
研究展望
Review

研究展望

宇宙構造物工学の概要

OUTLINE OF THE SPACE STRUCTURES ENGINEERING

名取通弘*

By Michihiro NATORI

1. ま え が き

最近の宇宙構造物においては、太陽発電衛星に代表されるような大型柔軟構造物への対応から、さまざまな新しい研究分野が開けてきた。構造の分野についていえば、従来固定したあり方でよかったものが、システム工学や制御工学の取り込みなど、新しい対応を迫られてきた。たとえば、単に運用時だけでなく、それ以前の輸送や建造、あるいは必要な場合には収納撤収までを含めた考察が必要となる。それと同時に、宇宙空間では制約が少なく、かつ無重力で外乱も少ないので、より自由で、ある場合にはより単純な発想も可能となった。弾塑性伸張変形よりは、より幾何学的な不伸張変形の追求などは、そのような傾向を如実に表わしている。今まで固定した概念だった構造が、展開構造をへて、形状だけでなく物理的特性まで変化可能な知的適応構造へと発展して、さらに成長構造とでもいえるようなものにまで変わることができそうである。また、具体的に宇宙空間へのアプローチの回数や手段が増加すると、太陽輻射圧などの宇宙空間での微小な外力が実感されだして、それらをむしろ積極的に利用しようということにもなる。そのような宇宙環境外力の作用のもとでの知的適応構造物の振舞いの解明などが、さらに本格的な宇宙構造物工学となっていくような予感もする。

本稿では、従来の構造工学と異なる点や将来の方向に留意しつつ、著者のイメージする宇宙構造物工学の概要を述べる。宇宙構造物工学は別に難解なものではないし、

そして何よりも面白い、そのように感じていただけたらと思うのである。

2. 宇宙構造物の分類とその特色

(1) スペースコロニーと太陽発電衛星

宇宙構造物の研究は、スペースコロニーや太陽発電衛星に代表される大型の構造物をどのように宇宙に構築するかを目標に、始められてきた。スペースコロニーは、月面につくられる基地よりもはるかに居住性の良い人工植民衛星として提案された¹⁾。図-1はトーラスタイプのスペースコロニーで、全体の直径は1.8 km、1つに約1万人が生活する。図-2は内部の想像図で、チューブの直径は130 mである。適度な重力など、地球上での人間生活の物理的・心理的条件に近づけるために、この程度のオーダーの宇宙構造物が必要である。球や円筒など他の形態のコロニーもあり得る²⁾が、構造工学の観点からはトーラスに類する形状が実現しやすい。これらの主構造は、人間生活の安全性の点から、比較的ハードな構造様式をとる。しかし、太陽光反射のためのミラーなどは、作用する荷重が小さいので、ソフトな構造でよい。

太陽発電衛星³⁾は、宇宙空間での太陽発電とマイクロウェーブによる送電を組み合わせた概念である。発電には、太陽電池あるいは熱機関の2種類の方法があり、前者は大きな平板状、後者はディッシュ状の反射鏡という構造形態をとる。太陽エネルギーは広く薄く太陽系内にばらまかれているので、数千MWの意味のある電力を得るためには、数kmから十数kmのオーダーの巨大な宇宙構造物が必要である。図-3にその一想像図を示す。図には送電のためのアンテナ部分が描かれていないが、それには高い構造精度が要求される。太陽発電衛星の基

* 工博 宇宙科学研究所助教授 宇宙探査工学研究系
(〒229 相模原市由野台3-1-1)

Keywords: space structures, structural control

本構成要素も、フィルムのようにソフトなものとそれを支える比較的ハードな構造とからなる。しかし構造物全体としては数百g/m²程度の重量で、少し厚手のシートに対応する程度である。図には、剛性の高いがっちりした構造物が描かれるのが常であるが、実際は柔軟で、地球上では自分自身の形態を保つことができるかどうかというイメージが正しい。

これらの大型宇宙構造物のうち特に太陽発電衛星は石油エネルギー枯渇の危機感から、さまざまに検討された。その後、宇宙工学上の諸問題は近い将来の宇宙基地計画により解決が可能であるという見通しから、この方面の研究に目立った進展はない。図-4はアメリカの宇宙基地の想像図であるが、それらの本格的な宇宙構造物へのアプローチとして期待されている。ただ宇宙空間での外力レベルの低さと将来の制御技術の進歩を考えれば、ソ連の宇宙基地ミールのように居住モジュールをつなぎあわせてできる構造システムも依然として有効であろう。

(2) 宇宙構造物の分類

いままでに提案されてきたさまざまな宇宙構造物を、そのスケールを一応のめやすとして整理すると、図-5のようになる。上部の宇宙構造物のグループは従来の衛星や、剛な鏡面の反射鏡、あるいはスペースコロニーの主構造体など、比較的剛な構造物である。次のグループはビームやプレート状の要素よりなるもの、あるいはそれらを組み合わせてできる構造物で、この場合それらの構造要素はおもに曲げを受け持つ。宇宙基地、トラスアンテナあるいはプレート状の太陽発電衛星などがこのグループに入る。上記のグループの構造物の質量あるいは体積は、おおよそそのスケールの2乗から3乗に比例する。

図の下半分の構造物は、膜面やケーブルといった張力を受け持つ構造要素からなる宇宙構造物である。それらの構造要素は、曲げを受け持つ構造要素よりも、より大きくて軽い構造体を構成できる可能性がある。また素材としては小さく畳み得るので輸送効率がよく、比較的近い将来のミッションにもさまざまな使用が考えられている。それらの張力部材は圧縮力を受け持たないので、これらからなる構造物は安定化の方法に従って、さらに3つのグループに分類できる。第1のグループは張力に対応する圧縮部材を有する構造物で、サブシステムとしてのブランケットタイプの太陽電池アレイや、フープカラムアンテナなどがこのグループに含まれる。第2のグループは、圧縮部材はもたないが自分でそれに対応する手段をもつ構造物のグループ、たとえばスピンによる遠心力や微小内圧を利用した反射鏡などである。その場合、構造物は、スピンを与えるためのホイールや、ガス発生のためのなんらかの装置をもたねばならない。第3のグ

ループは、太陽輻射圧や重力傾度トルクなどの宇宙における微小外力を利用して、これら張力部材による構造物を安定化するものである。ブレード型のソーラーセイルやテザーによる太陽発電衛星システムなどがこのグループの宇宙構造物で、外力レベルが微小なのでそれを十分に利用するために数kmから50kmにもおよぶ巨大システムが考えられている。張力部材からなる宇宙構造物の質量はおおよそそのスケールの1乗から2乗に比例する。部材を張力状態で有効に使用することは、吊橋のような地上の大型構造物や、ジョイントウィング⁹⁾のように航空機などに広くみられる。

これら2つの大きなグループの間に位置するインフレータブルリフレクタ^{9),10)}は、輸送時の収納や構造物形成時の内圧利用に適した膜面構造物の性質と、形成後リジダイズされて曲げ荷重を受け持つプレートの構造物の両方の性質をもつ。もちろん、将来実現していく宇宙構造物システムでは、剛構造に分類したスペースコロニーでも、テザー的なパワーラインや膜面の太陽光反射鏡などを含んでおり、実際は曲げ部材や張力部材が組み合わされたハイブリッドシステムとなっている。

(3) 宇宙構造物の特色

このように将来の宇宙開発においては、数十mから数十kmのオーダーの宇宙構造物を取り扱うことになる。このようなスケールの構造物がなんら支持されることなしに宇宙空間におかれることを考えると、宇宙構造物は相対的に大変柔軟な構造物となる。また運用時に作用する外力のレベルは地上の構造物に比べて極端に小さいことを考えると、地上では自重で変形してしまうような構造物であっても宇宙空間では十分に構造体として機能できる。それと同時に、アンテナのような構造物では、高い構造精度が要求される。また、もともと何も無い空間に構造物を出現させるわけであるから、ある程度の規模のクローズした系である必要がある。その意味で、宇宙構造物工学では系統的に構造物をとらえねばならない。その範囲も単に運用時のシステムのみでなく、輸送や建造、必要な場合は展開収納まで、さらには隕石などによる破壊後の修理のフェイズまでも含めたものであることが大切である。また空間的制約が少なくかつ無重力環境であるから、地上の構造物に比べより自由な発想が可能である。同時に、簡単な単位要素を周期的に繰り返してできる構造物のようにむしろ単純で基本的な構造概念が実際に実現できる。

(4) 宇宙構造物工学

前述のような特色をもつさまざまな宇宙構造物を扱うのが宇宙構造物工学である。その体系化の試みの一例を表-1に示す。構造概念工学では、特に構造物システムとして宇宙構造物のデザインに重点をおいた取扱いをす

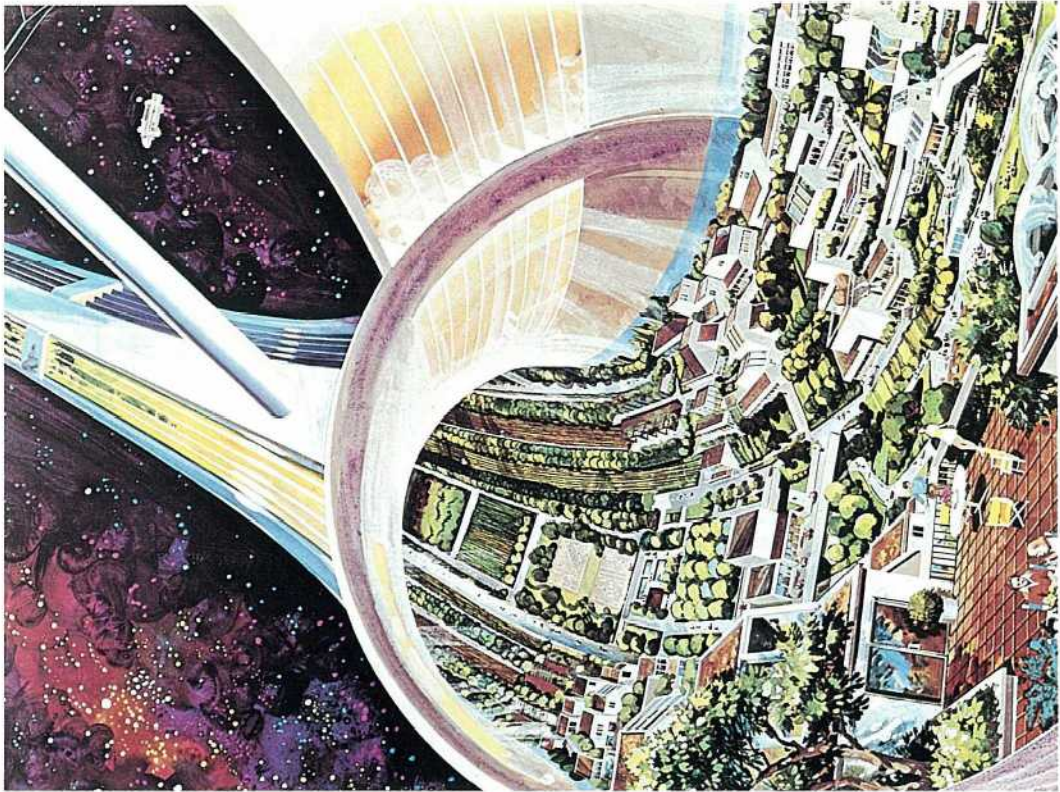


図-2 コロニー内部の想像図²⁾

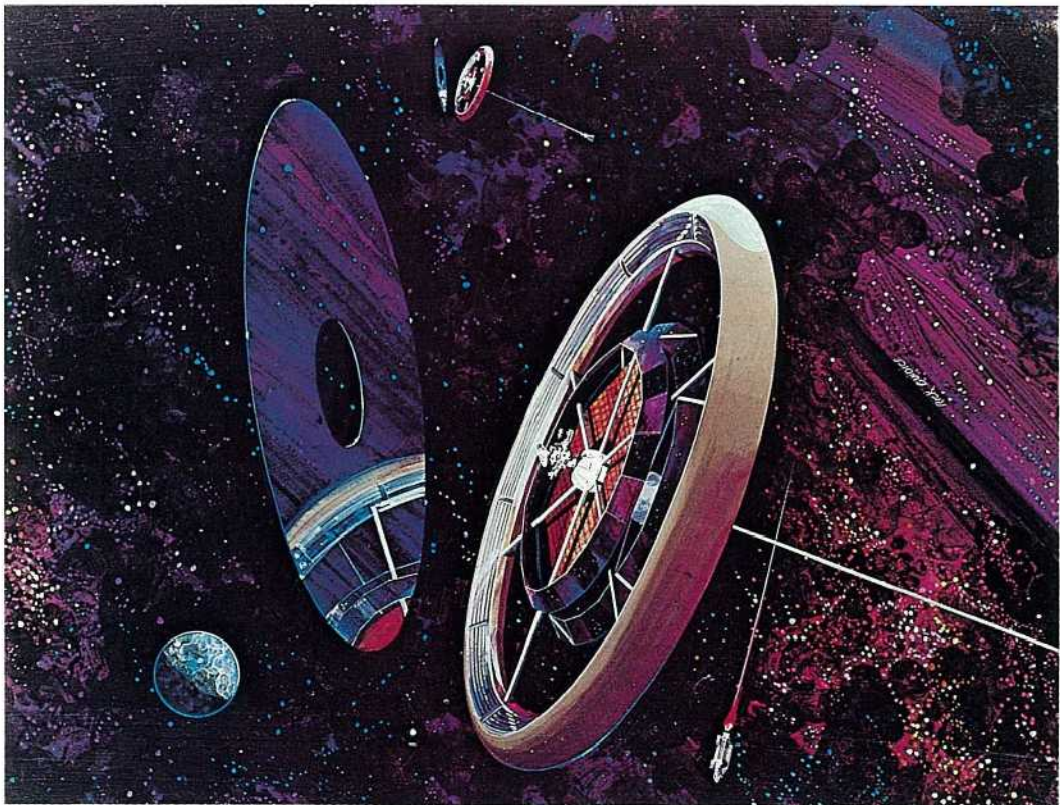


図-1 スペースコロニーの一例²⁾

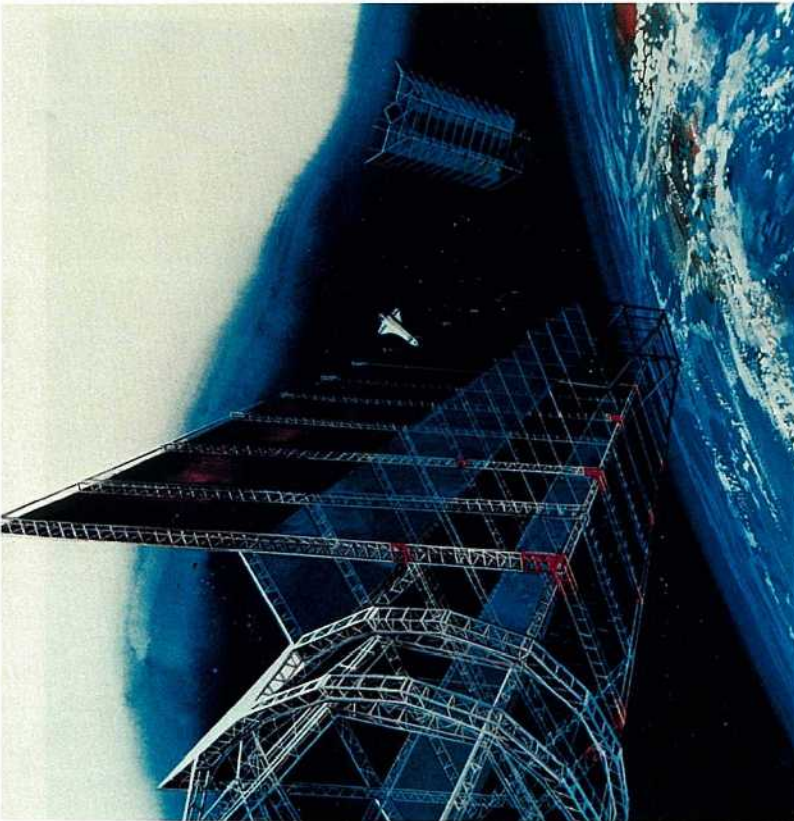
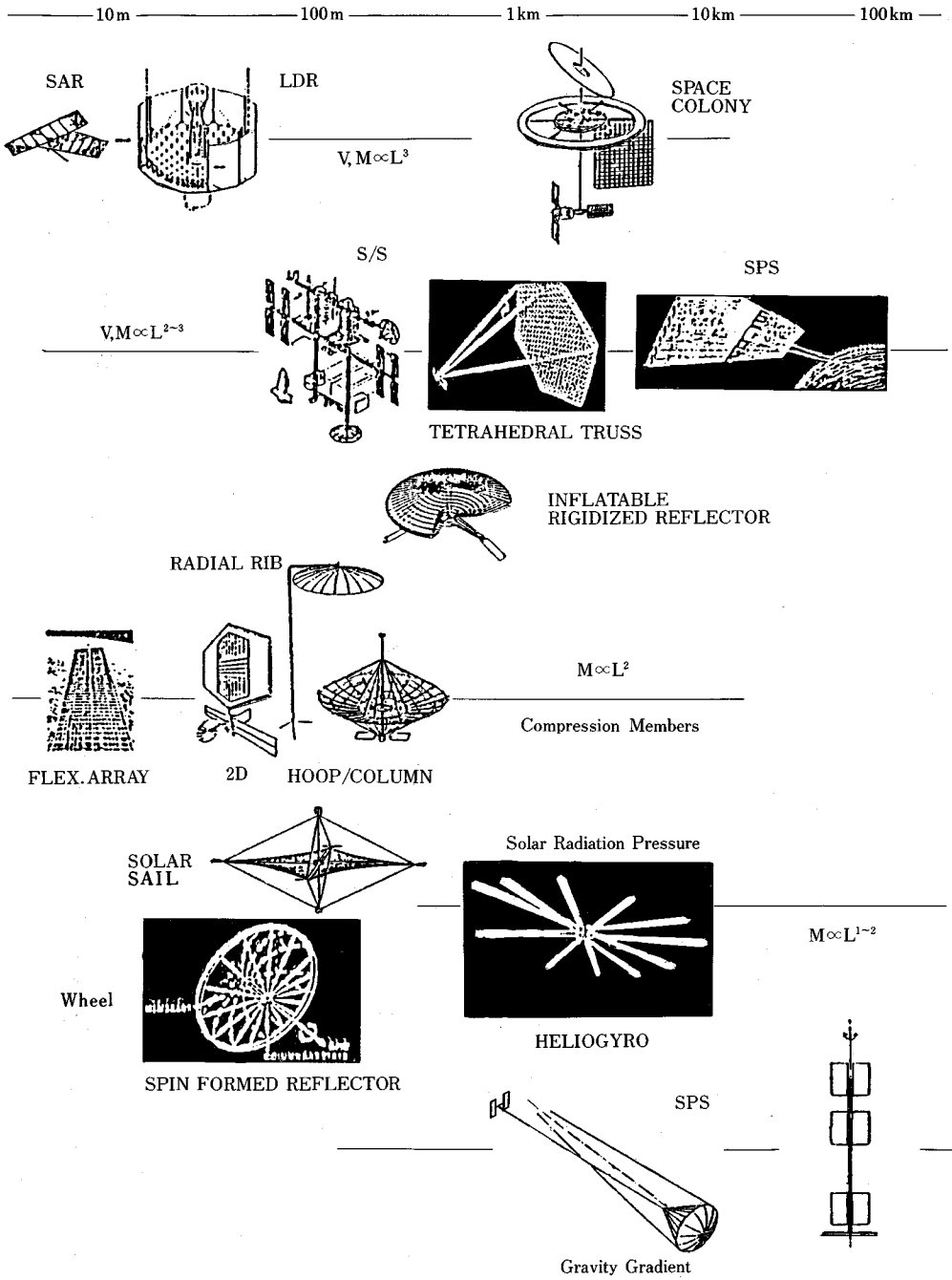


図-4 アメリカの宇宙基地⁶⁾

図-3 太陽発電衛星の想像図⁵⁾

図-6 二次元展開アレイ¹³⁾



図—5 宇宙構造物⁷⁾

表-1 宇宙構造物工学

A. 宇宙構造物の構造概念工学	
1. 宇宙構造物システム	スペースコロニー、太陽発電衛星、ソーラーセイル、テザーシステム、大型アンテナ、宇宙基地
2. 宇宙構造物の構造概念	展開型、組立型、ハイブリッド型、知的適応構造物
3. 展開型宇宙構造物とその構造要素	伸展ブーム、展開トラスブーム、展開平面トラス、展開アレイ構造、展開アンテナ構造
4. 組立型宇宙構造物の技術	組立ロボティクス、ビームビルダー、ヘリカルラティス構造
5. 構造機構の設計と制御	アクチュエータ、ヒンジ、構造部材
B. 宇宙構造物の構造制御工学	
6. 宇宙構造物の数学モデル	複合材料の力学的性質、構造物の連続体モデル、有限要素法、構造シミュレーション
7. 構造要素の力学	ロッドやワイヤの力学、伸展マストの特性、アンテナ膜面の構造精度
8. 柔軟システムの動特性と制御	振動解析、展開解析、振動制御、応答制御、地上試験
9. 宇宙空間での構造物の応答	宇宙でのオペレーションに対する構造物の応答、宇宙構造物への熱の影響、宇宙における外力による構造物の応答

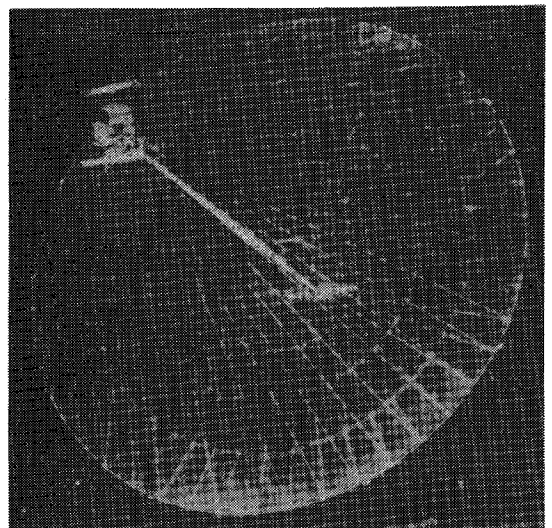
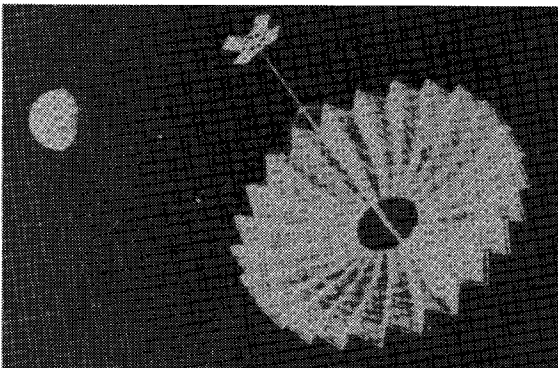
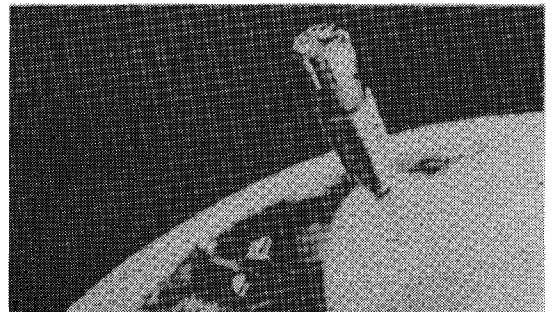
る。それらのデザインの裏付けをなす宇宙構造物の数理的解析を構造制御工学において扱う。以下の節では、これらのうち、宇宙構造物工学として他の構造工学との違いがよく現れていると思われる宇宙構造物の構造概念¹¹⁾とそれらの動的応答⁷⁾について述べることにする。

3. 宇宙構造物の構造概念

(1) 展開型宇宙構造物

静止軌道における人工衛星などもさまざまな性能向上を要求され、それに伴って、まず付属するソーラーアレイやアンテナなどに大型化が要求されてきた。近い将来の無人ミッションの大型構造物は、輸送を考えると、展開型になる。大型のソーラーアレイ¹²⁾は太陽電池セルを貼ったブランケットをアコーディオンカーテンのように折り畳むか、ロール状に巻き取るかして、収納状態で輸送される。一方向の展開だけでなく二方向に展開可能なアレイの開発もなされている(図-6)。

アンテナは通信やエネルギー伝送、あるいは電波望遠鏡などのために、必要不可欠である。アンテナ構造は、展開型か組立型か、鏡面の素材が剛であるかメッシュやインフレタブルな膜面であるか、支持構造があるか、あるとすればトラス構造かケーブル構造か、などといった構成要素の組合せによって、さまざまなタイプが可能である。展開型アンテナ構造の代表的な例は、放射状リブアンテナ、フープカラムアンテナおよびトラス構造に

図-7 フープカラムアンテナ¹⁵⁾

よるアンテナである。放射状リブアンテナ¹⁴⁾は、弾性リブをテープを巻き取るように中心円筒に巻きつけて収納される。図-7にフープカラムアンテナの展開の様子を示す。図-8はボックスアンテナとよばれる展開トラスアンテナである。このような150m程度のオーダーの構造物が、1回のシャトル輸送により可能な展開型構造物の大きさの限界¹⁷⁾である。そこでより大きな構造物を構築するには、それらのオーダーの構造体や部材を何回かに分けて輸送後組み立てるということになる。

(2) 展開構造要素の構造概念

展開型の構造は、収納効率、展開方式、およびヒンジの数などによりそのよしあしが評価される。収納効率は地上からの輸送回数を直接左右する。展開に際しては宇宙飛行士の補助作業をなるべく減じることや、確実な展開への高い信頼性が要求される。そのためには構造物自身に十分な展開機能を備える必要がある。ヒンジなどの展開のためのメカニズムの数は、構造物全体の精度や重

量あるいは製造コストなどの観点から、なるべく少ないことが望まれる。展開型宇宙構造物へのこれらの要求は互いに相いれない点が多く、ミッション要求に応じたさまざまな検討が必要である。図-9にトラスによる一次的なビーム構造物を示す。(a)は正八面体形状のトラス要素を繰り返して形作られている。このビームの長手方向に垂直な三角形を1つおきに60度ずつずらすと(b)に示すビームができる。(b)の正面のレイシングの方向を反対にすると(c)となり、これは四面体により構成される。(d)から(f)のビームはトポロジカルに同じビームで、正四面体よりなる(g)のビームにより代表される。このようにさまざまなトラス構造物の幾何学的形状は、少数の種類の多面体を周期的に繰り返して使えてできあがっていると考えることができる。そこでそれらのトラス構造物の基本として正多面体形状トラスのさまざまな変形形状を考えることが、広い範囲にわたる展開構造要素についての指針を与えることになる¹⁸⁾。図-10は科学衛星に搭載されたコイラブルマストで、このたたみこみの概念も図-11のような置き換えを行うと、基本的には八面体のたたみこみであること

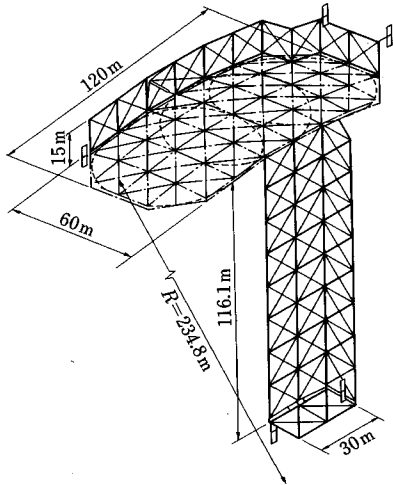


図-8 ボックスアンテナ¹⁶⁾

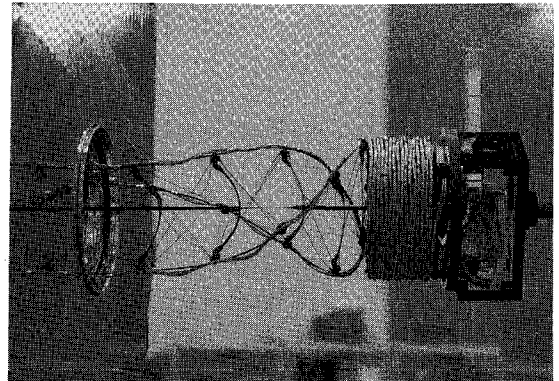


図-10 科学衛星搭載コイラブルマスト¹⁹⁾

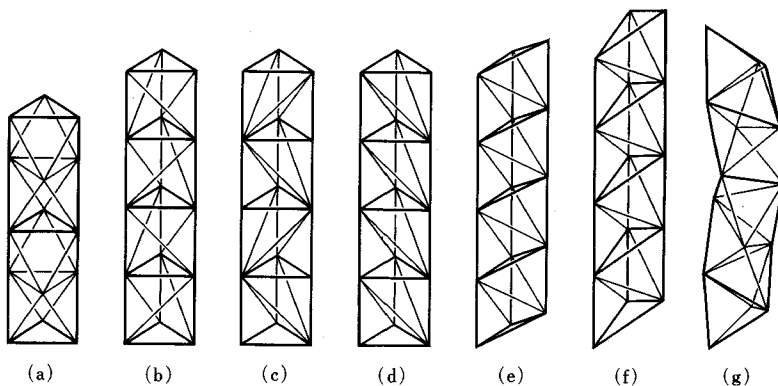


図-9 一次的なトラスビーム構造物¹⁸⁾

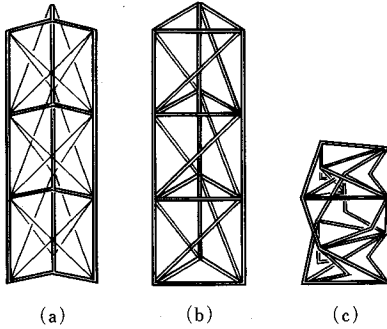


図-11 マストたみこみの置き換え

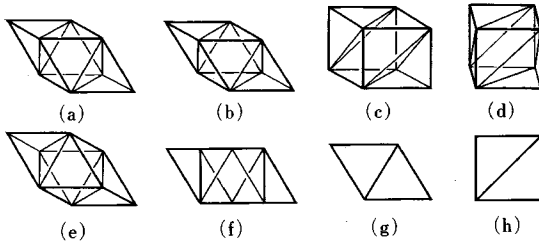


図-12 オクテット要素²¹⁾

がわかる。このように多面体形状トラスのさまざまなたみこみのモードは、展開型構造要素を分類理解したり新しい概念を発見するうえで大変有効である。

平面的な広がりをもったプレート状のトラス構造物の形状変化についても、単位要素の形状変化を考察することによって、ある程度の統一的な取り扱いが可能である。プレート状のトラス構造物の単位要素は、図-12 (a) に示す基本オクテット要素²⁰⁾で、1つの正八面体と2つの正四面体からなる。この要素の繰り返しによってプレート状のトラス構造物が構成されるわけである。基本オクテット要素を変形させると、(b) 以下に示すさまざまな要素が導かれる。図の下段が要素の上面図で (e) が基本要素、斜視図が図の上段ということになる。(d) がキューブ要素である。これらの要素のたみこみ²¹⁾では、たみこみのために長さを変えなくてはならない部材の本数が重要なパラメーターである。

(3) 宇宙構造物の組み立てとその関連技術

スペースコロニーや太陽発電衛星のような構造物はその巨大さの故に、ある程度は展開型のモジュールを使うにしても、最終的には組立型の構造概念によらざるを得ない。このような概念は、宇宙飛行士の作業活動やスペーススクリーンなどの組み立ての支援技術、およびビームビルダーなどの構造部材関連の技術^{22), 23)}に基づいている。図-13はこのような大規模な宇宙構造物の組み立て作業現場の想像図で、スペーススクリーンや閉鎖作業モジュール、構造部材運送のトロック、あるいは資材運搬シャトルなどが示されている。宇宙空間での基礎実験も

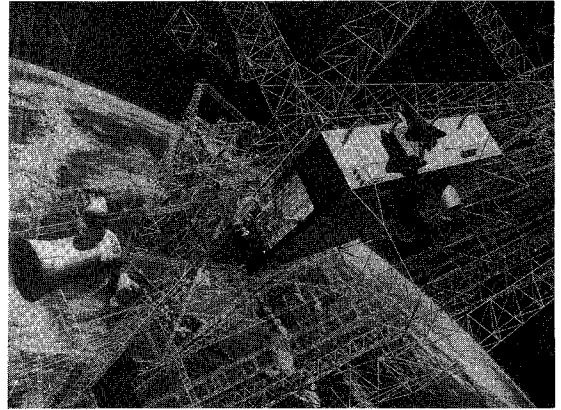


図-13 宇宙構造物の組み立て作業現場の想像図²⁴⁾

宇宙基地組み立てを対象になされつつあり、熱解析²⁵⁾や作業に適すヒンジ形式の改良などが試みられている。構造部材を組み上げていくさまざまなロボテックスの概念は組立型宇宙構造物に必須である。宇宙におけるロボット技術²⁶⁾の特徴は、足場としての支点が自分の運動によって相対的に動くこと、作業対象もまた空間に運動しているから作業の腕は多腕が望ましいこと、扱う対象の大型化に応じて自らも大型になるので腕等の柔軟性を考慮すべきこと、常に人が介在できるわけではないのである程度の自律性をもつべきことなどである。十分な作業の足場を提供する意味で、ある程度の質量の大きな基幹構造を組み上げてから、全体を造り上げていく²⁷⁾というようなことも考えておかねばならない。

宇宙で実際に使われていく構造の選択も建造時の宇宙飛行士の作業性や製造コストなどから決められることが多く、単に力学的な性質の最適化よりは、広範囲にわたる構造の最適化を考えなければならない。アンテナ構造では電気的性能と構造との最適化²⁸⁾や、柔軟構造では制御と構造の同時最適化²⁹⁾などが試みられている。

(4) 知的適応構造物

従来、構造は常に固定したものとして考えられてきたが、これにさまざまな機構上の考察が加えられて、展開型構造物のような可変形状構造、さらには広い意味で形状変化や物理力学特性の変化を含むような可変特性構造が考えられる。そのような可変特性構造を積極的に制御して、構造物自体がさまざまな適応性や自律性を備えるようになったとするのが知的適応構造物のイメージである。図-14にその位置付けを示す。構造はいわば dead structure で、それをインテリジェントなロボットが組み上げるというのが従来の考え方である。しかし、それほど精密高度なインテリジェント機能でなくても、それが構造に加えられるだけで、構造物システム全体の完成がずっと効率的になる可能性が現われてきた。このよう

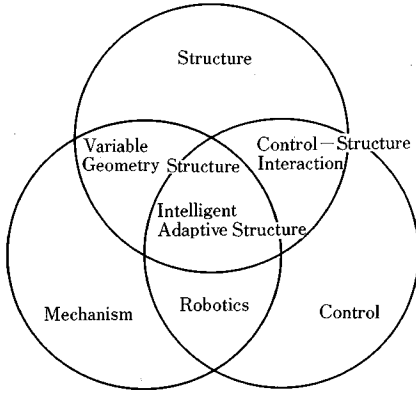


図-14 知的適応構造物³⁰⁾

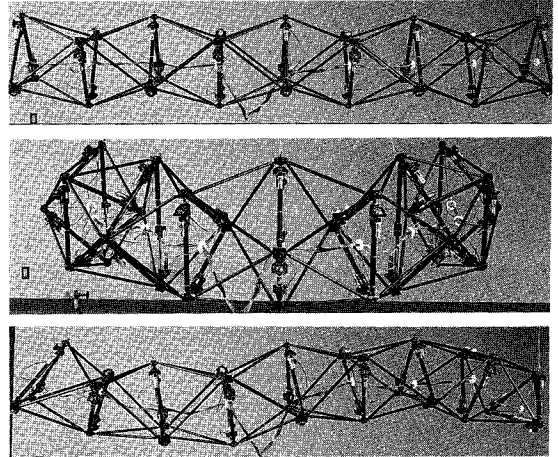


図-15 知的適応トラスビーム

な知的適応構造物の概念^{30)~33)}は、宇宙構造物の形状制御や振動制御の方式に直接かかわるだけでなく、宇宙構造物の運用状態においてなんらかの調整適応化の機能をもつことを可能にする。宇宙構造物システムが将来さらに大型化すると、力学特性の地上試験は不可能になる。知的適応構造物はそのような事態の有力な解決策の1つでもある。

一次元的なビーム状の知的適応トラス構造物を図-15に示す。これは正八面体形状のトラスビームで、長手方向に直角な三角形部分の各部材がボールスクリューにより伸び縮みする。中の図がリング形状の一部、下は2次の曲げ変形的なモードである。これは第二世代のマニプレータアームを直接意図して研究された³⁴⁾。大型アンテナ支持構造体などにこのような適応性をもたせれば、組立時にはロボットが作業しやすいような位置に動いて、かつ組立後はポインティング操作にも使用できるなどさまざまな応用が考えられる。このトラスは静定で、一部材が伸び縮みしても他の部材に応力が生じることはない。もちろん不静定であっても、伸び縮みが同期してい

れば適応して変形できるが、静定であることが制御を単純化している。このような構造体は自由度が多いので、さまざまな評価基準によってその運動や姿勢が異なってくる。図-16は、四面体形状トラスによるマニプレータアームの一端を固定、他端の作業ベクトルを規定したときに可能ないくつかの姿勢を示している。知的適応構造物が生体構造的な一側面をもっていることが類推できよう。

オクテット要素(図-12)の組合せによるプレート状のトラス構造物是不静定であって、部材数をもっと減じることが可能である。部材数を減じて静定トラスまでくると、それらはみな知的適応構造物としての可能性をもつ。プレート状の構造物はビーム状の構造物に比べて部材数が格段に多くなるから、知的適応構造物としては、アクチュエータ数を少なくできること、ヒンジ設計が容易であることなどを考慮したトラス構造の幾何学的検討が必要である。図-17はキューブ要素からなるそのよ

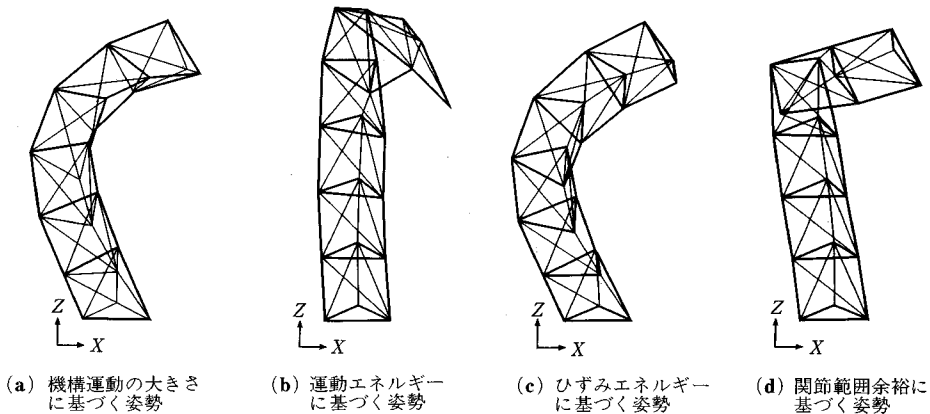


図-16 トラス形マニプレータアームの姿勢³⁵⁾

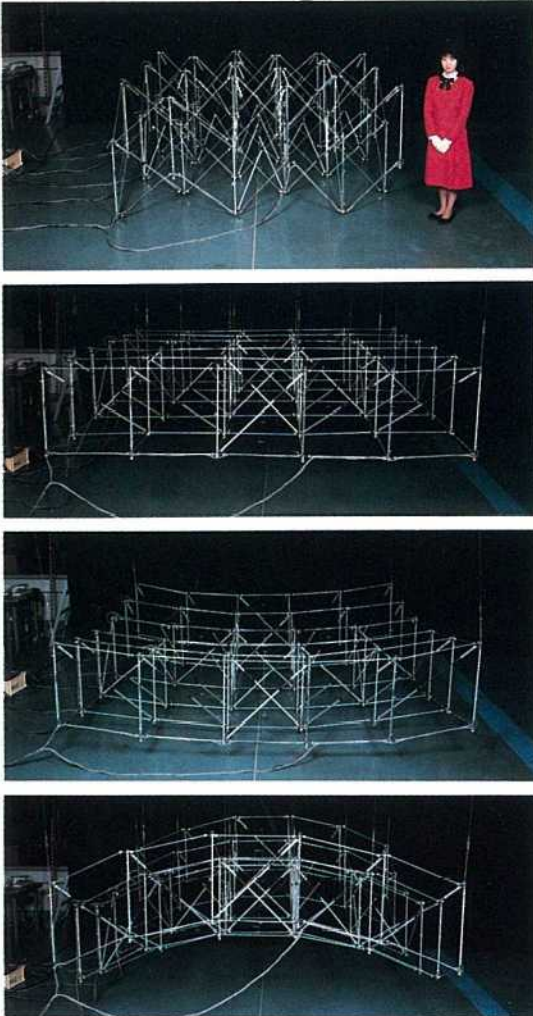


図-17 知的適応トラスプレートモデル³⁶⁾

うな知的適応構造物のモデルで、上より収納途中の状態、平面、放物面、双曲面で、その他にも円筒面を実現できる。アクチュエータはボールスクリュー、DC モータおよびエンコーダからなっている。このような概念は、アンテナ反射鏡などのアクティブな鏡面調整に直接応用できる。実際の鏡面調整だけに関していえば、通常は鏡面を上げ下げするなどのローカルな方法が用いられる。

4. 宇宙構造物の動的応答

(1) 宇宙構造物のダイナミクスと制御

宇宙構造物は宇宙空間に存在するわけであるから、剛体自由度と弾性自由度とを同時に考えねばならない。弾性自由度の表現には有限要素法などが有効である。通常、柔軟性を十分に表現し得るように得られた数学モデルは次数が高い。一方、制御系の設計を容易にするためにはそれを低次元化したものを使わざるを得ない。そこで無

視した高次モードの影響などを考慮して、設計を補正する。制御の観点からの宇宙構造物の研究については、すでに多くの解説^{37)~40)}があるので、ここでは構造の観点から、宇宙構造物の動的応答の特色を述べておく。

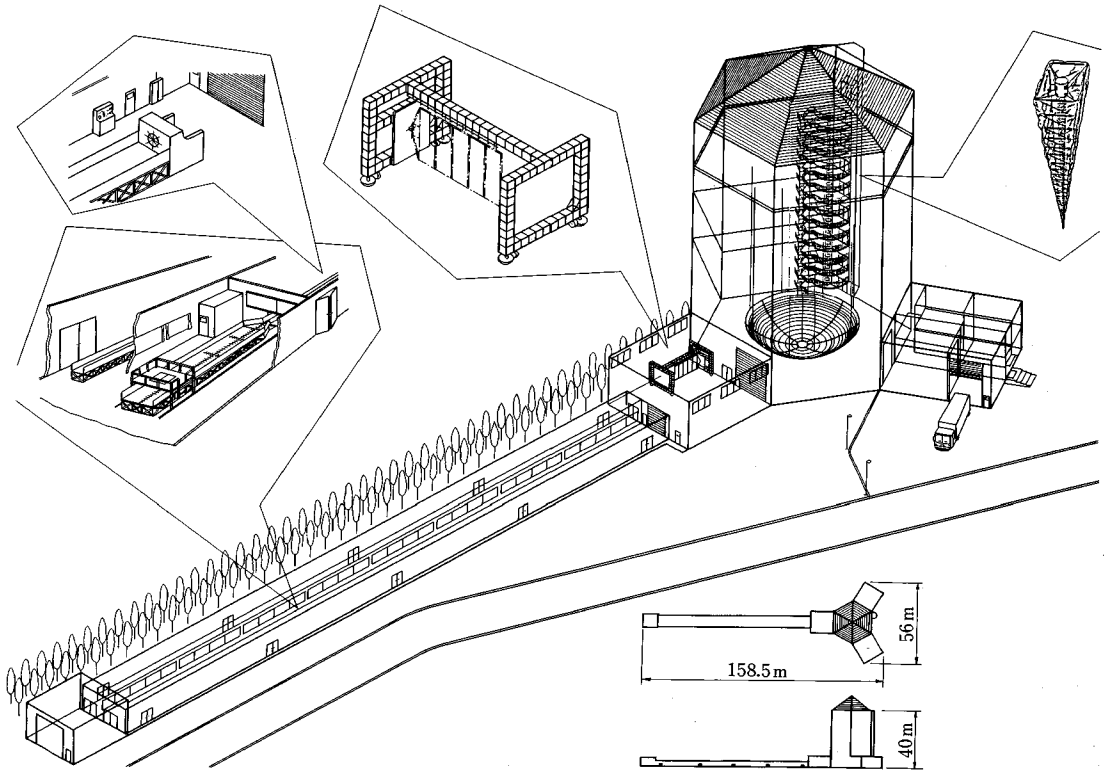
宇宙構造物では張力部材や曲げ部材が複合して構造体を形成していることが多い。これらの系の応答では、張力の大きさに構造物全体の剛性が依存する^{41),42)}。いくつかの張力部材がゆるんでも構造としては機能し得るので、そのような解析も必要であろう。数値解析には有限要素法が縦横に使われるが、いかに大量の演算⁴³⁾を早く行うかが大切である。柔軟度の高い構造物の特性としては、狭い振動数範囲に数多くの振動が存在したり、部材のローカルな振動モードが低い振動数で現われたりする⁴⁴⁾。また比較的規模の小さなトラス構造物では、必ずしも連続的なビームや板からは想像できないような振動モードが低い振動数で現われる⁴⁵⁾。

宇宙構造物では、地上の構造物に比べて空気による減衰を期待することができないので、一般に減衰性能が悪いことを覚悟しなければならない。制御にも関連して減衰については多くの研究がなされており、さらに宇宙空間での実験⁴⁶⁾が十分に必要であろう。ヒンジ部分のガタも振動数を低下させる⁴⁷⁾。展開解析では、剛体を結び合わせた系の解析は、通常よく実験結果を説明することができる。伸展マストで繰り出されていく太陽電池アレイを想定した解析などもなされている⁴⁸⁾が、実際の軌道上実験は数少ないのでそれらとの比較はいまだ十分ではない。その意味では、さまざまな不確定性を考慮できる研究の方向が大切である。

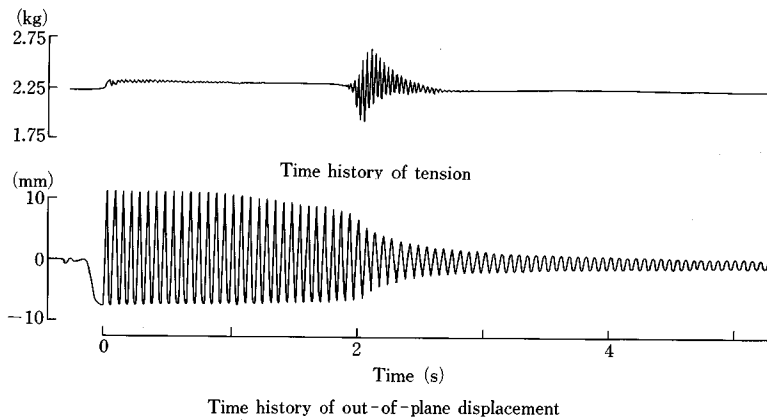
宇宙構造物の地上試験では、構造物自身が大型柔軟であるから、重力の影響や空気力による減衰効果の補償はなかなか困難である。それでもできる限りの地上試験をフライト前に実施しておかねばならない。図-18は宇宙科学研究所におけるそのような設備の一試案である。重力補償のためには、各種の吊具や水の浮力を用いたり、空気圧で浮上させたりする。空気力の影響を調べるのに有効な大型真空槽は高価なので、ここではガスバックを用いて、ヘリウム雰囲気中のデータなどから外挿する。大型柔軟な構造体の試験となるので柔らかいばねで吊る場合には、十分高い吊りしろが必要である。

(2) 宇宙構造物の振動制御

宇宙構造物は柔軟度が高く剛性が低いので、姿勢制御力や外乱によって容易に弾性振動が励起される。このような振動制御には、その振動方向に制御外力を作用させる^{49)~52)}のが普通で、地上での実験や軌道上での実験計画でも、振動の面外方向のアクチュエータが用いられている。このような問題には、制御の観点からすでにさまざまな検討がなされている³⁹⁾。しかし、ワイヤや膜面に



図一18 宇宙構造物の地上試験設備計画の一例



図一19 弦の振動制御実験⁵³⁾

よる宇宙構造物では、むしろ振動変位の方向とは直角の面内方向に作用する張力により振動を制御することが有効である。ここではそのような剛性制御に類するあり方を紹介しておく。

図一19は弦の振動制御実験のデータである。面外方向に弦をしばらく加振した後、減衰振動の途中から面外変位の情報をフィードバックして、弦の張力方向につけた別の加振器により張力を制御している。張力の変動に

より振動がよく制御されていることがわかる。張力はこの系の剛性に直接かかわってくるから、この例はいわば剛性制御である。トラス構造物の場合、構造の全体が面外に振動していても、部材自身は軸力の変化を受ける。そこで部材軸力を適切に制御すればこの振動を抑えることが可能である⁵⁴⁾。これは前に述べた知的適応トラス構造物で、軸方向アクチュエータを動的に使用する場合に相当する。図一20はこの効果を示すビーム構造のモデ

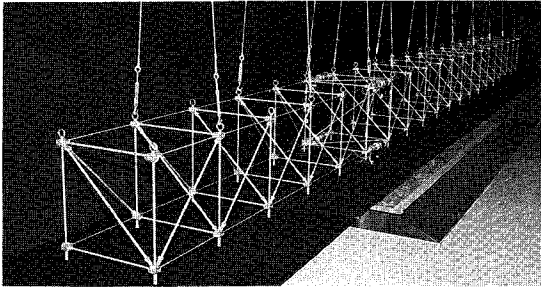
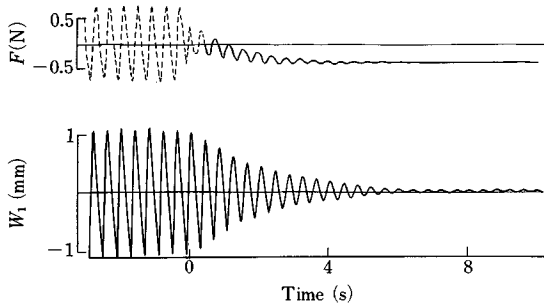
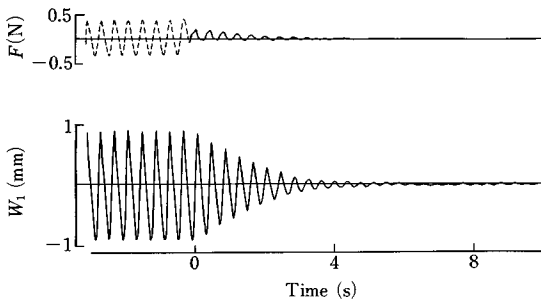


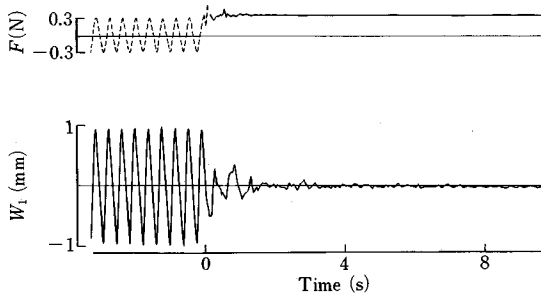
図-20 軸方向アクチュエータによる振動制御モデル⁵⁴⁾



$K_{pv}=1.00 \times 10^2 \text{ kgf/mm}$, $K_{dv}=2.22 \times 10^4 \text{ kgf} \cdot \text{s/mm}$
 $K_{pc}=K_{pv}$, $K_{dc}=2.22 \times 10^4 \text{ kgf} \cdot \text{s/mm}$
 (a) 自由振動



$K_{pv}=1.00 \times 10^2 \text{ kgf/mm}$, $K_{dv}=2.22 \times 10^4 \text{ kgf} \cdot \text{s/mm}$
 $K_{pc}=K_{pv}$, $K_{dc}=1.11 \times 10^4 \text{ kgf} \cdot \text{s/mm}$
 (b) 減衰制御



$K_{pv}=1.00 \times 10^2 \text{ kgf/mm}$, $K_{dv}=2.22 \times 10^4 \text{ kgf} \cdot \text{s/mm}$
 $K_{pc}=0.0$, $K_{dc}=1.11 \times 10^4 \text{ kgf} \cdot \text{s/mm}$
 (c) 剛性制御

図-21 振動制御の実験データ⁵⁴⁾

で、図-21に実験結果の一例を示す。W₁はモデル先端の振動変位、Fはアクチュエータの制御力である。自由振動の波形が(a)、(b)がアクチュエータ部の相対速度をフィードバックして減衰効果を高めた場合、(c)は制御中に相対変位のフィードバックゲインを零にして、いわば剛性を零にした場合である。(c)の応答は非線形であるが振動の収まる時間は短く、減衰能力を増強する通常の制御概念に対し、剛性制御の新たな可能性を示している。この実験のアクチュエータは動電型で、宇宙での使用を直接意図したものではないが、アメリカ合衆国でも圧電型のアクチュエータによる類似の研究が進められつつある⁵⁵⁾。適切なアクチュエータが設計できれば、都合が悪くなった構造部分を制御しやすいように分離して制御し、後にまたそこを結合して全体の構造を復活させるというような考え方も可能となる。知的適応構造物のさまざまな高いポテンシャルを感じることができよう。

(3) 宇宙環境外力による構造物の応答

宇宙構造物は周辺自由の境界条件のもとに、実際の宇宙空間に静止あるいはそこを運動しているので、その挙動は図-22にあるように、多くの研究領域に関連する。流体も、低軌道であれば大気や電磁流体の影響、あるいは燃料タンクのスロッシングの問題などでかかわってくる。このほかにも、太陽や地球などからの熱入力も影響する。このように宇宙構造物工学は、さまざまな境界領域を含む総合工学でもある。

宇宙環境では太陽光が当たっているところにだけ熱入力がある。この入力が自分自身の熱容量と出力分とでバランスするわけである。図-23は、太陽電池アレイ展開収納実験での夜側におけるアレイ面の収縮による反りの写真である。このような反りは実験前には予想だにされていなかったが、表面に張ったダミーセルの熱特性が合っていなかったことによる。アレイ先端のごく一部に装着されたアクティブなセル部分にはそのような反りがみられない。このような熱変形は非常にゆっくりと進行するのであるが、構造振動が極端に遅くなる非常に長いブームの場合には、この熱変形と構造振動とが連成して

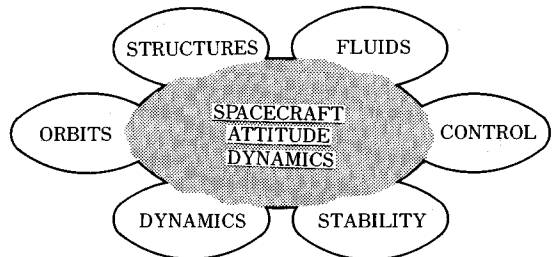


図-22 宇宙構造物の運動研究⁵⁶⁾

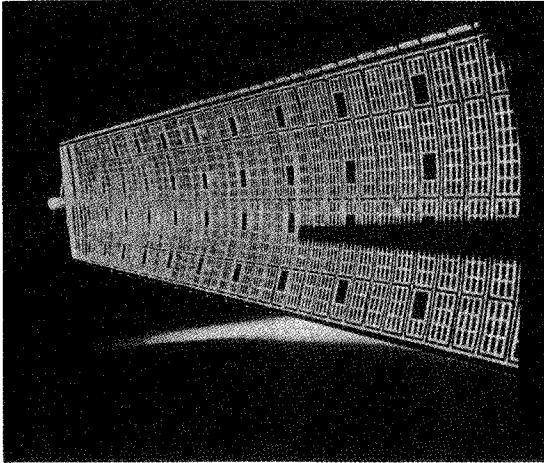


図-23 アレイ面の熱変形⁵⁷⁾

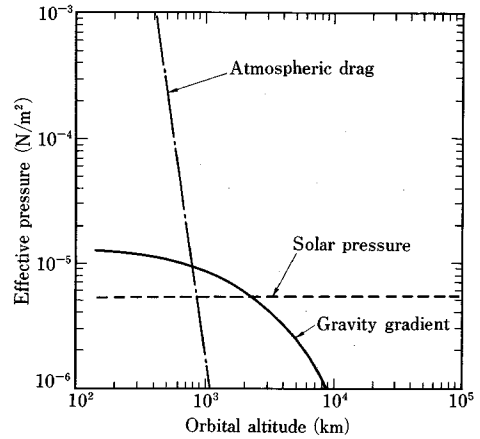


図-25 地球周辺の荷重環境⁵⁸⁾

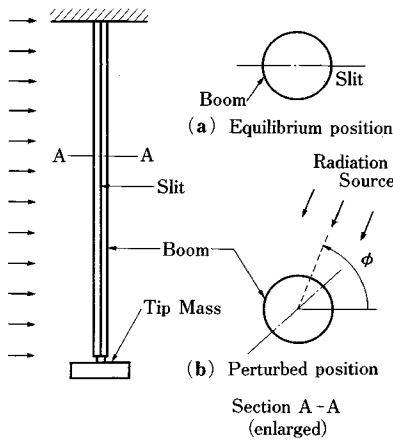
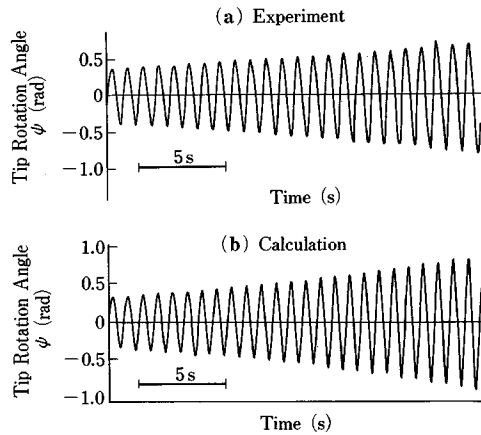


図-24 ブームの熱フラッタ実験⁵⁸⁾

$$\beta = 0.05, \epsilon = 0.015, \zeta = 0.0019, \psi = 0$$



熱フラッタを起こす。図-24はその実験例である。このブームは収納のために開断面であり、そのため熱入力によるねじれ変形は早くなり、ブーム先端の付加質量により構造振動は遅くなって、ある条件のもとに発散振動が生じる。

宇宙空間の構造物には微小とはいえ外力が作用する。図-25は地球周辺での荷重環境の一例である。250 km から 500 km 程度のスペースシャトルや宇宙基地の高度では、薄くなっているとはいえ空気による抗力が支配的である。値そのものは 10^{-3} N/m^2 のオーダーで、地球上での荷重よりは桁違いに小さい。それでも宇宙基地では電力需要の増大に対して、軌道低下の原因になる面積の大きな太陽電池アレイの増設はせず、表面積が小さくてすむ熱発電モジュールの採用を考えているほどである。36 900 km の静止軌道上では太陽輻射圧が支配的で、その値はさらに 2 桁も小さい。構造物の規模が大きければ

大きいだけ、重力の差によって構造物にはトルクが生じる。図には単に構造物に作用する分布重力の差の最大値を構造設計の目安として示す。この値は膜面だけの質量に対してのもので、ブームのような要素があればその値は 1 桁上となる。このほか、電磁流体粒子による力も働くが、値は小さい。宇宙構造物には、これら外力を少し上回る制御力が必要となるわけである。これら宇宙環境固有の外力の大きさは、前にも述べたように大変微小なもので、たとえば、4 km 四方の太陽発電衛星で 100 N ほどである。宇宙構造物が大型化しそれに伴って剛性が低下してくるとその程度の外力でも構造物の特性に大きく影響する。特にこれら外力と構造物との連成効果による構造物の大きな変形や構造不安定現象は、当然解明されねばならない。通常、これらの荷重よりも建造時に受ける荷重やシャトルのドッキング時の荷重、さらには微小隕石や軌道上に捨てられたゴミなどとの衝突により受

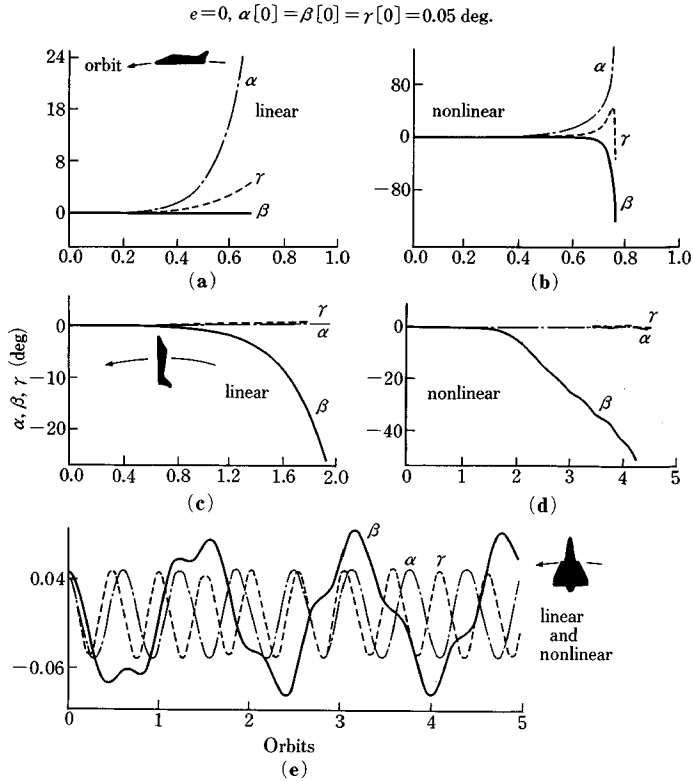


図-26 軌道を周回する剛体の運動⁶⁰⁾

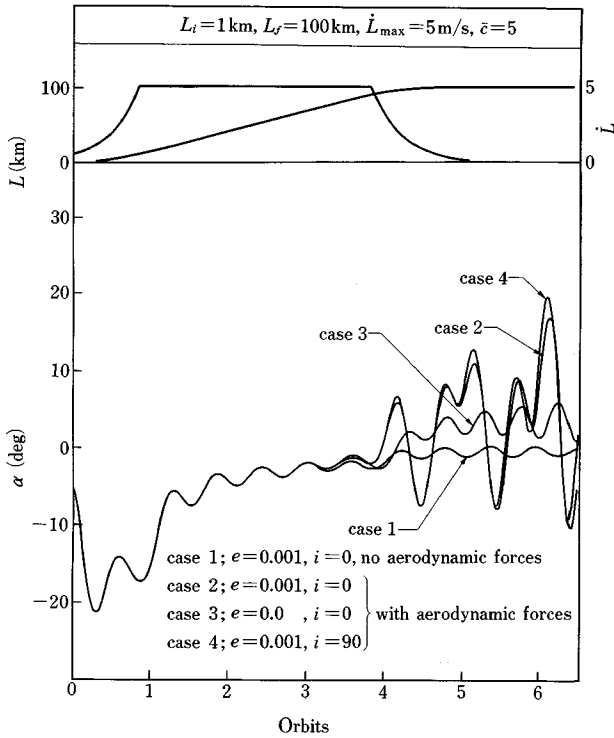


図-27 テザーの運動⁶²⁾

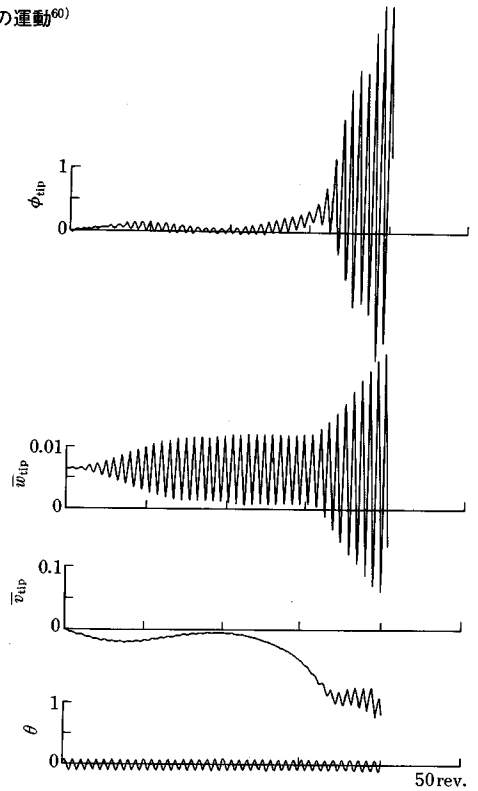


図-28 ソーラーセイルブレードの弾性応答⁶⁶⁾

ける荷重のほうがだいぶ大きい。その意味では、ローカルな集中荷重を全体にうまく分散させたり、またある荷重以上ではすぐバラバラになってその後すぐ再構成されるといった構造概念も試みられていくであろう。

宇宙環境における上記のような外力を受けて、宇宙構造物はさまざまな応答を示す。軌道上を周回する剛体の運動が重力傾度トルクによってどのように変わるかを図—26に示す。軌道上進行方向における剛体のピッチ角、ヨー角、ロール角をそれぞれ α , β , γ として、スペースシャトルの場合、図の一番上に示すいわゆるエアプレーンモードはいずれも不安定になる。線形解析で安定であったヨーも非線形項を介しての連成により発散する。それに対して慣性モーメントの大きさの関係で、一番下の形状で飛行すれば安定である。構造物が柔軟であると運動のかねあいで係数励振型の不安定を生じることもある⁶¹⁾。テザーシステムにおいては、重力傾度トルクがその運動を支配する。軌道面内と軌道面外の振子運動を考えるのが普通で、たとえば、図—27は1周回の間に100 kmほどのテザーを繰り出してまた収納する場合の軌道面内の角度を示す。横軸は周回数である。軌道の離心率や軌道傾斜角などをパラメーターにして計算しているが、テザーの収納フェイズではコリオリ力の影響で負減衰になり、運動は発散する。振子運動にテザーの伸びと大気密度の高度方向分布が関与して、不安定になる現象⁶²⁾もある。

太陽より無限にばらまかれているエネルギーとして、太陽輻射圧は衛星の姿勢制御に使われたり、もっと直接的にはソーラーセイルの推進力としての利用が考えられている。ソーラーセイルには、ブランケットタイプと回転ブレードタイプの2つがあり⁶⁴⁾、大面積で軽量の受光面を安定化するには遠心力の利用が望ましく、これら2つのタイプの併用が有効である⁶⁵⁾。回転ブレードには太陽輻射圧と構造との間で連成不安定現象⁶⁶⁾が起きる可能性があり、供給されるエネルギーが一定しているだけに、ソーラーセイルにとっては大きな問題である。ブレード回転面に垂直に太陽光を受ける場合、ブレードが少しねじれると、横分力が生じさらに弾性変形が助長されてダイバージェンスが起きる。実際にはブレード付け根のピッチ角は、ソーラーセイルの運動を制御するために、ヘリコプタブレードのように時間変化する。図—28にブレード先端の弾性応答を示す。付け根のピッチ角は一番下の図のように変化させる。一番上の図から、ねじれ角、ブレード面外および面内の曲げ変位である。付け根ピッチ角のゆらぎで、振動が定常的に励振され、やがてねじれ角がある不安定平衡位置に達すると、急激な発散振動に移っていく計算結果が示されている。

5. あとがき

宇宙構造工学は新しい学問領域であり、本稿もその体系化の1つの試みである。宇宙構造物を扱うには、構造物システムとしてのとらえ方が大切で、同時に柔軟システムとして静力学から動力学に至るまでのさまざまな構造制御工学に関連した総合的な取り扱いが要求されている。宇宙構造物の構造概念にかかわる部分では、特に知的適応構造物としての新しい構造物のあり方を解説した。宇宙構造物の応答研究に関しては、特に宇宙空間に固有の宇宙環境外力による構造物のふるまいを述べた。宇宙構造工学においてはこの構造概念研究と構造応答研究との両面とが密接に関連しながらさらに進展していくと思われる。

宇宙構造工学がなかなか広い範囲におよんでいるので、参考文献の引用も直接本文にかかわるものだけに限られ、参照できなかった文献も数多くある点をご容赦いただきたい。最後になったが、日頃啓発されることの多い宇宙研の三浦公亮先生と、図の整理をしていただいた市田和夫氏に、また執筆の機会をご紹介いただいた東京大学の東原紘道（地震研究所）、堀井秀之（工学部土木工学科）の両先生に感謝する。

参考文献

- 1) O'Neil : Physics Today, 32~40, Sept. 1974.
- 2) Johnson & Holbrow : NASA SP-413, 1977.
- 3) O'Leary : Project Space Station, Stackpole Books, 1983.
- 4) Glaser : Science, 162, p. 857, 1968.
- 5) Alexander : The Space Station, M. Friedman Publishing Group, Inc., 1988.
- 6) NASA Brochure, HQL-211.
- 7) 名取 : 第4回宇宙利用シンポジウム講演集, 宇宙研, p. 39, 1987.7.
- 8) Wolkovith : J. Aircraft, 23, pp. 161~178, 1986.
- 9) Reibaldi & Bernasconi : IAF-85-400, 1985.10.
- 10) Natori *et al.* : Proc. 16th Internatl. Symp. Space Tech. Science (ISTS), pp. 459~467, 1988.5.
- 11) 名取 : 宇宙開発技術総覧, SDC, p. 194, 1985.11.
- 12) Rauschenbach : Solar Cell Array Design Handbook, Van Nostrand Reinhold, 1980.
- 13) SFU, 宇宙科学研究所 SFU 計画室, 1989.3.
- 14) Freeland, Garcia & Iwamoto : NASA CP-2368, Part 1, p. 139, 1985.4.
- 15) Freeland : NASA CP-2269, Part 1, p. 381, 1983.5.
- 16) Weight *et al.* : SAWE TP-1556, 1983.5.
- 17) Mikulas & Bush : NASA CP-2269, Part 1, p. 257, 1983.5.
- 18) Natori & Miura : AIAA 85-0727, 26th Structures, Structural Dynamics & Materials (SDM) Conf., 1985.4.
- 19) Natori *et al.* : Proc. 16th ISTS, p. 1603, 1988.5.

- 20) Gasson : Geometry of Spacial Forms, Ellis Horwood, 1983.
- 21) Natori, Miura & Furuya : Shells, Membrane and Space Frame (ed. Heki), 3, Elsevier, p.261, 1986.
- 22) Powell & Browning : Astronautics & Aeronautics, p.24, 1978.10.
- 23) Bush *et al.* : IAF-80-A 2, 1980.9.
- 24) Card & Boyer : AIAA 80-0674, 1980.5.
- 25) Bradley & Foss : J. Spacecraft, 24, p.188, 1987.
- 26) 宇宙におけるロボティクスおよびオートメーション研究フォーラム成果報告書, 宇宙環境利用推進センター, 1989.3.
- 27) 名取・松永・市田 : 第5回宇宙ステーション講演会講演集, p.45, 1989.4.
- 28) Padula, Adelman & Bailey : AIAA 87-0824, 28th SDM Conf., Part 1, p.508, 1987.4.
- 29) Onoda & Haftka : AIAA J., 25, p.1133, 1987.8.
- 30) Natori & Miura : 第5回宇宙利用シンポジウム講演集, 宇宙研, p.158, 1988.7.
- 31) 名取 : 第14回造船学会夏期講座「新しい造船学」, p.47, 1988.9.
- 32) Wada : AIAA 89-1160, 30th SDM Conf., Part 1, p.1, 1989.4.
- 33) Miura & Matunaga : AIAA 89-1289, 30th SDM Conf., Part 3, p.1145, 1989.4.
- 34) Miura & Furuya : AIAA J., 26, p.995, 1988.8.
- 35) 瀬口・田中 : Robot, No.67, p.65.
- 36) Natori, Iwasaki & Kuwao : AIAA 87-0743, 28th SDM Conf., Part 2 A, p.143, 1987.4.
- 37) 狼・藤井 : 日本航空宇宙学会誌, 32, p.263, 1984.5.
- 38) 砂原編 : 特集 LSS—その近未来制御理論, 計測と制御, 26, 1987.10.
- 39) 室津 : 第3回宇宙構造物研究会講演集, 宇宙研, p.21, 1987.11.
- 40) 大久保 : システム/制御/情報, 33, p.165, 1989.4.
- 41) Pinson & Amos : NASA CP-2269, Pt.1, p.301, 1983.
- 42) Belvin : J. Spacecraft, 22, p.450, 1985.
- 43) Salama, Rose & Garba : AIAA 87-0782, Dynamics Specialists Conf., p.1024, 1987.4.
- 44) Warnar & McGowan : AIAA 87-0947, Dynamics Specialists Conf., p.868, 1987.4.
- 45) 岩崎・名取 : NAL TR-988, 航空宇宙技術研究所, 1988.
- 46) Brumfield *et al.* : NASA CP-2368, p.517, 1985.4.
- 47) Chapman, Shaw & Russell : AIAA 87-0892, 28th SDM Conf., Part 2 A, p.568, 1987.4.
- 48) Weeks : AIAA 85-0593, 26th SDM Conf., Part 2, p.43, 1985.4.
- 49) Skidmore & Hallauer : J. Sound Vib., 101, 2, p.149, 1985.7.
- 50) Murotsu, Okubo & Terui : J. Guidance, 12, 2, p.264, 1989.
- 51) Schaefer & Holzach : J. Guidance, 8, p.597, 1985.
- 52) Montgomery, Sulla & Linder : NASA CP-2447, 1st NASA/DOD CSI Tech. Conf., Pt.1, p.457, 1986.11.
- 53) 関根ほか : 第28回構造強度講演会講演集, p.68, 1986.
- 54) Natori, Ogura & Motohashi : IAF-88-290, 1988.
- 55) Fanson & Garba : AIAA 88-2207, 29th SDM Conf., p.9, 1988.4.
- 56) Hughes : Spacecraft Attitude Dynamics, John Wiley & Sons, 1986.
- 57) Turner & Menning : ESA SP-267, p.365, 1986.11.
- 58) 室園・角 : 日本航空宇宙学会誌, 34, p.545, 1986.10.
- 59) Miura & Natori : Space Solar Power Review, 5, p.345, 1985.
- 60) Ibrahim & Modi : IAF-85-230, 1985.10.
- 61) Shrivastava & Maharana : J. Guidance, 8, p.214, 1985.
- 62) Misra & Modi : IAF-82-315, 1982.9.
- 63) 小野田・渡辺 : 第29回構造強度講演会, p.170, 1987.
- 64) Friedman *et al.* : AIAA 78-82, AIAA 16th Aerospace Science Meeting, 1978.1.
- 65) Mitsugi, Natori & Miura : AIAA 87-0742, 28th SDM Conf., Part 2 A, p.135, 1987.4.
- 66) Natori, Nemat-Nasser & Mitsugi : AIAA 89-1210, 30th SDM Conf., p.468, 1989.4.

(1989.9.9・受付)

— 委員会報告

Committee Report