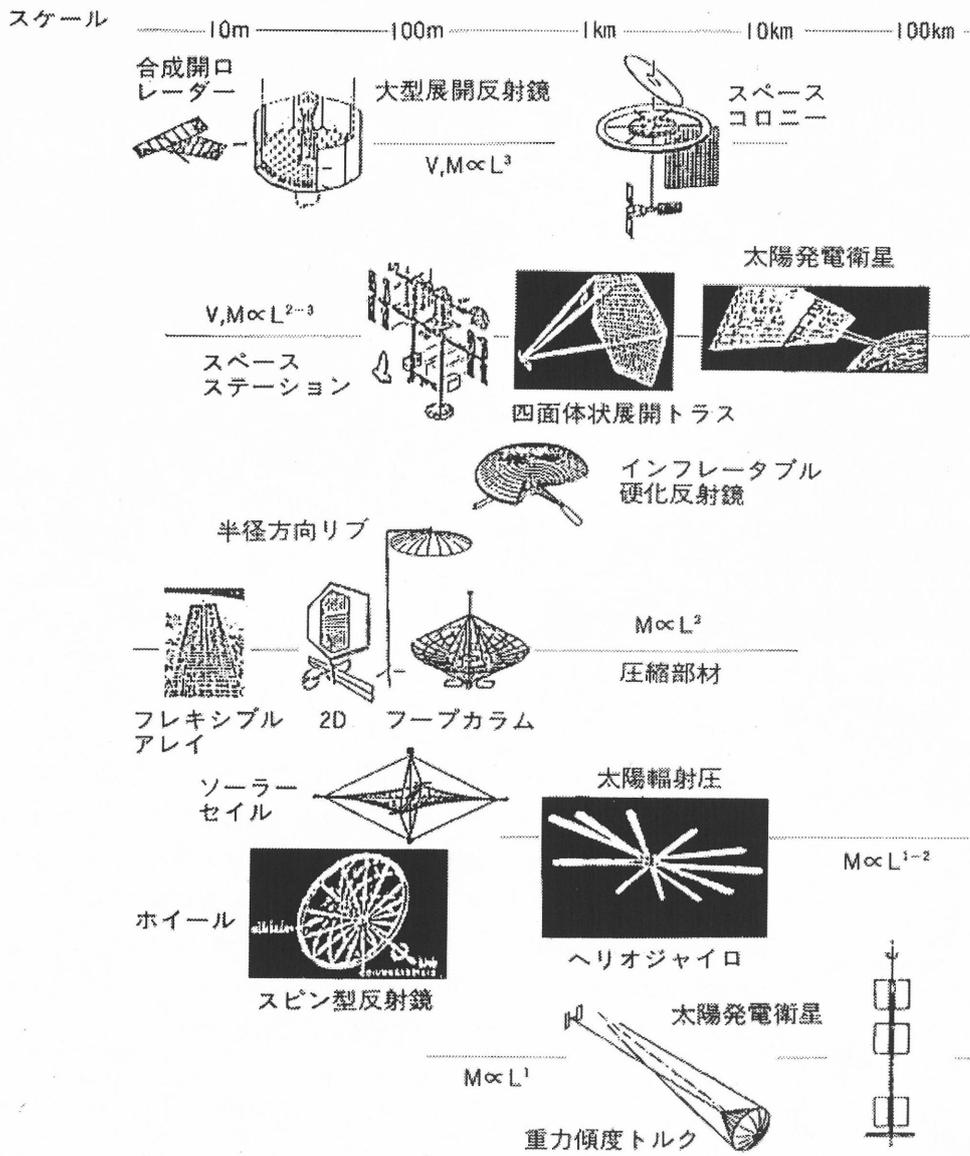


図 11.1: 宇宙構造物とその構造原理²⁾

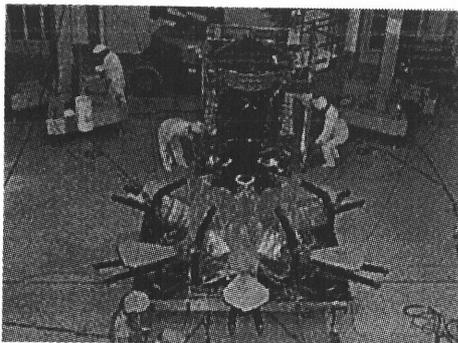


写真 11.1: MUSES-B 収納時

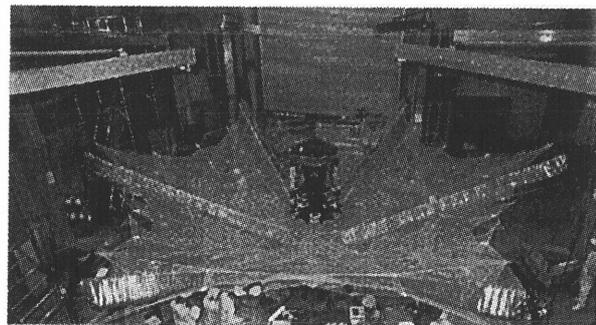


写真 11.2: MUSES-B 展開時

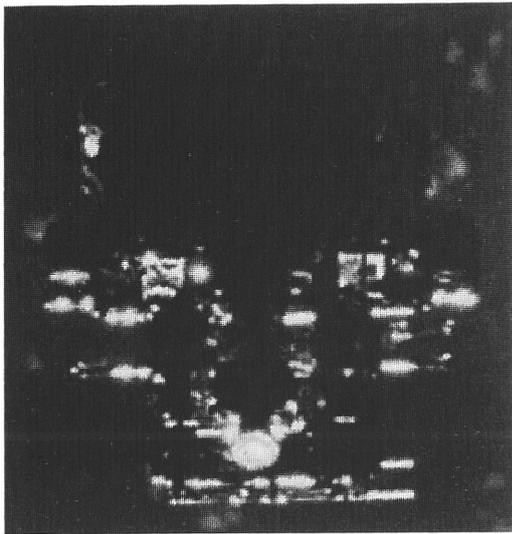


写真 11.3: SPARTAN 207 収納時

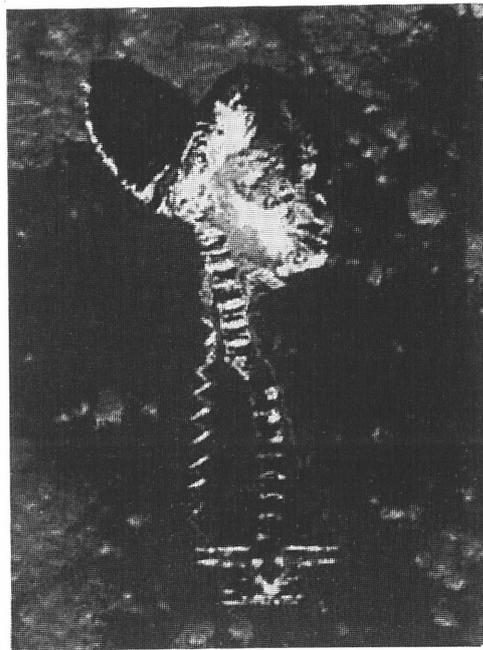


写真 11.4: SPARTAN 207 展開途中

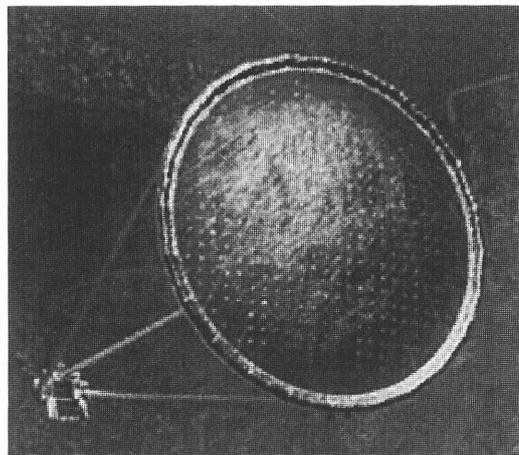


写真 11.5: SPARTAN 207 展開時

さらに、近年、スペースシャトルを利用して、展開使用後再び回収・収納して構造物を再利用する試みもなされている。回収技術が確立されれば、一度打ち上げた構造物を多目的に再利用することによって、宇宙開発に対する厳しい制約となっている輸送コスト⁷⁾が大幅に削減されるものと期待される。したがって、回収・再利用技術は、将来の大型宇宙構造物や宇宙インフラストラクチャー⁸⁾の建造を支える重要な基盤技術となる。また、構造工学的にも以下のようなメリットが考えられる。一般に、供用中の大スパン構造は非常に柔であるから、人為的な作業による振動を始め、太陽熱、太陽輻射圧、太陽風、希薄大気など、元来は微小である外乱の影響を受けやすい。しかし、その荷重環境については、測定が限られている現状では未知の点が多く、熱構造連成数学モデルの同定や、荷重予測の不確実性も大きい。したがって、一度使用された衛星などを回収することで、荷重条件について新たな有用な知見が得られ、構造設計の合理化に大いに寄与することが期待され

る。この観点からも、回収・収納は将来の宇宙開発を支える重要な基盤技術であることは納得されよう。ところが、従来の宇宙探査・開発のミッションは、単目的・単機能のいわば「使い捨て」ミッションが中心であったため、構造物の展開挙動に関する研究は数多いものの、多目的利用を念頭に置いた収納挙動については、詳細な検討はなされてこなかったのが現状である。

そこで、著者らは、ここ数年間、ケーブル・膜構造系の収納時挙動に着目した研究を行ってきた。その結果、柔軟構造物においては、展開時と収納時とで挙動が大きく異なり、極端な場合には構造不安定を招くことが明らかとなっている。したがって、それに対する新たな技術開発・研究の要請が生じているのが現状である。また、既存の構造力学は、重力の存在を暗黙に仮定している場合が多く、無重力状態で典型的に見られる張力が抜けた状態に対して適用可能な蓄積がほとんど見られない。したがって、今後、大スパン構造を宇宙に建造して行くに当たっては、上述の展開挙動の解明と張力が抜けた状態での柔軟構造物の挙動の解明の2点に、活発な研究開発を行っていく必要がある。

以下、本文では、著者らの経験を基に、11.2で宇宙における典型的なケーブル構造であるテザー衛星システムについて、11.3で膜面構造である太陽電池アレイについて、その収納時挙動に力点を置きながら、それらの特性や解析法を論じ、その課題を検討することとしたい。

11.2 テザー衛星の力学と収納時挙動

11.2.1 テザー衛星とその応用

テザー衛星とは、図 11.2 に模式的に示したように、スペースシャトルなどの母衛星とテザーと呼ばれる一種のケーブルで結合された子衛星のことを言う。また、母衛星、子衛星、テザーからなるシステムをテザー衛星システムと呼ぶこともある。テザーは、母衛星位置とテザー衛星位置との高度差による重力加速度の差から得られる張力を利用することによって、安定かつ比較的容易に伸展することが可能である。また、重力傾斜トルクによる復元力によって、テザーは理想的には概ね地球方向を向くことになる。テザー衛星システムは宇宙における長大ケーブル構造の典型である。母衛星からテザーを伸展することで、所定の位置に配置可能であり、また、収納することも可能であるため、実験観測用衛星として提案されたものである。特に、空気抵抗のため衛星単独では地球周回が不可能な低高度域における大気研究に大きく可能性を開くものと期待されている。例えば、高度 220km 程度のスペースシャトルの軌道からテザーを地球方向に 100km 伸展することで子衛星を高度 120km で周回させ、各種計測を行うなどの応用が考案されている。なお、この場合のテザー材としては、直径 1mm 程度の高強度合成繊維を使用することが想定されているが、発電や科学実験上の必要がある場合には金属線を使うことも可能である。

構造工学的に考えても、長大宇宙構造物を建造する際の宇宙空間における組立作業を支援する基幹技術として、テザー衛星システムは有用であることは想像に難く無いであろう。高い精度で作業員、作業ロボット、あるいは建造構造要素の位置決めを行うことができ、また、組み立てに必要とされる電力その他の輸送にも適している。テザー衛星システムの応用やこれまでの発展の経緯については、例えば文献 9) に詳しい。

このように、テザー衛星システムには、多くの応用が期待されているが、非常に長いテザーを通して母衛星と子衛星が結合されているので、構造的には極めて柔軟で振動の影響を受けやすい。また、比較的低高度とはいっても空気抵抗も地上に比べると遥かに軽微であるから、一旦生じた振動が減衰しにくい状況にある。そこで、高い精度で位置決めを行うためには何らかの振動制御を行う必要がある。さらに、次節に示すように、テザー収納時には発散振動が生じて構造系が不安定化することが知られている^{9) 10)}。したがって、テザー衛星システムを実用化するにあたっては、振動制御技術を確立することが前提となる。

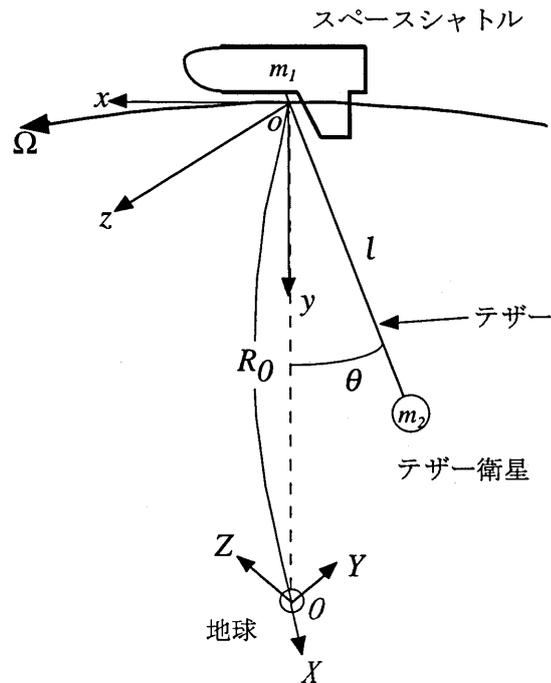


図 11.2: テザー衛星システム

テザー衛星の振動を制御するために、これまででもテザー長さを調節することによって生じる振り子の係数励振を逆用した制御¹¹⁾やジェット噴射による制御¹²⁾について理論的解析が行われており、その可能性が検討されている。ここでは、簡単のために、軌道面内振動を対象として、その力学と制御法について解説する。

11.2.2 テザー衛星の力学

ここでは、図 11.2 に示すテザー衛星システムの運動の方程式を導き、その動力学的特性を考えてみよう。一般に、テザー衛星システムは複雑な挙動を示すものと思われるが、ここでは、その本質を見失わない程度に単純化して解析の流れを追うこととしたい。運動方程式導出にあたっては、以下の仮定を設ける。

1. 地球以外の他の天体の重力の影響は無視する。
2. シャトル、衛星はいずれも質点とし、テザーの質量は無視する。
3. テザーは不伸長とし、テザー自体の弾性振動の影響は無視する。
4. 空気力の影響は無視する。
5. 地球は質点または球とし、軌道は円とする。

これらの仮定のうち、1. は地球周回軌道上においてはほぼ成り立つと考えて良く、また、2. の仮定もテザー質量は衛星質量に比べて小さいことが一般的であるから妥当であると言える。仮定 3. のテザーの弾性振動も、ここで問題としている収納時の発散振動とは振動数が大きく異なるので、動力学的には影響が小さい。仮定 4. については、空気の希薄な高高度においては妥当な仮定であるが、高度 100km 程度の低高度においては空気力がテザーの運動や制振効果に影響を及ぼし得るという報告¹³⁾がある。しかしながら、この高度域における空気力の特性などについては不明な点が多く、仮定 4. の是非については、今後の計測や研究が待たれるところである。仮定 5. については、テザー衛星システムを楕円軌道上にのせることで興味深い現象が起こる可能性があるが、ここでは簡単のため、円軌道とした。

テザー衛星システムは地球を周回するためコリオリ力の影響を受ける。また、テザーが非常に長くなるため、重力加速度を一定と仮定することが出来ず重力傾度の影響を考慮する必要がある。そのため、力の釣合いから方程式を立てることは著しく困難になることから、ここでは、Lagrangeの方法によって運動方程式を導出することとした。図 11.2 に示すように慣性系 $OXYZ$ の原点として、地球の重心をとり、シャトル・テザー衛星系の重心が、地球の重心から一定の距離 R_0 にあって、一定の角速度 Ω_0 で周回軌道を描くとする。シャトル・テザー衛星系の重心に原点を持ち、回転運動に追従する回転座標系 $oxyz$ を導入すると、シャトルの重心は、

$$\mathbf{r}_1 = \left(\frac{m_2 \ell}{m_1 + m_2} \sin \theta, -\frac{m_2 \ell}{m_1 + m_2} \cos \theta, 0 \right)^T \quad (11.1)$$

テザー衛星の重心は、

$$\mathbf{r}_2 = \left(-\frac{m_1 \ell}{m_1 + m_2} \sin \theta, \frac{m_1 \ell}{m_1 + m_2} \cos \theta, 0 \right)^T \quad (11.2)$$

と表される。位置ベクトルは、第 1 項が x 方向への変位、第 2 項が y 方向への変位、第 3 項が z 軸まわりでの回転を表している。ここに、 m_1, m_2 は、それぞれシャトル、テザー衛星の質量、 ℓ はテザー長、 θ はテザーの回転角である。なお、シャトルの質量はテザー衛星のそれに比べてはるかに大きいと考えると、実用的にはシャトルの重心と系の重心は等しいと考えて良い。安定した軌道を描くためには、周回軌道上で重力と遠心力がつり合う必要があることから、 G を重力定数、 M を地球の質量とすると、

$$\Omega_0 = \sqrt{\frac{GM}{R_0^3}} \quad (11.3)$$

となることがわかる。

ここでの $oxyz$ 系のように、慣性系に対して回転などの相対運動をしている n -質点系の持つ運動エネルギーは、

$$T = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n m_j \dot{\mathbf{r}}_j \cdot \dot{\mathbf{r}}_j + \sum_{j=1}^n m_j \dot{\mathbf{r}}_j \cdot \mathbf{W} \times \dot{\mathbf{r}}_j + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n m_j (\mathbf{W} \times \mathbf{r}_j)^2 - \sum_{j=1}^n m_j \mathbf{W} \cdot \dot{\mathbf{r}}_j \quad (11.4)$$

と表されることが知られている。ここに、 Ω は回転座標系の回転角速度であり、 \mathbf{W} は、回転座標系の並進加速度である。ただし、この問題では、回転角速度は Ω_0 で一定だから、

$$\Omega = (0, 0, \Omega_0)^T, \quad \mathbf{W} = (0, \pi R_0^2, 0)^T \quad (11.5)$$

である。式 (11.1)(11.2) を式 (11.4) に代入して整理すると、

$$T = \frac{1}{2} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \left\{ \dot{\ell}^2 + \ell^2 (\dot{\theta} + \Omega_0)^2 \right\} \quad (11.6)$$

となる。系のポテンシャルエネルギーは、各質点の重力ポテンシャルの和によって表される。すなわち、

$$V = \sum_j = 1^n \frac{-GMm_j}{R_j} \quad (11.7)$$

である。ここに、 R_j は、地球の重心から各質点までの距離であり、

$$R_j = \sqrt{(\mathbf{R} - \mathbf{r}_j) \cdot (\mathbf{R} - \mathbf{r}_j)} \quad (11.8)$$

で表される。ただし、

$$\mathbf{R} = (0, R_0, 0) \quad (11.9)$$

である。回転座標系における各質点の距離を、

$$r_j = \sqrt{\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{r}_j} \quad (11.10)$$

とすると、 r_j/R_0 は微小であるから、 $1/R_j$ は、 r_j/R_0 について Taylor 展開することで、

$$\begin{aligned} \frac{1}{R_j} &= \frac{1}{\sqrt{(\mathbf{R} - \mathbf{r}_j) \cdot (\mathbf{R} - \mathbf{r}_j)}} = \frac{1}{R_0^2 + r_j^2 - 2\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{R}_j} \\ &= \frac{1}{R_0} \left\{ -\frac{1}{2} \left(\frac{r_j^2 - 2\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{R}_j}{R_0^2} \right) - \frac{3}{8} \left(\frac{r_j^2 - 2\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{R}_j}{R_0^2} \right)^2 + \dots \right\} \end{aligned} \quad (11.11)$$

と表される。式 (11.10) および式 (11.1), (11.2) を式 (11.6) に代入して、 r_j/R_0 について 2 次の項まで残すと、

$$v = \frac{1}{2} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \ell^2 \Omega^2 (1 - 3 \cos \theta) \quad (11.12)$$

式 (11.6) および (11.12) から、Lagrangian $L = T - V$ を求め、Lagrange 方程式

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = 0 \quad (11.13)$$

に代入して整理すると、

$$\ddot{\theta} + \frac{2\dot{\ell}}{\ell} \dot{\theta} + 3\Omega_0^2 \sin \theta \cos \theta = -\frac{2\dot{\ell}}{\ell} \Omega_0 \quad (11.14)$$

となる。ここで、 θ が微小である場合を考えると、左辺第 3 項を線形化することによって、

$$\ddot{\theta} + \frac{2\dot{\ell}}{\ell} \dot{\theta} + 3\Omega_0^2 \theta = -\frac{2\dot{\ell}}{\ell} \Omega_0 \quad (11.15)$$

を得る。この式から分かるように左辺第 2 項の各速度に比例する減衰項の係数が、伸展時には正、収納時には負となることから、伸展時には安定であるが、収納時に発散振動が生じ得ることは容易に想像できよう。このように、柔軟構造物では、伸展時と収納時で大きく挙動が異なる点に注意を要する。

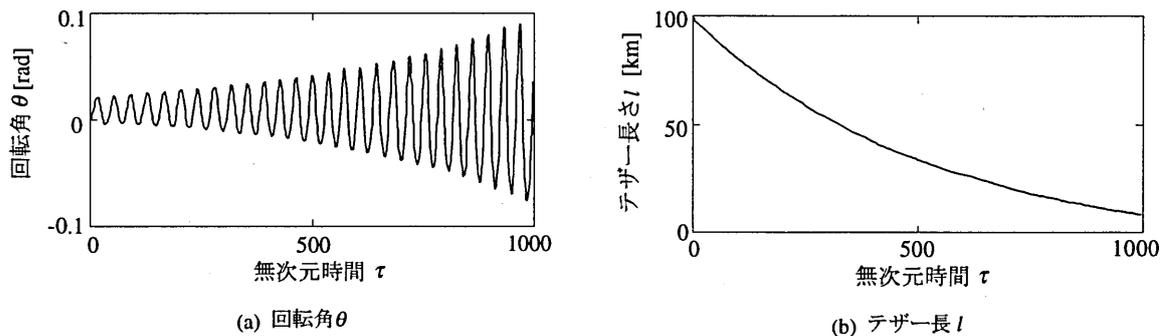


図 11.3: 無制御時の応答 (シミュレーション)

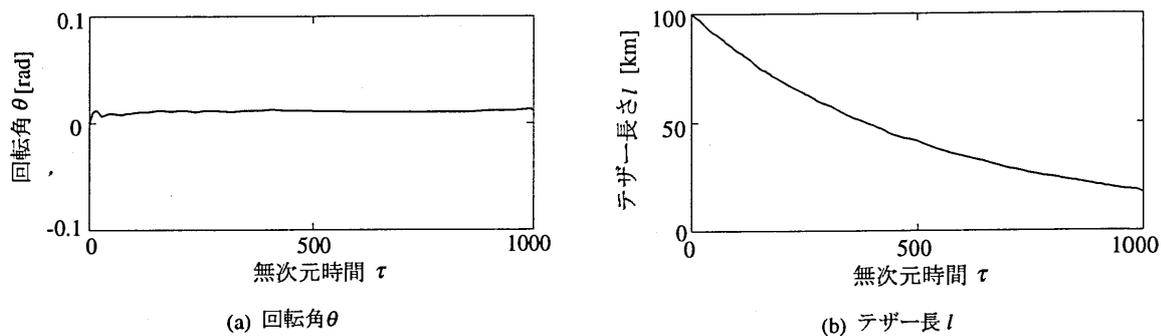


図 11.4: 制御時の応答 (シミュレーション)

一例として、テザーの収納を

$$l = l_0 e^{-s\tau} \quad (11.16)$$

という指数型で行う場合を考える。ただし、ここで、時間を $\tau = \Omega_0 t$ の変換によって無次元化している。この場合、式 (11.15) の左辺第 2 項は係数として $-2s$ を持ち、 l によらない一定の負減衰を持つことになる。図 11.3 に、 $l_0 = 100\text{km}$ 、 $s = 1/50$ とした場合の収納状況を示した。初期条件は、 $\theta(t_0) = \dot{\theta}(t_0) = 0$ である。運動方程式から予測されたとおり、テザーを収納するにつれて振れ角 θ が発散していく様子が見て取れる。

11.2.3 収納時発散振動の制振

前節の結果からわかるように、テザー衛星を収納しようとするとき、そのままでは不安定振動が生じる。したがって、何らかの制振を行う必要があり、これまで、ジェット噴射による制御などが試みられてきた。ここでは、大規模な装置を必要としないため、実用的で簡便な制振法と思われる、テザー収納速度に微小な摂動を与えることで安定化する方法について解説する。物理的には、テザー長さの変化に伴うパラメータ励振を逆用することによって安定化を図る方法である。制御入力として、テザー長の微小な変化 δ を導入する。すなわち、収納を式 (11.16) に摂動 δ を加えた

$$l = l_0 e^{-s\tau} + \delta \quad (11.17)$$

の形で表して、 δ を制御することとなる。 δ をテザー衛星の振り子振動と同調させることによって生じる係数励振を逆用することで、理論的には安定化可能であることが推測されよう。しかし、システムを安定化する δ の位相や振幅の領域にはかなりの幅があるため、効率的で速い収納が行える δ の値を選ぶことは一般的には困難である。そこで、最適制御理論を適用して制御則の構築を試みた¹⁵⁾。図 11.3 と同様の場合 ($l_0 = 100\text{km}$ 、 $s = 1/50$ 、初期条件 $\theta(t_0) = \dot{\theta}(t_0) = 0$) について、最適制御則を用いた場合の応答を示したのが図 11.4 である。テザーの振れ角の発散振動が低いレベルで抑制可能であることがわかる。

11.2.4 宇宙ケーブル構造の課題と展望

本節では、テザー衛星のダイナミクスを、面内振動に限った形ではあるが、その問題と解決策を中心に論じた。ここでの計算例で示したスケールや重力傾度の影響等からわかるように、宇宙特有の問題があることが理解して頂けたことと思う。

テザー衛星においては、収納時には発散型振動が生じ得ることから、何らかの振動制御が必要となる。また、ここでは触れることが出来なかったが、伸展時、ならびに定常的に位置を保持する時においても、

高い位置決め精度を達成するためには、振動制御技術の確立は不可欠なものであるといえよう。このように、テザー衛星の問題は、構造の存立ならびに使用性の確保のために振動制御が前提となるという点で、構造工学的に興味深く、かつユニークな問題であるといえる。

ここでの解析は、最も単純化されたモデルを使用したものであるから、さらに精緻にテザーのダイナミクスを考えたり、3次元性を取り入れた検討が必要とされるし、また、その中で新たな技術的なチャレンジが生まれてこよう。これだけ柔軟な構造物であるから、荷重を正確に知る必要もある。このように、宇宙におけるケーブル構造が信頼性の高い形で実用化されるためには更に一層の構造工学面の発展が望まれる。

11.3 膜面構造の力学と収納時挙動

11.3.1 宇宙における膜面構造とその応用

宇宙における膜面構造としては、アンテナ、電波望遠鏡、太陽光発電用集光装置、駆動力に太陽輻射圧を利用するソーラーセイル等、大スパンを張る必要がある構造への応用が考えられる。ロケットやシャトルによる輸送を前提とすると、畳み込みやすく収納効率を高めることが出来る膜面構造は、大スパン構造の形式としてもっとも魅力的であると言えよう。特に、重力が微小である宇宙空間においては、極薄の極低剛性膜面構造物であっても形状を保つことができるから、地上より遥かに少ない材料でより大きなスパンを張ることが可能となるのである。反面、構造が極く柔軟となることから、太陽の輻射圧や熱変形、重力傾度、あるいは構造エレメント間に働く微小な摩擦など、地上の構造物では無視できるレベルの微小な荷重作用が挙動を大きく左右することがあり、その点に留意する必要がある。また、地上で建設する膜面構造物では、重力の作用によって否応無しに張力が導入され、また、その張力によって形態が安定するという利点があるのだが、宇宙空間においては、そういった効果は期待できない。言い換えれば、旧来の地上における膜構造物の理論や経験、研究成果をそのまま用いることが出来ないわけであって、今後、膜面構造の信頼性を高め、より大スパンに適用していくためには、張力が抜けた状態での膜面の挙動を実験・解析両面から解明し、また経験を蓄積していく必要がある。

ここでは、一例として、宇宙実験・観測フリーフライヤー (SFU: Space Flyer Unit, 写真 11.6) の太陽電池アレイの伸展・収納挙動に着目した解析結果を基に、これらの問題を解説する。

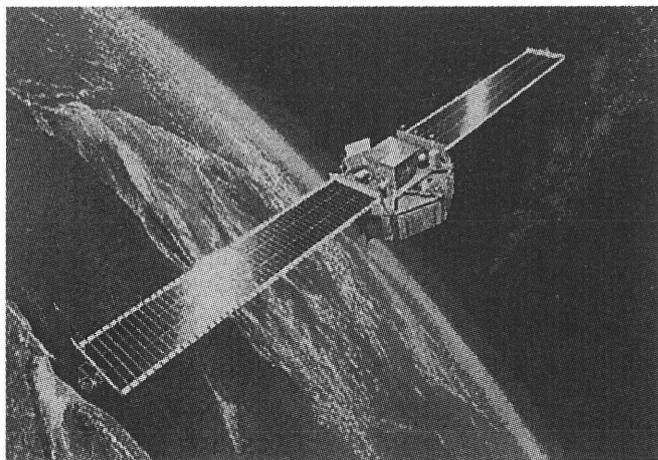


写真 11.6: 宇宙実験・観測フリーフライヤー (SFU)

11.3.2 太陽電池アレイの力学と収納時挙動

1995年3月18日に打ち上げられたSFUは、1996年1月20日にスペースシャトルエンデバー号によって回収された。しかし、その際、衛星本体の回収には成功したものの、SFU付属の長さ24.4m、幅2.36mの太陽電池アレイ(写真11.7)は、収納不具合によって回収できなかった¹⁶⁾¹⁷⁾。それは、太陽電池アレイの収納時に、展開時とは全く異なる予想外の変形モードが生じたためである。

SFUの太陽電池アレイの構造の模式図を図11.5に示す。重量を低減するため、アレイブランケットは極く柔軟な膜構造であり、太陽の影に入る衛星本体に近い部分を除いて、アレイブランケットに太陽電池パネルが接着してある。アレイ最外縁部のアレイブランケットは伸展マストと接合してあるので、伸展マストの伸展・収納に伴ってアレイ全体が展開・収納されることになる。収納時には、図11.6の上の図に示したように、アレ

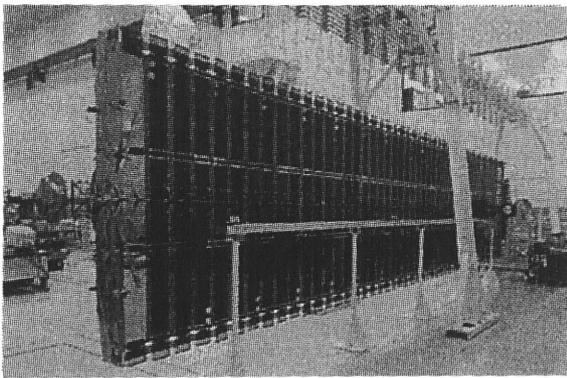


写真 11.7: 太陽電池アレイ

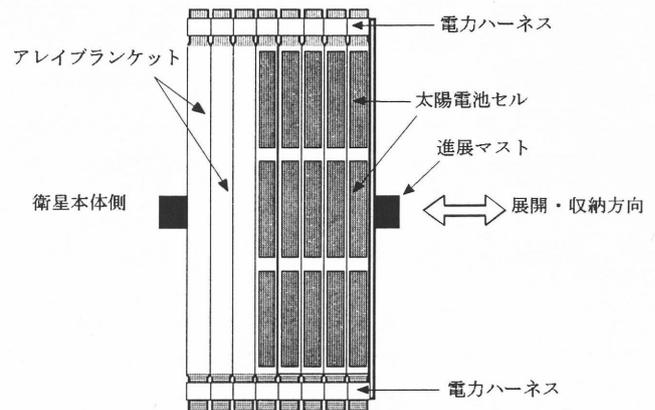


図 11.5: 太陽電池アレイの構造

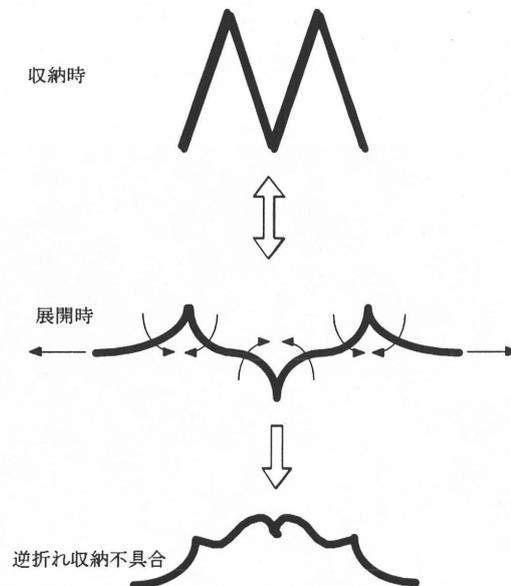


図 11.6: 展開・収納時の変形

イ両側端の電力ハーネスの弾性によって展開前と同じ方向に折れ込むと考えていた。展開の際は屏風が開くように伸展し、収納の際は丁度その逆のプロセスで閉じるという設計である。しかしながら、現実には収納時において、衛星本体に近い太陽電池セルの貼っていない部分が、図 11.6 の下の図のように想定と逆に折れ込んだため、アレイの収納が不可能となった。なお、SFU の実物大太陽電池アレイを用いた打ち上げ前の地上試験では、逆折れが観測されなかった。地上試験においても、重力補償を考慮した吊り下げ式の展開・収納試験を行ったのではあるが、予想していなかった重力による安定化効果があったものと思われる。したがって、この現象は全く想定外の未知の現象であったと言える。

地上実験では確認されなかったことから、逆折れは地上重力下では生じ難いが、微小重力化で顕在化する変形モードであると考えられる。地上重力下では、自重によって常に膜面に何らかの張力が導入されているため、通常、膜面の解析では膜面の曲げ剛性を無視して、張力の釣り合いと形状の保持を仮定して変形状態を計算することで十分な精度で挙動を予測することが可能である。しかし、微小重力の下では、重力に由来する張力の影響は小さいと考えられるから、通常微小と仮定される膜面の曲げ剛性が相対的に無視できない大きさとなっており、また張力の再配分もあると思われる。著者らは、そのことが地上重力状態とは変形モードが異なり、逆折れ現象が生じた一因ではないかと考えて、原因究明を行った¹⁸⁾。以下、その際に得られた知見を中心に膜面構造の収納時挙動を説明する。

11.3.3 膜面の展開・収納挙動の解析

上述したように、膜面の張力が低いと考えられる宇宙空間では、膜面の曲げ剛性の影響が無視できないと考えられる。そこで、まず、落下型無重力実験施設を利用した模型実験によって現象を再現することから検討を開始した。その結果より変形モードや逆折れが生じる剛性の範囲等をつかんだ上で、膜面の引張りのみならず曲げ剛性をも考慮に入れて、大変形時の薄板のポテンシャルエネルギーを用いた解析をおこなった。具体的には、ポテンシャルエネルギーの停留条件を調べることで、変形モードを調べた。

図 11.7 に、ここで用いた解析モデルを示す。2枚の膜面からなる最も簡単な展開膜面を取り出し、膜面を薄板、折り目の軸を梁としてモデル化して、それぞれ大変形を考えたポテンシャルエネルギーを考える。また、収納の際にはたらく電力ハーネスの弾性と膜面の「くせ」を、端部の回転バネ定数 C および引張りバネ定数 k としてそれぞれモデル化している。

簡単のため、座標系の原点は、図に示したように両端の直線状ヒンジラインを結ぶ平面内における膜面構造

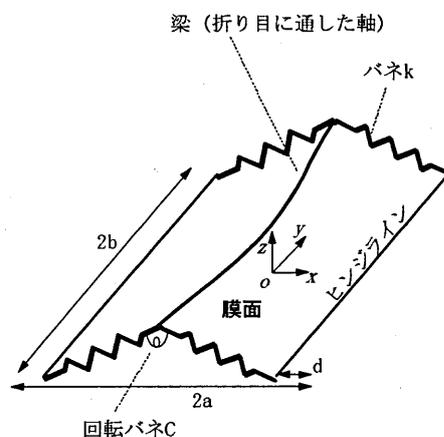


図 11.7: 膜面模型解析システム

の正射影の中心におくこととした。こうすることで、常に構造が x 軸および y 軸に対して対称となり、解析が大幅に簡素化される。収納開始付近の比較的変形が小さい領域での、無重力再現実験におけるビデオ画像を参考にして、

$$w(x, y) = \left(1 - \frac{|x|}{a}\right) \left(Q_1 + Q_2 \cos \frac{\pi y}{2b}\right) \quad (11.18)$$

を膜面の z 方向の変形関数と仮定した。すなわち、 x 方向には中央に向かって直線的に増加し、 y 方向には \cos 形でたわむ変形である。水平面内の x, y 方向の変位は、膜、ならびに梁が不伸長であると仮定することによって、式 (11.18) と整合するように定めた。

膜面模型の特性値としては、無重力再現実験における膜面模型の特性値、 $a = 0.0600$ m, $b = 0.145$ m, $h = 7.50 \times 10^{-5}$ m, $E = 1.00 \times 10^{10}$ N/m², $E_b I_b = 4.00 \times 10^{-5}$ Nm², $\nu = 0.250$, $C = 1.00$ N/rad, $k = 7.00 \times 10^4$ N/m, $\theta_0 = 0$ rad を用いた。各展開・収納段階で、ポテンシャルエネルギーと膜面中央における z 方向変位 $w(0, 0)$ との関係を示したのが図 11.8 である。 d は直線状ヒンジラインの変位を表し、 $d = 0$ が全開状態を、増加が収納、減少が展開を意味する。また、 $w(0, 0)$ が正であれば、膜面中央と回転バネの変形方向が同じである順折れを表し、負であると折り目の梁の中央点が両端のヒンジラインのなす平面より下側となり逆折れを表すことになる。なお、①～⑦は展開、収納の順を示したものである。図 11.8 の収納されている段階 (①) では、ポテンシャルエネルギーは順折れ・逆折れの 2 つの極小点を持つ。製造時や打上げ時は当然のことながら順折れにある。ところが、展開を続けると徐々に逆折れのエネルギーが低下し、 $d = 0$ においては極小点は逆折れ側のみとなる (④)。次に再び d を増加させて収納に移ったときに、一旦逆折れ状態にあるものが順折れに移行するには、逆折れ極小点近傍から抜け出すだけのエネルギーを得て、極大点を超えなければならない。したがって、外乱がなければ展開時と異なる逆折れモードで収納されることになる (⑦)。このように、膜面模型は、制御変数の増加と減少の際に、異なった経路を取る典型的な飛び移り現象 (Snap-through) の特性を示している。このように、逆折れ現象では、収納時と展開時で変形の経路が異なるので、展開・収納構造物を設計する際には、展開時の挙動の検討と別途に収納挙動も検討していく必要がある。

11.3.4 宇宙膜面構造の課題と展望

SFU 太陽電池アレイの収納不良をもたらした逆折れ現象においては、通常の解析では無視される膜面の曲げ剛性の働きが、無重力環境では重要であった。重力環境下の構造物では、重力による荷重作用が前提となるから、必然的に一定レベル以上の剛性や強度が必要とされる。したがって、従来型の構造力学では、構造物の形態が安定的に存在することを前提としている。しかし、宇宙空間では、重力の制約から解き放たれるため、極く低剛性・低強度な、いわばくらのような構造物が存在可能である。そのことは、斬新で従来に比べて遥かに効率的な構造形式の可能性をひらくものであるが、同時に、現在の構造力学では取り扱いにくい微小な外乱でも大きく変形をするような柔軟構造物の解析や挙動予測がより重要となることを意味する。

ここでの解析で示したように、膜面構造の逆折れは、展開時と収納時で経路が異なる一種の飛び移り現象である。つまり、このように柔軟な構造物においては、展開時と収納時で変形モードが異なることがある。展開と収納は単にビデオの順送りと巻き戻しのように可逆的なものではなく、非可逆的な現象であることを理解して頂けると思う。考えてみれば、展開時と収納時は外からなされる仕事が異なり、エネルギー状態も異なるのだから、現象としては非可逆であっても何の不思議も無い。このように、収納時と展開時で変形の経路が異なるので、展開・収納構造物を設計する際には、展開時の挙動の検討と別途に収納挙動も検討していく必要がある。膜面構造においては、収納という新たな操作の実用化にあたって、新たな興味深い問題が生じつつあるのである。

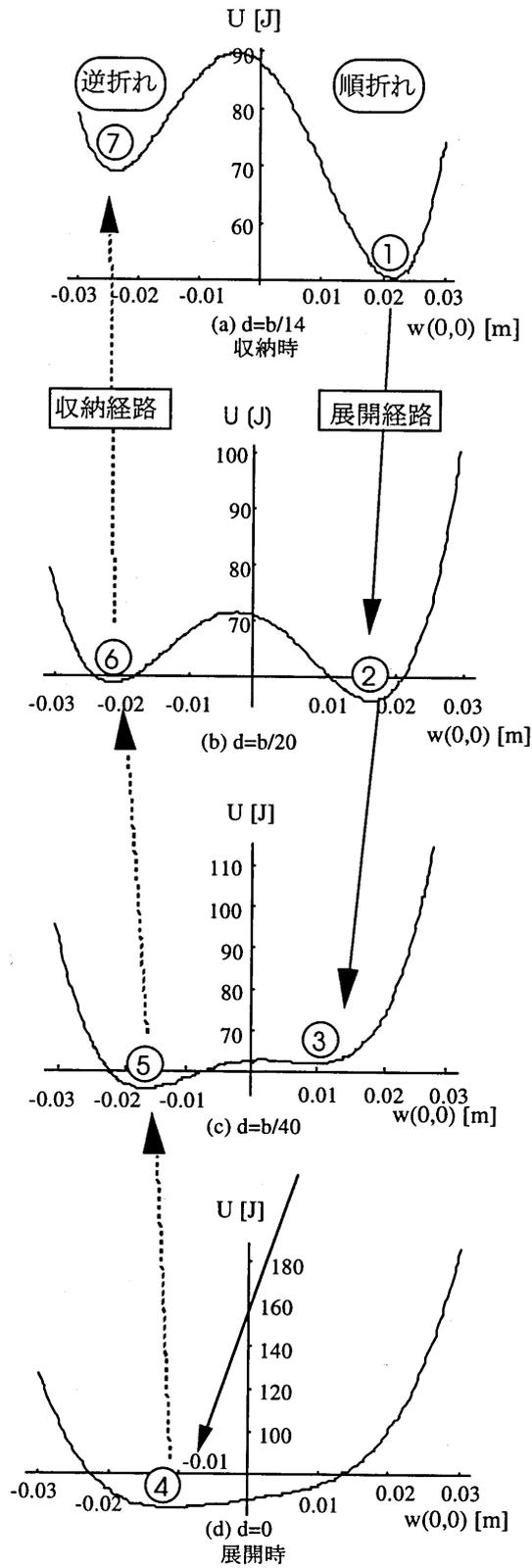


図 11.8: 膜面模型 No.7 のポテンシャルエネルギーと展開・収納時経路

11.4 おわりに

以上、ケーブルならびに膜面構造を例に、展開型柔軟宇宙構造物が直面している典型的な問題を取上げた。多くの構造工学的問題が山積していることがお分かり頂けたと思う。

紙面の都合でここでは詳細を触れることが出来なかったが、著者らが行った膜面構造の無重力実験では、通常重力下では影響は軽微である微小な摩擦のバランスや膜面の剛性などが大きく挙動を変化させることが観察された。通常の構造力学は、重力の存在を暗黙に仮定しており、また、構造技術者も重力の存在に慣れているので、重力のない空間での構造物の挙動には想像力を超える現象が潜んでいる可能性がある。著者らも、SFU太陽電池アレイの再現実験においては、当初膜面の曲げ剛性を軽視していたため現象の本質をつかむことができず、多くの実験模型で逆折れの再現に失敗した。このように、無重力においては、通常の構造力学の仮定が成り立たない場合があり、注意が必要である。また、別の機会にテザー衛星システムの制御を地上実験で試みた際には、実験装置のちょっとした摩擦の影響で発散振動が生じない場合があつて、かなり苦勞した。逆に言えば、地上実験で大丈夫でも宇宙では困ることが十分に有り得ることになる。したがって、今後、大型宇宙構造物を建造して行くにあたっては、無重力下での構造物、特に柔軟構造物の挙動について更なる研究の蓄積が必要となろう。

宇宙における長大または大面積構造物には、微小隕石(マイクロメテオロイド)や人工的ゴミ(スペースデブリ)が超高速で衝突する可能性もまた大きい。テザーが切れたり、内圧のかかっている膜面に穴が空くことは、構造物そのものを失いかねない大きな問題であり、これへの対策は宇宙における大型構造物の課題の一つである。

このように、宇宙構造物、特に柔軟構造物の分野では、現在、新しい優れた構造形式の誕生や、宇宙空間での大規模建設に伴う展開・収納のニーズの増大に伴って、これまでの構造力学で十分に取扱われていなかった多くの問題が生じており、解決しなければならない多くの問題を抱えている。多くの読者がこの問題に興味を持ち、取り組んで下さることを願ってやまない。

参考文献

- 1) 名取通弘：宇宙構造物工学の概要，土木学会論文集，No.410，pp.1-15，1989.
- 2) 名取通弘・樋口健：宇宙構造物の最新理論とデザイン，季刊大林，No.41，pp.2-5，1996.
- 3) 三浦公亮：地上の構造・宇宙の構造，日本航空宇宙学会誌，Vol.38，pp.221-229，1990.
- 4) Takano, T. et-al. : Development of flight model antenna for Muses-B Satellite with space VLBI mission, 20th International Symposium on Space Technology and Science, Gifu, Japan 1996.
- 5) Higuchi, K. et-al. : Inflatable space rigidized structure: adaptivity and fundamental experiment, 20th International Symposium on Space Technology and Science, Gifu, Japan 1996.
- 6) <http://spartans.gsfc.nasa.gov/missions/flown/207/207.html>
- 7) Bertin, J.J. and Johnson, S.W.: Access to space - systems and technology to support it, Journal of Aerospace Engineering, ASCE, Vol.10, pp.53-59, 1997.
- 8) 名取通弘，白木邦明：宇宙ステーションの安全性 — 宇宙構造物の安全性 —，日本建築学会シンポジウム「空と海と陸の安全性 - 建築の安全性を考える」資料，1996.
- 9) Misra, A. K. and V. J. Modi: A survey on the dynamics and control of tethered satellite systems, AAS 86-246, Advances in the Astronautical Sciences, Vol.47, pp.667-719, 1986.
- 10) Bainum, P. M., Diarra, C. M. and Kumar, V. K.: Shuttle-tethered subsatellite system stability with a flexible massive tether, Journal of Guidance and Control, AIAA, Vol.8, pp.230-234, 1985.
- 11) Modi, V. J. Chang-Fu, G., Misra, A. K. and Xu, D. M.: On the control of the space shuttle based tethered systems, Acta Astronautica, Vol.9, pp.437-443, 1982.
- 12) Banerjee, A., and Kane, T. R.: Tethered satellite retrieval with thruster augmented control, Journal of Guidance and Control, AIAA, Vol.7, pp.45-50, 1984.

- 13) Onoda, J. and Watanabe, N. : Effects of atmospheric density gradient on the stability and control of tethered subsatellite, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.11, pp.477-479, 1988.
- 14) Landau, L.D. and Lifshitz, E.M.: *Mechanics*, 3rd ed., Pergamon Press, 1976.
- 15) 阿部雅人ほか：テザー衛星収納時の発散振動の制御, *土木学会論文集*, No.598, pp. 239-246, 1998.
- 16) 宇宙科学研究所報告, 特集第 35 号, SFU 実験報告(システム編), 1997 年 3 月
- 17) 宇宙開発事業団：NASDA ニュース, No.171, 1996.
- 18) 阿部雅人ほか：宇宙展開膜面構造物の収納時逆折れ挙動の解明と対策, *土木学会論文集*, No.598, pp. 247-256, 1998.