

薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展に関する研究

Research on Spin-Axis Extension of Thin-Walled Open Cross-Section Beam

荻 芳 郎

博士（工学）

総合研究大学院大学
物理科学研究科
宇宙科学専攻

平成19年度
(2007)

目 次

要旨	1
Abstract	4
記号表	9
第1章 序論	11
1.1 はじめに	11
1.2 研究背景	11
1.2.1 衛星スピン軸方向伸展構造物	11
1.2.2 インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 (SPINAR)	13
1.2.3 宇宙インフレータブル構造物の課題と SPINAR の可能性	14
1.3 本論文の目的と構成	15
第2章 薄肉開断面梁の構造モデリング	21
2.1 はじめに	21
2.2 薄肉開断面伸展梁のモデル化方法	24
2.3 自重圧縮か自重引張を受ける一軸対称薄肉開断面梁の自由振動基礎式	25
2.4 一端固定一端自由梁の数値計算例と考察	27
2.4.1 数値計算条件	27
2.4.2 無重力環境下における重心-せん断中心距離の影響	28
2.4.3 重力の影響	29
2.5 薄肉開断面伸展梁の弾性支持条件と重力の影響	29
2.5.1 地上試験による固有振動数実験値	29
2.5.2 弾性支持パラメータの検討	30
2.5.3 重力の影響	31
2.6 本章のまとめ	31

第3章 一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の安定解析	47
3.1 はじめに	47
3.2 解析手法	48
3.2.1 運動方程式	48
3.2.2 静解析	50
3.2.3 Galerkin 法を利用した安定解析	50
3.3 一端固定一端自由軸の数値計算例と考察	52
3.3.1 数値計算条件	52
3.3.2 静解析による先端重心変位	52
3.3.3 Galerkin 法を利用した動的安定性	53
3.3.4 重心-せん断中心距離の影響	53
3.3.5 内部減衰の影響	54
3.3.6 動的安定となる伸展長さと角速度	54
3.4 一端弾性支持一端自由軸の数値計算例と考察	54
3.5 本章のまとめ	55
第4章 一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析	67
4.1 はじめに	67
4.2 解析手法	68
4.2.1 運動方程式	68
4.2.2 Galerkin 法を利用した安定解析及び数値積分	70
4.3 一端固定一端自由梁の数値計算例と考察	72
4.3.1 数値計算条件	72
4.3.2 伸展速度が動的安定性に与える影響	72
4.3.3 伸展加速度が動的安定性に与える影響	73
4.3.4 伸展パターンに応じた動的安定性の時間履歴	74
4.3.5 数値積分による振れ回り量	74
4.4 一端弾性支持一端自由梁の数値計算例と考察	75
4.5 本章のまとめ	75

第 5 章 薄肉開断面伸展梁の開発における実証試験	91
5.1 はじめに	91
5.2 観測ロケットによる宇宙環境下でのスピン面内伸展実験	92
5.2.1 実験概要	92
5.2.2 スピン面内電場アンテナとしての SPINAR (EVMR-ANT-1/3)	93
5.2.3 タイムシーケンスとモニタリング方法	94
5.2.4 飛翔実験結果と考察	95
5.2.5 観測ロケット実験まとめ	96
5.3 航空機による微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験	97
5.3.1 実験概要	97
5.3.2 実験方法	97
5.3.3 実験結果と考察	100
5.3.4 スピン軸方向伸展の動的安定性の評価	102
5.3.5 航空機実験まとめ	102
5.4 本章のまとめ	103
第 6 章 結論	119
参考文献	122
謝辞	134

要 旨

薄肉構造は、軽量であるという利点から、航空機や宇宙機を含む工業機械に広く用いられている。ところが、回転機械の軸として用いられているのは、中実梁や薄肉閉断面梁がほとんどであり、薄肉開断面梁、特に非対称開断面を有する梁はほとんど用いられていない。これは、薄肉開断面梁が、中実梁や薄肉閉断面梁に比べて剛性・強度の点で不利であり、また、断面形状によっては重心とせん断中心が大きく離れ、曲げとねじりを連成させ、挙動をより複雑にするからであると考えられる。薄肉開断面梁の動的挙動に関するこれまでの研究は、非回転時及び非伸展時の振動問題に限られており、回転時、さらにはスピン軸方向伸展時についての研究はなされていない。しかし、宇宙機器の軽量化が今後も求められていくなかで、薄肉構造はさらに利用が拡大していくものと考えられる。

本論文の研究背景として、現在、独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部にて次期磁気圏探査計画 SCOPE (cross-Scale COupling in Plasma universE) がミッション提案に向けて検討されている。SCOPE 計画では、衛星スピン軸方向に伸展式の電場アンテナが必要であり、スピン安定性などからくるアンテナ質量や剛性などの厳しい制約条件から、インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 SPINAR (SPace INflatable Actuated Rod)を開発中である。この新規概念を SCOPE 衛星で実現するためには、薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した解析をしておく必要がある。

本研究の目的は、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展の動的挙動を明らかにすることである。本論文は、薄肉開断面梁の構造モデリング、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の安定解析、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析、薄肉開断面伸展梁の開発における実証試験について述べている。

まず、薄肉開断面梁を連続体として扱い、回転軸の安定解析とスピン軸方向伸展解析に用いるための準備として、地上での振動試験結果から構造モデリングする方法について述べた。衛星スピン軸方向伸展構造物として有望な構造方式である薄肉開断面伸展梁の、SCOPE 衛星搭載を想定した解析を行うため、本論文では、薄肉開断面伸展梁を一様な円形開断面を持つ一端弾性支持一端自由梁にモデル化

要旨

した。円形開断面は一軸対称薄肉開断面の一種であり、一般的な一軸対称薄肉開断面梁について、自重圧縮か自重引張を受ける時の曲げとねじりの自由振動基礎式を、Vlasov による弾性理論と D'Alembert の原理より導いた。この基礎式を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、一軸対称薄肉開断面梁では重心軸とせん断中心軸の不一致を考慮した振動解析が必要であること、及び重力加速度が固有振動数に与える影響を明らかにした。また、一端弾性支持一端自由梁の弾性支持パラメータを、地上で自重圧縮状態にあるときの固有振動数実験値を推定できるよう決定した。この一端弾性支持一端自由梁について振動解析を行い、SCOPE 衛星で必要とされる長さ 5 m では地上試験における重力の影響を無視できないことを示した。

次に、構造数学モデルを回転軸問題へ拡張するために、偏重心を持つ一軸対称薄肉開断面を有する回転軸について、Hamilton の原理により運動方程式を導出し、静的変形及び動的安定性を推定する手法を導いた。この手法を用いた一端固定一端自由軸の数値計算例より、角速度、危険速度、偏重心、静的変形、及び回転時固有振動数の関係を明らかにした。また、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸では、重心とせん断中心の不一致に起因した不安定振動が、ある角速度領域で起こること、及び内部減衰が存在する場合には、1 次の危険速度より大きい角速度では常に動的不安定になることを示した。薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由軸の数値計算例より、SCOPE 衛星の運用スピンレートでは、回転時固有振動数が運用スピンレートより低いものの動的安定であることを確認した。

さらに、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸のモデルを発展させ、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析を行った。伸展加速度による軸方向力が梁の曲げとねじりに非保存力として影響を及ぼすものとし、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展時の曲げとねじりの運動方程式を、Hamilton の原理により導出した。そして運動方程式を Galerkin 法により離散化し、動的安定性を調べる手法を導いた。この手法を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、内部減衰が存在しない場合は、定速度伸展時は重心-せん断中心距離やスピンレートに関わらず常に動的不安定であることと、内部減衰が存在すれば動的安定になる伸展速度条件が存在することを示した。伸展加速度の影響について考察し、正の伸展加速度によって動的不安定になる時は自重圧縮による座屈であることを数値計算結果により示した。また、伸展終了時の負の伸展加速度は動的安定性に悪影響を与え

ないことを示した。さらに、離散化した運動方程式を数値積分し、伸展が速いと伸展終了時の過渡応答振動が大きくなることを示した。薄肉開断面伸展梁のSCOPE衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由梁の数値計算例より、伸展中に動的不安定となる場合が見られたが、この場合には不安定の度合いが小さく有限時間で終わるため、伸展後の過渡応答振動に大きな影響は見られず、最大振れ回り量が有限であることが分かった。

最後に、SPINARの開発における実証試験として、観測ロケットによる宇宙環境下でのスピン面内伸展実験と、航空機による微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験を実施した。観測ロケット実験では、伸展方向がスピン面内であり、SCOPE衛星で行うスピン軸方向とは異なるが、宇宙環境下でのインフレータブル伸展を実証した。また、航空機実験では、微小重力環境下でのスピン軸方向伸展を実証し、実構造物の動的挙動を把握した。本研究で導いた解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行ったところ、伸展中及び伸展後において、SPINARは有限の変形量で安定に振動することを確認できた。

以上のように、本研究では、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の解析手法を導出し、動的安定性を調べる方法を示すとともに、さらに回転軸が伸展する場合にまで適用できるよう拡張して、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展の動的挙動を明らかにした。スピン軸方向伸展の動的挙動に、薄肉開断面の構造モデルを用いることが伸展中及び伸展後の動的安定性を推定するために重要であり、伸展後の過渡応答振動を定量的に評価することが可能であることも示した。

Abstract

Thin-walled structures have been widely used in industrial machineries containing aircrafts and spacecrafts for their light weight, high rigidity, and high strength. In rotating machineries, however, most shafts are of thin-walled closed cross-section beams or solid beams while thin-walled open cross-section shafts, especially those having no symmetrical axis, are rarely used. One possible reason for this is that thin-walled open cross-section beams are disadvantageous in rigidity and strength compared with the other beams and the distance between the centroid axis and the shear-center axis makes flexural vibration and torsional vibration coupled, which leads dynamic behavior more complicated. Although many studies on dynamic behavior of thin-walled open cross-section beams have been done, spin-axis extension dynamics and even rotor dynamics of such beams have not been investigated before. The purpose of this study is to analyze structural dynamics of spin-axis extension of thin-walled open cross-section beams.

The spin-axis extension of a beam is a combination of two motions: one is rotation around the longitudinal axis, the other is axial extension. As for rotation without extension, the shaft is usually supposed to have an equally circular or rectangular cross-section in which the centroid and the shear-center coincide, and flexural vibrations and torsional vibrations can be analyzed separately. For the shaft of thin-walled open cross-section, however, flexural-torsional coupling must be considered, because the two axes do not always coincide. On the other hand, the dynamic problems of axially moving material systems which are extensions or contractions, have been investigated by many researchers in vibration problems such as band saws, papers, tapes, belts, robot arms, and space tethers. Actually, there have been many satellites that mount deployable masts and wire antennas which can be regarded as axially-moving materials. However, most of these structures, especially thin-walled open cross-section beams, extend in a spin-plane or without rotation, not along the spin-axis.

As the background of this study, a future scientific program to observe

magnetosphere phenomena around the Earth, SCOPE (cross-Scale COupling in Plasma universE), is under consideration at the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), the Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). In SCOPE program, spin-stabilized satellites need two 5-m dipole antennas which extend along a spin-axis from a stored condition. The antennas need a deployment function, because they cannot use centrifugal force to deploy from the stored condition. And they must satisfy severe requirements for structural properties such as weight and rigidity to avoid unstable whirling coupled with satellite attitude, because the satellites are small compared to the length of the antenna. Thus, a newly conceptive extendible thin-walled open cross-section beam actuated by inflatable structure, Space Inflatable Actuated Rod (SPINAR), has been developed. SPINAR mainly consists of a storable thin-walled open cross-section beam, an inflatable tube, and storage instruments. The beam's extension is actuated by the inflatable tube driven by gas. While the beam keeps its own rigidity during and after extension, the inflatable tube does not need it. This mechanism is very simple and suitable for a spin-axis extendible antenna. To make this new conceptive structure come true, it is necessary to establish how to analyze spin-axis extension dynamics of thin-walled open cross-section beams and evaluate the feasibility of the beam assuming that the beam is mounted on SCOPE satellites.

This paper mainly consists of 4 parts: structural modeling of a thin-walled open cross-section beam, stability analysis of a rotating shaft with a thin-walled open cross-section having one symmetrical axis, analysis of spin-axis extension of a thin-walled open cross-section beam having one symmetrical axis, and two demonstrations of an extendible thin-walled open cross-section beam.

First, this paper describes structural modeling of a thin-walled open cross-section beam. As a preparation to analyze rotor dynamics and spin-axis extension dynamics, a method to make a distributed mathematical model of a thin-walled open cross-section beam from ground vibration test is shown here. Since large space structures are flexible in many cases, structural properties such as shapes and natural frequencies change in space or on the ground due to gravity. Nevertheless, usually it is difficult to perform structural test under no-gravity or micro-gravity, so it is hopeful to contain gravity effect in mathematical model. In this study, SPINAR is modeled as an elastically supported uniform circular open cross-section beam. This cross-section is one of many thin-walled

open cross-sections having one symmetrical axis. In this study, therefore, the object of thin-walled open cross-section beam is generalized to one having one symmetrical axis whose cross-section is modeled that the centroid and the shear-center are located on the symmetrical axis. Based on Vlasov's beam theory and D'Alembert's principle, the governing equations of free vibrations for a thin-walled open cross-section beam having one symmetrical axis suffering self-compression or self-tension due to gravity are derived. The derived equations consist of three equations, and two of them are flexural-torsional equations coupled by the distance between the centroid and the shear-center. Numerical calculations using these equations for fixed-free beams indicate that the distance between the centroid and the shear-center needs to be considered for the beam and the gravity effect on natural frequencies was investigated. The governing equations are applied for SPINAR to model as an elastically supported beam. The elastically supported parameters were estimated to match with experimental natural frequencies under self-compression on the ground. Numerical calculations for the elastically supported beam with and without gravity indicated that the gravity effect is no negligible in 5 m which is full extended length of spin-axis antenna of SCOPE satellites.

Next, this paper describes stability analysis of a rotating shaft with a thin-walled open cross-section having one symmetrical axis. The government equations of motion for a uniform shaft rotating at a constant angular velocity having mass eccentricities are derived based on Vlasov's beam theory and Hamilton's principle. Then, methods to estimate static deflections and dynamic stability are derived. Numerical calculations using the methods for fixed-free shafts unveiled the relationship among angular velocities, critical speeds, mass eccentricities, static deflections, and natural frequencies during rotation. Also, it was found that the distance between the centroid and the shear-center contributes to the dynamic instability in certain angular velocity ranges. Comparing the results with and without viscous dissipation as internal damping, we found that if there is internal damping, the system is dynamically unstable at angular velocities over the 1st critical speed. An application of the methods to the elastically supported shaft indicated that it is dynamically stable at the operational spin-rate of SCOPE satellites.

Moreover, this paper describes analysis of spin-axis extension of a thin-walled open cross-section beam having one symmetrical axis. The effect of axial force due to extension acceleration is added to flexure and torsion as non-conservative forces, and the

governing equations of motion for a spin-axis extending beam of a thin-walled open cross-section having one symmetrical axis are derived based on Vlasov's beam theory and Hamilton's principle. After discretization of the derived equation using Galerkin's method, a method to investigate dynamic stability is derived. Numerical calculations using the method indicated that, if there is no viscous dissipation as internal damping, a beam extending at a constant velocity is dynamically unstable independent of the distance between the centroid and the shear-center and the spin-rate. However, if there is internal damping, dynamically stable region exists. Inspecting the effect of extension acceleration, we found that if it becomes dynamically unstable due to positive acceleration, which can be considered as the beginning of extension, buckling behavior occurs due to self-compression. And we found that negative acceleration, which can be considered as the end of extension, does not have a bad effect on dynamic stability. Conducting numerical integration of discretized governing equations, we found that fast extension leads to a large transient response. An application of the methods to an elastically supported beam was conducted. From the result of an index value which was introduced to evaluate dynamic stability, dynamic instability was seen during extension in a certain extension time history. However, because the index value was small and the duration of dynamic instability is finite, unstable effect cannot be seen and the maximum deflection is finite in the beam.

Moreover, this paper describes two demonstration tests of the newly conceptive extendible thin-walled open cross-section beam: one is an extension in space, the other is a spin-axis extension under micro-gravity environment. The extension test in space was conducted using a sounding rocket which mounted SPINAR as a practical application to observe electrical fields. Although the direction of extension was in a spin-plane, it was a good opportunity to demonstrate inflatable extension in space. Successfully, the beam extended in space and fulfilled a function as a scientific antenna. The spin-axis extension test was conducted using airplane parabolic flights. In various spin-axis extension parameters, a prototype of SPINAR smoothly extended under micro-gravity environment and basic characteristics of spin-axis extension could be acquired. Dynamic stability of experimental results during and after extension could be checked by the analytical methods derived in this study.

As mentioned above, in this study, an analytical method for a rotating shaft with a

Abstract

thin-walled open cross-section having one symmetrical axis was developed, a method to evaluate dynamic stability of the shaft was shown, and dynamic behavior of spin-axis extension beam was illustrated. In order to apply thin-walled open cross-section beams to space structures, effect of gravity is ineligible in development tests because of structural flexibility and size. As for dynamic behavior of spin-axis extension, it is important to use an appropriate structural model. Also, this study indicated that it is possible to evaluate the transient response after extension. Since it is considered that, in the future, thin-walled beams will be used widely in space increasingly, analytical methods, which can analyze rotor dynamics and spin-axis extension dynamics, derived here will be very useful tools.

記号表

t	: 時間
$O-xyz$: 回転直交右手座標系 (第 3 章では慣性座標系, 第 5 章では左手座標系)
$O-XYZ$: 慣性直交右手座標系
L	: 薄肉開断面梁の長さ
μ	: 薄肉開断面梁の単位長さ当り質量
η	: 一軸対称薄肉開断面の重心-せん断中心距離
g	: 地球に限定しない重力加速度 (地球の場合 $9.80665 \text{ m/sec}^2 = 1 \text{ G}$)
P	: 薄肉開断面梁の長手方向引張荷重
σ	: 薄肉開断面梁の長手方向引張応力
A	: 断面積
$u(z, t), v(z, t)$: せん断中心の x, y 方向の変位
$\phi(z, t)$: ねじり角
ξ, ζ	: x, y 方向の薄肉開断面主軸の座標
$\hat{u}(z, t, \xi, \zeta), \hat{v}(z, t, \xi, \zeta)$: 断面微小要素 dA の x, y 方向の変位
$\theta_\xi(z, t, \xi, \zeta), \theta_\zeta(z, t, \xi, \zeta)$: 断面微小要素 dA の x, y 方向のたわみ角
$p_\xi(z, t, \xi, \zeta), p_\zeta(z, t, \xi, \zeta)$: 断面微小要素 dA の x, y 方向に作用する力
$(')$: 位置 z に関する偏微分
$(\dot{ })$: 時間 t に関する偏微分
F_x, F_y	: x, y 方向のせん断力
M_T	: ねじりトルク
E	: ヤング率
G	: せん断弾性係数

記号表

I_x, I_y	: x, y 方向の断面 2 次モーメント
Γ	: ワーピング定数
J_p	: 断面極 2 次モーメント
I_c	: 重心回りの単位長さ当り慣性モーメント
I_s	: セン断中心回りの単位長さ当り慣性モーメント ($I_s = I_c + \mu\eta^2$)
d	: 円形開断面の直径
τ	: 円形開断面の板厚
K_x, K_ϕ	: 弾性支持端のばね定数
ω	: 回転軸の角速度
e_x, e_y	: x, y 方向の偏重心
x_{c0}, y_{c0}	: 変形前の重心位置 (回転座標系)
x_{s0}, y_{s0}	: 変形前のせん断中心位置 (回転座標系)
$x_c(z, t), y_c(z, t)$: 変形後の重心位置 (回転座標系)
$X_c(z, t), Y_c(z, t)$: 変形後の重心位置 (慣性座標系)
$x_s(z, t), y_s(z, t)$: 変形後のせん断中心位置 (回転座標系)
T	: 運動エネルギー
U	: ポテンシャルエネルギー
F_D	: 内部減衰による散逸関数
$[m]$: モード質量マトリクス
$[g]$: モードジャイロマトリクス
$[k]$: モード剛性マトリクス
$\{f\}$: モード一般力ベクトル
$\{\bar{q}(t)\}$: 基準座標ベクトル
$\{q\}$: 複素固有ベクトル
p	: 複素固有角振動数
j	: 虚数単位
α, β	: 複素固有角振動数の実部, 虚部
c_x, c_y, c_ϕ	: x, y 方向, ねじり方向の粘性減衰係数
γ	: 減衰比

第1章

序 論

1.1 はじめに

薄肉構造は、軽量であるという利点から、航空機や宇宙機を含む工業機械に広く用いられている。ところが、回転機械の軸として用いられているのは、中実梁や薄肉閉断面梁がほとんどであり、薄肉開断面梁、特に非対称開断面を有する梁はほとんど用いられていない。これは、薄肉開断面梁が、中実梁や薄肉閉断面梁に比べて剛性・強度の点で不利であり、また、断面形状によっては重心とせん断中心が大きく離れ、曲げとねじりを連成させ、挙動をより複雑にするからであると考えられる。薄肉開断面梁の動的挙動に関するこれまでの研究は、非回転時かつ非伸展時の振動問題に限られており、回転時、さらにはスピン軸方向伸展時についての研究はなされていない。しかし、宇宙機器の軽量化が今後も求められていくなかで、薄肉構造はさらに利用が拡大していくものと考えられる。本論文は、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展に関する研究について述べたものである。

本章では、研究背景として衛星スピン軸方向伸展構造物について述べ、新規開発中のインフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 SPINAR (SPace INflatable Actuated Rod) について説明する。続いて、宇宙インフレータブル構造物の歴史を概観した上で、その実現に向けた課題を提起し、SPINAR の可能性を述べる。そして、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析という本論文の目的と構成を述べる。

1.2 研究背景

1.2.1 衛星スピン軸方向伸展構造物

宇宙構造物の軽量化、剛性向上、及び収納効率の向上は、宇宙開発において避けられない課題であり、これらを解決することが革新的な宇宙ミッションを可能

にする。本論文で対象とする衛星スピン軸方向伸展構造物についても同様である。現在、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）宇宙科学研究本部（ISAS）にて次期磁気圏探査計画 SCOPE（cross-Scale COupling in Plasma universE）がミッション提案に向けて検討されている[1]（図 1.1）。SCOPE 計画では、複数衛星の編隊飛行により地球磁気圏の観測を行う。衛星はそれぞれスピン安定方式であり、3 次元の電場アンテナを搭載する。これらアンテナは 1 次元構造物で、スピン面内 2 軸とスピン軸に配置され（図 1.2）、打ち上げ時の収納制約から伸展構造物となる。ここで、スピン面内伸展構造物は、遠心力による剛性向上、伸展補助が期待でき、ワイヤアンテナなど軽量化を行うことが可能である。スピン面内伸展構造物の、伸展中及び伸展後の動力学については、これまで多くの研究がなされており[2-6]、実績も国内外で多い。例えば、1992 年に打ち上げられた GEOTAIL 衛星[7]では、わずか 2~3 kg のワイヤアンテナ 50 m を伸展させ、観測成果を挙げている。

一方、スピン軸方向伸展構造物は、伸展中及び伸展後において、動的不安定による振れ回りなど、スピン面内伸展構造物とは異なる現象が懸念される。伸展後の柔軟付属物を有する衛星システムの動的安定性については、非常に簡略化したモデルに限定されているが、Lyapunov の安定条件を利用して調べる方法が提案されている[8-11]。これによれば、スピン軸方向構造物を搭載した衛星システムが動的安定であるためには、衛星本体のスピン軸回りの慣性モーメントが十分に大きいか、スピン軸方向構造物の基本固有振動数が十分に大きいか、スピンレートが十分に小さくしなければならない。これまで、スピン軸方向伸展構造物を搭載した衛星の実績は、米国にて打ち上げられた WIND 衛星（1994 年打ち上げ）や POLAR 衛星（1996 年打ち上げ）[12-15]、FAST 衛星（1996 年打ち上げ）[16, 17]、IMAGE 衛星（2000 年打ち上げ）[18-20]、などが挙げられ、衛星コンフィギュレーションからすると、これら衛星の動的安定性は十分に余裕を取られたものであるといえる。しかし、SCOPE 計画では、100 kg 級の衛星に 10 m tip-to-tip のスピン軸方向アンテナが観測上必要とされ、スピン軸方向アンテナの基本固有振動数は 0.5 Hz 程度以上を確保する必要があるにもかかわらず、収納機構部を含めて軽量であることも求められるため、制約条件が非常に厳しくなることが予想される。また、SCOPE 計画では、複数衛星を多段重ねし、単一ロケットによる打ち上げを想定していて、スピン軸方向伸展アンテナの収納は非常にコンパクトでなければならない。さらに、伸展後だけでなく伸展中も剛性を保持しなければならない。SCOPE は

地球磁気圏観測の飛躍的な向上を目指した計画であり、アンテナとしての機能を果たし、信頼性の高い、スピン軸方向伸展構造物が望まれている。

1.2.2 インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 (SPINAR)

前述のような背景のもと、SCOPE 衛星を実現させるものとして、現在、インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 SPINAR (SPace INflatable Actuated Rod) が ISAS/JAXA を中心に開発されている[21-23]。SPINAR の概念図を図 1.3 に、伸展長さ 2.3 m の試作品の写真を図 1.4 に示す。SPINAR の基本的な構成品は、平板状に変形可能な薄肉開断面梁、図 1.5 に示すインフレータブルチューブ、及び収納機構部である。図 1.4 において、薄肉開断面梁は上端がピン接合により管形状が保持され、インフレータブルチューブ受けとしてワイヤが十字状に結ばれている。薄肉開断面梁下部は開いた状態で収納リールに巻かれている。インフレータブルチューブは収縮した状態で筒に収納されている。ガスポートよりガスを注入すると、インフレータブルチューブが薄肉開断面梁内部で膨張伸展するので、薄肉開断面梁は十字ワイヤを介し押し出され、伸展する。試作品において、薄肉開断面梁は直径約 20 mm の炭素繊維三軸織物複合材からなり、1 m 当り 8.12 g である。また、インフレータブルチューブはポリオレフィン製で、1 m 当り 0.82 g である。SPINAR 試作品の収納機構部を含む全体質量は 1 kg 程度である。

この薄肉開断面伸展梁は、巻き取られた状態ではひずみエネルギーが蓄えられるため、元の伸展状態に戻るよう自己伸展力が働く。このような性質を利用したものとして、STEM (Storable Tubular Extendible Member)[24, 25]や Bi-STEM [26]、薄肉開断面梁をつぶして巻くもの[27-29]、などがある。これらは開発当初、金属材料からなるものが主流であったが、近年では高比剛性、高比強度、繊維配向による設計自由度の高さから複合材料が用いられるようになり、現在、材料開発と共に活発に研究されている[30-34]。このなかでも SPINAR は、薄肉開断面梁が三軸織物複合材である点と、インフレータブル伸展を行う点が異なっている。三軸織物複合材は非常に軽量であり、長期収納後の形状復元性や繰り返し変形の耐性に優れている。また、SPINAR は収納機構の摩擦で自己伸展を抑えており、インフレータブル伸展によって伸展速度を制御することが可能である。このことは、電動モータを用いることに比べ、機構が単純で軽量化が可能であり、信頼性が向上する。

SPINAR は、超軽量、高剛性、高収納効率であるため、SCOPE 衛星のスピン軸方向伸展構造物の初期設計要求を満たすことができる。また、SPINAR はインフレーション構造物の一種である。この点について、宇宙インフレーション構造物の課題と SPINAR の可能性を次節で述べる。

1.2.3 宇宙インフレーション構造物の課題と SPINAR の可能性

宇宙インフレーション構造物の歴史を概観する。インフレーション構造物の宇宙利用という点では、1960 年に打ち上げた米国の ECHO 衛星が世界初であるといえる[35, 36]。ECHO 衛星は、軌道上で直径 30.5m の球形リフレクタを展開し、電波通信実験を行った。これ以降 1980 年代にかけて、インフレーション構造方式の宇宙ステーション[37]や、月面・火星基地[38]など、インフレーション構造物を利用した新概念の宇宙システムの研究が活発となった[39-44]。1980 年代からは薄膜や複合材の材料開発に伴い、具体的な適用先の検討がなされてきた。

1996 年には、NASA がインフレーションアンテナ実験 IAE (Inflatable Antenna Experiment)を行った[45]。これは、全てインフレーション構造物からなる天蓋付きリフレクタ（直径約 15 m）と 3 本の支柱（長さ約 28 m）を、低軌道上で衛星から展開させる実験であり、総質量 60 kg、収納時 1 m³程度のインフレーション構造物が膨張し大型のリフレクタを形成したことは、宇宙インフレーション構造物の実現の可能性を示したことで大変画期的であった。またこの実験により、折り畳み方法や展開の制御方法、微小隕石やデブリの衝突対策などの技術的課題も再認識され、自己修復材料[46]や硬化方法の技術を含めて宇宙インフレーション構造物の研究は盛んになった。一方、実利用という点で宇宙インフレーション構造物の利点が十分に発揮された例もある。それは NASA が火星探査ローバーの着陸衝撃吸収用にエアバッグを用いたことである。NASA では地上落下試験とシミュレーションを併用し、衝撃力算定の信頼性向上と開発期間の短縮を図り、着陸は 3 回成功した[47]。

宇宙インフレーション構造物は重量削減、高収納性、低コスト、機構点数削減など利点が多く、これまで述べた以外にも小型衛星用ソーラーアレイ[48]や大気突入時のエアロシェル[49, 50]など応用範囲は非常に広い。しかし宇宙インフレーション構造物は、ECHO 実験以来、大型宇宙システムに有力な構造方式と認識されているにもかかわらず、実利用に到っているのはごくわずかであるのが現状であ

る。これは、信頼性の高い収納方法や展開方法、展開後の形状保持のための硬化技術、形状制御技術、耐宇宙環境性など、解決すべき課題が残されていることが原因である。また、宇宙インフレータブル構造物のような軽量柔軟構造物は、地上試験に困難が伴う反面、宇宙実証の機会も限られていて、このことも普及を妨げている原因である。宇宙インフレータブル構造物の普及のためには、高い形状精度や長期運用を必要としない比較的实现容易なものから実績を積み、前述の課題を一つ一つ解決していくことが重要である。

以上のような観点からすると、SPINARの伸展中及び伸展後の荷重は主に外殻構造である薄肉開断面梁が受け持ち、インフレータブルチューブは伸展アクチュエータとしてしか用いていないため、SPINARは比較的实现容易な宇宙インフレータブル構造物であるといえる。また、SPINARはアンテナとしての利用だけでなく、軽量・高剛性の一次元伸展部材として利用できる可能性も秘めている。ISAS/JAXAにおける将来の月面探査構想においてもSPINARを構造要素とした発電タワーが検討されている[51]。SPINARをSCOPE衛星にて早期に実現することは、太陽系科学の発展のみならず、将来有望な宇宙インフレータブル構造物の普及に貢献することができる。

1.3 本論文の目的と構成

これまで述べてきた背景のもと、薄肉開断面伸展梁をスピン軸方向伸展アンテナとして実現するためには、この新規概念がスピン軸方向伸展構造物として有用であることを確認し、数学モデルを作成して動解析を行い、その解析結果を開発に役立てることが不可欠である。また、SCOPE衛星を実現するためにも、柔軟付属物を有する衛星の軌道上動解析を行う必要があり、このためにもスピン軸方向伸展構造物の数学モデルが必要である。

SPINARはインフレータブル伸展薄肉開断面梁であるが、本論文では、SPINARに限らない一般の一軸対称薄肉開断面梁を取り扱う。その理由は、薄肉開断面梁がスピン軸方向に伸展するときはもとより、回転軸としてスピンしているときの動的挙動に関する研究が、これまで見受けられなかったからである。しかし、SCOPE衛星を実現しうるインフレータブル伸展薄肉開断面梁は、将来性ある新規概念構造物であり、スピン軸方向伸展の動的挙動を明らかにし、開発に役立てることは重要である。以上により、本論文は、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展に

関する研究について述べるものである。本論文の次章以降の構成は次のようになっている。

第2章では、薄肉開断面梁を連続体として扱い、第3章以降の回転軸の安定解析とスピン軸方向伸展解析に用いるための準備として、地上での振動試験結果から構造モデリングする方法について述べる。衛星スピン軸方向伸展構造物として有望な構造方式である薄肉開断面伸展梁の、SCOPE 衛星搭載を想定した解析を行うため、本論文では、薄肉開断面伸展梁を一樣な円形開断面を持つ一端弾性支持一端自由梁にモデル化する。円形開断面は一軸対称薄肉開断面の一種であり、一般的な一軸対称薄肉開断面梁について、自重圧縮か自重引張を受ける時の曲げとねじりの自由振動基礎式を、Vlasov の理論と D'Alembert の原理より導く。この基礎式を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、一軸対称薄肉開断面梁では重心軸とせん断中心軸の不一致を考慮した振動解析が必要であること、及び重力加速度が固有振動数に与える影響を明らかにする。また、一端弾性支持一端自由梁の弾性支持パラメータを、地上で自重圧縮状態にあるときの固有振動数実験値を推定できるよう決定する。この一端弾性支持一端自由梁について振動解析を行い、SCOPE 衛星で必要とされる長さ 5 m では地上試験における重力の影響を無視できないことを示す。

第3章では、第2章で求めた構造数学モデルを回転軸問題へ拡張するために、偏重心を持つ一軸対称薄肉開断面を有する回転軸について、Hamilton の原理により運動方程式を導出し、静的変形及び動的安定性を推定する手法を導く。この手法を用いた一端固定一端自由軸の数値計算例より、角速度、危険速度、偏重心、静的変形、及び回転時固有振動数の関係を明らかにする。また、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸では、重心とせん断中心の不一致に起因した不安定振動が、ある角速度領域で起こること、及び内部減衰が存在する場合には、1 次の危険速度より大きい角速度では常に動的不安定になることを示す。薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由軸の数値計算例より、SCOPE 衛星の運用スピンレートでは、回転時固有振動数が運用スピンレートより低いものの動的安定であることを確認する。

第4章では、第3章で求めたモデルをさらに発展させ、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析を行う。伸展加速度による軸方向力が梁の曲げとねじりに非保存力として影響を及ぼすものとし、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展時の曲げとねじりの運動方程式を、Hamilton の原理により導出する。そして

運動方程式を Galerkin 法により離散化し、動的安定性を調べる方法を導く。この手法を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、内部減衰が存在しない場合は、定速度伸展時は重心-せん断中心距離やスピンレートに関わらず常に動的不安定であることと、内部減衰が存在すれば動的安定になる伸展速度条件が存在することを示す。伸展加速度の影響について考察し、正の伸展加速度によって動的不安定になる時は自重圧縮による座屈であることを第2章の数値計算結果も用いて示す。また、伸展終了時の負の伸展加速度は動的安定性に悪影響を与えないことを示す。さらに、離散化した運動方程式を数値積分し、伸展が速いと伸展終了時の過渡応答振動が大きくなることを示す。薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由梁の数値計算例より、伸展中に動的不安定となる場合が見られたが、この場合には不安定の度合いが小さく有限時間で終わるため、伸展後の過渡応答振動に大きな影響が見られず、最大振れ回り量が有限であることを示す。

第5章では、SPINAR の開発における実証試験として、観測ロケットによる宇宙環境下でのスピン面内伸展実験と、航空機による微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験について述べる。観測ロケット実験では、伸展方向がスピン面内であり、SCOPE 衛星で行うスピン軸方向とは異なるが、宇宙環境下でのインフレーター伸展を実証した。また、航空機実験では、微小重力環境下でのスピン軸方向伸展を実証し、実構造物の動的挙動を把握した。本研究で導いた解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行ったところ、伸展中及び伸展後において、SPINAR は有限の変形量で振動することを確認できた。

第6章では、本研究で明らかになったことをまとめる。本論文では、スピン軸方向伸展の運動が衛星本体に影響を与えないという仮定に基づいている。すなわち、スピンしている衛星本体の質量は無限大であるという仮定である。衛星本体姿勢との連成解析について、今後の研究課題として述べる。

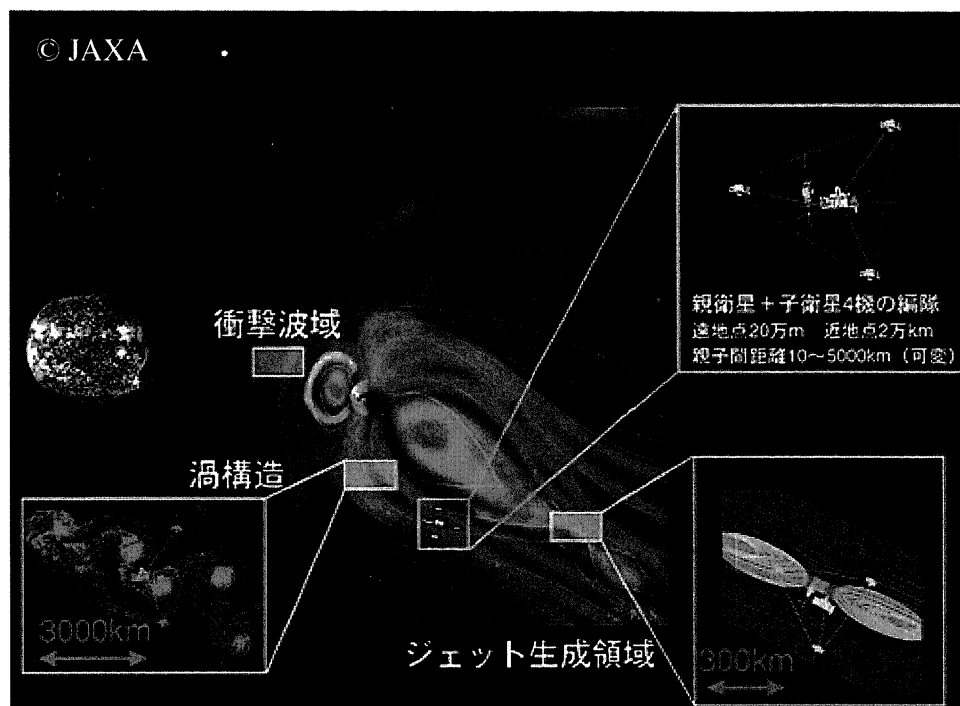


図 1.1 次期磁気圏探査計画 SCOPE

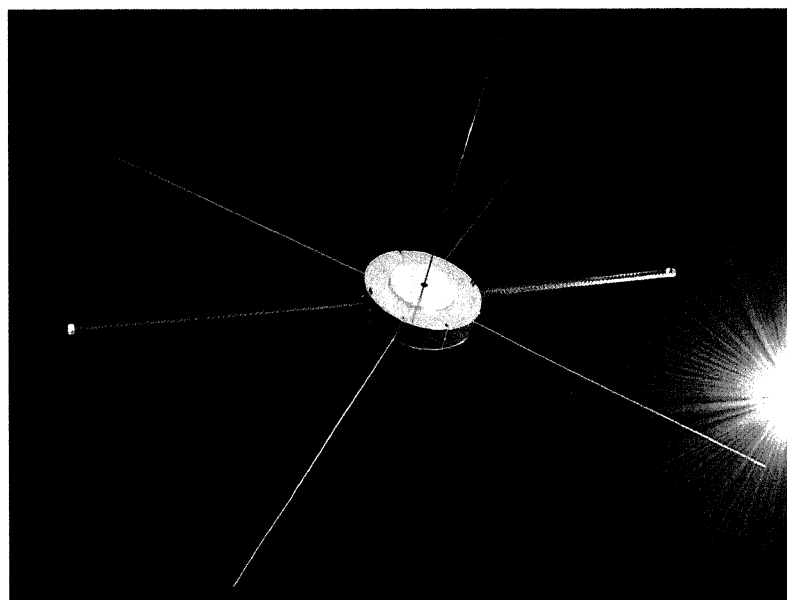


図 1.2 衛星 3 次元電場アンテナのイメージ

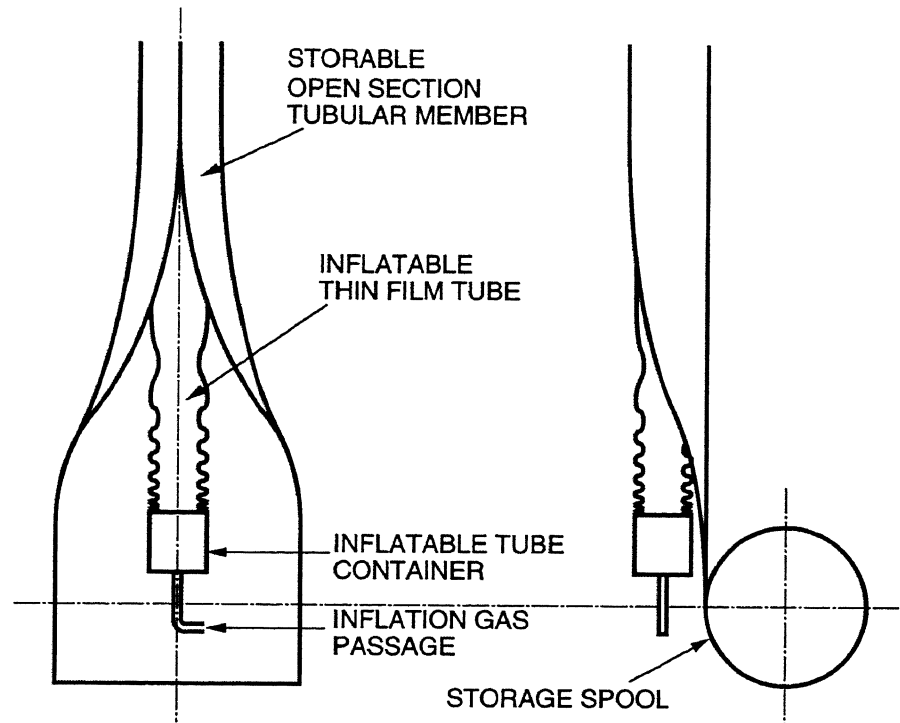


図 1.3 SPINAR 概念図

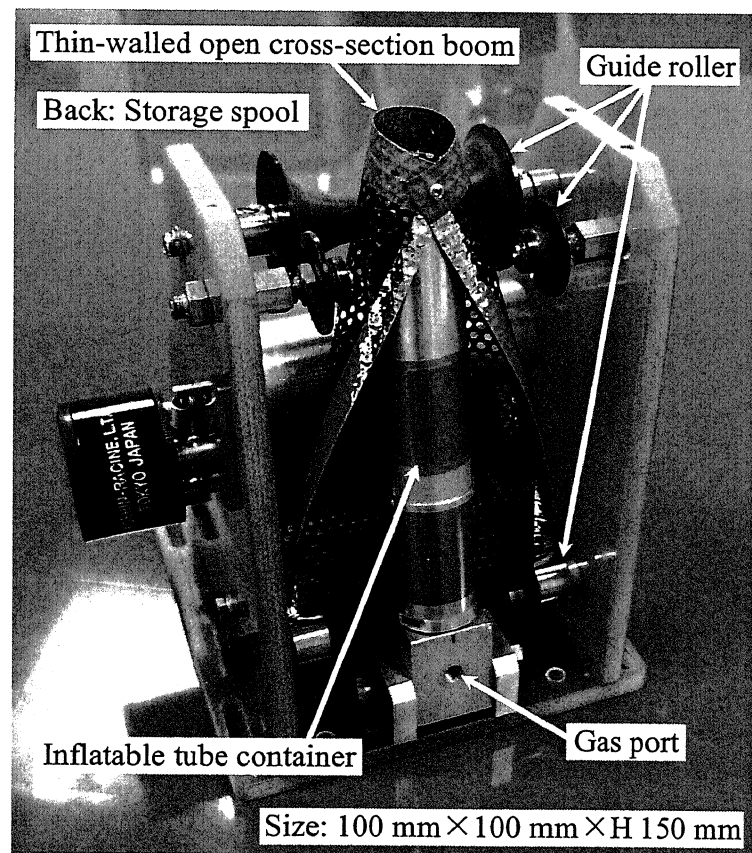


図 1.4 SPINAR 試作品（伸展長さ 2.3 m, 収納状態）



図 1.5 SPINAR インフレーターチューブ

第2章

薄肉開断面梁の構造モデリング

2.1 はじめに

本章では、薄肉開断面梁を連続体として扱い、第3章以降の回転軸の安定解析とスピン軸方向伸展解析に用いるための準備として、地上での振動試験結果から構造モデリングする方法について述べる。そして、衛星スピン軸方向伸展構造物として有望な構造方式である、インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 SPINAR の、SCOPE 衛星を想定した解析を行うため、薄肉開断面伸展梁を一端弾性支持一端自由梁にモデル化することについて述べる。

衛星スピン軸方向伸展構造物のような柔軟宇宙構造物は、軌道上における姿勢運動との連成解析や制御系の設計などを行うために正確な数学モデルを必要とする。一般に構造物の形状が複雑で連続体として扱うのが難しい場合、有限要素法などにより離散化することが有効であり、汎用解析ソフトウェアなどが広く利用されている。しかし、離散化することは、固有振動数や局所的な情報などを調べる点では優れている反面、近似化された数学モデルが元の構造物を表している保証が無く、複雑な現象を扱うと誤った見解を導き出す可能性がある。本研究では、一次元構造物のスピン軸方向伸展挙動を把握することが目的であり、その点では連続体として解析できるのが望ましい。

一方、数学モデルを作成するには、実構造物の構造パラメータを実験により取得する必要がある。このような実験は規模やコスト、利便性などから地上で行うことが多くなる。宇宙環境に比べて、地上では重力が作用し、自重変形や固有振動数の変化をもたらすが、柔軟宇宙構造物にとってそれら影響は大きい。このため、重力の影響を自由に付加することのできる数学モデルは、開発において非常に有用である。例として、図 2.1 に数学モデルを利用した大型アンテナの開発方法を示す[52, 53]。この方法では、実構造物を適切に表現し、かつ重力の影響を正確に反映できる数学モデルを構築することが重要となる。なお、図 2.1 は重力環

境に着目したものであり、実際には、製作誤差、展開構造であれば展開誤差、アウトガスや絶えず変化する熱的環境による変形など、あらゆる要因を加味しなければならない。

地上実験方法に着目すると、柔軟宇宙構造物は自重で大きく変形、あるいは破損し実験が成り立たないこともあるため、構造物上の何点かを天井又は地上から支持して実験し、数学モデルにてその支持力を補正する方法がある。この方法では、風船や移動可能な支持装置を用いれば、非回転状態で使用される大型アンテナなどの展開構造物にも対応可能である[54, 55]。しかし、スピン軸方向伸展構造物の地上実験を想定すると、水平方向にスピン伸展させることは、自重による折れ曲がりを防ぐための支持が困難であり、水平偏平軸の2倍周波数振動[56]のような余計な共振現象を考慮する必要がある。このため、スピン軸方向伸展構造物は鉛直方向に立てるか吊り下げるかにより実験することが望ましい。ここで、構造物は、鉛直方向に立てると自重圧縮状態になり、吊り下げると自重引張状態になる。両者の構造特性を実験で求め、平均化して無重力環境下での数学モデルを作成する方法も考えられるが、先に述べたように、数学モデルに重力の影響を含められれば精度良いモデル化が可能となる。

一方向に長い構造物を連続体として解析するには、梁モデルが妥当と考えられる。梁で最も単純なのは、真っ直ぐな円形中実梁である。本研究では梁の曲げとねじりを考えるが、円形中実梁は、非回転時は断面直交2方向の曲げとねじりが連成しないため、取り扱いが容易であり、梁要素が含まれる系の複雑な現象を解析するような研究は、ほとんどが円形中実梁を仮定する。自重を考慮した梁の振動解析手法も円形中実梁については研究されていて、水平方向にある状態では、自重変形を考慮した方法が提案されている[57, 58]。また、鉛直方向にある状態では、Galerkin法を用いた近似解法[59]や、級数を用いた近似解法[60, 61]が提案され、実験による確認もされている[62]。しかし、SPINARの主要剛性部材のような薄肉開断面梁は、重心軸とせん断中心軸の距離が無視できないほど離れている場合があり、この場合、曲げとねじりは連成するため、それを考慮したモデル化が必要であることが推測される。

薄肉開断面梁の曲げとねじりの自由振動の様子は、断面が対称軸をいくつ持つかにより異なる。2つ持つ場合、対称軸2方向の曲げとねじりは全て独立振動となり、円形中実梁や方形中実梁と同様に扱える。1つ持つ一軸対称薄肉開断面の場合、対称軸1方向の曲げは独立振動となり、それと直角方向の曲げとねじりは

連成振動となる。1つも持たない場合、2方向の曲げとねじりは全て連成する。非回転時かつ非伸展時の、梁の曲げねじり連成振動については、これまで様々な研究がなされてきた。まず、ワーピングを考慮しない Bernoulli-Euler 梁について、Rayleigh-Ritz 法による固有振動数の近似解法が提案された[63, 64]。しかし、Vlasov[65]によって体系化された薄肉開断面梁の微小変形理論[66, 67]によれば、薄肉開断面梁はワーピングの影響が大きく、固有振動数には大きな違いが出るため[68-70]、振動解析にはワーピングを考慮するのが一般的となった[71-73]。Vlasov の理論に基づいた動力学に関する研究は、回転慣性を考慮した自由振動解析や[74]、一様圧縮荷重を受けているときの自由振動解析[75]及び強制振動解析[76]、有限要素解析結果と実験結果とを理論解と比較したもの[77]などがある。更に、Vlasov の理論を発展させた梁モデル[78-81]を用いた振動解析[82-86]や、複合材料の方向性に起因する連成振動[87-92]を扱ったものもある。しかし、これらは重力の影響を考慮した手法ではないため、SPINAR の薄肉開断面梁のような柔軟構造物の場合、自重圧縮か自重引張を受けている状態で行った振動試験結果を正しく評価できない可能性がある。これらのことより、薄肉開断面梁の構造モデリングを行うには新たな定式化が必要である。

本論文では、インフレータブル伸展薄肉開断面梁 SPINAR を、一様な円形開断面を持つ一端弾性支持一端自由梁にモデル化すると仮定する。円形開断面は一軸対称薄肉開断面の一種であり、一般的な一軸対称薄肉開断面梁について、自重圧縮か自重引張を受ける時の曲げとねじりの自由振動基礎式を、Vlasov の理論と D'Alembert の原理より導く。この基礎式を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、一軸対称薄肉開断面梁では重心軸とせん断中心軸の不一致を考慮した振動解析が必要であること、及び重力加速度が固有振動数に与える影響を明らかにする。また、一端弾性支持一端自由梁の弾性支持パラメータを、地上で自重圧縮状態にあるときの固有振動数実験値を推定できるよう決定する。この一端弾性支持一端自由梁について振動解析を行い、SCOPE 衛星で必要とされる長さ 5 m では地上試験における重力の影響を無視できないことを示す。なお、本章で求めた材料定数、断面パラメータ、及び弾性支持パラメータは、第3章以降の数値計算例でも用いる。

2.2 薄肉開断面伸展梁のモデル化方法

SPINAR の主要部材である薄肉開断面梁とインフレータブルチューブのうち、インフレータブルチューブは SPINAR の動特性に定性的な影響を与えないと仮定し、本研究では薄肉開断面梁のみを SPINAR の構造部材としてモデル化する。実際には、インフレータブルチューブは 10 % 程度の質量増加をもたらす、内圧がある状態では梁の剛性を向上させる。これらの影響は、薄肉開断面梁の材料定数を補正することにより、模擬することが可能と考えられる。

伸展後の SPINAR の薄肉開断面梁を図 2.2 に示す。伸展後の薄肉開断面梁は、先端から機構部付近まで図 2.2(a) の断面形状が維持されるが、図 2.2(b) の機構部付近では、収納リールに巻かれるため断面形状が変化することに加え、ガイドローラが多点支持し境界条件が複雑である。さらに、機構部付近の断面形状の変化の仕方は、伸展長さによって異なる。そこで本研究では、全長で一様な薄肉開断面梁が上部ローラで弾性支持されているものと仮定してモデル化する。つまり、図 2.2(b) に示すように上部ローラにて $z = 0$ となるよう右手直交座標系を設定し、上部ローラから先端までの長さを L として、薄肉開断面梁を $z = 0 \sim L$ の一様断面の一端弾性支持一端自由梁とする。機構部付近の複雑な構造パラメータは $z = 0$ における弾性支持パラメータで置き換え、重要な動特性である固有振動数実験値を推定できるよう弾性支持パラメータを決定する。

SPINAR の断面は図 2.3 に示す円形開断面にモデル化する。SPINAR の薄肉開断面梁は三軸織物複合材であるが、本研究では、力学的に等価な等方性材料に置き換え、Vlasov の理論に基づく薄肉開断面梁とする。等方性材料からなる任意の薄肉開断面は、重心とせん断中心、及び重心を通り直交する 2 つの主軸を用いて表現することができる。円形開断面は一軸対称薄肉開断面の一種であり、一軸対称薄肉開断面は図 2.4 のように表現される。図 2.4 において、断面对称軸は主軸の 1 つに一致し、重心とせん断中心は対称軸上に存在する。Vlasov の理論より、断面は変形しない（ただしワーピングは許容する）という仮定なので、重心とせん断中心は質量のない剛な線分で結ばれていると表現した。重心とせん断中心の距離 η は断面形状により決まる定数であり、円形開断面では、 η がちょうど円形直径 d に等しくなる（図 2.3）。本研究では、 η を断面パラメータとすることにより、円形開断面に限定しない、一般的な一軸対称薄肉開断面を扱う。

2.3 自重圧縮か自重引張を受ける一軸対称薄肉開断面梁の自由振動基礎式

自重圧縮か自重引張を受ける一軸対称薄肉開断面梁の自由振動基礎式を、Vlasov の理論と D'Alembert の原理より導く。梁は、曲げとねじりを考え、変形は微小とする。

一様断面の梁を、支持端に縦に置いている状態と、支持端から吊り下げている状態を図 2.5 に示す。重力は図 2.5 の矢印方向に作用し、図 2.5(a)は自重圧縮状態、図 2.5(b)は自重引張状態である。平面座標系 $O-xz$, $O-yz$ をそれぞれ図 2.5 のように設定すると、重力による軸方向の張力 $P(z)$ は、

$$P = -\mu g(L - z) \quad (2.1)$$

で表される。ここで、 μ は梁の単位長さ当り質量である。また、 g は地球に限定しない重力加速度（地球の場合 $9.80665 \text{ m/sec}^2 = 1 \text{ G}$ ）であり、 $g > 0$ のとき自重圧縮状態を、 $g < 0$ のとき自重引張状態を、 $g = 0$ のとき無重力状態を表す。

力の釣り合い条件式を導くための諸図を図 2.6 に示す。 A を薄肉開断面の面積とすると、 P は

$$\sigma = P / A \quad (2.2)$$

より計算される引張応力 $\sigma(z)$ として、図 2.6(c)の断面微小要素 dA に作用する。位置 z 、時間 t における、せん断中心の x, y 方向変位を $u(z, t)$, $v(z, t)$ 、ねじり角を $\phi(z, t)$ とし（図 2.4）、 x, y 方向の主軸を重心原点の ξ 軸、 ζ 軸とすると、 dA の x, y 方向の変位 $\hat{u}(z, t, \xi, \zeta)$, $\hat{v}(z, t, \xi, \zeta)$ は、

$$\hat{u} = u - \zeta \phi \quad (2.3a)$$

$$\hat{v} = v + (\eta + \xi) \phi \quad (2.3b)$$

で表される。図 2.6(d)より、重力による dA の x, y 方向に作用する力 $p_x(z, t, \xi, \zeta)$, $p_y(z, t, \xi, \zeta)$ は δ を長さに対する微小変化を表すものとして、

$$\delta p_x = \delta(\sigma \theta_x) \quad (2.4a)$$

$$\delta p_y = \delta(\sigma \theta_y) \quad (2.4b)$$

である。ここで、 $\theta_x(z, t, \xi, \zeta)$, $\theta_y(z, t, \xi, \zeta)$ は dA の x, y 方向のたわみ角で、

$$\theta_x = \hat{u}' \quad (2.5a)$$

$$\theta_y = \hat{v}' \quad (2.5b)$$

である（ (\cdot') は位置 z に関する偏微分、 (\cdot) は時間 t に関する偏微分であり必要に応じて偏微分記号 ∂ も用いる）。

図 2.6(c)より、せん断中心における x, y 方向とねじりの釣り合い条件式は、

$$-\delta F_x + \int \delta p_x dA - \mu \ddot{u} \delta z = 0 \quad (2.6a)$$

$$-\delta F_y + \int \delta p_y dA - \mu(\ddot{v} + \eta \ddot{\phi}) \delta z = 0 \quad (2.6b)$$

$$\delta M_T + \int [-\delta p_x \zeta + \delta p_y (\eta + \xi)] dA - I_c \ddot{\phi} \delta z - \eta \mu (\ddot{v} + \eta \ddot{\phi}) \delta z = 0 \quad (2.6c)$$

となる．ここで， F_x , F_y はせん断中心の x , y 方向せん断力， M_T はねじりトルク， I_c は重心回りの単位長さ当り慣性モーメントであり， E をヤング率， G をせん断弾性係数， I_x , I_y を x , y 方向の断面2次モーメント， J_p を断面極2次モーメント， Γ をワーピング定数として，

$$F_x = EI_x u''' \quad (2.7a)$$

$$F_y = EI_y v''' \quad (2.7b)$$

$$M_T = GJ_p \phi' - E\Gamma \phi''' \quad (2.7c)$$

で表される．式(2.2)-(2.5)を用い，式(2.6)それぞれの第2項の積分を実行すると，

$$\int \delta p_x dA = \delta(Pu') \quad (2.8a)$$

$$\int \delta p_y dA = \delta[P(v' + \eta \phi')] \quad (2.8b)$$

$$\int [-\delta p_x \zeta + \delta p_y (\eta + \xi)] dA = \delta \left[P \left(\frac{I_x + I_y}{A} + \eta^2 \right) \phi' + P\eta v' \right] \quad (2.8c)$$

となり， $I_s (= I_c + \mu \eta^2)$ をせん断中心回りの単位長さ当り慣性モーメントとして，

$$\frac{I_x + I_y}{A} + \eta^2 = \frac{I_s}{\mu} \quad (2.9)$$

であることから，式(2.6)-(2.9)より

$$EI_x u'''' - \frac{\partial}{\partial z}(Pu') + \mu \ddot{u} = 0 \quad (2.10a)$$

$$EI_y v'''' - \frac{\partial}{\partial z}[P(v' + \eta \phi')] + \mu \ddot{v} + \mu \eta \ddot{\phi} = 0 \quad (2.10b)$$

$$E\Gamma \phi'''' - GJ_p \phi'' - \frac{\partial}{\partial z} \left[P \left(\frac{I_s}{\mu} \phi' + \eta v' \right) \right] + I_s \ddot{\phi} + \eta \mu \ddot{v} = 0 \quad (2.10c)$$

が得られる． P に具体的な張力である式(2.1)を代入すると，自重圧縮か自重引張を受ける一軸対称薄肉開断面梁の自由振動基礎式

$$EI_x u'''' + \mu g \frac{\partial}{\partial z} [(L-z)u'] + \mu \ddot{u} = 0 \quad (2.11)$$

$$EI_y v'''' + \mu g \frac{\partial}{\partial z} [(L-z)(v' + \eta \phi')] + \mu \ddot{v} + \mu \eta \ddot{\phi} = 0 \quad (2.12a)$$

$$E\Gamma \phi'''' - GJ_p \phi'' + \mu g \frac{\partial}{\partial z} \left[(L-z) \left(\frac{I_x}{\mu} \phi' + \eta v' \right) \right] + I_s \ddot{\phi} + \mu \eta \ddot{v} = 0 \quad (2.12b)$$

が得られる。

式(2.11)は x 方向の曲げの独立の自由振動基礎式である。また式(2.12)は、 η を連成項として y 方向の曲げとねじりが連成する自由振動基礎式である。特別な場合として、無重力状態である $g=0$ のとき、式(2.11), (2.12)は、

$$EI_x u'''' + \mu \ddot{u} = 0 \quad (2.13)$$

$$EI_y v'''' + \mu \ddot{v} + \mu \eta \ddot{\phi} = 0 \quad (2.14a)$$

$$E\Gamma \phi'''' - GJ_p \phi'' + I_s \ddot{\phi} + \mu \eta \ddot{v} = 0 \quad (2.14b)$$

となる。式(2.13), (2.14)は変数分離法を用いて理論解を求めることができる。一方、式(2.11), (2.12)は、 g を含む項に変数 z が含まれるが、固有振動モードを級数で表すことにより近似解を得ることができる。

2.4 一端固定一端自由梁の数値計算例と考察

2.4.1 数値計算条件

一軸対称薄肉開断面梁の基本的な振動特性を調べるため、数値計算例を示し考察する。数値計算条件として、図 2.3 の円形開断面にモデル化した SPINAR の薄肉開断面伸展梁を用いるが、ここでは 2.2 節のモデル化方法で述べたような一端弾性支持一端自由梁ではなく、一端固定一端自由梁である次の境界条件

$$u(0, t) = u'(0, t) = u''(L, t) = u'''(L, t) = 0 \quad (2.15a)$$

$$v(0, t) = v'(0, t) = v''(L, t) = v'''(L, t) = 0 \quad (2.15b)$$

$$\phi(0, t) = \phi'(0, t) = GJ_p \phi'(L, t) - E\Gamma \phi'''(L, t) = \phi'(L, t) = 0 \quad (2.15c)$$

を適用する。ただし、ワーピングは自由端である $z=L$ でも拘束する。一軸対称薄肉開断面の断面パラメータ η , I_x , I_y , Γ , J_p , I_c は、断面形状より求めることができ [65-67, 93, 94], 円形開断面では

$$\eta = d, I_x = I_y = \frac{\pi d^3 \tau}{8}, \Gamma = \frac{d^5 \tau (\pi^3 - 6\pi)}{48}, J_p = \frac{\pi d \tau^3}{3}, I_c = \frac{\mu d^2}{4} \quad (2.16)-(2.20)$$

となる．ここで， d は直径， τ は板厚である．薄肉開断面梁は図 1.4 に示した炭素繊維三軸織物複合材とし，その材料定数と断面パラメータを表 2.1 に示す． d と τ と μ は実測した．また E と G は，薄肉開断面梁単体での打撃試験より固有振動数を求めた後で，有限要素解析ソフトウェア NASTRAN による振動解析を行い，固有振動数が一致するよう決定した．

数値計算例において，断面パラメータは表 2.1 のまま， η のみを変える場合がある． η が異なることは断面形状が異なることであり，そのため本来は断面パラメータも異なるものであるが，ここでは， η の影響を調べる仮想的な梁として用いる．なお，表 2.1 の材料定数と断面パラメータは 2.5 節，及び第 3 章以降でも用いる．

2.4.2 無重力環境下における重心-せん断中心距離の影響

無重力状態である $g=0$ のときの固有振動数と固有振動モードを示し，重心-せん断中心距離 η の影響を考察する．用いる自由振動基礎式は式(2.13), (2.14)である． $\eta=0$ とし， $L=1, 2, 3, 4, 5$ m のときの u, v, ϕ の 1～4 次の固有振動数を表 2.2 に示す．併せて， $L=5$ m のときの u, v, ϕ の 1～4 次の固有振動モードを図 2.7 に示す． $\eta=0$ のとき， u, v, ϕ は全て独立振動となる．また $I_x = I_y$ より，この梁は仮想的な円形梁とみなすことができ， u と v の固有振動数と固有振動モードは等しくなる．

η を変化させたときの $v\phi$ 連成の 1～4 次の固有振動数の変化を図 2.8 に示す．横軸 η/d が 1 のとき円形開断面梁となる． η が変化すると， $\eta=0$ のとき独立であった v と ϕ が連成し変化することが示される．

$\eta=d$ である円形開断面梁について， $L=1, 2, 3, 4, 5$ m のときの $v\phi$ 連成の 1～4 次の固有振動数を表 2.3 に示す．1 次の固有振動数については， $\eta=0$ のときの固有振動数からの増減割合も示す．併せて， $L=5$ m のときの $v\phi$ 連成の 1～4 次の固有振動モードを図 2.9 に示す． $\eta=d$ のときの 1 次の固有振動数は，梁の長さによって異なるが， $\eta=0$ のときの固有振動数に比べ，15 % 以上小さくなる．

これらの結果より，一軸対称薄肉開断面梁の振動解析にあたっては，重心軸とせん断中心軸の不一致を考慮した解析が必要であることが示される．

2.4.3 重力の影響

$\eta = d$ である円形開断面梁について、 g を変化させたときの、 u の1, 2次の固有振動数と $v\phi$ 連成の1~3次の固有振動数を図2.10に示す。 u と $v\phi$ 連成のどちらも、 $g = 0$ である無重力状態を基準に、 g が大きくなる自重圧縮状態では固有振動数が小さくなり、 g が小さくなる自重引張状態では固有振動数が大きくなる。また、1次の固有振動数は u が $g = 55.6 \text{ m/sec}^2$ で、 $v\phi$ 連成が $g = 40.0 \text{ m/sec}^2$ で0 Hzとなる。これらは、自重圧縮により座屈する重力加速度であり、5 mの円形開断面を有する一端固定一端自由梁は小さいほうの重力である約4 Gで座屈するというを示す。 $L = 1, 2, 3, 4, 5 \text{ m}$ のときに、 u と $v\phi$ 連成の1次の固有振動数が0 Hzとなるときの重力加速度を表2.4に示す。この重力加速度は、第4章の数値計算例で用いる。

$\eta = d$ である円形開断面梁について、1 Gの自重圧縮状態か自重引張状態で、 $L = 1, 2, 3, 4, 5 \text{ m}$ のときの1次の固有振動数を表2.5に示す。固有振動数は、無重力状態に比べて長さに関係なく+1 G下である自重圧縮状態では小さくなり、-1 G下である自重引張状態では大きくなる。また、その変化率は、梁が長いほど大きくなることが示される。

2.5 薄肉開断面伸展梁の弾性支持条件と重力の影響

2.5.1 地上試験による固有振動数実験値

SPINARの試作品について、振動試験を実施し固有振動数を測定した。試験装置を図2.11に示す。床には加振器が設置され、コネクタを介し、スライドラールに乗ったベースプレートを0.5~80 Hzの正弦波で掃引する。SPINARは、インフレーターチューブが無い状態でベースプレートの上に機構部を固定するが、固定方向は2つあり、図2.2(b)での x 方向に加振して u の固有振動数を、 y 方向に加振して $v\phi$ 連成の固有振動数を測定する。SPINARの長さは、全伸展状態である2.2 m、及び2.0, 1.5, 1.0 mを目安に固定した後で実測した。レーザー変位計を用いてベースプレートと薄肉開断面伸展梁の自由端の変位を計測し、周波数応答解析で固有振動数を求めた。固有振動数の測定結果を表2.6に示す。これは1 Gの自重圧縮状態での固有振動数である。

2.5.2 弾性支持パラメータの検討

SPINAR をモデル化する一端弾性支持一端自由梁の境界条件は、弾性支持パラメータ K_x, K_y, K_ϕ を導入して、

$$u(0,t) = EI_x u''(0,t) - K_x u'(0,t) = u''(L,t) = u'''(L,t) = 0 \quad (2.21a)$$

$$v(0,t) = EI_y v''(0,t) - K_y v'(0,t) = v''(L,t) = v'''(L,t) = 0 \quad (2.21b)$$

$$\begin{aligned} \phi(0,t) &= GJ_p \phi'(0,t) - EI \phi'''(0,t) - K_\phi \phi(0,t) \\ &= GJ_p \phi'(L,t) - EI \phi'''(L,t) = \phi'(L,t) = 0 \end{aligned} \quad (2.21c)$$

と仮定する。 K_x, K_y は x, y 方向の曲げモーメントとたわみ角、 K_ϕ はねじりトルクとねじり角を関係付ける線形ばね定数である。 K_x, K_y, K_ϕ は計測困難であるので、固有振動数の実験値を推定できるように決定する。その際、弾性支持パラメータは薄肉開断面梁の長さによらず一定であるとする。自由端は、ピンで円管形状を固定していることから、ワーピング拘束とする。固有振動数実験値は1 Gの自重圧縮状態で得られているので、解析モデルにおいても $g = +1$ G とする。

(1) x 方向曲げ振動

x 方向曲げ振動について、いくつかの K_x のときの、 u の1次の固有振動数を図2.12に示す。数値計算結果は K_x が小さくなるほど小さくなり、 $K_x = 15$ Nm/rad のときに実験値を良く推定できている。続いて、 $K_x = 15$ Nm/rad を用いた2次の固有振動数を図2.13に示す。2次の固有振動数も実験値を良く推定できている。

(2) y 方向曲げねじり振動

y 方向曲げねじり振動について、異なる弾性支持条件のときの $v\phi$ 連成の1～3次の固有振動数を図2.14に示す。図2.14(a)は y 方向たわみ角のみ、図2.14(b)はねじり角のみ弾性支持したときの数値計算結果で、それぞれ $K_y = 40$ Nm/rad, $K_\phi = 0.007$ Nm/rad である。これらは、長さ約2 mのときの1次の固有振動数実験値を推定できるよう決定した。図2.14(b)より、ねじり角のみを弾性支持した数値計算結果は、1～3次の固有振動数実験値を良く推定できている。

以上より、SPINAR をモデル化する一端弾性支持一端自由梁の弾性支持パラメータを、 y 方向たわみ角を拘束として、改めて次式のように定める。

$$u(0,t) = EI_x u''(0,t) - K_x u'(0,t) = u''(L,t) = u'''(L,t) = 0 \quad (2.22a)$$

$$v(0,t) = v'(0,t) = v''(L,t) = v'''(L,t) = 0 \quad (2.22b)$$

$$\begin{aligned} \phi(0,t) &= GJ_p \phi'(0,t) - E\Gamma \phi'''(0,t) - K_\phi \phi(0,t) \\ &= GJ_p \phi'(L,t) - E\Gamma \phi'''(L,t) = \phi'(L,t) = 0 \end{aligned} \quad (2.22c)$$

ただし, $K_x = 15 \text{ Nm/rad}$, $K_\phi = 0.007 \text{ Nm/rad}$ である.

2.5.3 重力の影響

前項で得られた弾性支持パラメータの一端弾性支持一端自由梁に対し, 重力の影響について検討する. 表 2.7 に無重力状態である 0 G 下, 自重圧縮状態である +1 G 下, 自重引張状態である -1 G 下の 1 次の固有振動数の数値計算結果を示す. 重力の影響による固有振動数の変化の傾向は一端固定一端自由梁と同じである. 定量的な評価として, SPINAR の SCOPE 衛星搭載を想定した全伸展後の 5 m では, 固有振動数は, 無重力状態に比べて, 自重圧縮状態では約 13 % 小さく, 自重引張状態では約 11 % 大きくなる. 重力の有無による固有振動数の差異は無視できないことが示される.

2.6 本章のまとめ

本章では, 薄肉開断面梁を連続体として扱い, 第3章以降の回転軸の安定解析とスピン軸方向伸展解析に用いるための準備として, 地上での振動試験結果から構造モデリングする方法について述べた. そして, 衛星スピン軸方向伸展構造物として有望な構造方式である, インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 SPINAR の, SCOPE 衛星を想定した解析を行うため, 薄肉開断面伸展梁を一端弾性支持一端自由梁にモデル化することについて述べた.

本論文では, 薄肉開断面伸展梁を一樣な円形開断面を持つ一端弾性支持一端自由梁にモデル化する. 円形開断面は一軸対称薄肉開断面の一種であり, 一般的な一軸対称薄肉開断面梁について, 自重圧縮か自重引張を受ける時の曲げとねじりの自由振動基礎式を, Vlasov の理論と D'Alembert の原理より導いた. この基礎式を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より, 一軸対称薄肉開断面梁では重心軸とせん断中心軸の不一致を考慮した振動解析が必要であること, 及び重力加速度が固有振動数に与える影響を明らかにした. また, 一端弾性支持一端自由梁の弾性支持パラメータを, 地上で自重圧縮状態にあるときの固有振動数実験値を推

定できるよう決定した．この一端弾性支持一端自由梁について振動解析を行い，SCOPE 衛星で必要とされる長さ 5 m では地上試験における重力の影響を無視できないことを示した．なお，本章で求めた材料定数，断面パラメータ，及び弾性支持パラメータは，第3章以降の数値計算例でも用いる．

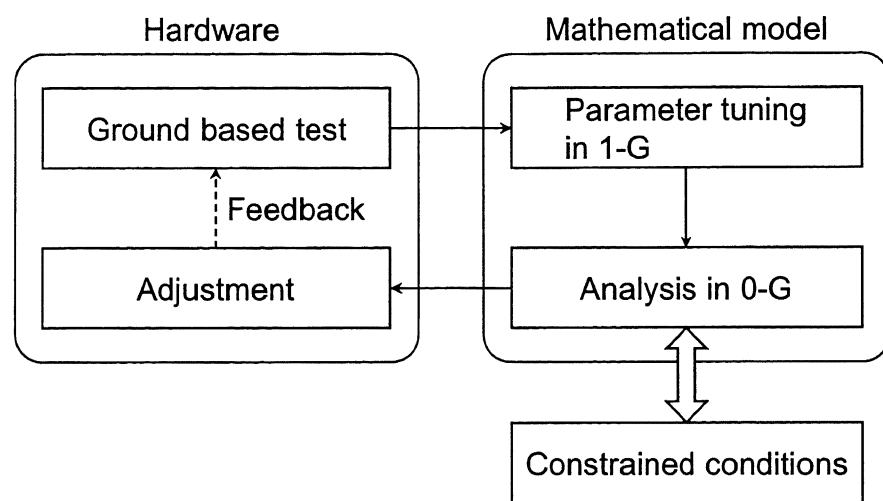
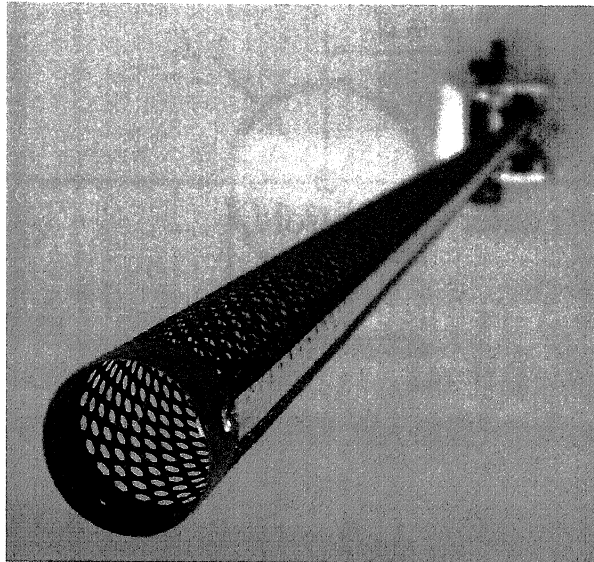
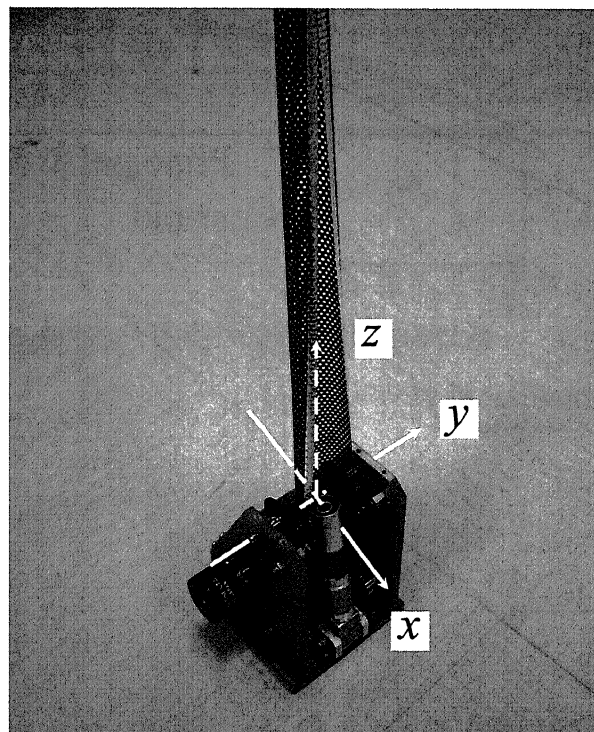


図 2.1 大型アンテナ等の開発方法例



(a) 先端より機構部付近までの断面形状



(b) 機構部付近の断面形状と座標軸の設定

図 2.2 伸展後の SPINAR (インフレータブルチューブを外した状態)

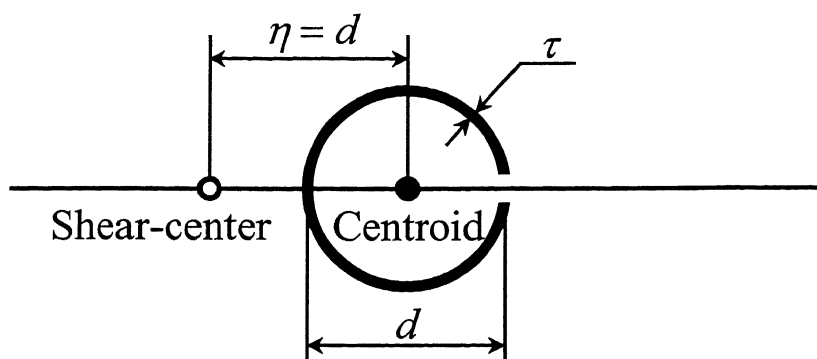


図 2.3 円形開断面

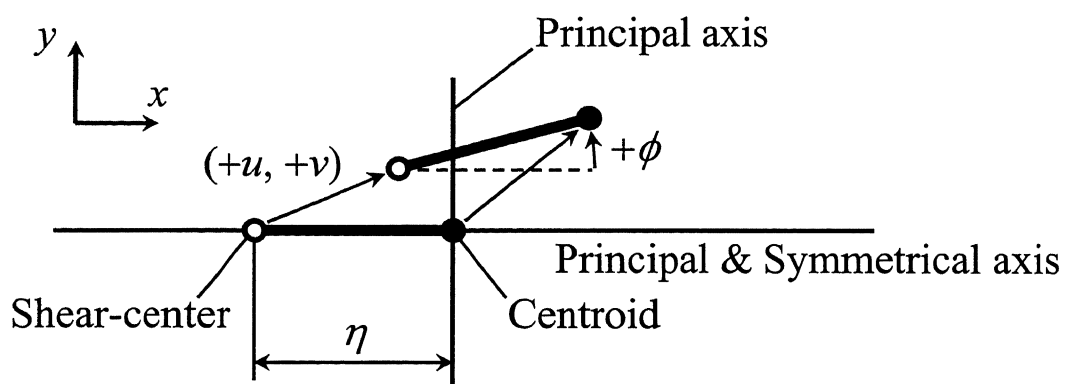


図 2.4 一軸対称薄肉開断面の構造力学的表現

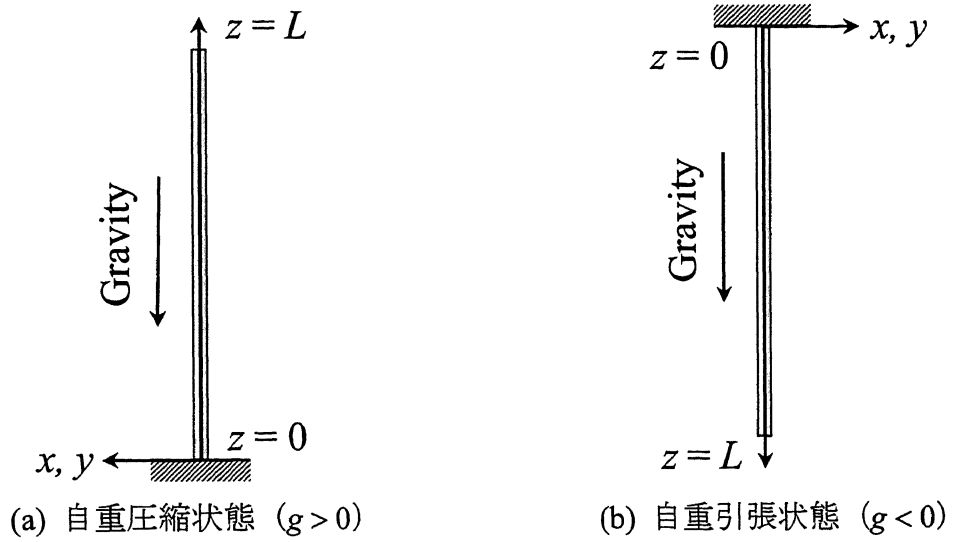


図 2.5 梁の自重圧縮状態と自重引張状態

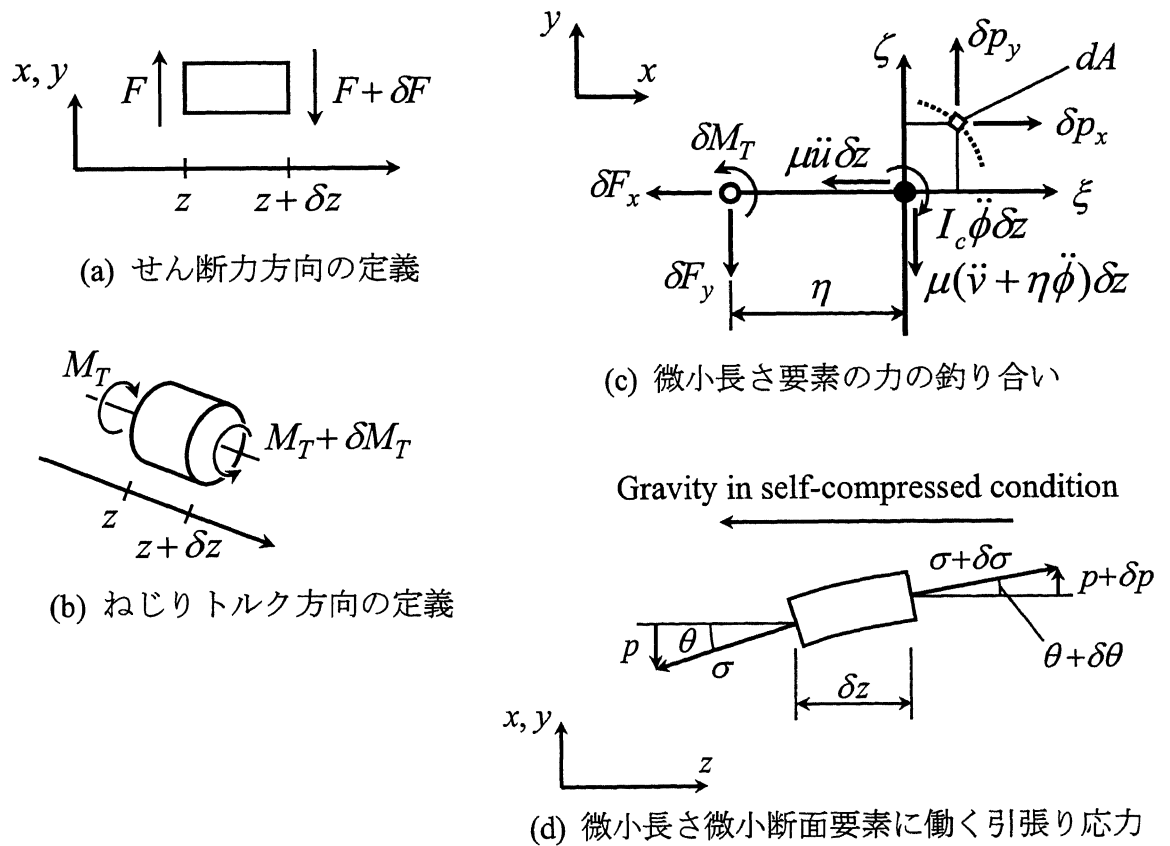


図 2.6 重力を考慮した一軸対称薄肉開断面梁の力の釣り合い

表 2.1 SPINAR 材料定数と断面パラメータ

Parameter	Value
Diameter, d	0.020169 m
Thickness, τ	0.000169 m
Mass per unit length, μ	8.12×10^{-3} kg/m
Modulus of elasticity, E	13.22 GPa
Shear modulus, G	4.62 GPa
Moment of inertia, I_x, I_y	5.45×10^{-10} m ⁴
Warping constant, I	1.43×10^{-13} m ⁶
Polar moment of inertia, J_p	1.02×10^{-13} m ⁴
Polar inertia per unit length, I_c	8.26×10^{-7} kg·m

表 2.2 $\eta=0$ のときの固有振動数（一端固定, $g=0$ ）

Length, L [m]	Natural frequency of u [Hz]				Natural frequency of v [Hz]				Natural frequency of ϕ [Hz]			
	1st	2nd	3rd	4th	1st	2nd	3rd	4th	1st	2nd	3rd	4th
1.0	16.7	104	292	573	16.7	104	292	573	43.1	231	569	1060
2.0	4.17	26.1	73.1	143	4.17	26.1	73.1	143	11.2	58.3	143	265
3.0	1.85	11.6	32.5	63.7	1.85	11.6	32.5	63.7	5.22	26.3	64.0	118
4.0	1.04	6.53	18.3	35.8	1.04	6.53	18.3	35.8	3.14	15.1	36.3	66.9
5.0	0.666	4.18	11.7	22.9	0.666	4.18	11.7	22.9	2.16	9.95	23.5	43.1

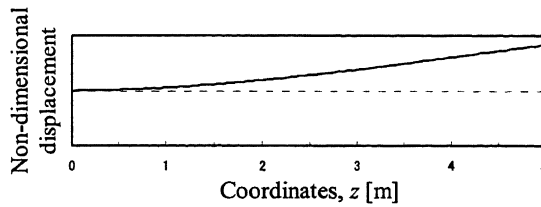
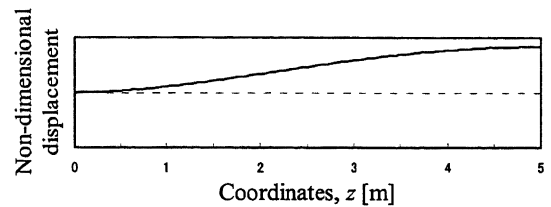
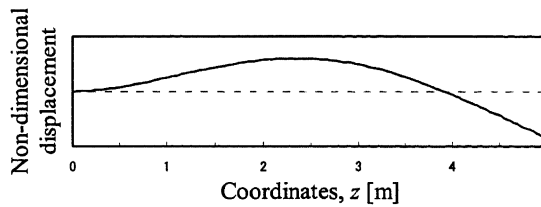
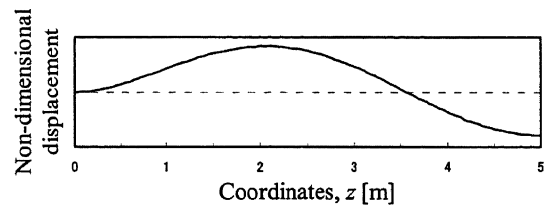
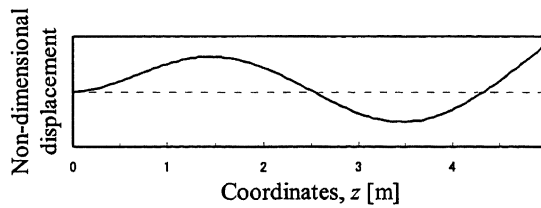
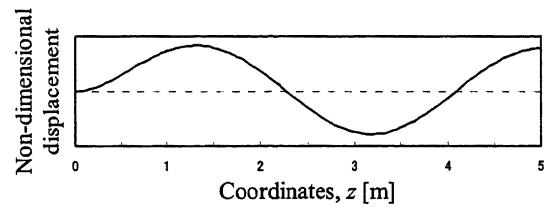
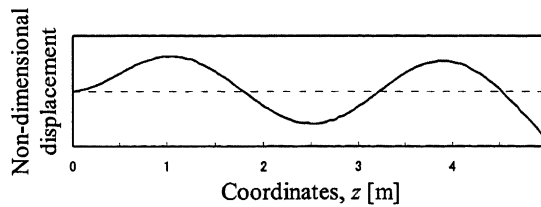
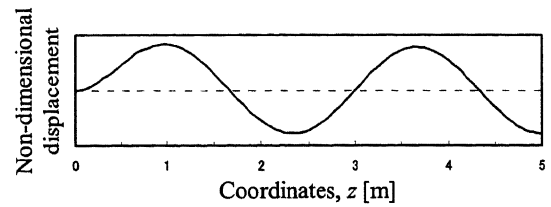

(a) u 独立 1 次, v 独立 1 次

(b) ϕ 独立 1 次

(c) u 独立 2 次, v 独立 2 次

(d) ϕ 独立 2 次

(e) u 独立 3 次, v 独立 3 次

(f) ϕ 独立 3 次

(g) u 独立 4 次, v 独立 4 次

(h) ϕ 独立 4 次

図 2.7 $\eta=0$ のときの固有振動モード（一端固定, $g=0, L=5$ m）

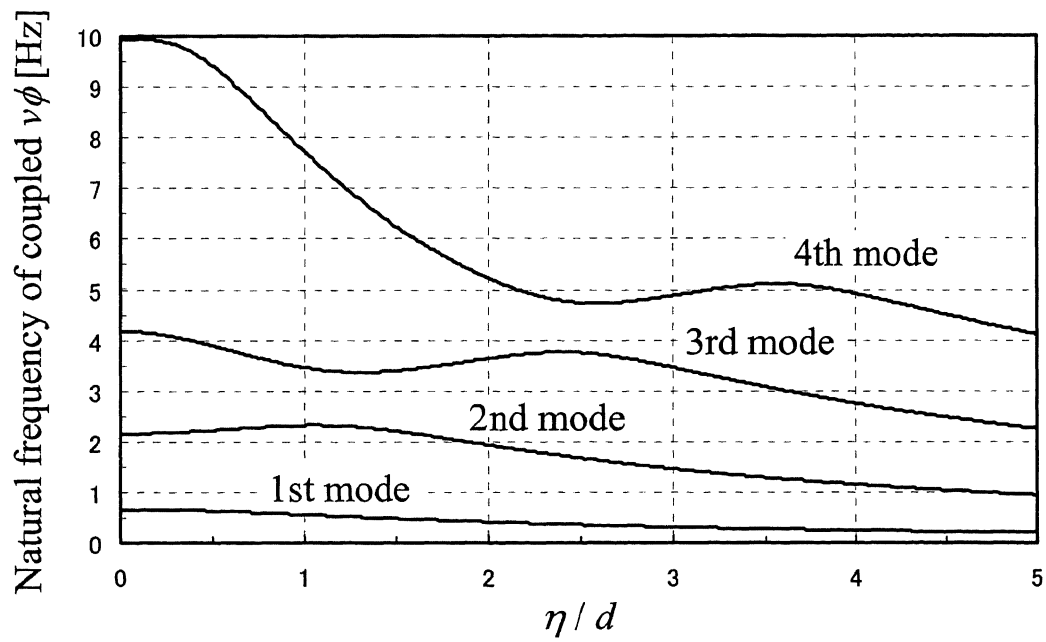
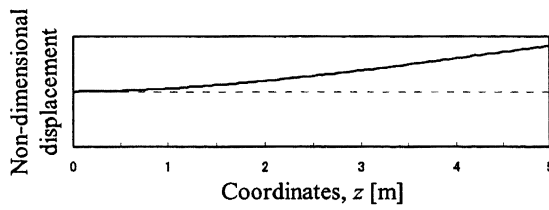


図 2.8 η に対する固有振動数の変化 (一端固定, $g=0$, $L=5$ m)

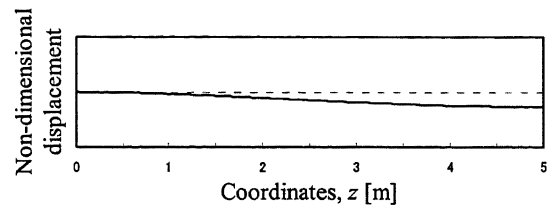
表 2.3 円形開断面梁の $\nu\phi$ 連成の固有振動数 (一端固定, $g=0$)

* Increase ratio from uncoupled natural frequency

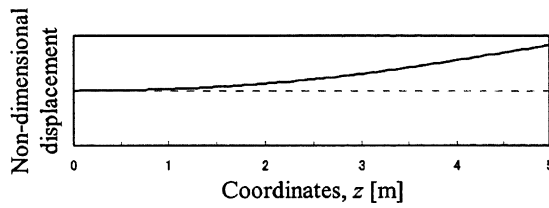
Length, L [m]	Natural frequency of coupled $\nu\phi$ [Hz]			
	1st (*)	2nd	3rd	4th
1.0	13.0 (-22.1 %)	51.5	81.3	189
2.0	3.29 (-21.0 %)	13.1	20.5	47.5
3.0	1.49 (-19.4 %)	5.99	9.23	21.2
4.0	0.859 (-17.5 %)	3.49	5.29	12.0
5.0	0.563 (-15.6 %)	2.32	3.46	7.72



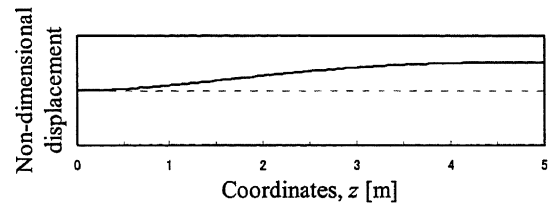
(a) $\nu\phi$ 連成 1 次の ν



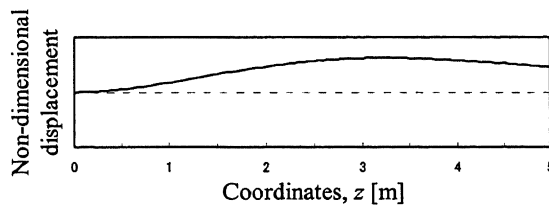
(b) $\nu\phi$ 連成 1 次の ϕ



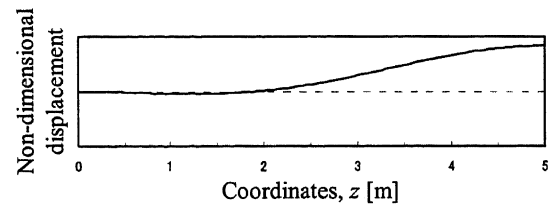
(c) $\nu\phi$ 連成 2 次の ν



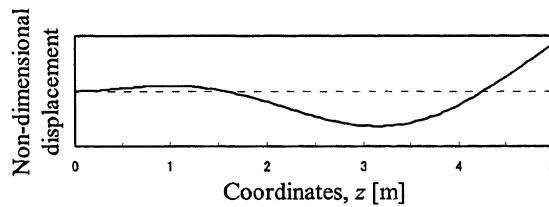
(d) $\nu\phi$ 連成 2 次の ϕ



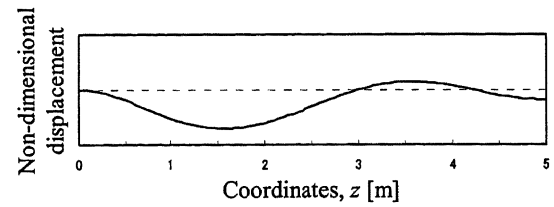
(e) $\nu\phi$ 連成 3 次の ν



(f) $\nu\phi$ 連成 3 次の ϕ

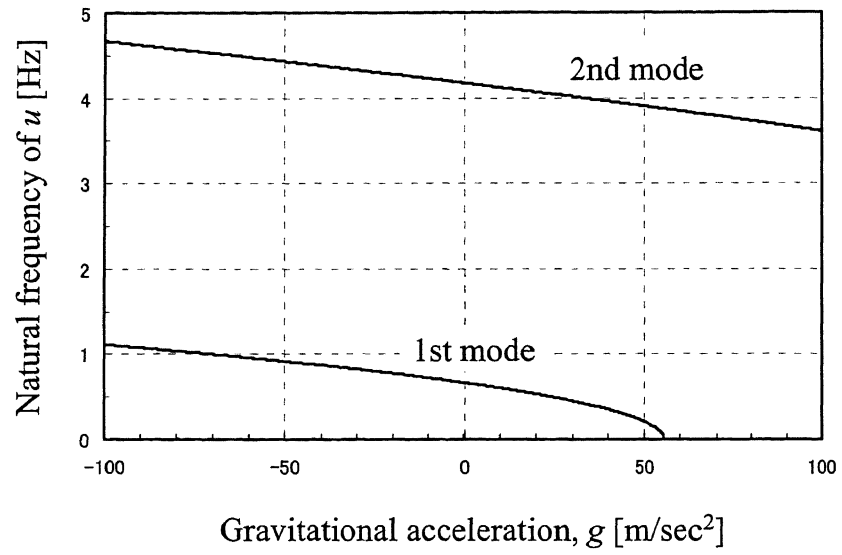


(g) $\nu\phi$ 連成 4 次の ν

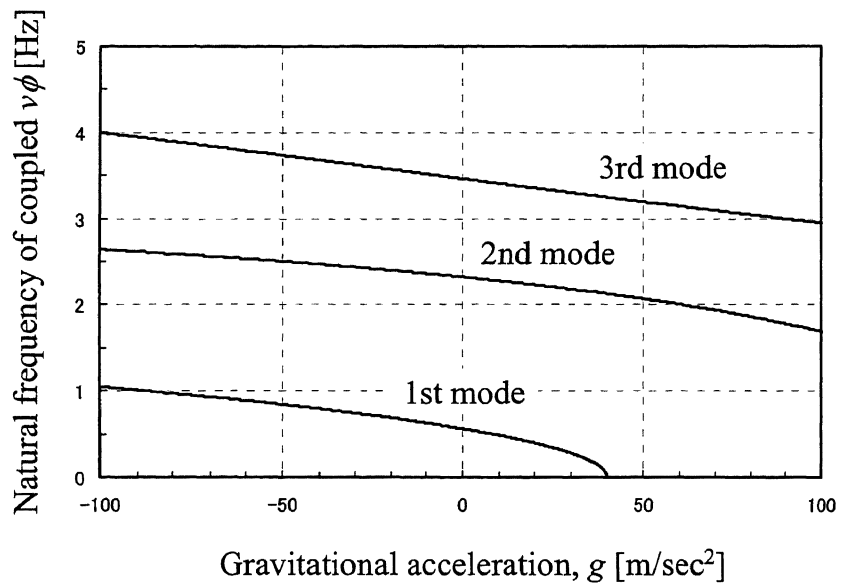


(h) $\nu\phi$ 連成 4 次の ϕ

図 2.9 円形開断面梁の $\nu\phi$ 連成の固有振動モード (一端固定, $g=0, L=5$ m)



(a) u 独立



(b) $v\phi$ 連成

図 2.10 重力加速度に対する固有振動数の変化（一端固定, $\eta = d, L = 5$ m）

表 2.4 1 次の固有振動数が 0 Hz となるときの重力加速度（一端固定, $\eta = d$ ）

Length, L [m]	Gravitational acceleration when natural frequency is 0 Hz		
	g for u [m/sec ²]	g for coupled $v\phi$ [m/sec ²]	Lower value [G]
1.0	6950	4220	430
2.0	868	544	55.5
3.0	257	168	17.1
4.0	109	74.3	7.58
5.0	55.6	40.0	4.08

表 2.5 1 G の自重引張か自重圧縮を受けるときの 1 次の固有振動数

（一端固定, $\eta = d$ ）

(a) u 独立

* Increase ratio from natural frequency under nongravity

Length, L [m]	1st natural frequency of u [Hz]	
	$g = +1$ G (*)	$g = -1$ G (*)
1.0	16.7 (−0.07 %)	16.7 (0.07 %)
2.0	4.14 (−0.56 %)	4.19 (0.56 %)
3.0	1.82 (−1.92 %)	1.89 (1.88 %)
4.0	0.993 (−4.60 %)	1.09 (4.40 %)
5.0	0.605 (−9.22 %)	0.723 (8.43 %)

(b) $v\phi$ 連成

* Increase ratio from natural frequency under nongravity

Length, L [m]	1st natural frequency of coupled $v\phi$ [Hz]	
	$g = +1$ G (*)	$g = -1$ G (*)
1.0	13.0 (−0.12 %)	13.0 (0.12 %)
2.0	3.26 (−0.90 %)	3.32 (0.89 %)
3.0	1.45 (−2.95 %)	1.53 (2.86 %)
4.0	0.801 (−6.80 %)	0.914 (6.36 %)
5.0	0.489 (−13.10 %)	0.628 (11.55 %)

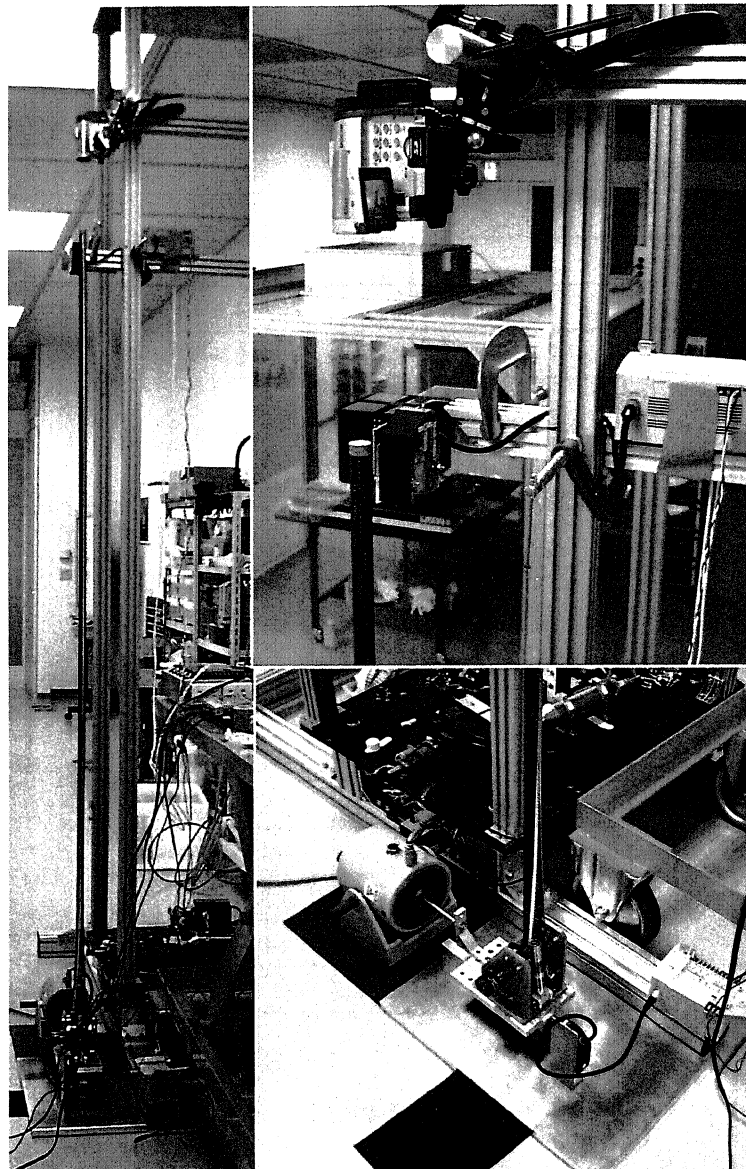


図 2.11 固有振動数測定装置

表 2.6 固有振動数実験値

(a) u 独立

Length, L [m]	Natural frequency of u [Hz]		
	1st	2nd	3rd
1.007	9.81	74.9	–
1.507	4.74	35.8	–
2.062	2.92	–	–
2.172	2.66	18.0	–

(b) $y\phi$ 連成

Length, L [m]	Natural frequency of coupled $y\phi$ [Hz]		
	1st	2nd	3rd
1.000	7.00	18.5	–
1.504	4.25	11.5	–
2.062	2.65	7.00	15.0
2.172	2.55	6.30	13.2

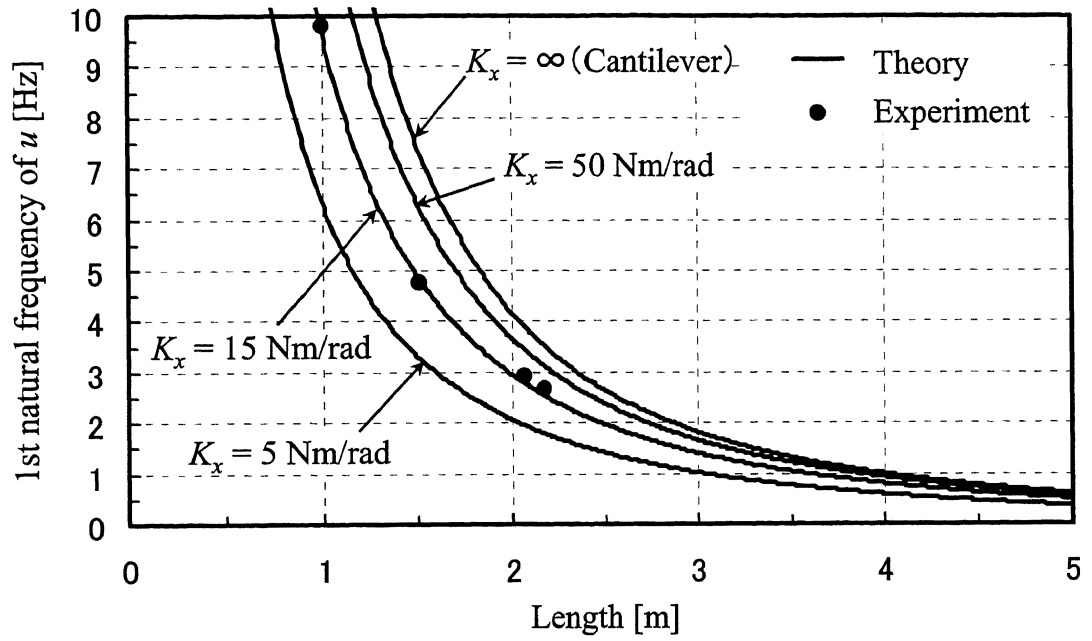


図 2.12 様々な K_x に対する u の 1 次の固有振動数 ($g = +1G$)

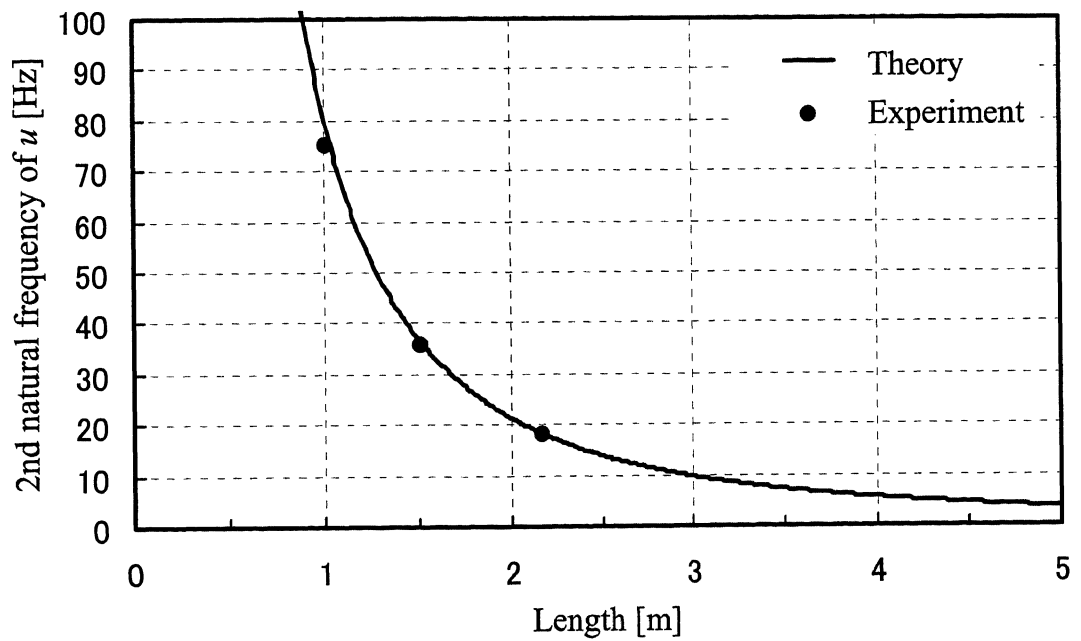
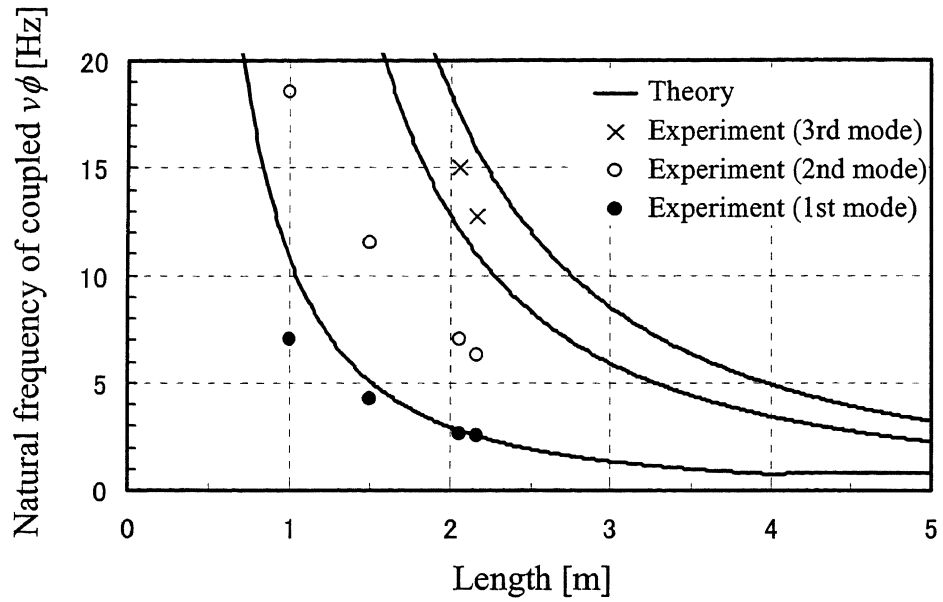
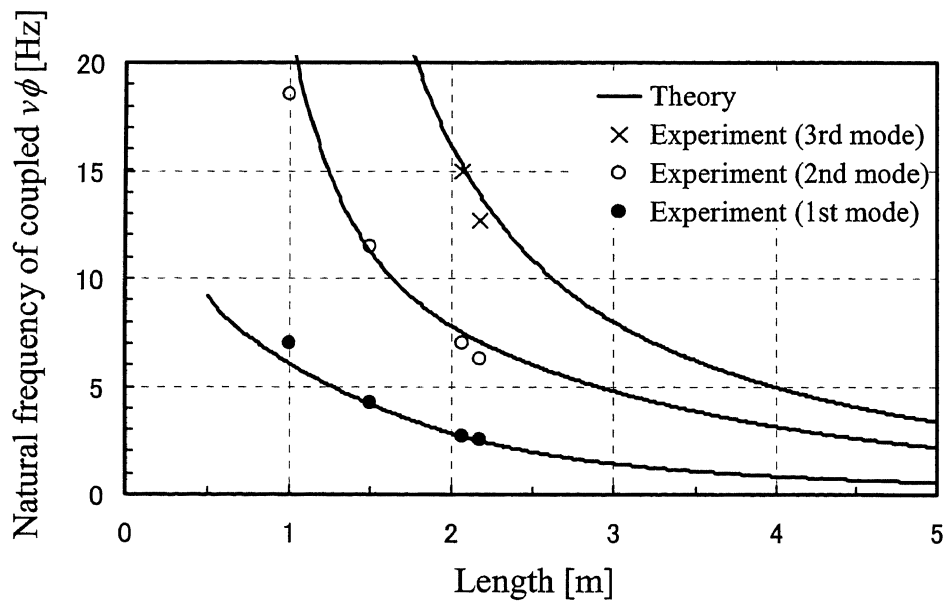


図 2.13 $K_x = 15$ Nm/rad のときの u の 2 次の固有振動数 ($g = +1G$)



(a) y 方向たわみ角のみ弾性支持 ($K_y = 40 \text{ Nm/rad}$)



(b) ねじり角のみ弾性支持 ($K_\phi = 0.007 \text{ Nm/rad}$)

図 2.14 異なる弾性支持条件のときの $\nu\phi$ 連成の 1~3 次の固有振動数 ($g = +1G$)

表 2.7 一端弾性支持一端自由梁の 1 次の固有振動数

(a) u 独立 ($K_x = 15 \text{ Nm/rad}$)

* Increase ratio from natural frequency under nongravity

Length, L [m]	1st natural frequency of u [Hz]		
	$g = +1 \text{ G} (*)$	$g = 0 \text{ G}$	$g = -1 \text{ G} (*)$
1.0	9.67 (-0.19 %)	9.69	9.71 (0.19 %)
2.0	2.93 (-1.04 %)	2.96	2.99 (1.02 %)
3.0	1.40 (-2.97 %)	1.44	1.48 (2.88 %)
4.0	0.799 (-6.49 %)	0.855	0.907 (6.10 %)
5.0	0.496 (-12.30 %)	0.566	0.628 (10.93 %)

(b) $v\phi$ 連成 ($K_\phi = 0.007 \text{ Nm/rad}$)

* Increase ratio from natural frequency under nongravity

Length, L [m]	1st natural frequency of coupled $v\phi$ [Hz]		
	$g = +1 \text{ G} (*)$	$g = 0 \text{ G}$	$g = -1 \text{ G} (*)$
1.0	6.06 (-0.02 %)	6.06	6.06 (0.02 %)
2.0	2.81 (-0.64 %)	2.82	2.84 (0.62 %)
3.0	1.39 (-2.68 %)	1.42	1.46 (2.58 %)
4.0	0.787 (-6.55 %)	0.842	0.893 (6.07 %)
5.0	0.485 (-12.86 %)	0.557	0.619 (11.25 %)

第3章

一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の安定解析

3.1 はじめに

第2章では、一軸対称薄肉開断面梁について、自重圧縮か自重引張を受ける時の曲げとねじりの自由振動基礎式を導き、一端固定一端自由梁の数値計算例から、重心-せん断中心距離や重力加速度が固有振動数に与える影響を考察した。また、インフレータブル方式による薄肉開断面伸展梁 SPINAR を、一様な円形開断面を有する一端弾性支持一端自由梁にモデル化し、固有振動数実験値と合うように弾性支持パラメータを決定し、重力の影響を調べた。続く本章では、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の安定解析を行う。

回転軸や回転体を含む回転機械は、タービン、歯車、駆動シャフト、等に見られるように、一般に広く使われる機械要素であり、危険速度や不安定振動が起こる回転速度を推定することが重要である。回転体力学は100年以上の歴史があり、既往の研究は非常に膨大で、古くは Dimentberg[95]や Tondl[96]の著書に、近年では Nelson のレビュー[97]や山本らの著書[98]にまとめられている。

回転機械の中でも分布質量系である回転軸(図3.1)は、梁の曲げ理論を基礎とし、解析では通常、円形断面や方形断面に等価変換できる梁モデルを扱う。方形断面のように曲げ剛性に異方性を持つものは偏平軸と呼ばれ、ある回転速度で不安定振動が起きることは良く知られている。ところが、回転軸に関する研究を概観すると、ねじりとの連成を考慮した研究は非常に限られている。これらは、歯車や自在継手等のトルク伝達要素が存在する場合[99, 100]や、危険速度通過時の特殊な状況での解析[101]、複合材積層円筒殻の解析[102]などである。しかし、薄肉開断面梁は、重心軸とせん断中心軸の距離が無視できないほど離れている場合があり、その場合、第2章で述べたように、非回転時の自由振動でも曲げとねじりが連成するため、等方性材料で、トルク伝達要素が存在せず、一定角速度で回転していても、重心-せん断中心距離に起因する連成を考慮した解析が必要となる。

これまで研究されなかった理由について著者は、回転軸の研究が、動力伝達系の高速化に伴う危険速度の推定や自励振動を防ぐことを目的に始められたものであり、中実軸や薄肉閉断面軸に比べてねじり強度の低い薄肉開断面軸は、回転軸の設計段階から対象外となるためと考えている。

本章では、偏重心を持つ一軸対称薄肉開断面を有する回転軸について、Hamiltonの原理により運動方程式を導出し、静的変形及び動的安定性を推定する手法を導く。この手法を用いた一端固定一端自由軸の数値計算例より、角速度、危険速度、偏重心、静的変形、及び回転時固有振動数の関係を明らかにする。また、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸では、重心とせん断中心の不一致に起因した不安定振動が、ある角速度領域で起こること、及び内部減衰が存在する場合には、1次の危険速度より大きい角速度では常に動的不安定になることを示す。そして、薄肉開断面伸展梁のSCOPE衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由軸の数値計算例より、SCOPE衛星の運用スピンドレートでは、回転時固有振動数が運用スピンドレートより低いものの動的安定であることを確認する。

3.2 解析手法

3.2.1 運動方程式

図3.1に示す回転軸において、回転直交座標系 $O-xyz$ は慣性空間に対し z 軸回りに一定の角速度 ω で回転している。長さ L の変形前の真っ直ぐな弾性軸は、 z 軸と平行に回転座標系に固定されているが、製作誤差や設置誤差等により取り付け端の重心位置が原点 O より偏重心 e_x, e_y だけ離れている。軸は z に対し一様断面の梁とし、梁はVlasovの理論に基づく薄肉開断面梁とする。重力、回転慣性、ジャイロモーメントは作用しない。

一軸対称薄肉開断面を第2章と同様に図2.4のように表す。 η は重心-せん断中心距離である。一軸対称薄肉開断面軸の、ある位置 z における、回転座標系での重心とせん断中心を図3.2に示す。変形前の重心 $C_0(x_{c0}, y_{c0})$ とせん断中心 $S_0(x_{s0}, y_{s0})$ を結ぶ線分と平行に x 軸を設定しても一般性は失われない。ここで、 $x_{c0}, y_{c0}, x_{s0}, y_{s0}$ は次式で表される。

$$x_{c0} = e_x \quad (3.1a)$$

$$y_{c0} = e_y \quad (3.1b)$$

$$x_{s0} = e_x - \eta \quad (3.1c)$$

$$y_{s0} = e_y \quad (3.1d)$$

たわみとねじりは微小とし、位置 z 、時間 t において、 C_0, S_0 は η を保ったまま、それぞれ $C(x_c(z, t), y_c(z, t)), S(x_s(z, t), y_s(z, t))$ に変位する。せん断中心の x, y 方向の変位を $u(z, t), v(z, t)$ 、ねじり角を $\phi(z, t)$ とすると、 x_c, y_c, x_s, y_s は次式で表される。

$$x_s = x_{s0} + u = e_x - \eta + u \quad (3.2a)$$

$$y_s = y_{s0} + v = e_y + v \quad (3.2b)$$

$$x_c = x_s + \eta = e_x + u \quad (3.2c)$$

$$y_c = y_s + \eta\phi = e_y + v + \eta\phi \quad (3.2d)$$

系の運動エネルギー T 、ポテンシャルエネルギー U は、ねじりのワーピングを考慮すると、

$$T = \frac{1}{2} \int_0^L \{ \mu \dot{X}_c^2 + \mu \dot{Y}_c^2 + I_c (\dot{\phi} + \omega)^2 \} dz \quad (3.3)$$

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L \{ EI_x u''^2 + EI_y v''^2 + E\Gamma \phi''^2 + GJ_p \phi'^2 \} dz \quad (3.4)$$

となる。ここで、 μ は軸の単位長さ当り質量、 I_c は重心回りの単位長さ当り慣性モーメント、 E はヤング率、 G はせん断弾性係数、 I_x, I_y は x, y 方向の断面2次モーメント、 Γ はワーピング定数、 J_p は断面極2次モーメントであり、 $(\cdot)', (\cdot)''$ はそれぞれ位置 z 、時間 t に関する偏微分を表す。また、 $X_c(z, t), Y_c(z, t)$ は、慣性直交座標系 $O-XYZ$ での重心位置であり、 $t = 0$ のときに $O-xyz$ と $O-XYZ$ が一致しているとして、 x_c, y_c の回転座標変換

$$X_c = x_c \cos \omega t - y_c \sin \omega t \quad (3.5a)$$

$$Y_c = x_c \sin \omega t + y_c \cos \omega t \quad (3.5b)$$

で求まる。

Hamilton の原理

$$\delta \int_{t_1}^{t_2} (T - U) dt = 0 \quad (3.6)$$

により、式(3.2)-(3.5)から回転軸の非減衰時運動方程式

$$EI_x u'''' - \mu \omega^2 u + \mu \ddot{u} - 2\mu \omega \dot{v} - 2\mu \eta \omega \dot{\phi} = \mu e_x \omega^2 \quad (3.7a)$$

$$EI_y v'''' - \mu \omega^2 v - \mu \eta \omega^2 \phi + \mu \ddot{v} + \mu \eta \ddot{\phi} + 2\mu \omega \dot{u} = \mu e_y \omega^2 \quad (3.7b)$$

$$E\Gamma \phi'''' - GJ_p \phi'' - \mu \eta^2 \omega^2 \phi - \mu \eta \omega^2 v + I_s \ddot{\phi} + \mu \eta \ddot{v} + 2\mu \eta \omega \dot{u} = \mu \eta e_y \omega^2 \quad (3.7c)$$

が導かれる。ここで、 $I_s (= I_c + \mu \eta^2)$ はせん断中心回りの単位長さ当り慣性モーメントである。なお弾性支持軸の場合、支持ばねによるひずみエネルギーの項が式

(3.4)に加わるが、得られる運動方程式は同じである。

回転軸において、外部減衰は系を常に安定させると考えられるので、本研究では、内部減衰のみが作用する場合の動的安定性を調べる。軸材料内部に粘性減衰が作用するものとして、式(3.7a), (3.7b), (3.7c)の左辺に、それぞれ減衰項 $c_x \dot{u}$, $c_y \dot{v}$, $c_\phi \dot{\phi}$ を加えると、内部減衰を考慮した回転軸の運動方程式

$$EI_x u'''' - \mu \omega^2 u + \mu \ddot{u} - 2\mu \omega \dot{v} - 2\mu \eta \omega \dot{\phi} + c_x \dot{u} = \mu e_x \omega^2 \quad (3.8a)$$

$$EI_y v'''' - \mu \omega^2 v - \mu \eta \omega^2 \phi + \mu \ddot{v} + \mu \eta \ddot{\phi} + 2\mu \omega \dot{u} + c_y \dot{v} = \mu e_y \omega^2 \quad (3.8b)$$

$$E\Gamma \phi'''' - GJ_p \phi'' - \mu \eta^2 \omega^2 \phi - \mu \eta \omega^2 v + I_s \ddot{\phi} + \mu \eta \dot{v} + 2\mu \eta \omega \dot{u} + c_\phi \dot{\phi} = \mu \eta e_y \omega^2 \quad (3.8c)$$

が得られる。ここで、 c_x, c_y, c_ϕ は、それぞれ x, y 方向、ねじり方向の粘性減衰係数であり、減衰比 γ に各方向、各モードの臨界減衰係数を掛けたものである。

3.2.2 静解析

式(3.8)の時間微分の項を消去すると、静的釣合条件式

$$EI_x u'''' - \mu \omega^2 u = \mu e_x \omega^2 \quad (3.9a)$$

$$EI_y v'''' - \mu \omega^2 v - \mu \eta \omega^2 \phi = \mu e_y \omega^2 \quad (3.9b)$$

$$E\Gamma \phi'''' - GJ_p \phi'' - \mu \eta^2 \omega^2 \phi - \mu \eta \omega^2 v = \mu \eta e_y \omega^2 \quad (3.9c)$$

が得られ、 u と v, ϕ との連成は分離される。式(3.9)を解くと静的釣合形状

$$u(z) = C_{u1} \cosh k_u z + C_{u2} \sinh k_u z + C_{u3} \cos k_u z + C_{u4} \sin k_u z - e_x \quad (3.10a)$$

$$v(z) = C_{v1} \cosh k_{v\phi1} z + C_{v2} \sinh k_{v\phi1} z + C_{v3} \cosh k_{v\phi2} z + C_{v4} \sinh k_{v\phi2} z \\ + C_{v5} \cos k_{v\phi3} z + C_{v6} \sin k_{v\phi3} z + C_{v7} \cos k_{v\phi4} z + C_{v8} \sin k_{v\phi4} z - e_y \quad (3.10b)$$

$$\phi(z) = C_{\phi1} \cosh k_{v\phi1} z + C_{\phi2} \sinh k_{v\phi1} z + C_{\phi3} \cosh k_{v\phi2} z + C_{\phi4} \sinh k_{v\phi2} z \\ + C_{\phi5} \cos k_{v\phi3} z + C_{\phi6} \sin k_{v\phi3} z + C_{\phi7} \cos k_{v\phi4} z + C_{\phi8} \sin k_{v\phi4} z \quad (3.10c)$$

が得られる。ここで、 C_{ui} ($i=1, 2, 3, 4$), k_u , C_{vi} , $C_{\phi i}$ ($i=1, 2, \dots, 8$), $k_{v\phi i}$ ($i=1, 2, 3, 4$) は、回転軸の境界条件と角速度から求まる。式(3.10)の釣合形状が無限大となる角速度が危険速度である。

3.2.3 Galerkin 法を利用した安定解析

式(3.8)は線形の連立偏微分方程式であり、 e_x, e_y は右辺の非同次項にのみ含まれることから、偏重心の大きさは回転軸の安定性に関係であることが分かる。そのため安定判別には e_x, e_y を 0 としても問題無く、その場合、式(3.8)は回転時の自

由振動基礎式

$$EI_x u'''' - \mu \omega^2 u + \mu \ddot{u} - 2\mu \omega \dot{v} - 2\mu \eta \omega \dot{\phi} + c_x \dot{u} = 0 \quad (3.11a)$$

$$EI_y v'''' - \mu \omega^2 v - \mu \eta \omega^2 \phi + \mu \ddot{v} + \mu \eta \ddot{\phi} + 2\mu \omega \dot{u} + c_y \dot{v} = 0 \quad (3.11b)$$

$$EI \phi'''' - GJ_p \phi'' - \mu \eta^2 \omega^2 \phi - \mu \eta \omega^2 v + I_s \ddot{\phi} + \mu \eta \dot{v} + 2\mu \eta \omega \dot{u} + c_\phi \dot{\phi} = 0 \quad (3.11c)$$

となる．式(3.11)に対応した動的安定解析を行うため，Galerkin 法による固有振動数の近似解を用いた手法を導く．まず， u ， v ， ϕ がそれぞれ境界条件を満足する n 個の形状関数 $U_i(z)$ ， $V_i(z)$ ， $\Phi_i(z)$ ($i = 1, 2, \dots, n$)の線形結合で表されると仮定する．

$$u(z, t) = \sum_{i=1}^n \bar{u}_i(t) U_i(z) \quad (3.12a)$$

$$v(z, t) = \sum_{i=1}^n \bar{v}_i(t) V_i(z) \quad (3.12b)$$

$$\phi(z, t) = \sum_{i=1}^n \bar{\phi}_i(t) \Phi_i(z) \quad (3.12c)$$

これら u ， v ， ϕ を式(3.3)，(3.4)に代入し， e_x ， e_y を 0 として Lagrange の運動方程式

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial}{\partial \dot{\bar{q}}_i} (T - U) \right) - \frac{\partial}{\partial \bar{q}_i} (T - U) + \frac{\partial F_D}{\partial \dot{\bar{q}}_i} = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, 3n) \quad (3.13)$$

$$\{\bar{q}_1(t) \ \bar{q}_2(t) \ \dots \ \bar{q}_{3n}(t)\}^T = \{\bar{u}_1 \ \bar{u}_2 \ \dots \ \bar{u}_n \ \bar{v}_1 \ \bar{v}_2 \ \dots \ \bar{v}_n \ \bar{\phi}_1 \ \bar{\phi}_2 \ \dots \ \bar{\phi}_n\}^T = \{\bar{q}(t)\} \quad (3.14)$$

に代入すると，

$$[m]\{\ddot{\bar{q}}\} + [g]\{\dot{\bar{q}}\} + [k]\{\bar{q}\} = 0 \quad (3.15)$$

の行列形式に整理される．ここで， $\{\bar{q}(t)\}$ は $3n$ 次の基準座標ベクトル， F_D は内部減衰による散逸関数で，

$$F_D = \frac{1}{2} \int_0^L \{c_x \dot{u}^2 + c_y \dot{v}^2 + c_\phi \dot{\phi}^2\} dz \quad (3.16)$$

のように表される．また， $[m]$ はモード質量マトリクス， $[g]$ はモードジャイロマトリクス， $[k]$ はモード剛性マトリクスである．弾性支持軸の場合には支持ばねによる行列成分が $[k]$ に加わる． $[m]$ ， $[k]$ は対称行列， $[g]$ は歪対称行列であることから式(3.15)はジャイロシステムと呼ばれる[103-108]．

式(3.15)において，

$$\{\bar{q}(t)\} = \{q\} e^{pt} \quad (3.17)$$

と仮定すると，固有値方程式

$$(p^2[m] + p[g] + [k])\{q\} = \{0\} \quad (3.18)$$

が得られる．ここで， $\{q\}$ は複素固有ベクトル， p は固有値に相当する複素固有角振動数である．安定判別は，式(3.18)から得られる $6n$ 個の p の実部，虚部を検証することにより行う． $6n$ 個の p それぞれの実部が全て負であれば動的安定である． $6n$ 個の p のうち，1 つでも実部が正であれば動的不安定であり，そのうち，虚部が 0 であればダイバージェンス型不安定，0 以外であればフラッタ型不安定である．

3.3 一端固定一端自由軸の数値計算例と考察

3.3.1 数値計算条件

本解析手法を用いて，薄肉開断面を有する回転軸の一般的性質を明らかにするため，一端固定一端自由軸について数値計算例を示し，考察する．後述の数値計算結果において，特に明記しない限り，次の数値計算条件を用いた．断面は第2章にて用いた図2.3の円形開断面 ($\eta = d$) とし，表2.1の材料定数と断面パラメータを用いた．境界条件は式(2.15)を用いた．軸の長さはSCOPE衛星で必要とされる伸展後の $L = 5.0$ m とした．静解析では偏重心 e_x, e_y を 1 mm とした．本章でも第2章と同様， η のみを変えた仮想的な軸として数値計算を行う場合がある．Galerkin法で使用する形状関数 U_i, V_i, Φ_i は，式(3.11)の ω, η を 0 とすることにより得られる，非回転時かつ非連成時の u, v, ϕ それぞれの 1～ n 次の固有振動モードを用い， $n = 4$ とした．これら固有振動数と固有振動モードは表2.2と図2.7で理論解が得られている．

3.3.2 静解析による先端重心変位

円形開断面軸の静解析による計算結果として， ω に対する軸先端の x, y 方向の重心変位の絶対値 $|u(L)|, |v(L) + \eta\phi(L)|$ を図3.3に示す．先端重心変位は， ω に応じて変化し，ある角速度（危険速度）で無限大となる．1次の危険速度は， x 方向が 0.67 Hz， y 方向が 0.57 Hz である．この x 方向の危険速度は，非回転時の x 方向 1 次の固有振動数（表2.2）に等しい．

1 次の危険速度付近のいくつかの ω での軸の重心形状を図3.4に示す．変形方向は危険速度を境界として反転し，さらに ω が大きくなると，非回転時の 2 次の自由振動モード形状のようになり，以後，変形方向の反転と高次モード形状への近

似が繰り返される。

ω を SCOPE 衛星の運用スピンレートである 0.33 Hz に固定したときの、偏重心量に対する先端重心変位量の感度を図 3.5 に示す。両対数グラフにおける傾きは x, y 方向とも 1 であり、先端重心変位は、 x, y 方向とも偏重心に比例して大きくなることが示される。

3.3.3 Galerkin 法を利用した動的安定性

非減衰時である $\gamma=0$ のときの、円形開断面軸の Galerkin 法による複素固有振動数を図 3.6 に示す。縦軸は 0 から上方向に正の虚部、下方向に正の実部を示す。安定判別で必要となるのは正の実部が存在するかどうかである。固有振動数の近似値 $p/2\pi$ は、 $\omega=0$ のときの非回転時自由振動の固有振動数から出発し、 ω の増加にあわせ変化する。また、 p の実部が正となる ω の領域が存在し、そのとき不安定現象が起こる。なお、不安定現象は、ダイバージェンス型不安定とフラッタ型不安定が存在する。ダイバージェンス型不安定となるのは $\omega/2\pi=0.57 \sim 0.67$ Hz と $\omega/2\pi=3.00 \sim 4.18$ Hz であるが、この境界となる ω は、図 3.3 に示した危険速度と一致する。

図 3.6 は $n=4$ のときの結果である。使用モード次数の影響を調べるため、 $n=1, 2, 3, 7$ のときの結果を図 3.7 と図 3.8 に示す。異なる使用モード次数に対し、固有振動数近似値は、低い角速度、低次の固有振動数でほぼ一致するが、高い角速度、高次の固有振動数では使用モード次数によって異なる。図 3.6～図 3.8 より $n=3$ 以上で数値計算結果にほとんど差異は見られないため、本数値計算例において $n=4$ とすることは妥当であると考えられる。

3.3.4 重心-せん断中心距離の影響

$\eta=0$ のときの静解析による先端重心変位を図 3.9 に示す。 $\eta=0$ とした仮想的な円形開断面軸であることから、 x, y 方向の危険速度は一致する。

$\eta=0$ のときの Galerkin 法による複素固有振動数を図 3.10 に示す。 $\eta=0$ であることにより、曲げとねじりの連成が分離される。 ω によらず一定の固有振動数 2.16 Hz は、ねじりの固有振動数である。また、非回転時に一致している x 方向と y 方向の固有振動数が ω により変化するが、不安定現象を示す ω は存在しないことが分かる。

$\eta = d$ の円形開断面に限らない一般的な一軸対称薄肉開断面の動的安定性を把握するため、 $\eta = 0$ を基準とし、2つのパラメータをそれぞれ変化させたときの動的安定性を図 3.11 に示す。変化させるパラメータは、図 3.11(a)が I_y のみ、図 3.11(b)が η のみで、Galerkin 法による複素固有振動数から判断される安定領域と不安定領域を示す。図 3.11(a)において、 I_y が $I_y / I_x = 1$ 以外のときを偏平軸と呼ぶが、ダイバージェンス型不安定領域が存在するものの、フラッタ型不安定領域は存在しない。一方、図 3.11(b)において、 $\eta = 0$ 以外では、円形開断面である $\eta/d = 1$ に限らず、ダイバージェンス型不安定領域とフラッタ型不安定領域の両方が存在する。つまり、一般的な一軸対称薄肉開断面では、重心-せん断中心距離が原因となつて、ダイバージェンス型不安定とフラッタ型不安定が起きる角速度領域が存在することが図 3.11 より示される。

3.3.5 内部減衰の影響

内部減衰のみが作用する場合の動的安定性を調べる。 $\eta = d$ の円形開断面軸において、 $\gamma = 0.01$ の粘性減衰を与えた場合の Galerkin 法による複素固有振動数を図 3.12(a)に示す。また図 3.12(b)には、1 次と 2 次の固有振動数の正の実部のみを拡大して示す。減衰により、固有振動数には負の実部が存在するが、本図には示していない。非減衰時の図 3.6 と比較すると、固有振動数は ω の変化に対し非減衰時と類似の変化を示すが、最低次の危険速度を超えると正の虚部が常に存在し、不安定現象が起きることが分かる。

3.3.6 動的安定となる伸展長さと角速度

前節より、回転軸は、1 次の危険速度以下で回転していれば、安定であるといえる。図 3.13 に L と 1 次の危険速度を示す。図 3.13 より、 $\omega = 0.33$ Hz で回転している回転軸は、最大 $L = 6.63$ m まで動的安定であることが分かる。

3.4 一端弾性支持一端自由軸の数値計算例と考察

薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した解析を行うため、一端弾性支持一端自由軸の数値計算例を示し、考察する。境界条件が式(2.22)で $K_x = 15$ Nm/rad, $K_\phi = 0.007$ Nm/rad とする以外は一端固定一端自由軸と同様とした時の静解析によ

る先端重心変位を図 3.14 に示す．実構造に合わせた弾性支持条件のため， x, y 方向の 1 次の危険速度は近い値となる．

Galerkin 法による複素固有振動数を図 3.15 に示す．こちらも実構造に合わせた弾性支持条件のため，1 次のダイバージェンス型不安定領域は，図 3.6 の一端固定一端自由軸に比べ，小さくなっている．また，SCOPE 衛星の運用スピンレートは 0.33 Hz であり，その時の 1 次の固有振動数が 0.23 Hz とスピンレートより低いものの，図 3.15 から不安定現象は起きないことが分かる．

3.5 本章のまとめ

本章では，第 2 章で求めた構造数学モデルを回転軸問題へ拡張するために，偏重心を持つ一軸対称薄肉開断面を有する回転軸について，Hamilton の原理により運動方程式を導出し，静的変形及び動的安定性を推定する手法を導いた．この手法を用いた一端固定一端自由軸の数値計算例より，次の点を明らかにした．

- 角速度，危険速度，偏重心，静的変形，及び回転時固有振動数の関係．
- 一軸対称薄肉開断面を有する回転軸では，重心とせん断中心の不一致に起因した不安定振動が，ある角速度領域で起こること．
- 内部減衰が存在する場合には，1 次の危険速度より大きい角速度では常に動的不安定になること．

そして，薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由軸の数値計算例より，SCOPE 衛星の運用スピンレートでは，回転時固有振動数が運用スピンレートより低いものの動的安定であることを確認した．

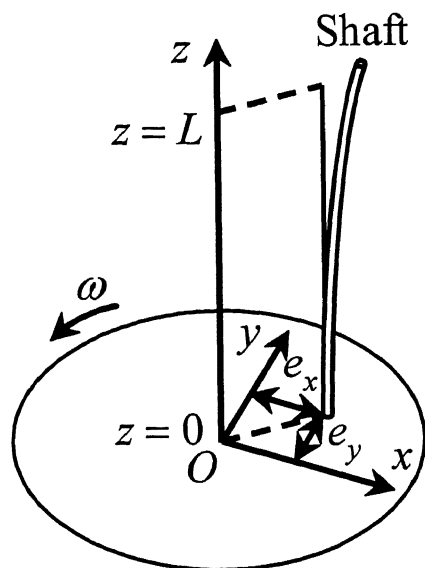


図 3.1 回転軸の概略

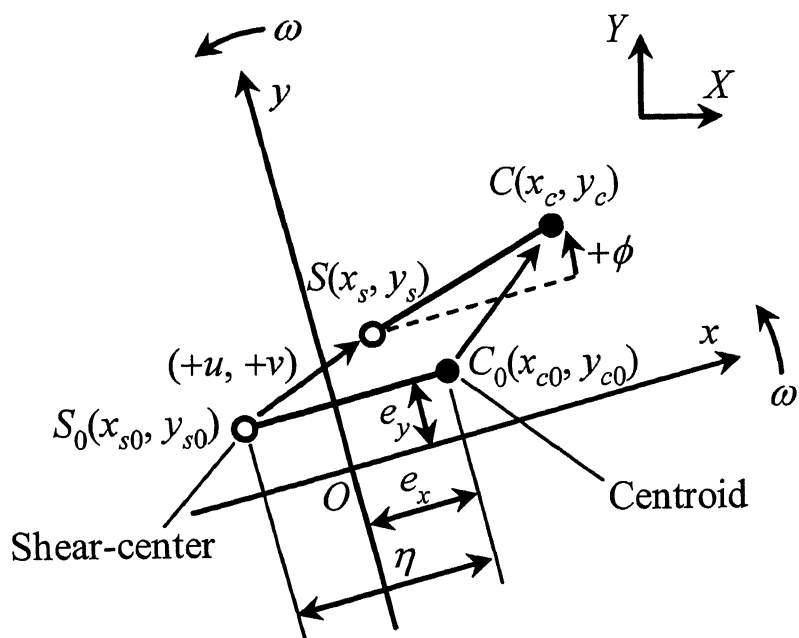


図 3.2 一軸対称開断面の回転座標系での重心とせん断中心

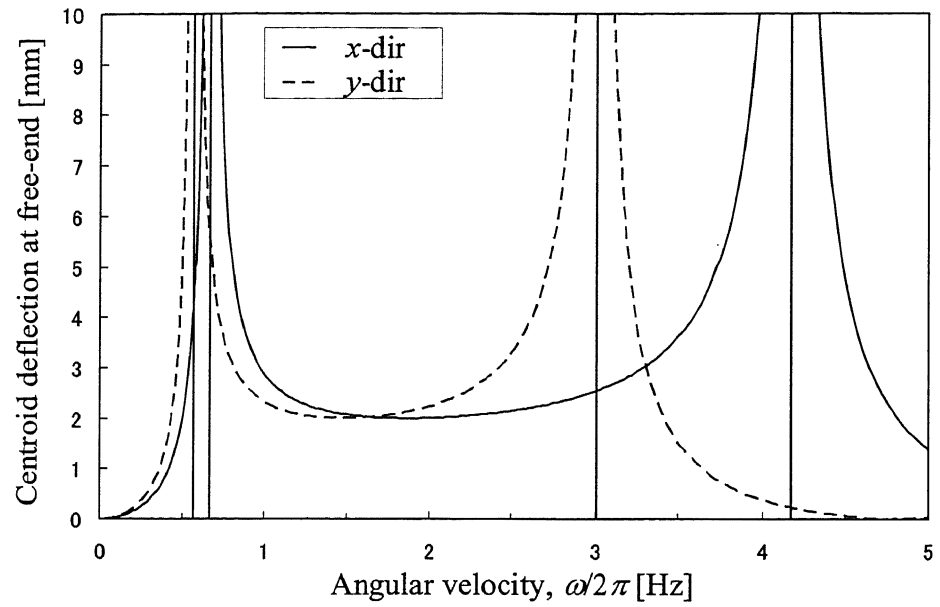
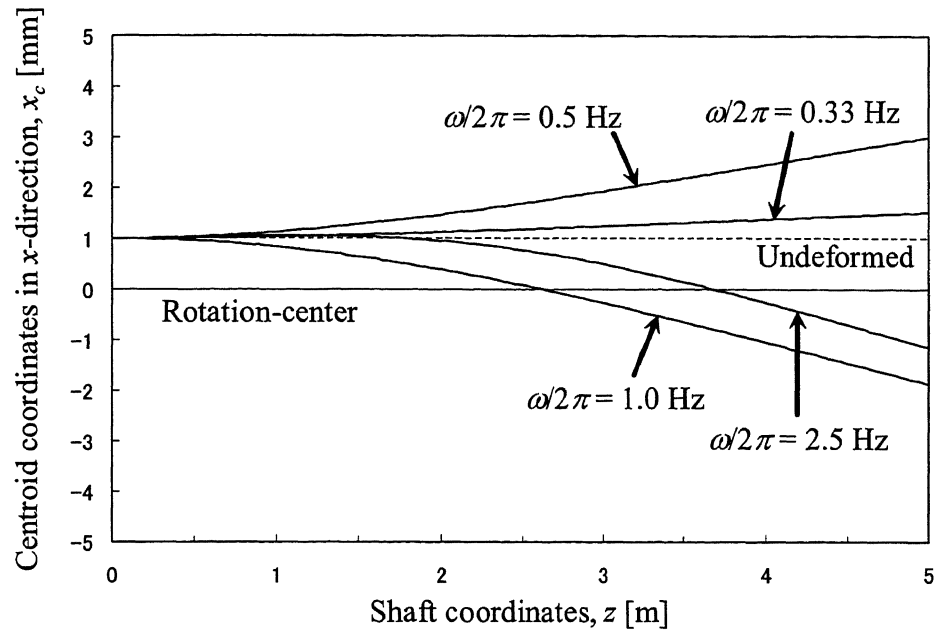
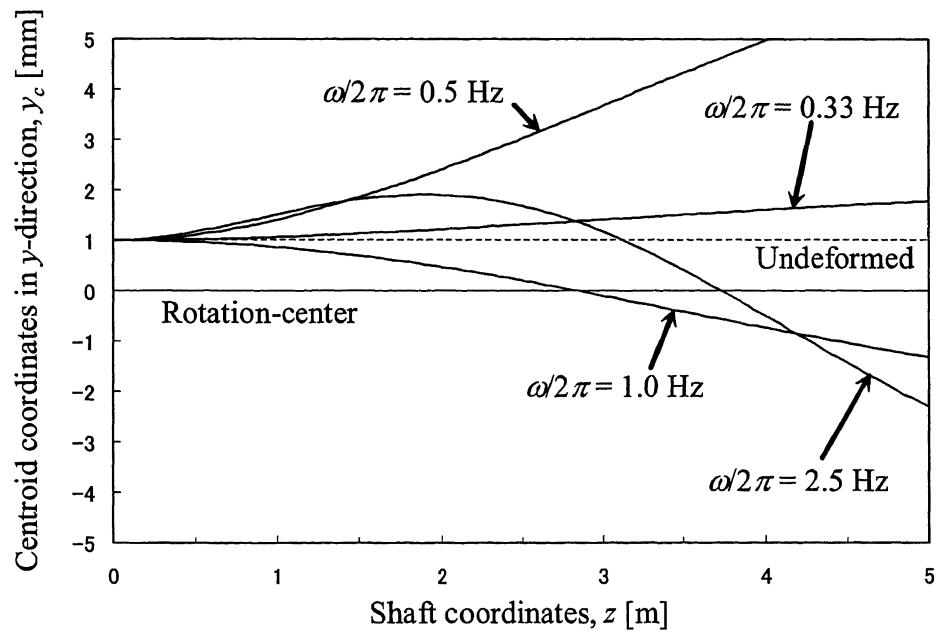


図 3.3 静解析による重心先端たわみ（一端固定, $\eta = d, e_x = e_y = 1$ mm）



(a) x 方向



(b) y 方向

図 3.4 軸の重心形状 (一端固定, $\eta = d, e_x = e_y = 1$ mm)

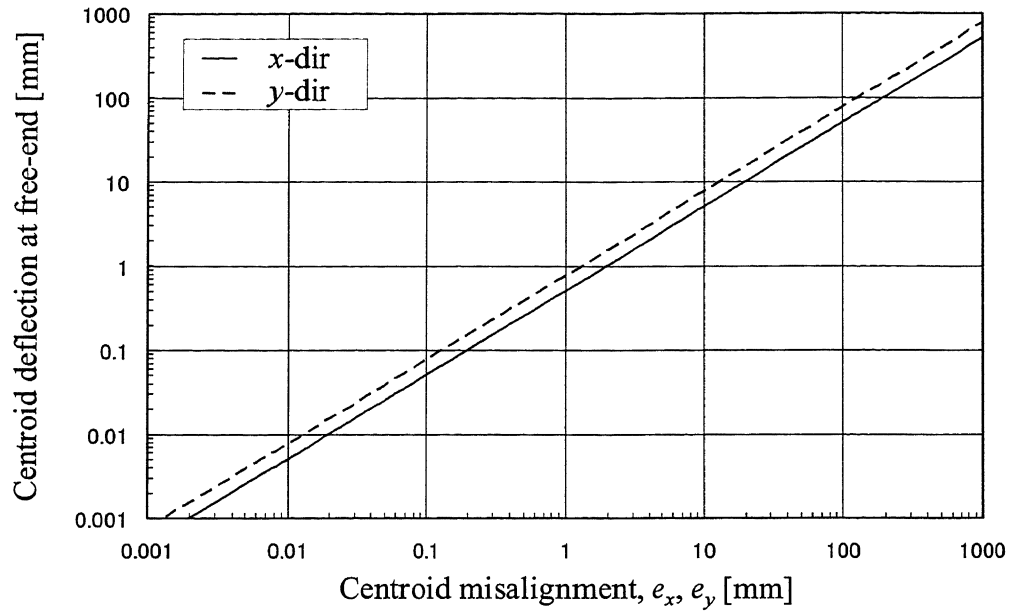


図 3.5 偏重心量に対する先端重心変位量の感度
(一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz)

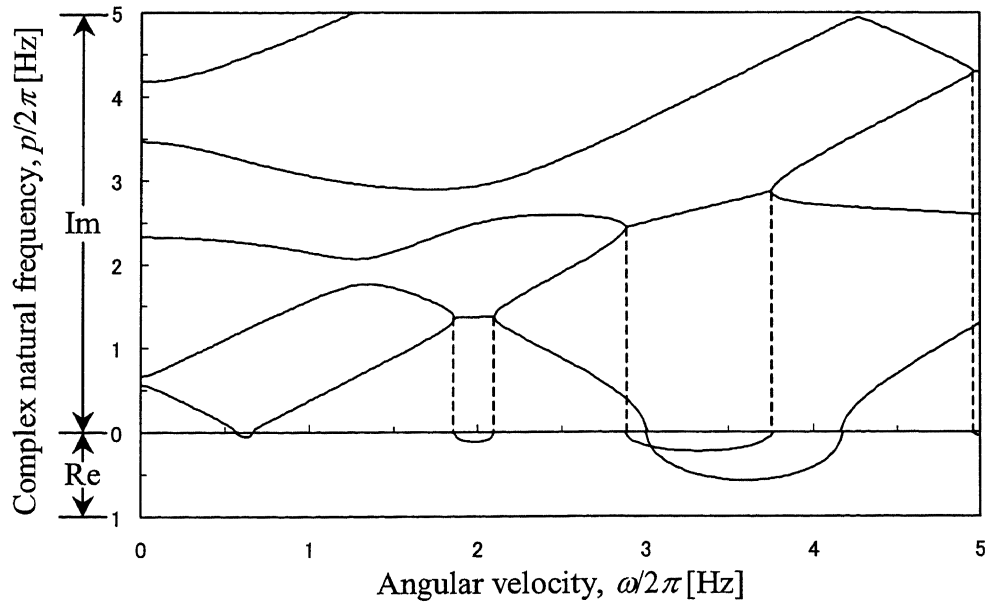
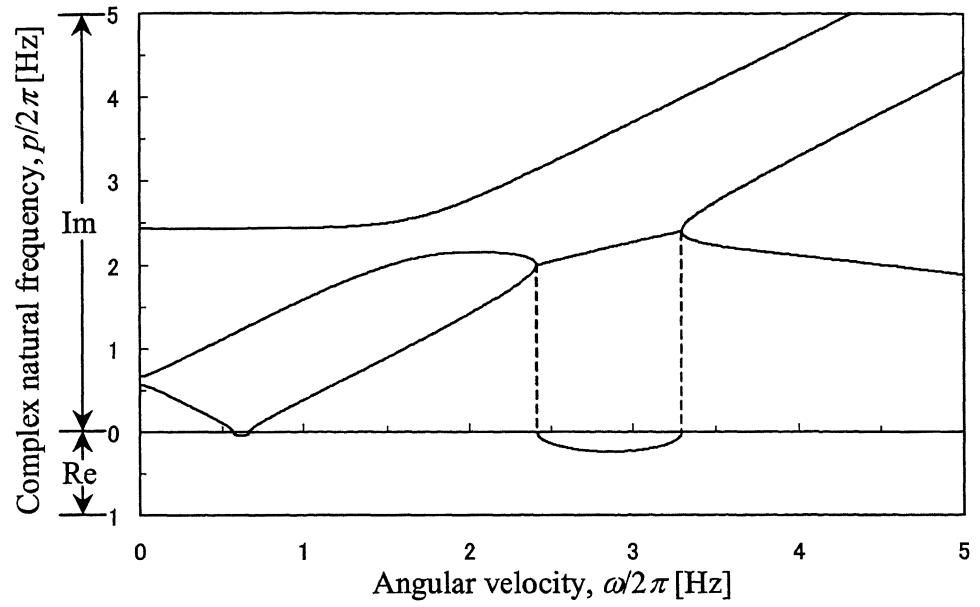
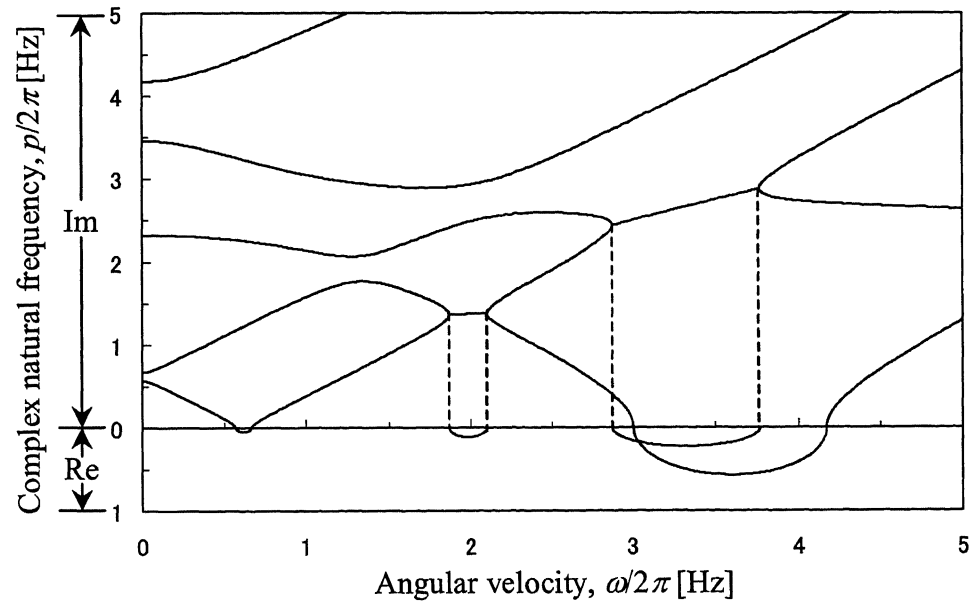


図 3.6 Galerkin 法による複素固有振動数 (一端固定, $\eta = d$, $\gamma = 0$, $n = 4$)

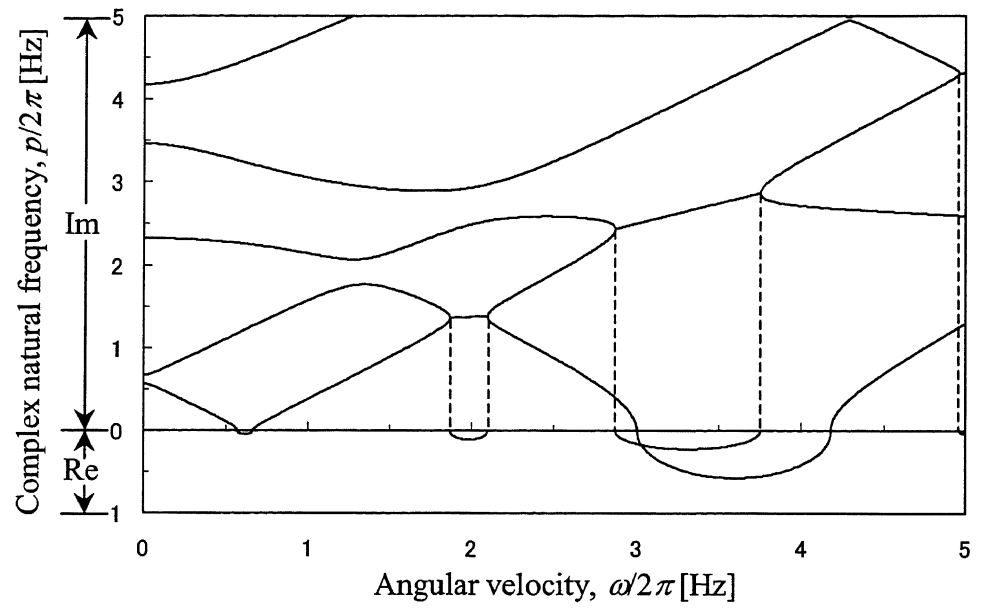


(a) $n = 1$

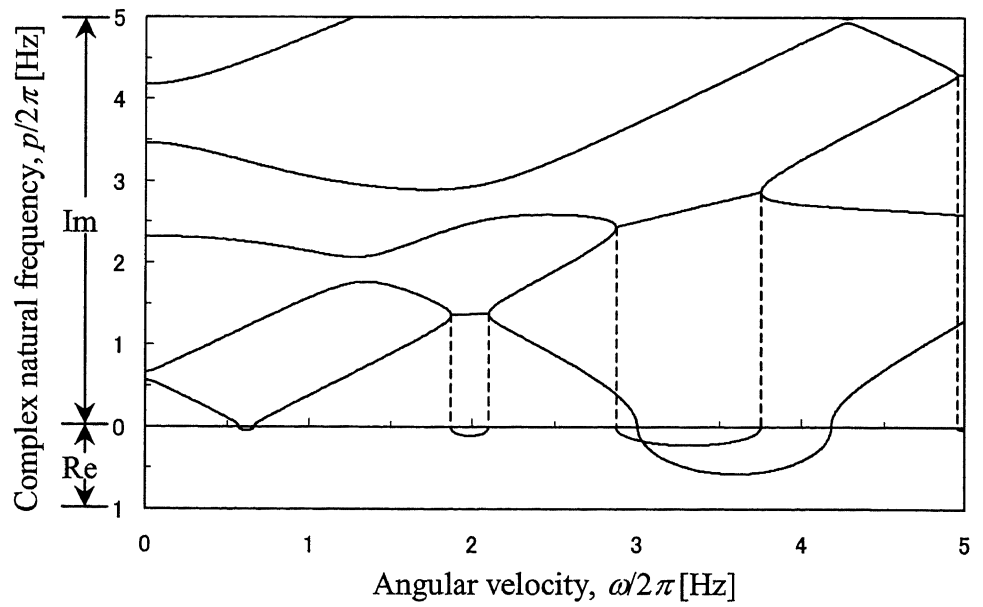


(b) $n = 2$

図 3.7 Galerkin 法による複素固有振動数 (一端固定, $\eta = d$, $\gamma = 0$)



(a) $n = 3$



(b) $n = 7$

図 3.8 Galerkin 法による複素固有振動数 (一端固定, $\eta = d, \gamma = 0$)

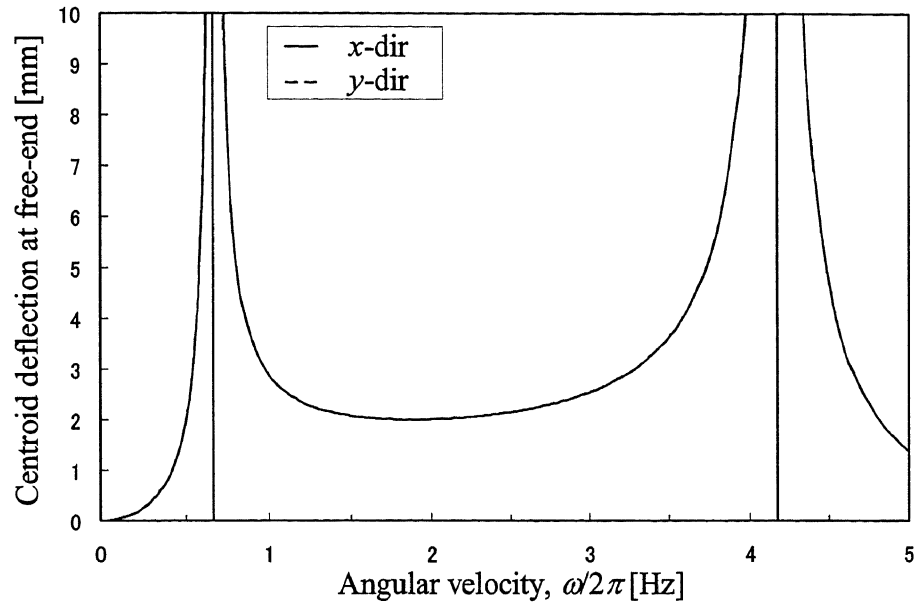


図 3.9 静解析による重心先端たわみ（一端固定, $\eta = 0$, $e_x = e_y = 1$ mm）

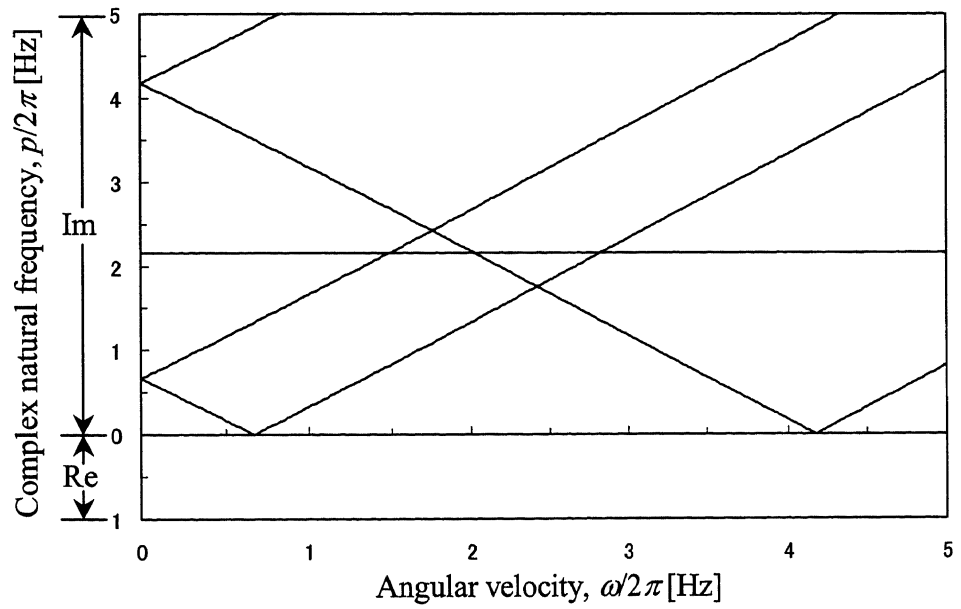
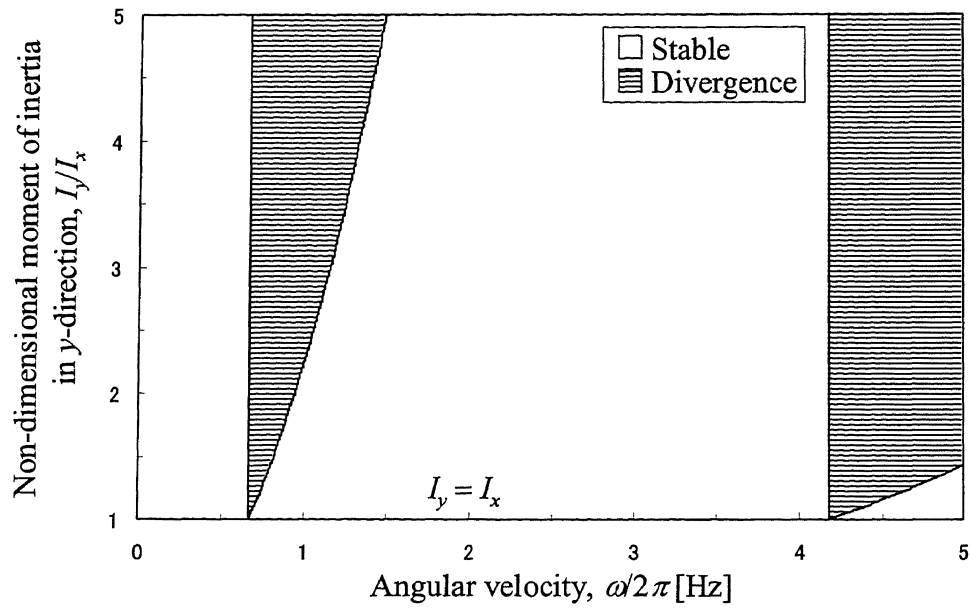
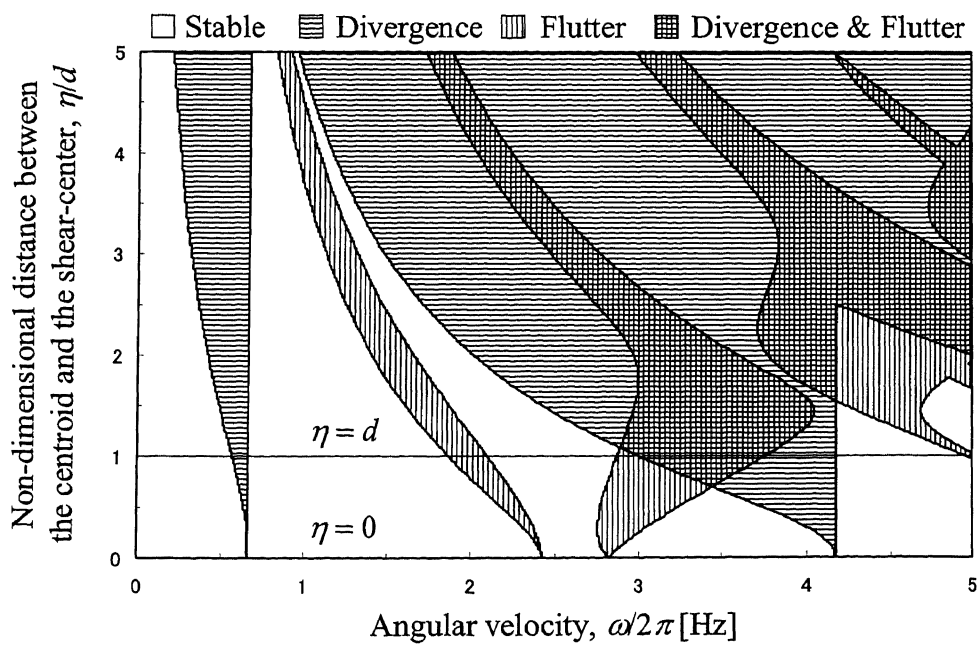


図 3.10 Galerkin 法による複素固有振動数（一端固定, $\eta = 0$, $\gamma = 0$, $n = 4$ ）

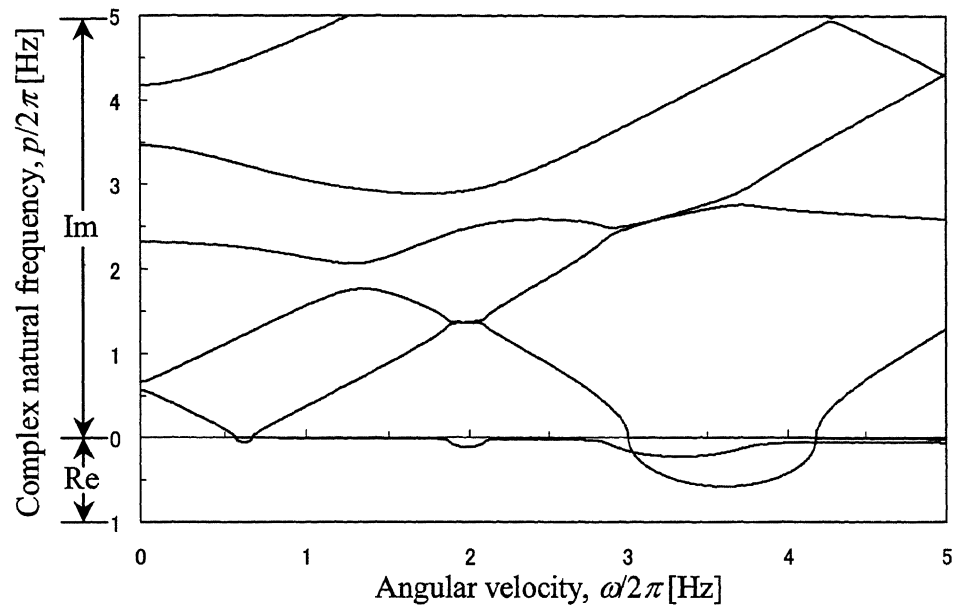


(a) I_y のみを変化させた場合

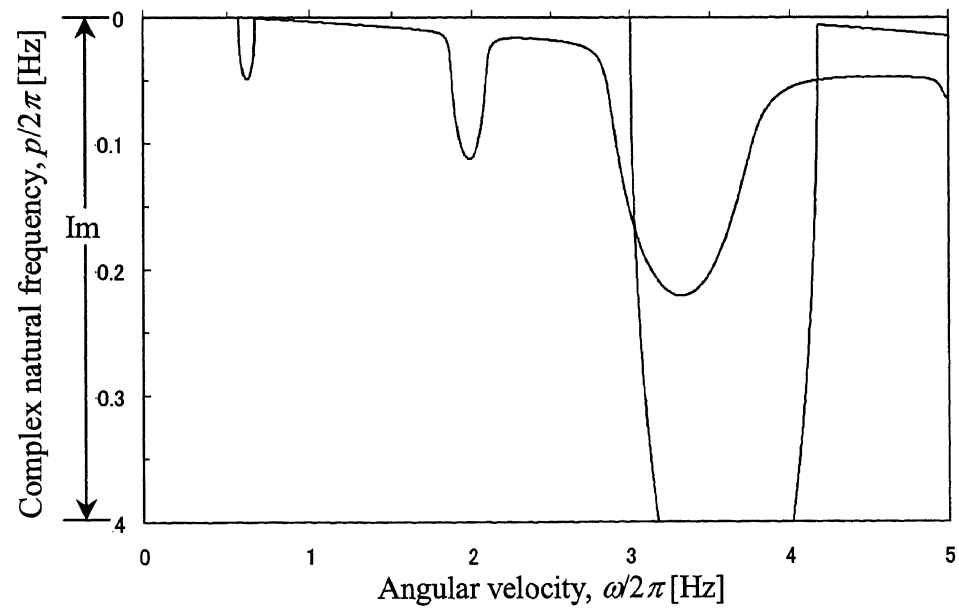


(b) η のみを変化させた場合

図 3.11 $\eta = 0$ を基準にパラメータを変化させたときの動的安定性
(一端固定, $\gamma = 0, n = 4$)



(a) 正の実部と正の虚部を表示



(b) 1次と2次の正の実部のみ表示

図 3.12 Galerkin 法による複素固有振動数 (一端固定, $\eta = d$, $\gamma = 0.01$, $n = 4$)

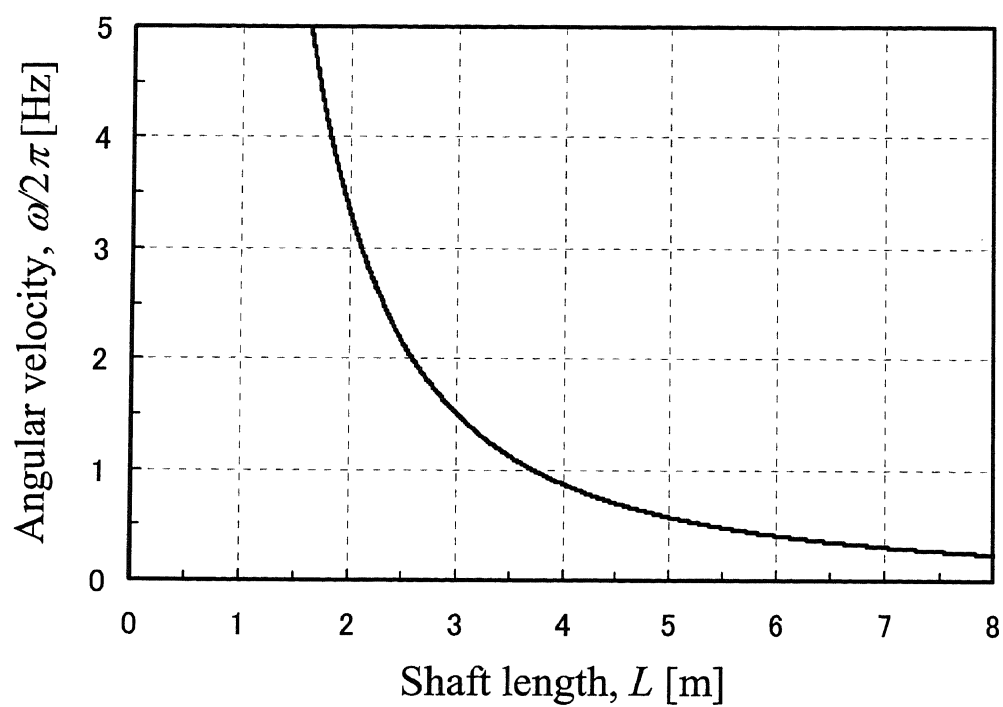


図 3.13 伸展長さと 1 次の危険速度 (一端固定, $\eta = d$, $\gamma = 0$, $n = 4$)

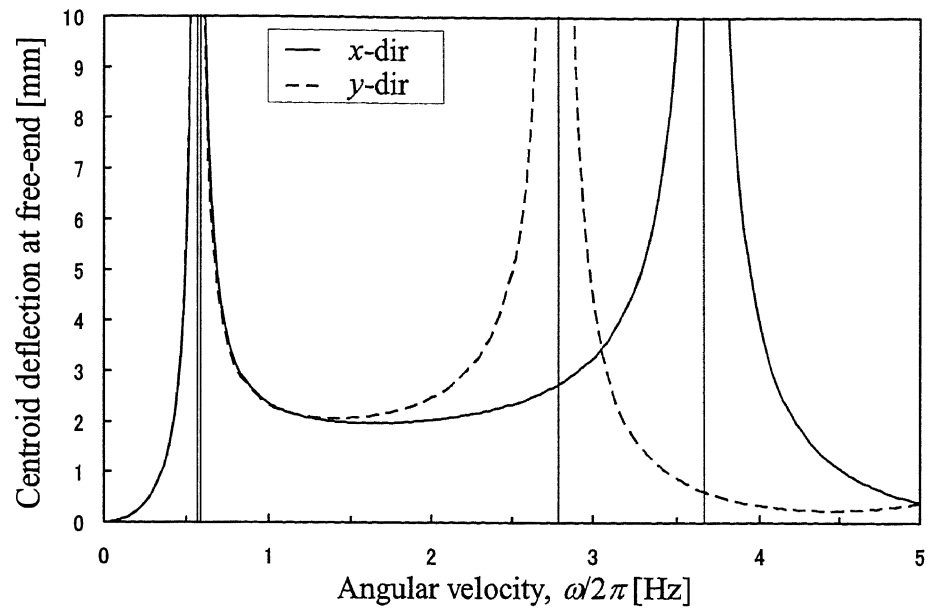


図 3.14 静解析による重心先端たわみ（一端弾性支持, $\eta = d, e_x = e_y = 1 \text{ mm}$ ）

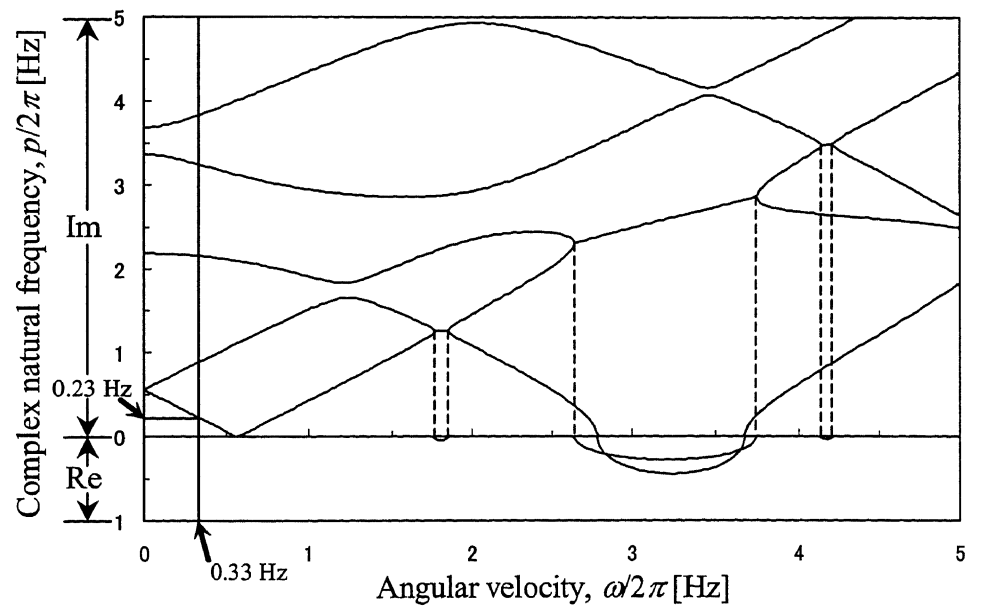


図 3.15 Galerkin 法による複素固有振動数（一端弾性支持, $\eta = d, \gamma = 0, n = 4$ ）

第4章

一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析

4.1 はじめに

本章では、第3章で求めたモデルを発展させ、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析を行う。第3章では、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸について、非伸展状態かつ定角速度で回転しているときの動的安定性を明らかにした。数値計算例によれば、回転軸は1次の危険速度を超えない角速度で動的安定であり、1次の危険速度は梁が長い程小さくなる。スピン軸方向伸展は、1次の危険速度を超えない長さまで伸展させることが可能であると考えられるが、伸展時、長さは時間に依存し、軸方向に沿った連続体の移動と、伸展加速度による軸方向力が、梁の曲げとねじりに動的影響を与える。本章では、これらの影響を明らかにすることが目的である。

軸方向に連続体が移動する現象は、バンドソー、磁気テープ、駆動ベルトのように、始端終端の無い連続体が距離一定の2点間を走行する状況[109-114]や、印刷機で送られる紙、ロボットアーム、伸展マスト、テザーのように、伸展又は収納により連続体の長さが変化する状況などで見られ、その動力学について盛んに研究されている[115]。本研究で解析するスピン軸方向伸展は後者の現象に含まれる。後者の現象について、ひも状の連続体を収納する際に発生する振動は *Spaghetti Problem*[116]と呼ばれ、伸展時又は収納時について、曲げ剛性の有無、微小変形又は大変形など、モデル化方法が異なる様々な解析手法が提案されている[117-120]。

梁の伸展又は収納の挙動については、Tabarrok ら[121]が非線形性を考慮した運動方程式を導出している。また、Wang ら[122]は、伸展収納時の微小振動について、時間に依存するモード形状を用いて、Galerkin 法による近似解析を行った。その他、梁のモデル化方法に関する検討や[123]、スピン面内伸展を扱った研究[124, 125]、流体内で伸展する場合の解析[126]、伸展駆動モータ等との連成などに起因

する加振力が加わる場合の解析[127, 128], マルチボディ化による解析[129, 130], 有限要素法による解析[131], 実際に宇宙機から伸展する場合の解析を行った例[132-134]もある. しかし, これらの方法は, 運動方程式が複雑であり何らかの単純化を行うため, 伸展加速時及び減速時の影響について厳密に評価したものではない. また, 軸方向回りにスピンしている場合の解析もなされていない. さらに, 対象となるのは, 単純な梁であり, 薄肉開断面を対象にしたものも見られない.

本章では, 伸展加速度による軸方向力が梁の曲げとねじりに非保存力として影響を及ぼすものとし, 一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展時の曲げとねじりの運動方程式を, Hamilton の原理により導出する. そして運動方程式を Galerkin 法により離散化し, 動的安定性を調べる方法を導く. この手法を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より, 内部減衰が存在しない場合は, 定速度伸展時は重心-せん断中心距離やスピンレートに関わらず常に動的不安定であることと, 内部減衰が存在すれば動的安定になる伸展速度条件が存在することを示す. 伸展加速度の影響について考察し, 正の伸展加速度によって動的不安定になる時は自重圧縮による座屈であることを第2章の数値計算結果も用いて示す. また, 伸展終了時の負の伸展加速度は動的安定性に悪影響を与えないことを示す. 2種類の伸展パターンを与え, 動的安定性の時間履歴を考察した上で, 離散化した運動方程式を数値積分し, 伸展が速いと伸展終了時の過渡応答振動が大きくなることを示す. 薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由梁の数値計算例より, 伸展中に動的不安定となる場合が見られたが, この場合には不安定の度合いが小さく有限時間で終わるため, 伸展後の過渡応答振動に大きな影響は見られず, 最大振れ回り量が有限であることを示す.

4.2 解析手法

4.2.1 運動方程式

図 4.1 に, 梁がスピン軸方向に伸展しているときの概略図を示す. 長さ L の変形前の真っ直ぐな弾性梁が, スピン軸から平行に偏重心 e_x, e_y だけ離れていて, スピン軸回りに一定の角速度 ω で回転していることは, 第3章で述べた回転軸と同じであるが, 本章では, 伸展により L が時間 t の関数 $L(t)$ となる. 回転直交座標系 $O-xyz$ は, z 軸がスピン軸に一致するものとし, x, y 軸が z 軸回りに ω で回転する. ただし, $O-xyz$ は, 変形前の弾性梁の自由端を $z=0$, 取り付け端を $z=L(t)$ と

なるよう設定し、伸展時の自由端に動きに合わせ、スピン軸上を移動するものとする。これは左手直交座標系が移動するものであるが、弾性梁の z 座標が時間に依存しないため、運動方程式を簡単化することができる。弾性梁は、Vlasov の理論に基づく一様断面の一軸対称薄肉開断面梁とし、重力、回転慣性、ジャイロモーメントは作用しない。ただし、重力の影響については、運動方程式導出の過程で、等価な伸展加速度として与えることが可能であることを次に示す。

弾性梁は z 方向に伸縮しないものとするが、伸展加速度により軸方向張力 $P(z, t)$

$$P = -\mu z \ddot{L} \quad (4.1)$$

が発生する。ここで、 μ は梁の単位長さ当り質量である。伸展加速時は $\ddot{L} > 0$ なので、 $P < 0$ となり、弾性軸には自由端で 0、取り付け端で最大の圧縮力が働く。また、伸展減速時は $\ddot{L} < 0$ なので、 $P > 0$ となり、弾性軸には自由端で 0、取り付け端で最大の引張力が働く。式(4.1)と第2章の式(2.1)とを比べると、自由端と取り付け端の z 座標が逆であることを考慮すれば、 \ddot{L} と地球に限定しない重力加速度 g とが等価であることが分かる。本章では、この張力が、第2章と同じ原理で、梁の曲げとねじりに非保存力として作用するものとする。

重心-せん断中心距離を η 、せん断中心の x, y 方向の変位を $u(z, t), v(z, t)$ 、ねじり角を $\phi(z, t)$ 、変形は微小として、一軸対称薄肉開断面を第2章や第3章と同様に図2.4のように表す。一軸対称薄肉開断面軸の、ある位置 z における、回転座標系での重心とせん断中心は図3.2の通りである。系の運動エネルギー T 、ポテンシャルエネルギー U は、積分範囲が時間の関数となること以外は第3章と同様に、

$$T = \frac{1}{2} \int_0^{L(t)} \left\{ \mu \dot{X}_c^2 + \mu \dot{Y}_c^2 + I_c (\dot{\phi} + \omega)^2 \right\} dz \quad (4.2)$$

$$U = \frac{1}{2} \int_0^{L(t)} \left\{ EI_x u''^2 + EI_y v''^2 + E\Gamma \phi''^2 + GJ_p \phi'^2 \right\} dz \quad (4.3)$$

となる。ここで、 I_c は重心回りの単位長さ当り慣性モーメント、 E はヤング率、 G はせん断弾性係数、 I_x, I_y は x, y 方向の断面2次モーメント、 Γ はワーピング定数、 J_p は断面極2次モーメントであり、 $(\cdot)', (\cdot)''$ はそれぞれ位置 z 、時間 t に関する偏微分を表す。また、 $X_c(z, t), Y_c(z, t)$ は、慣性直交座標系 $O-XYZ$ での重心位置で、 x_c, y_c の回転座標変換 (式(3.5)) より求まる。

非保存力による仮想仕事 δW_{nc} は、 P によるものと、梁材料内部の粘性減衰によるものとして、

$$\delta W_{nc} = \int_0^{L(t)} \left[\frac{\partial}{\partial z} (Pu') \delta u + \frac{\partial}{\partial z} (Pv' + P\eta\phi') \delta v + \frac{\partial}{\partial z} \left(P \frac{I_s}{\mu} \phi' + P\eta v' \right) \delta \phi - c_x \dot{u} \delta u - c_y \dot{v} \delta v - c_\phi \dot{\phi} \delta \phi \right] dz \quad (4.4)$$

で与えられる．ここで， $I_s (= I_c + \mu\eta^2)$ はせん断中心回りの単位長さ当り慣性モーメントである．また c_x, c_y, c_ϕ は，それぞれ x, y 方向，ねじり方向の粘性減衰係数であり，減衰比 γ に各方向，各モードの臨界減衰係数を掛けたものである．

Hamilton の原理

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta T - \delta U + \delta W_{nc}) dt = 0 \quad (4.5)$$

と，式(3.2), (3.5), (4.1)-(4.4)より，スピン軸方向に伸展する一軸対称薄肉開断面梁の運動方程式

$$EI_x u'''' - \mu\omega^2 u + \mu\ddot{u} - 2\mu\omega\dot{v} - 2\mu\eta\omega\dot{\phi} + c_x \dot{u} + \mu\ddot{L}u' + \mu\ddot{L}zu'' = \mu e_x \omega^2 \quad (4.6a)$$

$$EI_y v'''' - \mu\omega^2 v - \mu\eta\omega^2 \phi + \mu\ddot{v} + \mu\eta\ddot{\phi} + 2\mu\omega\dot{u} + c_y \dot{v} + \mu\ddot{L}v' + \mu\ddot{L}zv'' + \mu\eta\ddot{L}\phi' + \mu\eta\ddot{L}z\phi'' = \mu e_y \omega^2 \quad (4.6b)$$

$$E\Gamma\phi'''' - GJ_p\phi'' - \mu\eta^2\omega^2\phi - \mu\eta\omega^2 v + I_s\ddot{\phi} + \mu\eta\ddot{v} + 2\mu\eta\omega\dot{u} + c_\phi\dot{\phi} + I_s\ddot{L}\phi' + I_s\ddot{L}z\phi'' + \mu\eta\ddot{L}v' + \mu\eta\ddot{L}zv'' = \mu\eta e_y \omega^2 \quad (4.6c)$$

が導かれる．なお弾性支持梁の場合，支持ばねによるひずみエネルギーの項が式(4.3)に加わるが，得られる運動方程式は同じである．

4.2.2 Galerkin 法を利用した安定解析及び数値積分

式(4.6)は，積分範囲が 0 から $L(t)$ までと t に依存し， \ddot{L} の項を含む，変数係数型の線形連立偏微分方程式である．式(4.6)より簡単な，非回転時 ($\omega=0$) かつ曲げねじり非連成時 ($\eta=0$) の，伸展曲げ問題については，Wang らが Galerkin 法を利用した近似解法を提案している[122]．本解析では，Wang らの手法を用いて，式(4.6)の安定解析及び数値積分を行う．なお Wang らの解析では，簡単化のため運動方程式の \ddot{L} 項を省略しているが，本解析では，伸展開始時及び終了時の伸展加速度を含む任意の伸展パターンを扱えるような手法を導く．

まず，運動方程式を Galerkin 法により離散化する． u, v, ϕ がそれぞれ境界条件を満足する n 個の形状関数 $U_i, V_i, \Phi_i (i=1, 2, \dots, n)$ の線形結合で表されると仮定する．

$$u(z, t) = \sum_{i=1}^n \bar{u}_i(t) U_i(z, L(t)) \quad (4.7a)$$

$$v(z, t) = \sum_{i=1}^n \bar{v}_i(t) V_i(z, L(t)) \quad (4.7b)$$

$$\phi(z, t) = \sum_{i=1}^n \bar{\phi}_i(t) \Phi_i(z, L(t)) \quad (4.7c)$$

ここで、 U_i, V_i, Φ_i は、非回転時 ($\omega=0$) かつ曲げねじり非連成時 ($\eta=0$) の $1 \sim n$ 次のモード形状である。モード形状が位置 z だけでなく、 $L(t)$ に応じて変化する点が第3章の式(3.12)とは異なっている。これら u, v, ϕ の時間微分を求める際、例えば U_i の時間微分を

$$\dot{U}_i = \frac{\partial U_i}{\partial t} = \dot{L} \frac{\partial U_i}{\partial L} \quad (4.8)$$

$$\ddot{U}_i = \frac{\partial \dot{U}_i}{\partial t} = \ddot{L} \frac{\partial U_i}{\partial L} + \dot{L}^2 \frac{\partial^2 U_i}{\partial L^2} \quad (4.9)$$

のようになると、数学的扱いが容易になる。式(4.6)に式(4.7)を代入し、式(4.6a), (4.6b), (4.6c)それぞれに、式(4.7a), (4.7b), (4.7c)を掛け、 z について 0 から $L(t)$ の範囲で積分すると、

$$[m(L)]\{\ddot{\bar{q}}(t)\} + [g(L, \dot{L})]\{\dot{\bar{q}}(t)\} + [k(L, \dot{L}, \ddot{L})]\{\bar{q}(t)\} = \{f(L)\} \quad (4.10)$$

の行列形式に整理される。ここで、 $[m(L)]$ は L に依存するモード質量マトリクス、 $[g(L, \dot{L})]$ は L, \dot{L} に依存するモードジャイロマトリクス、 $[k(L, \dot{L}, \ddot{L})]$ は L, \dot{L}, \ddot{L} に依存するモード剛性マトリクス、 $\{f(L)\}$ は L に依存するモード一般力ベクトルであり、

$$\{\bar{q}(t)\} = \{\bar{u}_1 \ \bar{u}_2 \ \dots \ \bar{u}_n \ \bar{v}_1 \ \bar{v}_2 \ \dots \ \bar{v}_n \ \bar{\phi}_1 \ \bar{\phi}_2 \ \dots \ \bar{\phi}_n\}^T \quad (4.11)$$

は $3n$ 次の基準座標ベクトルである。

式(4.10)の離散化した運動方程式において、 $\{f(L)\} = \{0\}$ とし、 $\{\bar{q}(t)\}$ に関する固有値解析を行えば、伸展中の動的安定性を調べることができる。 j を虚数単位とし、 $\{\bar{q}(t)\}$ を

$$\{\bar{q}(t)\} = \{q(L, \dot{L}, \ddot{L})\} e^{(\alpha_i(L, \dot{L}, \ddot{L}) + j\beta_i(L, \dot{L}, \ddot{L}))t} \quad (i = 1, 2, \dots, 6n) \quad (4.12)$$

と仮定して得られる固有値方程式から $6n$ 個の固有振動数の実部 α_i と虚部 β_i を求める。動的不安定となるのは、 α_i が正のときであり、また α_i の大きさは動的不安定の度合いを示すものであるから、 $6n$ 個の α_i のうちの最大値

$$\alpha_{\max}(L, \dot{L}, \ddot{L}) = \max(\alpha_1(L, \dot{L}, \ddot{L}), \alpha_2(L, \dot{L}, \ddot{L}), \dots, \alpha_{6n}(L, \dot{L}, \ddot{L})) \quad (4.13)$$

を動的安定性の指標とする。

数値積分は式(4.10)について行い、Newmark- β 法を用いる。

4.3 一端固定一端自由梁の数値計算例と考察

4.3.1 数値計算条件

本解析手法を用いて、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展の一般的性質を明らかにするため、一端固定一端自由梁について数値計算例を示し、考察する。数値計算結果において、明記されているパラメータ以外は第2章や第3章で用いた図2.3の円形開断面 ($\eta = d$) 及び表2.1の材料定数と断面パラメータを適用した。境界条件は式(2.15)を用いた。伸展条件として、偏重心は $e_x = e_y = 10 \text{ mm}$ 、スピンレートはSCOPE衛星の運用スピンレートである $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ とし、梁は $L = 1 \text{ m}$ から $L = 5 \text{ m}$ まで伸展するものとした。第3章で行った回転軸の Galerkin 法を利用した動的安定性の数値計算例より、このスピンレートでは、伸展後の梁は動的安定であることが分かっている(図3.13)。使用したモード次数は $n = 4$ である。Nermark- β 法では $\beta = 1/6$ とした。

4.3.2 伸展速度が動的安定性に与える影響

伸展速度が動的安定性に与える影響を調べるため、 $\ddot{L} = 0$ とし任意の L , \dot{L} を与えた時である、定速度伸展中の $\alpha_{\max}(L, \dot{L}, 0)$ の等高線を図4.2に示す。図4.2(a)は $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ の場合、図4.2(b)は $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0$ の場合、図4.2(c)は $\eta = 0$, $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ の場合の数値計算結果である。ただし、図4.2は $\gamma = 0$ である。図4.2(a)より、非減衰時、一軸対称薄肉開断面梁がスピンしながら定速度で伸展している最中は常に動的不安定であることが示される。これと比較して、 $\eta = 0$ 又は $\omega/2\pi = 0$ とした場合の結果である図4.2(b)と図4.2(c)でも動的不安定であることは変わらない。つまり、伸展中は、 η や ω に関係無く、伸展速度が存在すれば常に動的不安定であることが分かる。

$\eta = d$ かつ $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ で、内部減衰が存在する時の $\alpha_{\max}(L, \dot{L}, 0)$ の等高線を図4.3に示す。減衰比は $\gamma = 0.01$ である。図4.2(a)に比べ動的安定領域が存在することが分かる。 $\eta = d$ かつ $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ で γ を変化させたときの $\alpha_{\max}(L, \dot{L}, 0) = 0$ の等高線を図4.4に示す。 $\gamma = 0$ 以外であれば動的安定領域が存在し、 γ が大きい程

その領域も大きくなる。また、およそ $L = 6.6 \text{ m}$ 以上では減衰比や \dot{L} に関わらず動的不安定になるが、これは第3章で明らかになった回転軸の動的安定な限界長さによるものである。

4.3.3 伸展加速度が動的安定性に与える影響

伸展加速度が動的安定性に与える影響を調べるため、 $\dot{L} = 0$ とし任意の L , \ddot{L} を与えた時の $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L})$ の等高線を図4.5と図4.6に示す。 $\ddot{L} \neq 0$ で $\dot{L} = 0$ となるのは非常に限られたケースであるが、ここでは伸展加速度の影響を調べるために用いた。 $\gamma = 0$ であり、図4.5は正の \ddot{L} を与えた時、図4.6は負の \ddot{L} を与えた時の数値計算結果である。また、図4.5(a)と図4.6(a)は $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ の時、図4.5(b)と図4.6(b)は $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0$ の時、図4.5(c)と図4.6(c)は $\eta = 0$, $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ の時の数値計算結果である。

図4.5(a)より、非減衰かつ一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展時、正の伸展加速度を与えた場合には、動的安定領域と動的不安定領域が存在し、動的不安定領域では、正の伸展加速度が大きいほど $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L})$ は大きくなる。図4.5(a)と図4.5(b)と図4.5(c)とを比較すると、図4.5(a)のみにおいて、 $L = 6.6 \sim 7.1 \text{ m}$ 付近かつ小さな正の \ddot{L} で動的不安定領域が見られる。これは第3章で明らかになった非伸展時の回転軸の動的安定条件によるものであり、 $L = 6.6 \text{ m}$ と $L = 7.1 \text{ m}$ はそれぞれ1次と2次の危険速度が $\omega/2\pi = 0.33 \text{ Hz}$ となる長さに相当する。

本章の運動方程式の導出過程では、 \ddot{L} と地球に限定しない重力加速度 g とが等価であることを示した。非回転時、第2章で導いた手法により重力で自重座屈するときの g を求めることが可能であり、これはまた、伸展加速時に自重座屈するときの \ddot{L} とみなすことができる。 $\omega/2\pi = 0$ である図4.5(b)には第2章で求めた自重座屈するときの g (表2.4) を記入してある。この g は、 $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L}) = 0$ の等高線上にある。つまり、正の伸展加速度によって動的不安定になる時は自重圧縮により座屈する時であることが分かる。

負の \ddot{L} を与えた時の数値計算結果である図4.6では、図4.6(a)においてのみ、 $L = 6.6 \sim 7.1 \text{ m}$ 付近かつ小さな正の \ddot{L} で動的不安定となる。これも第3章で明らかになった非伸展時の回転軸の動的安定条件によるものであるが、図4.6では、この領域と一部を除き動的安定である。つまり、伸展終了時などの負の伸展加速度は動的安定性に悪影響を与えないことが分かる。

$\eta = d$ かつ $\omega/2\pi = 0.33$ Hz で、内部減衰が存在する時の $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L})$ の等高線を図 4.7 に示す。減衰比は $\gamma = 0.01$ である。図 4.5(a) と図 4.6(a) に比べ、動的安定領域と不安定領域は単一の等高線によって分けられている。これは、第3章で明らかになった、非伸展時の回転軸の内部減衰による影響と同じ理由であると考えられる。しかし、図 4.7 の等高線の形状は、伸展速度の影響を調べた図 4.4 のように減衰によって変化するものではない。

4.3.4 伸展パターンに応じた動的安定性の時間履歴

伸展パターンを与えた時の動的安定性の時間履歴を調べる。伸展は $L = 1$ m から $L = 5$ m までとし、伸展時間が 1 秒である図 4.8 の伸展パターンと、伸展時間が 10 秒である図 4.9 の伸展パターンを与えることとした。伸展パターンは連続的に変化するよう、伸展加速時と伸展減速時の加速度が調和振動の波形となるように与えてある。 $\gamma = 0.01$ とし、両者の伸展パターンを与えた時の $\alpha_{\max}(L(t), \dot{L}(t), \ddot{L}(t))$ の時間履歴を図 4.10 に示す。図 4.10 より、伸展時間が 1 秒の時も 10 秒の時も伸展中及び伸展後は常に $\alpha_{\max}(L(t), \dot{L}(t), \ddot{L}(t)) < 0$ であり、動的安定であることが分かる。

4.3.5 数値積分による振れ回り量

数値積分を行い、伸展パターンの違いによる、振れ回り量の比較を行う。Nermark- β 法の初期値は、伸展前の $L = 1$ m 一定で回転しているときの、静的たわみ形状となるように与えた。これは、第3章の静解析によるたわみ形状であり、伸展前の $L = 1$ m と伸展後の $L = 5$ m では、図 4.11 のように与えられる。図 4.8 の伸展パターンと図 4.9 の伸展パターンを与えた時の回転座標系での重心先端位置 $x_c(0, t), y_c(0, t)$ を図 4.12 に示す。伸展過程は次の通りである。図 4.12(a) について、伸展前 $t = 1$ sec までは、図 4.11 のたわみ形状で回転している。伸展が開始すると、たわみ形状は平衡状態から離れ、動的に変化し始める。伸展中は、重心先端変位は x, y 方向に単調に増加する。 $L = 5$ m となる $t = 2$ sec 以降、重心先端変位は、 $L = 5$ m の新しい平衡状態に向かって過渡応答振動する。この過渡応答振動は、図 4.12(a) と図 4.12(b) のどちらも、第3章で求めた Galerkin 法による固有振動数の近似値（1次は 0.28 Hz）で調和振動しているものと考えられる。

伸展時間が 1 秒の時も 10 秒の時も伸展中は動的安定であったが、伸展終了後の

重心先端変位量は、図 4.12(a)に比べて図 4.12(b)が小さく抑えられている。この違いを明らかにするため、伸展中のたわみ形状を図 4.13 に示す。図 4.13(a)が伸展加速終了時、図 4.13(b)が一定速度伸展中で伸展長さの中間に当る $L = 3 \text{ m}$ のとき、図 4.13(c)が伸展減速開始時、図 4.13(d)が伸展後の最大たわみ時である。伸展後の $L = 5 \text{ m}$ に比べると、伸展前の $L = 1 \text{ m}$ のときのたわみ形状は非常に小さい。伸展減速開始時において、伸展時間が 10 秒の時には平衡状態に近い状態でたわんでいるのに対し、1 秒の時には、あまりたわまずに伸展している。つまり、伸展が速いと、変形が増大せずに伸展し、平衡状態からより離れるため、伸展終了後の過渡応答振動が大きくなることが分かる。

4.4 一端弾性支持一端自由梁の数値計算例と考察

薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した解析を行うため、一端弾性支持一端自由梁の数値計算例を示し、考察する。境界条件が式(2.22)で $K_x = 15 \text{ Nm/rad}$, $K_\phi = 0.007 \text{ Nm/rad}$ とする以外は一端固定一端自由梁と同様である。 $\gamma = 0.01$ で、伸展時間が 1 秒である図 4.8 の伸展パターンを与えた時の $\alpha_{\max}(L(t), \dot{L}(t), \ddot{L}(t))$ の時間履歴を図 4.14 に示す。一端固定一端自由梁に比べて、同じ減衰比であるが、伸展中は α_{\max} が正となり動的不安定になっている。この時の数値積分による回転座標系での重心先端位置 $x_c(0, t), y_c(0, t)$ を図 4.15 に示すが、伸展終了後の最大変位量は x_c, y_c とともに最大約 16 mm と有限である。動的不安定になる $\gamma = 0.01$ の数値積分結果と比較するため、伸展中常に動的安定となる $\gamma = 0.07$ の時の $\alpha_{\max}(L(t), \dot{L}(t), \ddot{L}(t))$ の時間履歴を図 4.16 に、数値積分による $x_c(0, t), y_c(0, t)$ を図 4.17 に示す。図 4.15 と図 4.17 とを比べると、伸展中の動的安定性が異なっているにも関わらず、伸展終了後の最大変位量はほぼ同じである。これは、 $\gamma = 0.01$ で伸展中に動的不安定となっても、不安定の度合いが小さく、有限時間で終わるため、伸展終了後に大きな差異となって現れないためと考えられる。

4.5 本章のまとめ

本章では、第3章で求めたモデルをさらに発展させ、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析を行った。伸展加速度による軸方向力が梁の曲げとねじりに非保存力として影響を及ぼすものとし、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展時の曲げとねじりの運動方程式を、Hamilton の原理により導出した。そして

運動方程式を Galerkin 法により離散化し、動的安定性を調べる方法を導いた。この手法を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、次の点を明らかにした。

- 内部減衰が存在しない場合は、定速度伸展時は重心-せん断中心距離やスピンレートに関わらず常に動的不安定である。
- 内部減衰が存在すれば動的安定になる伸展速度条件が存在する。
- 正の伸展加速度によって動的不安定になる時は自重圧縮による座屈である。
- 伸展終了時の負の伸展加速度は動的安定性に悪影響を与えない。

また、2 種類の伸展パターンを与え、動的安定性の時間履歴を考察した上で、離散化した運動方程式を数値積分し、

- 伸展が速いと伸展終了時の過渡応答振動が大きくなる

ことを示した。そして、薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由梁の数値計算例より、伸展中に動的不安定となる場合が見られたが、この場合には不安定の度合いが小さく有限時間で終わるため、伸展後の過渡応答振動に大きな影響は見られず、最大振れ回り量が有限であることが分かった。

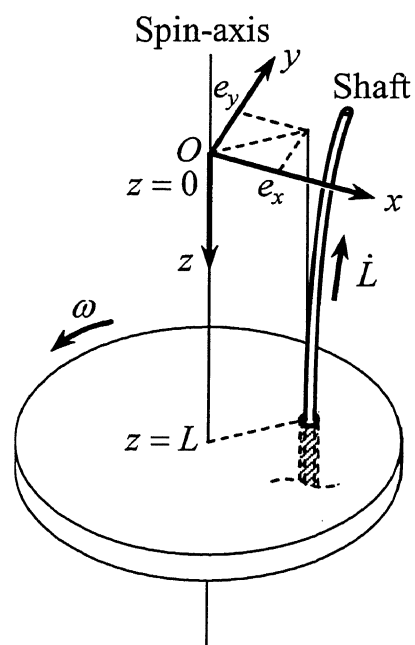
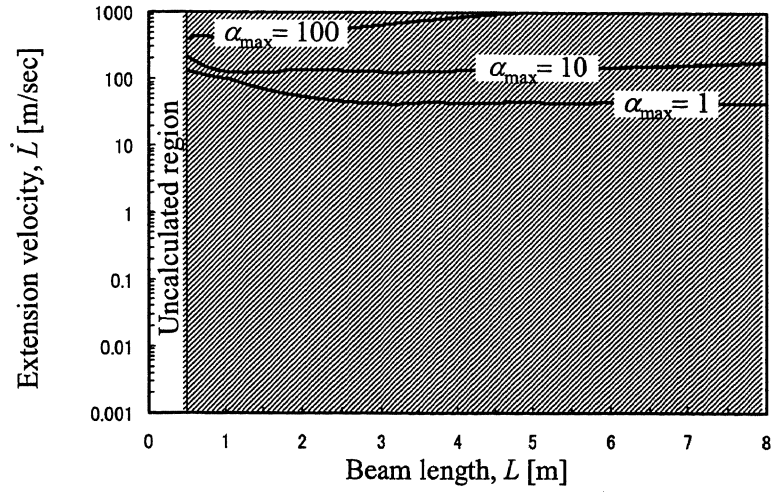
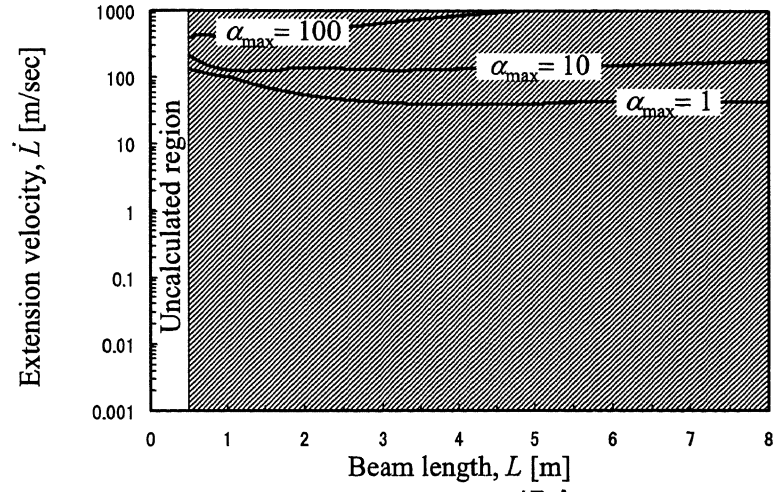


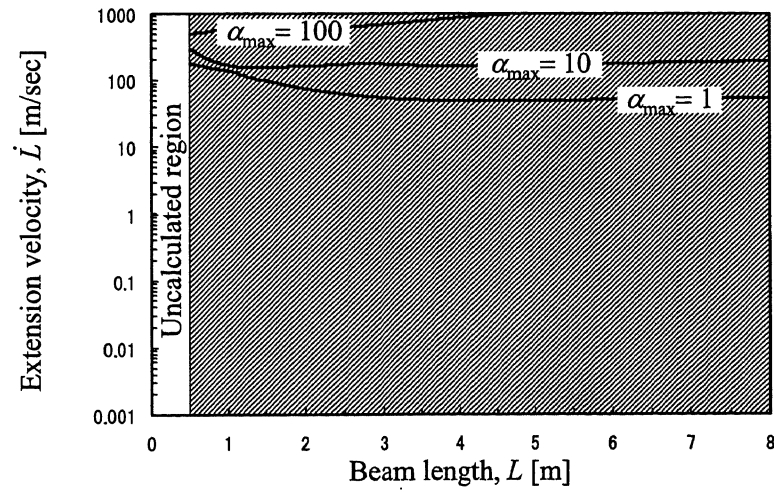
図 4.1 スピン軸方向に伸展する梁の概略



(a) $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz の場合



(b) $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0$ の場合



(c) $\eta = 0$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz の場合

図 4.2 $\alpha_{\max}(L, \dot{L}, 0)$ の等高線 (一端固定, $\gamma = 0$)

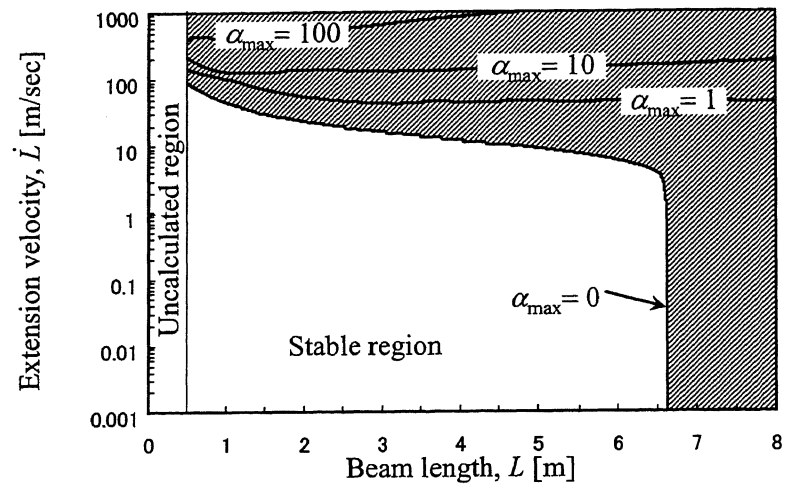


図 4.3 $\alpha_{\max}(L, \dot{L}, 0)$ の等高線 (一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$)

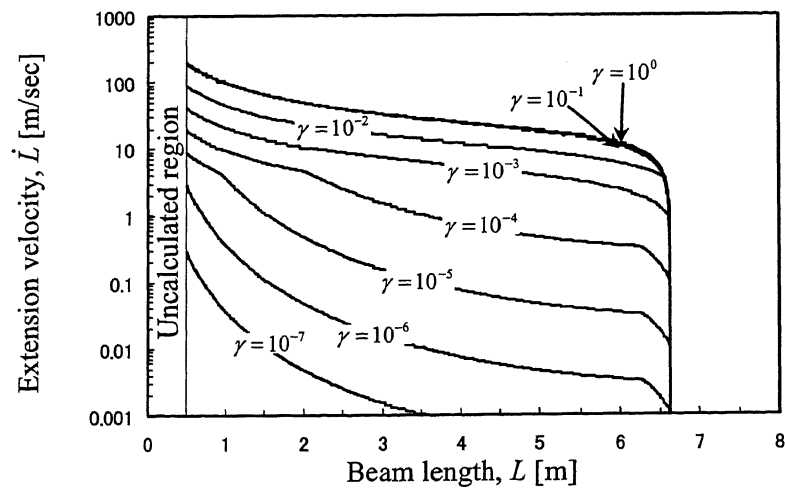


図 4.4 減衰比が異なる時の $\alpha_{\max}(L, \dot{L}, 0) = 0$ の等高線
(一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz)

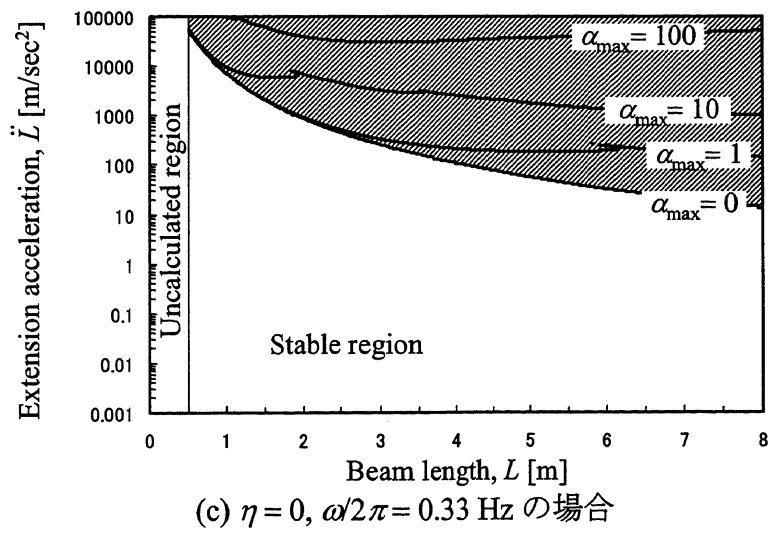
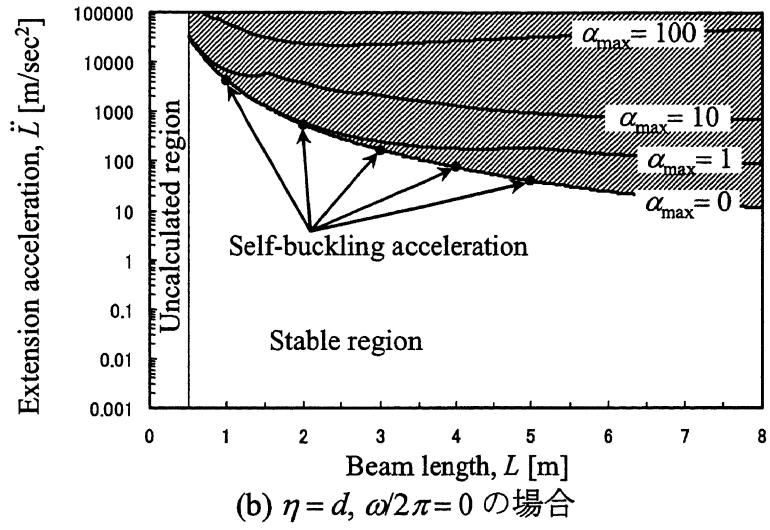
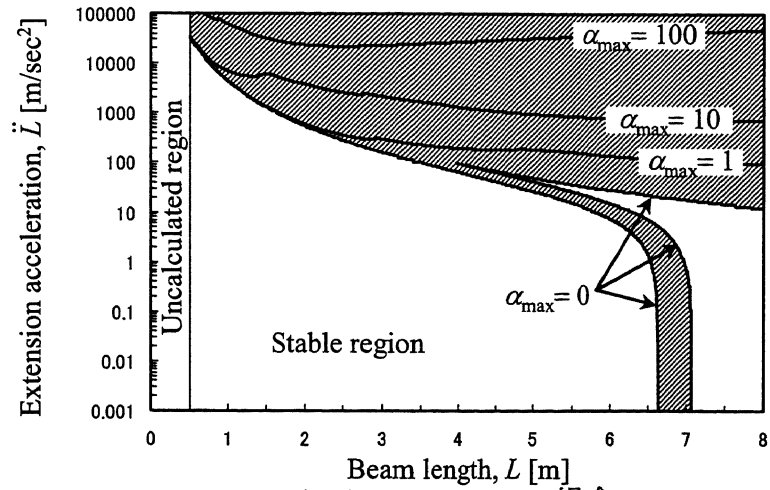
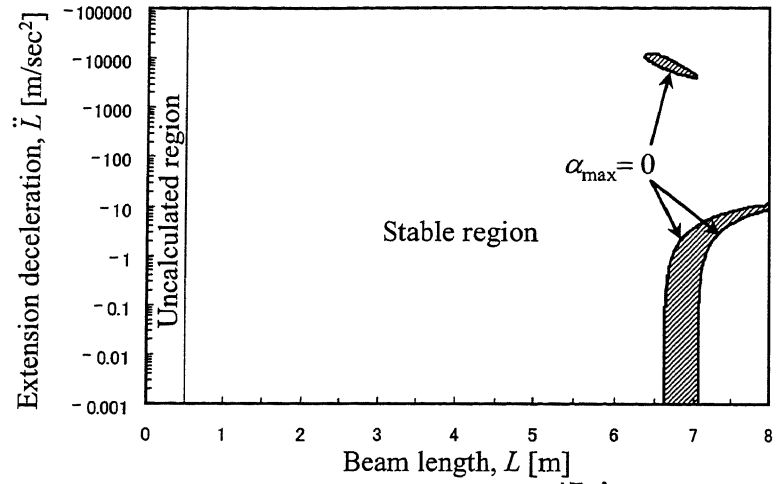
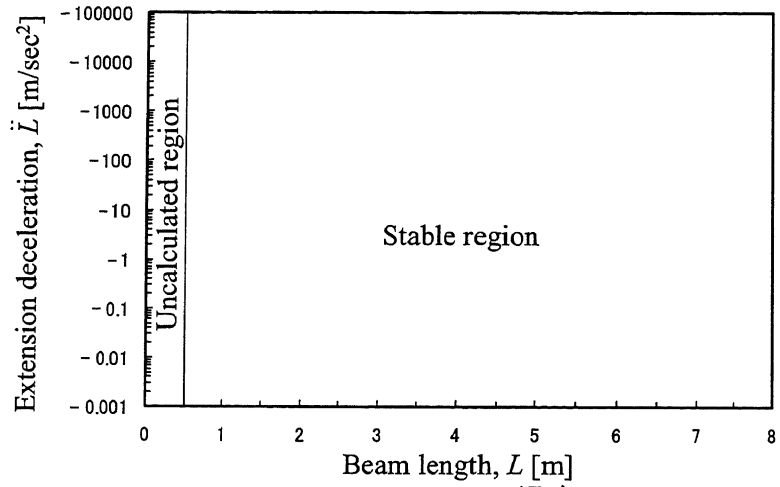


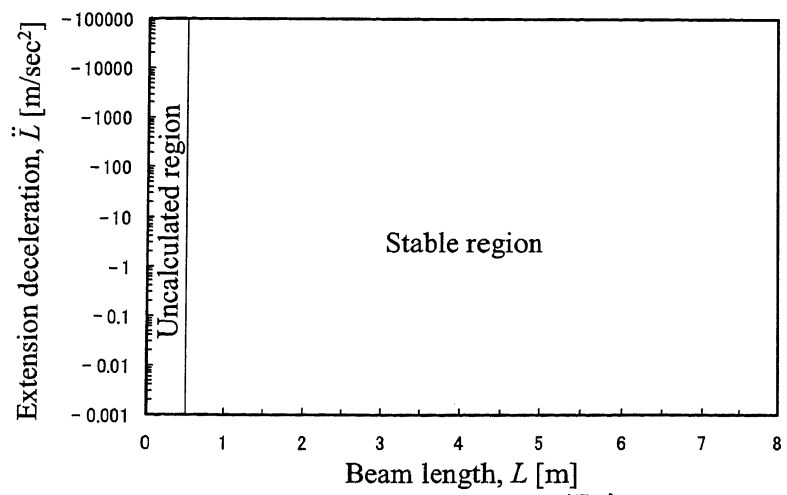
図 4.5 $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L})$ の等高線 (一端固定, $\ddot{L} > 0, \gamma = 0$)



(a) $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz の場合



(b) $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0$ の場合



(c) $\eta = 0$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz の場合

図 4.6 $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L})$ の等高線 (一端固定, $\dot{L} < 0$, $\gamma = 0$)

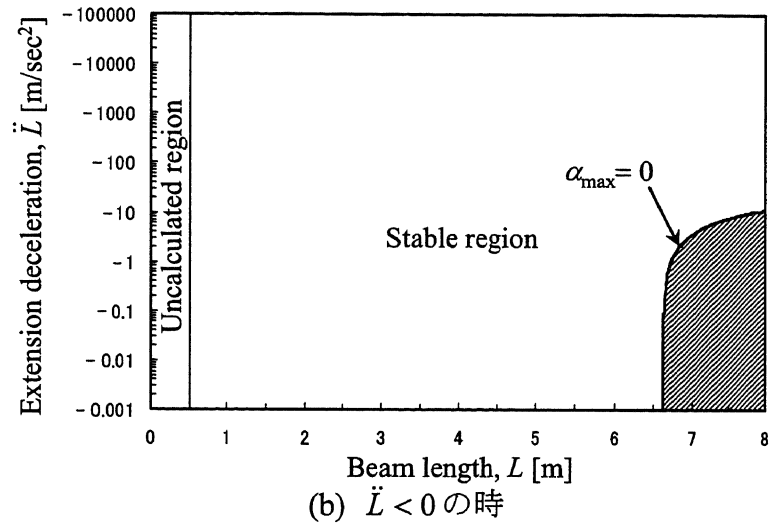
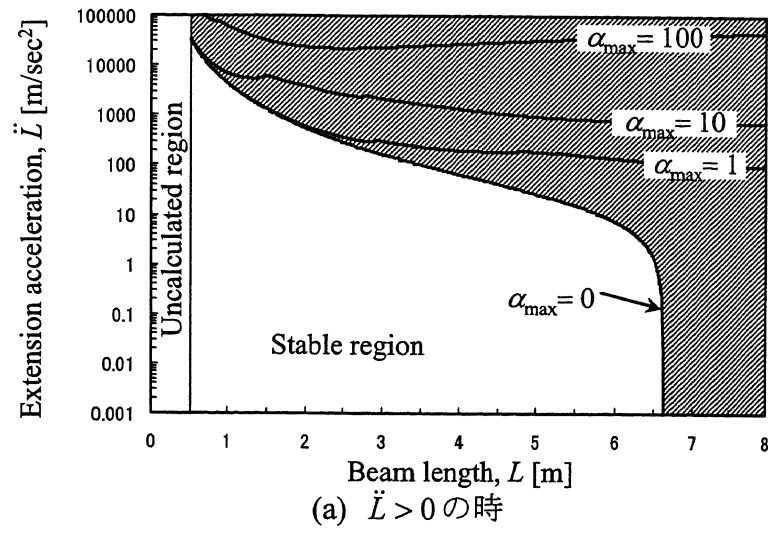


図 4.7 $\alpha_{\max}(L, 0, \ddot{L})$ の等高線 (一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$)

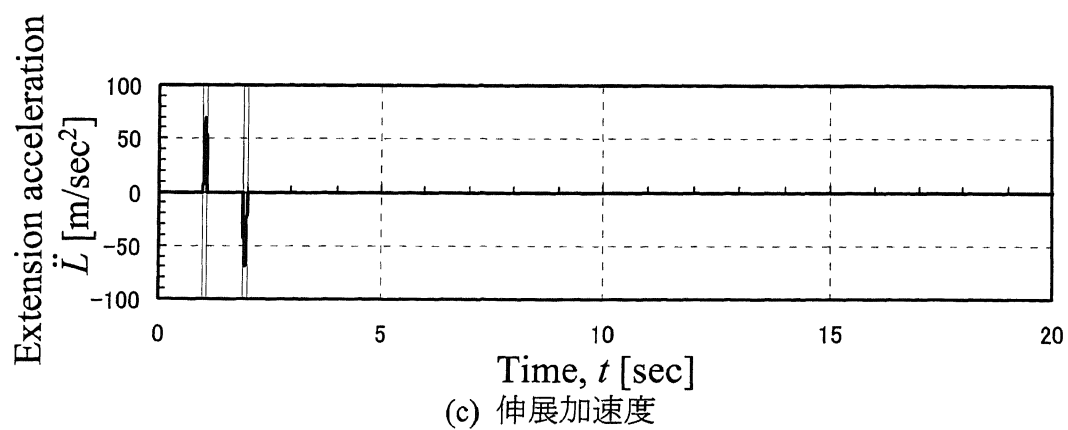
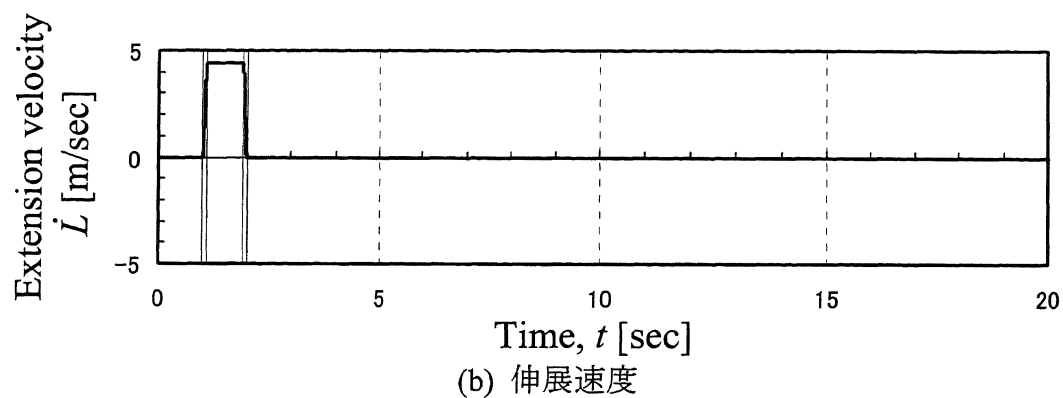
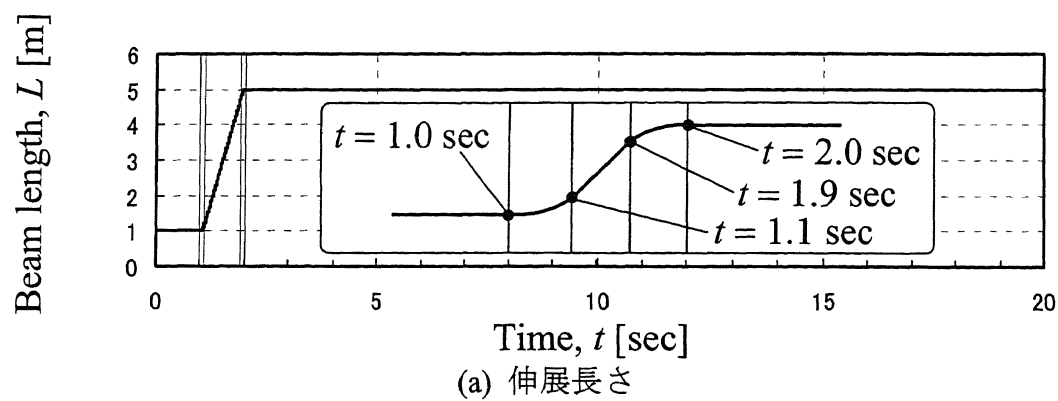


図 4.8 伸展時間 1 秒の伸展パターン

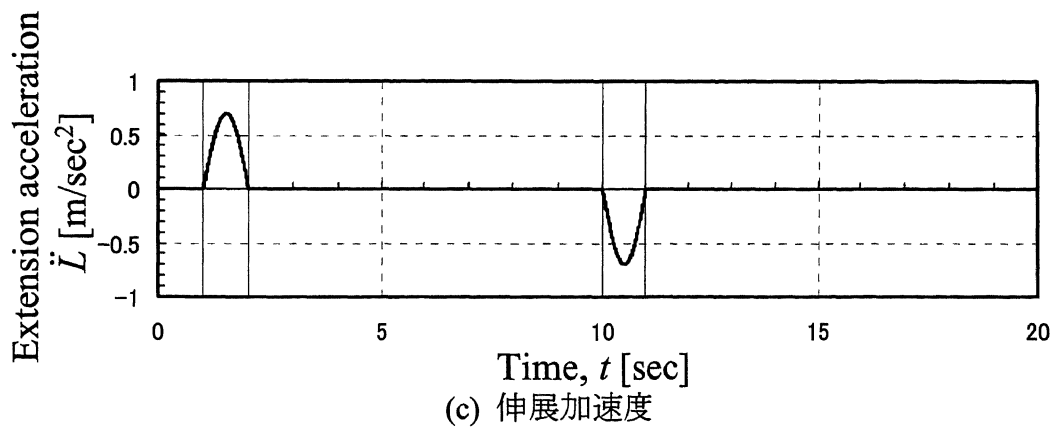
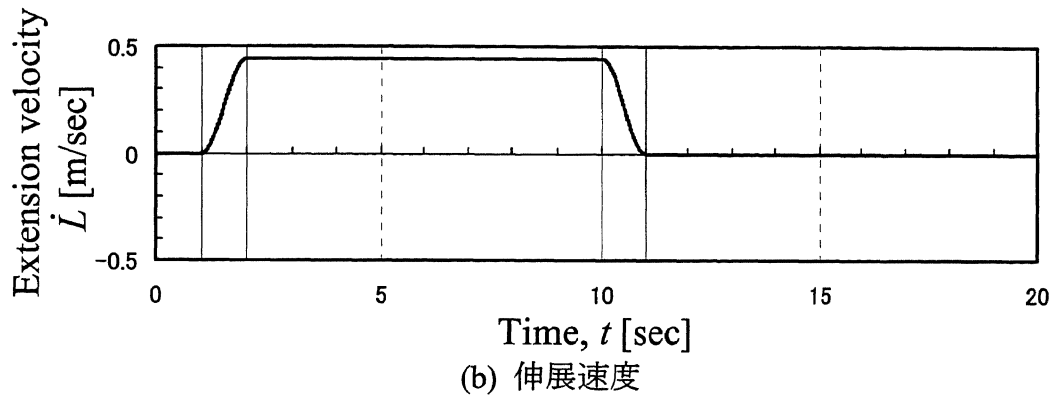
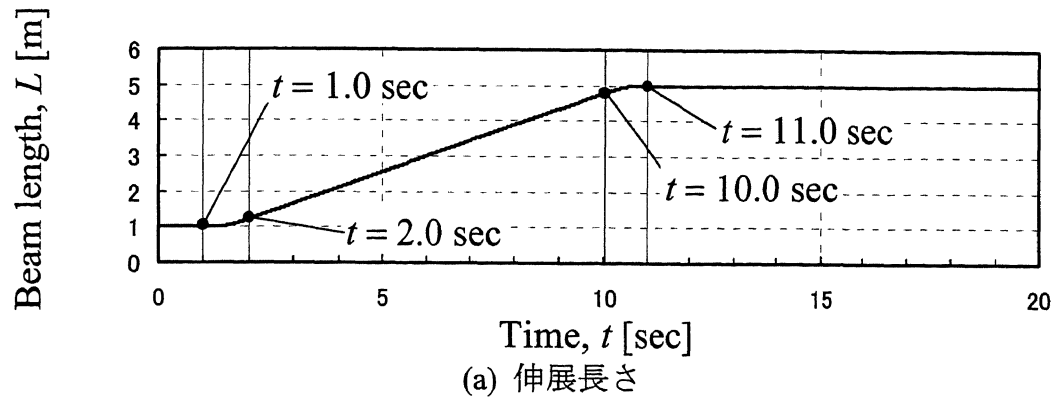
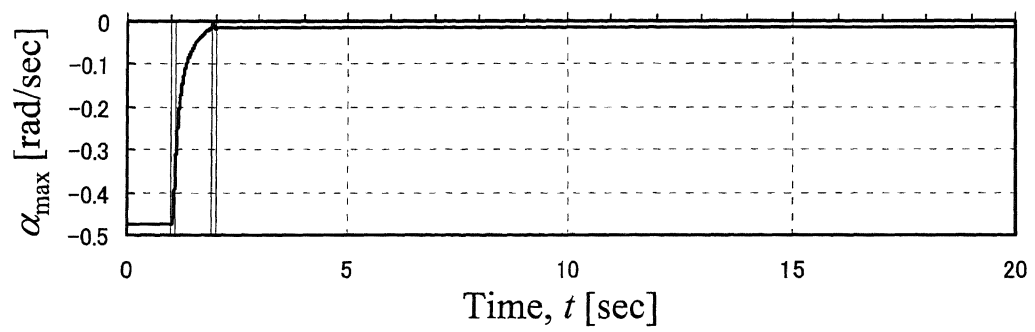
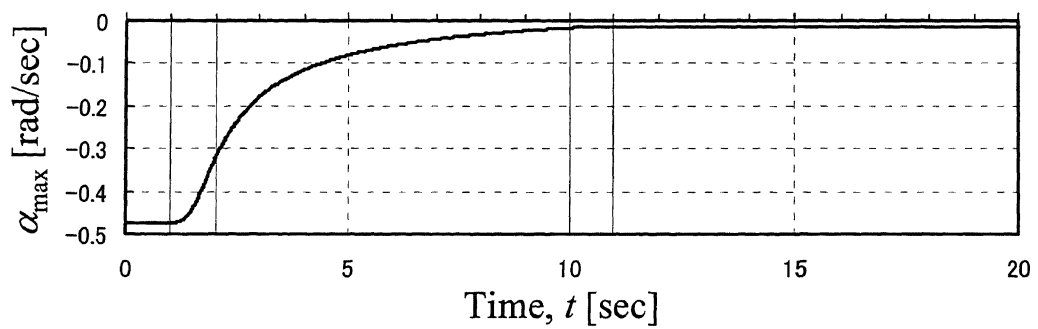


図 4.9 伸展時間 10 秒の伸展パターン



(a) 伸展時間 1 秒の時



(b) 伸展時間10秒の時

図 4.10 伸展パターンを与えた時の α_{\max} の時間履歴

(一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$)

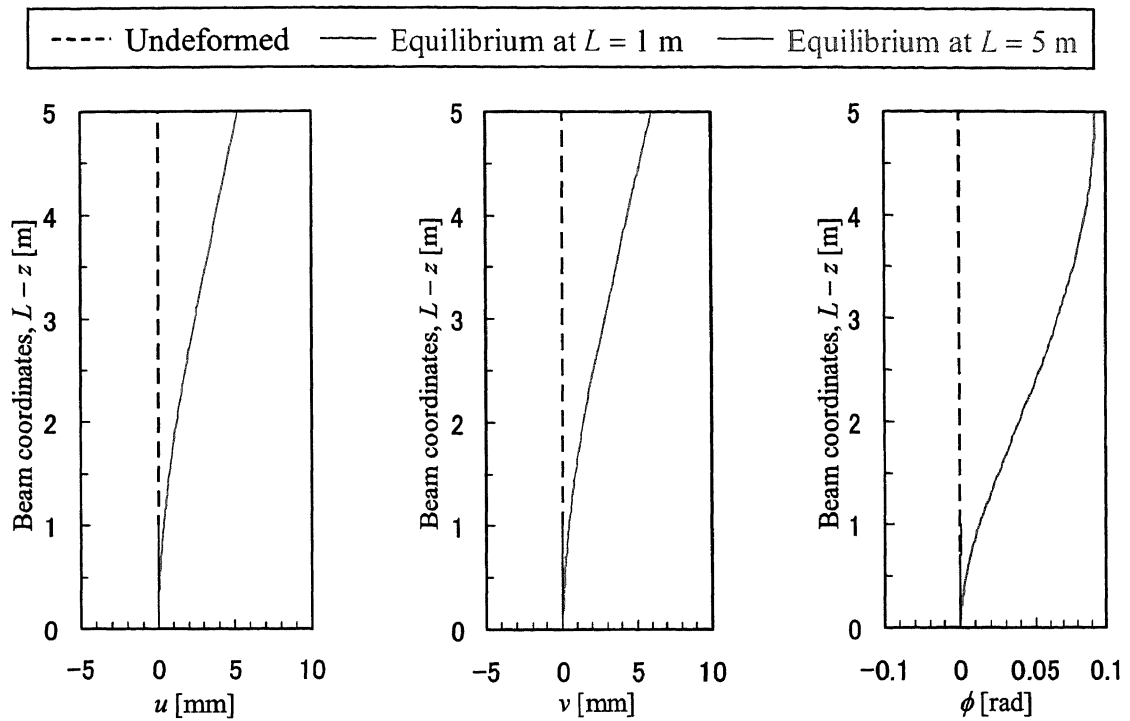
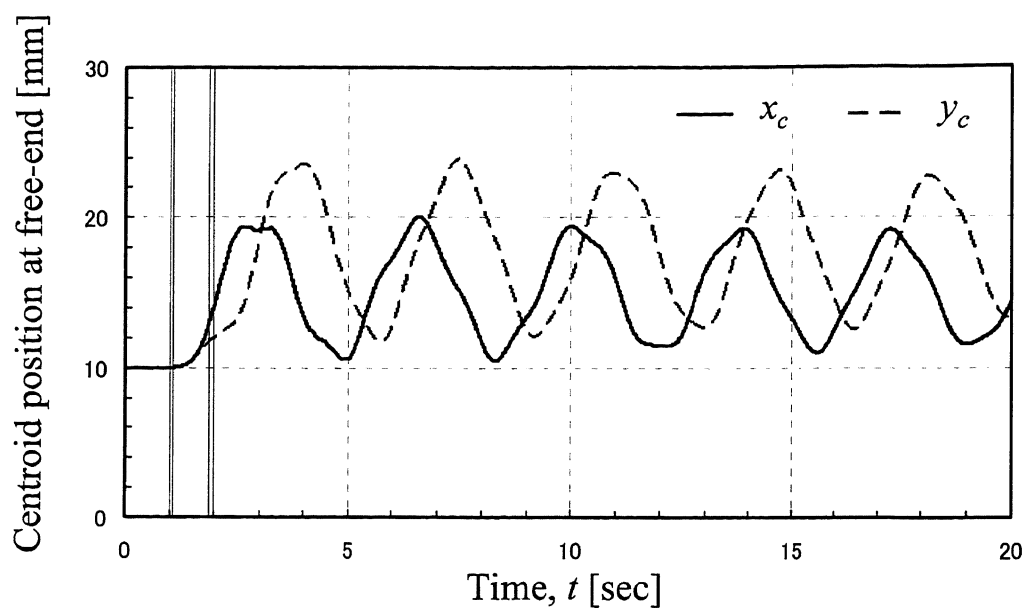
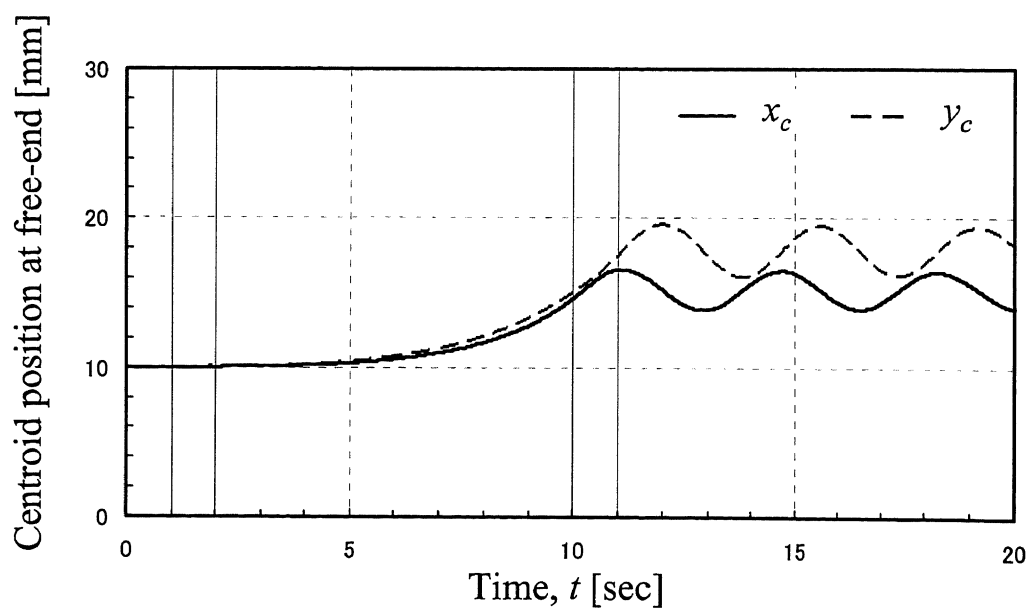


図 4.11 伸展前と伸展後の静的たわみ形状（一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz）



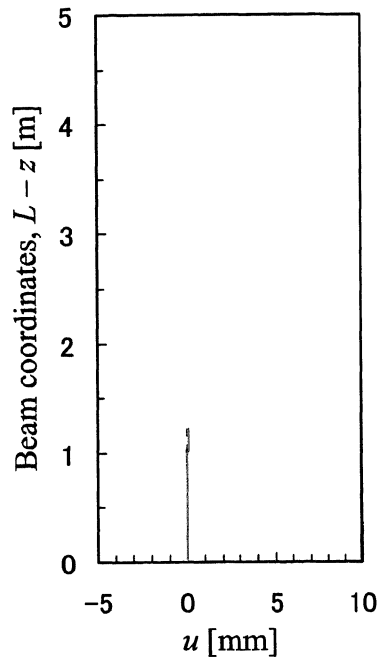
(a) 伸展時間 1 秒の時



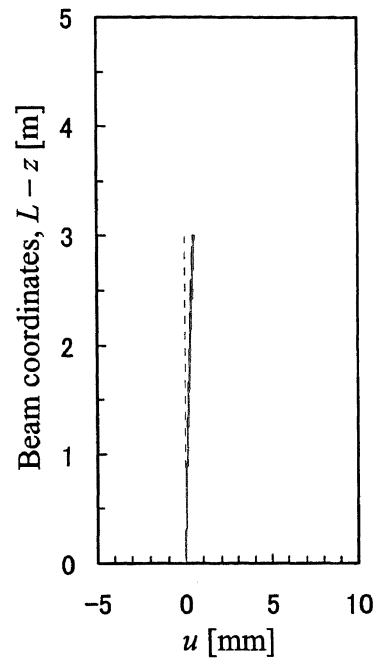
(b) 伸展時間 10 秒の時

図 4.12 回転座標系での重心先端変位（一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$ ）

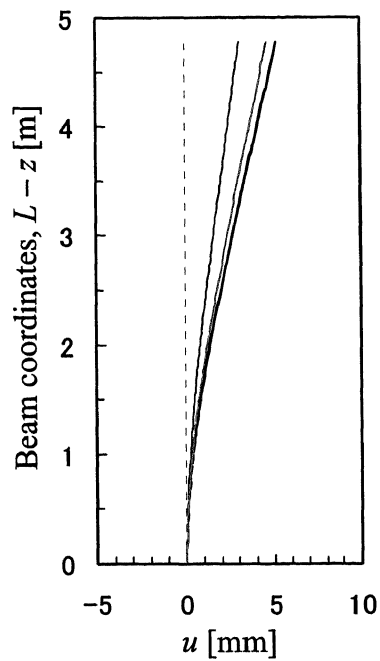
----- Undeformed — Statically deformed — 1-sec extension — 10-sec extension



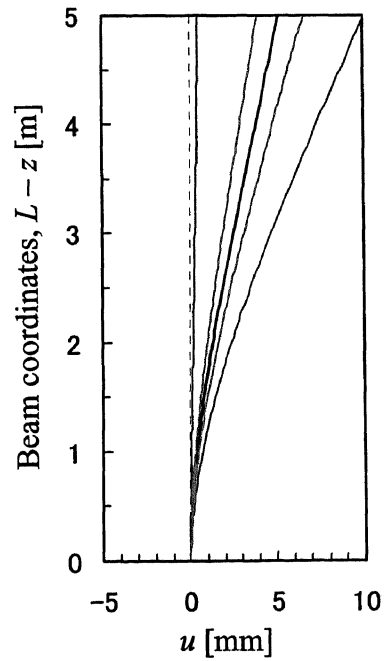
(a) 伸展加速終了時 ($L = 1.22$ m)



(b) 一定速度伸展中 ($L = 3.00$ m)



(c) 伸展減速開始時 ($L = 4.78$ m)



(d) 伸展後最大たわみ時 ($L = 5.00$ m)

図 4.13 伸展中のたわみ形状 (一端固定, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$)

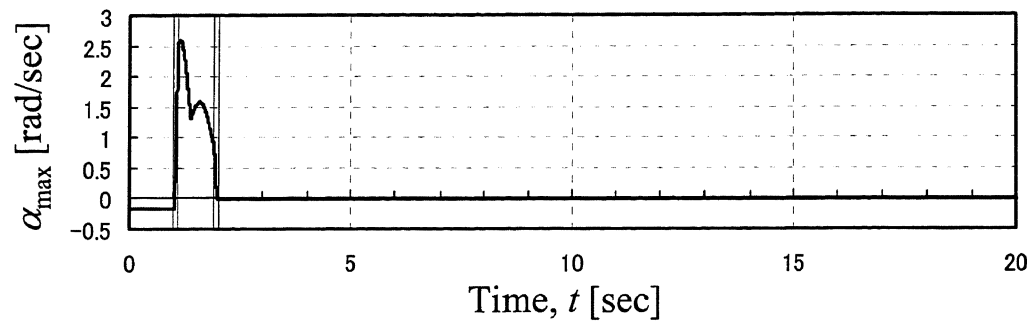


図 4.14 伸展時間 1 秒の時の α_{\max} の時間履歴
(一端弾性支持, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$)

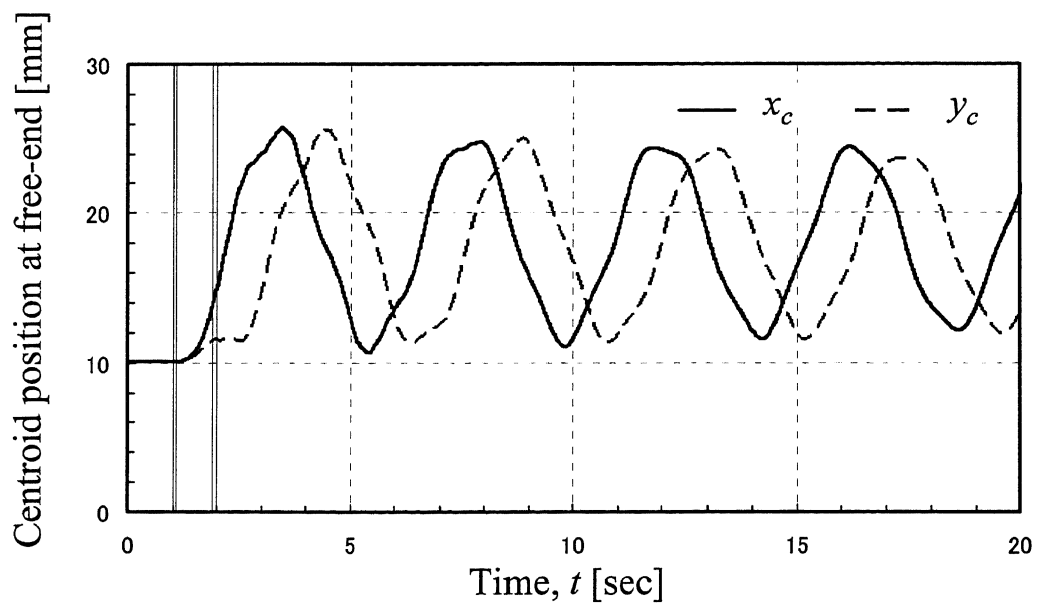


図 4.15 回転座標系での重心先端変位
(一端弾性支持, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.01$)

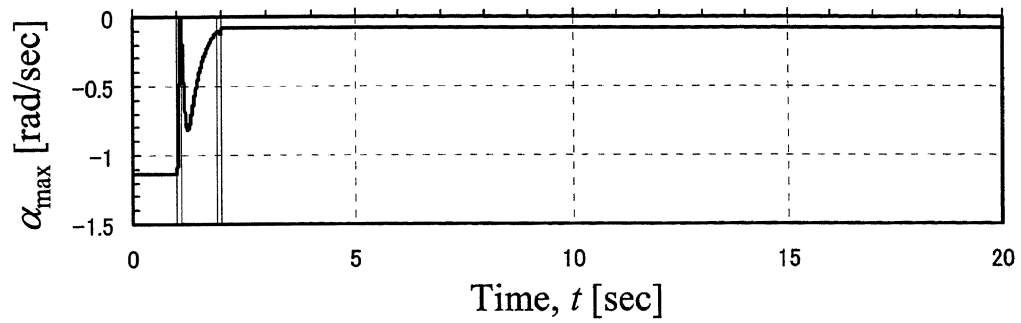


図 4.16 伸展時間 1 秒の時の α_{\max} の時間履歴
(一端弾性支持, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.07$)

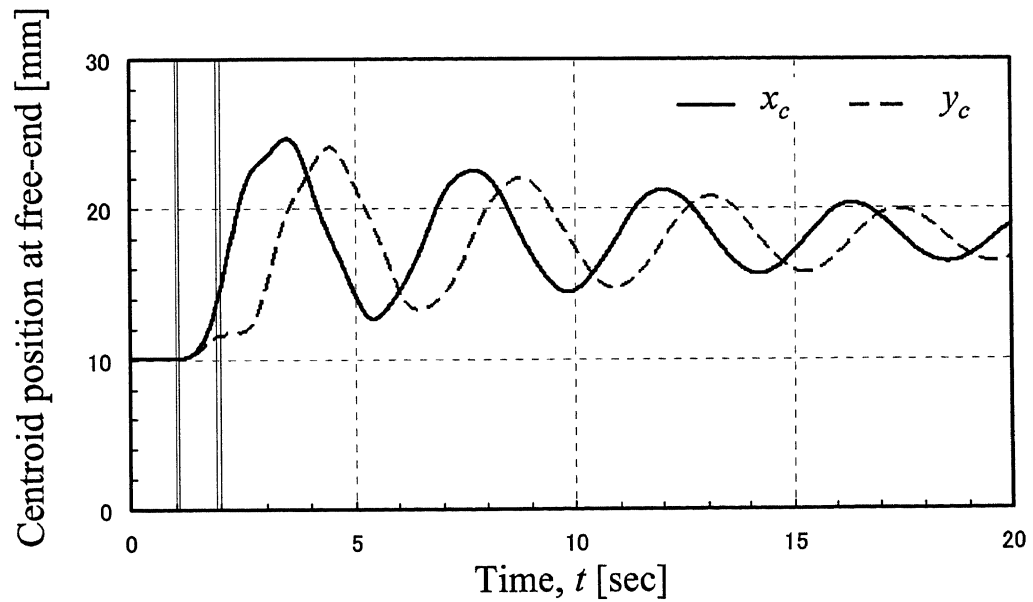


図 4.17 回転座標系での重心先端変位
(一端弾性支持, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.33$ Hz, $\gamma = 0.07$)

第5章

薄肉開断面伸展梁の開発における実証試験

5.1 はじめに

本章では、新規概念の薄肉開断面伸展梁が、宇宙用一次元伸展部材として有用であることを示すため、開発中のインフレータブル伸展薄肉開断面梁 SPINAR の宇宙環境下での実証試験について述べる。続いて、SPINAR の微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験について述べ、同じくこの新規概念がスピン軸方向伸展構造物として有用であることを確認する。さらに、第4章までの解析手法を用い、このスピン軸方向伸展実験の結果を評価する。

宇宙環境下での実証試験は観測ロケットにより行った。SPINAR の伸展はSCOPE 衛星で必要となるスピン軸方向ではなく、スピン面内であったものの、新規概念構造物の宇宙環境下でのインフレータブル伸展の実証という点において、非常に貴重な機会であった。観測ロケットは正常に飛翔し、SPINAR が宇宙環境下で全伸展したことを確認することができた。また、実利用という点でも SPINAR は電場計測アンテナとしての機能を十分に果たした。これは、日本における宇宙インフレータブル構造物の初の宇宙利用、及び世界における宇宙インフレータブル構造物の初の実利用であると考えられる。

微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験は、航空機の放物線飛行（パラボリックフライト）により行った。SCOPE 衛星を想定した条件を基準に、スピンレートやインフレーション圧力などを変更して実験した結果、最大スピンレートを含むあらゆる実験パラメータで、SPINAR は正常にスピン軸方向伸展した。そして、第4章までの解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行ったところ、伸展中及び伸展後において、SPINAR は有限の変形量で振動することを確認できた。

5.2 観測ロケットによる宇宙環境下でのスピン面内伸展実験

5.2.1 実験概要

本項でいう観測ロケット実験は、ISAS/JAXA が行った「平成 19 年度第 1 次観測ロケット S-520-23 号機飛翔実験」である。本実験は、

- 中緯度熱圏の高度約 100~300 km の領域において、中性大気と電離大気の運動を観測し、大気中の運動量輸送過程を解明すること。
- 高い高度 (>100 km) から積乱雲および海洋を多波長で撮影することによって、宇宙環境下での新しい観測手法の実証を行うこと。

という 2 つのテーマを持つ。ロケットは、図 5.1(a)に示すように全長 8508 mm, 外形 524 mm で、頭胴部、モータ部、尾翼部より構成される。観測機器は、大きく分けて 12 種類あり、図 5.1(b)に示すように頭胴部に搭載された。なお、図 5.1(b)には、本実験で説明する EVMR と EVMR-ANT, 及び MSI を斜線で示してある。

SPINAR は、観測機器の 1 つである、電場・VLF/MF 帯電波受信機 EVMR (Electric field & VLF/MF band radio Receiver, 図 5.1(b)左の斜線部) の電場計測アンテナ (EVMR-ANT, 図 5.1(b)中央の斜線部) の一部に使用された。EVMR は、電離圏中の電場計測と電子密度推定を目的とし、4 本の EVMR-ANT を搭載した。図 5.2 に計器搭載盤に搭載された状態の EVMR-ANT を示す。EVMR-ANT は、全て伸展式で、ロケット機軸と垂直面内に 90 deg.おきに配置され、対角上の 2 本のアンテナで 1 対のダイポールアンテナを構成する。2 対のアンテナのうち、1 対は約 5.2 m tip-to-tip の SPINAR (EVMR-ANT-1/3), 他の 1 対は約 2 m tip-to-tip のリボンアンテナ (EVMR-ANT-2/4) である。

ロケットはヨーヨーデスピンの姿勢制御を行わず、ノーズコーン開頭後は機軸回りにノミナル 1.0 Hz でスピンするよう製作された。実際に飛翔時は 0.9 Hz でスピンしていたため、SPINAR の宇宙実証はスピン面内伸展で行ったことになる。

5.2.2 スピン面内電場アンテナとしての SPINAR (EVMR-ANT-1/3)

本実験では、EVMR-ANT-1/3 のフライトモデルとエンジニアリングモデルを製作した。EVMR-ANT-1/3 のシステム構成を図 5.3 に、外形を図 5.4 に示す。EVMR-ANT-1/3 本体上部には電気制御回路を収納したカバーが付き、これを外した状態を図 5.5 に示す。図 5.4 中央の平面図において、SPINAR は左右に配置されている。SPINAR の薄肉開断面梁は、図 1.4 の試作品や後述の航空機実験で用いた材料とは異なり、誘電体として三軸織物 QFRP (Quartz Fiber Reinforced Plastic) であり、センサーとして先端 10 cm に導電性不織布を貼り付けた。センサーから EVMR-ANT-1/3 本体への電氣的結合は、薄肉開断面梁の長手方向端部に貼った導電性不織布を用いた。SPINAR 1 つの伸展長さは約 2.4 m であり、伸展状態の EVMR-ANT-1/3 を図 5.6 に示す。

観測目的より、ノーズコーン開頭後すぐに観測を行えるようにする必要があったため、SPINAR は 1 秒程度で伸展するよう設計された。伸展が速いと、SPINAR 根元には、伸展終了時に大きな衝撃力が発生し、破損する可能性がある。この対策として、薄肉開断面梁と収納リールを柔軟なメッシュ素材で結合した(図 5.5)。この結合方法は、根元の拘束が非常に柔らかくなるため、SCOPE 衛星のようなスピン軸方向伸展の場合には向かないが、本実験のようなスピン面内伸展では有効である。センサーとしての電氣的結合は、導線をメッシュ素材に縫い込み、収納リール内では回転してもほどけるようにしてあり、スリップリング等を用いずに EVMR-ANT-1/3 先端から受信機に繋がるようにしてある。

インフレータブルチューブのインフレーションは窒素を用い、EVMR-ANT-1/3 本体の中央下部の再充填可能なガスボンベ(図 5.4) から供給される。短時間に伸展を終了するため、インフレーションガスは高圧で安定的に供給されることが条件となる。このため、ガスボンベの充填圧力は 5 MPa とし、インフレータブルチューブが破損しない内圧として、真空中で 175 kPa、大気中で 75 kPa となるようにレギュレータを用いて減圧した。インフレーションガスは、図 5.5 の EVMR-ANT-1/3 本体中央に見える電磁弁により供給開始及び停止を行う。配管途中のレギュレータ前後には、それぞれデジタル式圧力計が設けてあり、開発試験において、圧力の監視及びレギュレータ調整を行うことができる。

万が一、EVMR-ANT-1/3 に不具合があり全伸展しなくても、観測は実施できるようにするため、両アンテナの伸展長が揃うように 2 つの収納リールをギアで連

結した(図5.4)。伸展前に固定しておくロンチロックとして、この連結軸にはピンプラーと呼ぶ形状記憶合金を利用したアクチュエータが取り付けられている。また、連結軸には回転数を検出するロータリーエンコーダが取り付けられている。収納リールに薄肉開断面梁が巻かれる際、巻き取り径が変わるため、ロータリーエンコーダの回転数と伸展長は比例しないが、全伸展時の回転数を把握しておくことにより、フライト時のおよその伸展状況を把握することができる。ロータリーエンコーダは可逆回転も検出できるようにしている。

フライトモデルの質量を表5.1に示す。

5.2.3 タイムシーケンスとモニタリング方法

打ち上げ時刻を $t=0$ 秒としたときの、EVMR-ANT-1/3の伸展に関する主要なタイムシーケンスを表5.2に示す。電気制御回路は、電源がONになった後にピンプラー解除と電磁弁開閉の伸展シーケンスを自動で行う。電磁弁が開となる時間は $t=59.4$ 秒であり、電磁弁開から伸展開始までのタイムラグを考慮しても、EVMR-ANT-1/3はノーズコーン開頭後5秒程度で伸展が始まる。フライト時の伸展時間は1秒程度であり、電磁弁は開から3秒で閉となるようにしている。

伸展状況をモニタリングするため、次項のフライトデータをテレメトリ受信した。

- 電気制御回路のON/OFF
- 電気制御回路のモード
- 電磁弁の開閉
- ロータリーエンコーダ回転数
- 伸展状況の写真撮影

地上での種々の準備試験では、タイムシーケンスを実行しても実伸展させないか、部分伸展だけさせる必要もあったので、それらに対応した4種類のモードを電気制御回路は備えている。

EVMR-ANT-1/3の伸展状況を映像により確認するため、フライト中、別の観測機器MSI(Multi-Spectrum Imager)よりEVMR-ANT-1/3の写真を撮影した。MSIは観測ロケット実験の2つめのテーマを行う機器であり、ロケット機首を上として

EVMR-ANT の真下に搭載された（図 5.1(b)中央と右の斜線部）。撮影は、魚眼レンズを使用した CCD カメラで伸展中及び伸展後の EVMR-ANT-1/3 を見上げるように行う。MSI にはオンボードコンピュータが備えてあり、撮影したモノクロ画像を汎用ファイル形式の電子データに変換し、テレメトリ送信機に送信する。画像データは、2 台の市販用コンピュータを用いて、飛翔時に地上でリアルタイムに確認できるようにした。コンピュータの出力画面例を図 5.7 に示す。

5.2.4 飛翔実験結果と考察

(1) 観測ロケット

ロケットは 2007 年 9 月 2 日 19 時 20 分（日本時間）に、JAXA 内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられた。ロケットの飛翔および搭載された機器の動作は全て正常で、発射後 55 秒にノーズコーン開頭が行われ、56 秒に観測を開始した。ロケットは発射後 268 秒で最高高度 279 km に達し、全ての観測を終え、内之浦南東海上に落下した。天候は晴、地上風は西の風 2.3 m/sec、気温 28℃であった。

(2) EVMR-ANT-1/3 電気制御部と伸展コマンド

EVMR-ANT-1/3 電気制御部と伸展コマンドは全て正常に働いたことが確認された。

(3) 伸展長

図 5.8 に EVMR-ANT-1/3 の電気制御回路が ON になってからの伸展パターンを示す。フライトモデルの飛翔時に加え、エンジニアリングモデルの地上試験結果も示す。地上試験では、大気中及び真空槽を用いた真空中で試験を実施した。飛翔時の最終伸展長は 242.5 cm となっており、EVMR-ANT-1/3 は全伸展したことが確認される。

飛翔時は、ポンプラー解除後すぐに 40 cm 程の伸展があり、伸展が一時停止する。これは、飛翔前の大気中において、電磁弁よりインフレータブルチューブ側の配管内に存在していた空気が、真空中で減圧されるため膨張したことが原因である。エンジニアリングモデルの真空中での試験では、減圧工程が 1 時間を要するため、この間に膨張した空気は喪失し、ポンプラー解除後の一時伸

展は見られない。

ピンプラー解除及び電磁弁開の時間と、伸展開始時間には 0.2 秒程度の差がある。これは、インフレータブルチューブが伸展力として働くまでの時間や、薄肉開断面梁が収納リールに巻かれているときに存在するたるみの分の伸展時間がタイムラグとして現れているためと考えられる。

フライトモデル飛翔時の伸展速度は、エンジニアリングモデルの真空中の伸展速度に比べ遅くなっている。これは、ノーズコーン開頭直後に存在する希薄大気が、動圧として薄肉開断面梁を EVMR-ANT-1/3 構体に押し付け、摩擦が生じているためと推定される。

(4) MSI による写真撮影

MSI による写真撮影により、不完全な画像も含めて計 20 枚の画像を取得することができた。日陰状態で撮影された画像もあったため、有効な画像は数枚である。図 5.9 に伸展後の EVMR-ANT-1 の写真を示す。撮影時刻は $t=92$ 秒で、飛翔高度は約 140 km である。魚眼レンズによる撮影のため、写真から伸展長さを求めることは困難であるが、図 5.8 の伸展長さより、全伸展した写真とみなすことができる。

(5) 電場計測アンテナとしての機能

EVMR-ANT-1/3 は電場計測アンテナとしての機能を十分に果たした。

5.2.5 観測ロケット実験まとめ

本実験は、観測ロケットでのスピン面内伸展という特別な使用条件ではあったものの、新規概念構造物の宇宙環境下でのインフレータブル伸展の実証という点において、非常に貴重な機会であった。観測ロケットは正常に飛翔し、SPINAR が宇宙環境下で全伸展したことを確認することができた。また、実利用という点でも SPINAR は電場計測アンテナとしての機能を十分に果たした。これは、日本における宇宙インフレータブル構造物の初の宇宙利用、及び世界における宇宙インフレータブル構造物の初の実利用であると考えられる。

5.3 航空機による微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験

5.3.1 実験概要

本実験は、財団法人日本宇宙フォーラム「第 7 回（平成 16 年度）選定 宇宙環境利用に関する公募地上研究」にて行われた「衛星搭載用スピン軸方向伸展マストの伸展安定性と制振に関する実験」を研究テーマとする。本実験では、開発中の SPINAR がスピン軸方向伸展構造物として有用であることを確認するのが目的である。航空機による微小重力環境において、SCOPE 衛星を想定した条件をもとに実験が行われ、有用性の確認と基礎実験データを取得した。本項では、第 4 章までの解析手法を用い、このスピン軸方向伸展実験の結果の評価を行う。

航空機による微小重力環境は、放物線飛行（パラボリックフライト）によって実現される。1 回のパラボリックフライトによって実現される微小重力環境は、20 秒間程度で、空気抵抗等の外乱により $3 \times 10^{-2} \text{ G}$ 程度である。

なお、本実験には SPINAR のスピン軸方向伸展実験に加え、ERF ダンパの制振実験が含まれている。ERF ダンパとは、電圧をかけると見かけの粘度が増大する電気粘性流体 ERF (ElectroRheological Fluid) を利用した制振装置であり、電圧制御によって対象物の振動をセミアクティブに低減する。ERF ダンパによる制振実験は、微小重力環境下において、有害となる振動を低減するシステムを検証することを目的としている。ただし、本論文では ERF ダンパを介し提供される微小重力環境のみに着目し、制振実験について詳細には触れない。

5.3.2 実験方法

使用した航空機は、Grumman American Aviation Corporation 製の Gulfstream-II 型機である。実験装置の概略を図 5.10 に示す。フレームは、航空機機首側とその反対側に設置された ERF ダンパを介し航空機と接続され、微小重力環境中はフレーム全体が浮遊する。図 5.10 の A 点、B 点には、機体 Yaw 軸方向に加速度計が取り付けられており、それぞれ、微小重力環境中の機体の重力加速度、ERF ダンパによる制振後の重力加速度を計測する。SPINAR は、フレームの機首反対側に設置したスピンテーブルの上に固定され、機体 Roll 軸回りにスピンしながら機首側に向かって伸展する。SCOPE 衛星に必要なアンテナ長さは 5 m であるが、本実験は航空機内で行うため、実験装置の大きさに制限があり、SPINAR は伸展長さ 2.3 m

のものを利用した。これは図 1.4 に示した試作品と同仕様のものである。

SPINAR 薄肉開断面梁の収納リールには、回転を検出するロータリーエンコーダが取り付けられている。本実験ではロータリーエンコーダのパルス信号から伸展長を求められるようにはしていなかったが、伸展中であるかどうかをパルス信号で把握することができる。SPINAR のスピン伸展中の挙動を観察するため、移動式台座の上にビデオカメラを固定し、薄肉開断面梁の自由端を撮影した。この台座は、伸展に伴う自由端の機体 Roll 軸方向の動きに合わせてレール上を移動する。ただし、台座の移動速度は、インフレーターブルチューブのインフレーション圧力から予測される伸展速度に応じて移動するよう実験前に設定しているため、実移動速度は実伸展速度とは異なり、ビデオカメラと自由端との距離には変動が生じた。

インフレーション装置はスピントーブル上に配置される。図 5.11 にスピントーブル上の装置を示す。スピントーブルの回転方向は図 5.11 を見て時計回りである。SPINAR はテーブル中央に固定され、ガスボンベ、レギュレータ、ガス供給用電磁弁、配管類、デジタル式流量計、デジタル式圧力計、制御ボックス、データ記録計、電池ボックス、バランス用おもり、配線類、などが周辺に配置される。インフレーション装置の配管系統を図 5.12 に示す。インフレーションガスは窒素で、2 MPa に充填されたガスボンベから直列に接続した 2 つのレギュレータを通り減圧され、インフレーターブルチューブに供給される。供給開始及び停止は配管途中の電磁弁を実験者がリモコンで開閉することにより行う。デジタル式流量計とデジタル式圧力計は配管途中にあり、インフレーションガス流量とインフレーターブルチューブ内圧を計測する。

スピントーブル上の記録データは、薄肉開断面梁収納リールの回転を検出するロータリーエンコーダのパルス信号、インフレーションガス流量、インフレーターブルチューブ内圧、及び電磁弁の開閉を示す信号である。スピントーブルにはブレーキが付けてあり、有線スイッチでスピンを強制的に止めることが可能である。危険を伴うため、パラボリックフライト中は基本的に実験者が装置に手を触れないようにしてあり、スピントーブル上の装置は独立して伸展開始停止とデータ計測を行うことができる。

パラボリックフライトは、3 回のフライトで計 20 回程度行い、1 回のパラボリックフライトで 1 回のスピン軸方向伸展実験を行った。実験パラメータは次の通りである。

- スピンレート: 0 Hz (スピンテーブル固定), 0.83 Hz (50 rpm), 1.33 Hz (80 rpm), 2.08 Hz (125 rpm)
- インフレーション圧力: 15, 20, 26, 30, 35 kPa (直列に接続した2つのレギュレータの間の圧力)
- ERF ダンパ制御電圧: 0 V (フレームを機体に固定), 0 V (フレームを機体に非固定), 300, 400, 600, 800, 1000 V

スピンレートの最大値 125 rpm は, SCOPE 衛星で想定している長さ 5 m, スピンレート 20 rpm (0.33 Hz) に対し, スピンレートと固有振動数の比が同じになるように設定した. SPINAR を単純な円形断面の一端固定支持梁と仮定すると, 固有振動数は長さの2乗に反比例するため, 概略長さ 2 m でのスピンレートは

$$20 \text{ rpm} \times \frac{1/(2 \text{ m})^2}{1/(5 \text{ m})^2} = 125 \text{ rpm} \quad (5.1)$$

のように求められる. スピンレートとインフレーション圧力は, あらかじめ地上での準備試験で調整した値であり, 航空機実験では若干異なる. スピンレートについては, ビデオカメラで撮影したスピンテーブル上のマーカの軌跡の時間履歴から, インフレーション圧力については圧力計から実際の値を求める.

実験手順は次の通りである.

- +1 G 下にて, 薄肉開断面梁の収納, インフレーターチューブの交換, ガスボンベへの窒素充填, 台座の移動, 実験パラメータの設定, データ記録計の設定 (初回のパラボリックフライトでは不要).
- スピンテーブルのブレーキ解除, スピン開始. 実験者は着席し, パラボリックフライト開始.
- 微小重力環境安定後にリモコンにてインフレーションを開始し, スピン軸方向伸展を開始. インフレーションは任意で止めることができるが, 基本的に実験終了までは止めない.
- 伸展確認後, スピンテーブルをブレーキで停止.
- パラボリックフライト終了.

5.3.3 実験結果と考察

20 回程度行ったスピン軸方向伸展実験のうち、SPINAR は最大スピンレート 2.08 Hz を含むあらゆる実験パラメータで、正常にスピン軸方向伸展した。

(1) 微小重力環境中の計測データの時間履歴

実験 1 回の計測データを考察し、スピン軸方向伸展の過程を明らかにする。スピンレートは設定値が 0.83 Hz (50 rpm) に対し、実験値は 0.81 Hz (48.65 rpm) であった。インフレーション圧力の設定値は 35 kPa であった。ERF ダンパによる制振は行った。

まず目視により、パラボリックフライト中、SPINAR は予定していた長さまでスピン軸方向に伸展したことが確認できた。スピン軸方向伸展した後にスピンの状態を図 5.13 に示す。図 5.13 において、薄肉開断面梁の自由端の周りに見える透明な円筒の物体は、SPINAR の不測の振れ回りの安全対策として設けた押さえ板である。これは、移動式台座に固定され、自由端付近に常に存在し、微小重力環境後の自重たわみによる破損を防ぐ役割も持つ。

パラボリックフライト中の記録データの時間履歴を図 5.14 と図 5.15 に示す。図 5.14(a), (b), (c) はそれぞれ、薄肉開断面梁収納リールの回転を検出するロータリーエンコーダのパルス信号、インフレーションガス流量、インフレーターチューブ内圧である。また、図 5.15(a), (b) はそれぞれ、ERF ダンパによる制振前 (図 5.10 の A 点)、制振後 (図 5.10 の B 点) の機体 Yaw 軸方向の重力加速度である。ここで、時間 t は、図 5.14(a) におけるパルス信号が初めて 1 となるときを $t = 5.0$ 秒とした。

$t = 0$ 秒から $t = 5.0$ 秒くらいまでは、機体の微小重力環境が安定するまでスピンしている (図 5.15(a))。 $t = 5.0$ 秒よりスピン軸方向伸展が始まる。伸展終了時刻は、一度伸展が停止する $t = 9.9$ 秒とした。 $t = 9.9 \sim 15.8$ 秒は伸展終了後のスピン状態である。 $t = 15.8$ 秒にてブレーキでスピンテーブルのスピンを停止したので、 $t = 15.8 \sim 20.0$ 秒は伸展終了後の自由振動状態である。 $t = 20.0$ 秒の後、2 秒程度で微小重力環境は終了した。

電磁弁は $t = 4.9$ 秒で開になり、その後、微小重力環境中は常に開であった。電磁弁開によりすぐに窒素は流れ始め (図 5.14(b))、同時にインフレーターチューブの内圧は増え始め (図 5.14(c))、膨張が始まる。伸展開始時間は $t = 5.0$

秒なので、電磁弁開から伸展開始までには 0.1 秒の時間差がある。これは観測ロケット実験でも見られたタイムラグと考えられる。スピン軸方向伸展中、インフレーションガス流量はほぼ一定値 $0.004 \text{ m}^3/\text{min}$ を示す。また、インフレーションダブルチューブ内圧は約 2.9 kPa を基準に変動している。これらより、ガスボンベの充填圧が 2 MPa 程度あれば、一定速度で SPINAR を伸展させられることが示される。

図 5.15(a)から、微小重力環境が安定していると考えられる $t=5 \sim 15$ 秒の機体 Yaw 軸方向の重力加速度は平均 0.031 G, 標準偏差 0.009 G と求められる。図 5.15(a)と図 5.15(b)との比較より、ERF ダンパの電圧制御によって、伸展後スピン中 ($t=9.9 \sim 15.8$ 秒) と自由振動後半 ($t=17$ 秒以降) では、制振されていることが示される。一方、スピン軸方向伸展中 ($t=5.0 \sim 9.9$ 秒) と自由振動前半 ($t=15.8 \sim 17$ 秒) では、機体より大きな重力加速度が発生している。これは SPINAR の伸展動作か台座の移動、及びブレーキによるスピンテーブルの急制動が原因と考えられる。

(2) 薄肉開断面梁自由端の軌跡

同じ実験に対し、ビデオカメラで撮影した動画を画像解析することにより、図 5.16(a), (b), (c)に示す薄肉開断面梁の自由端の軌跡を求めた。図 5.16(a), (b), (c)はそれぞれ、伸展前を含むスピン伸展中、伸展後スピン中、及び伸展後スピン停止後の自由端の軌跡である。前述したように、ビデオカメラと自由端との距離には変動が生じ、正確な振れ回り量を算出することは困難であるため、ビデオカメラ画像上にて横方向を X , 縦方向を Y としたドット数で表す。ただし、1 ドットは約 0.9 mm である。また、実験装置の製作誤差により、台座移動に伴い回転中心がビデオカメラ画像上にて移動してしまった。そこで、画像解析において、自由端の回転中心を図 5.16(d)のように設定した。自由端の回転中心は、伸展前と伸展後はそれぞれ 1 点に固定されるが、伸展中は移動する。図 5.16 は全て伸展後の回転中心を原点としている。図 5.16 より、伸展中及び伸展後の SPINAR は有限の変形量で安定に振動していることが分かる。

(3) インフレーション圧力と伸展速度

図 5.17 に、インフレーション圧力設定値と伸展速度の関係を示す。SPINAR の伸展速度はインフレーション圧力で調整可能であることが示される。

5.3.4 スピン軸方向伸展の動的安定性の評価

第4章までの解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行う。ここでは、本実験で用いた SPINAR が、第4章までの数値計算例で用いた一端弾性支持一端自由梁にモデル化できるとする。第3章で行った回転軸の動的安定解析手法より、伸展長さ 2.3 m の一端弾性支持一端自由梁が動的安定であるためには、スピンレートが1次の危険速度 2.32 Hz 以下である必要がある。本実験における、最大スピンレートは 2.08 Hz であり、全ての実験パラメータにおいて伸展後スピンは動的安定であったことが分かる。

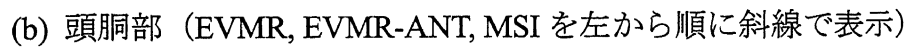
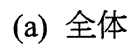
続いて、前節で結果を示したケースについて、第4章で行った解析手法を用いてスピン軸方向伸展中の動的安定性の評価を行う。数値計算例において、スピンレートは実験値である 0.81 Hz とする。伸展パターンの実験値は不明であるが、一端弾性支持一端自由梁が 0.5 m から 2.3 m まで 4.9 秒で伸展するものとし、図 5.18 に示す伸展パターンを適用する。この時の動的安定性の指標 α_{\max} の時間履歴を図 5.19 に示す。使用モード次数は 4、減衰比は 0.01 である。伸展開始時、 α_{\max} は正になり動的不安定となるが、不安定の度合いが小さく、すぐに終わるため、SPINAR は有限の変形量で安定に振動することが分かる。このことは、実験結果と一致している。

5.3.5 航空機実験まとめ

本実験は、開発中のインフレータブル伸展薄肉開断面梁 SPINAR が、SCOPE 衛星のスピン軸方向伸展構造物として有用であることを確認するために行われた。航空機による微小重力環境において、SCOPE 衛星を想定した条件を基準に、スピンレートやインフレーション圧力などを変更して実験した結果、最大スピンレートを含むあらゆる実験パラメータで、SPINAR は正常にスピン軸方向伸展した。そして、第4章までの解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行ったところ、伸展中及び伸展後において、SPINAR は有限の変形量で振動することを確認できた。

5.4 本章のまとめ

本章では、SPINAR の開発における実証試験として、観測ロケットによる宇宙環境下でのスピン面内伸展実験と、航空機による微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験について述べた。両実験を通して、新規概念の薄肉開断面伸展梁の構造方式が、衛星スピン軸方向伸展構造物として有望であることが示された。また、第4章までの解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行ったところ、伸展中及び伸展後において、SPINAR は有限の変形量で振動することを確認できた。



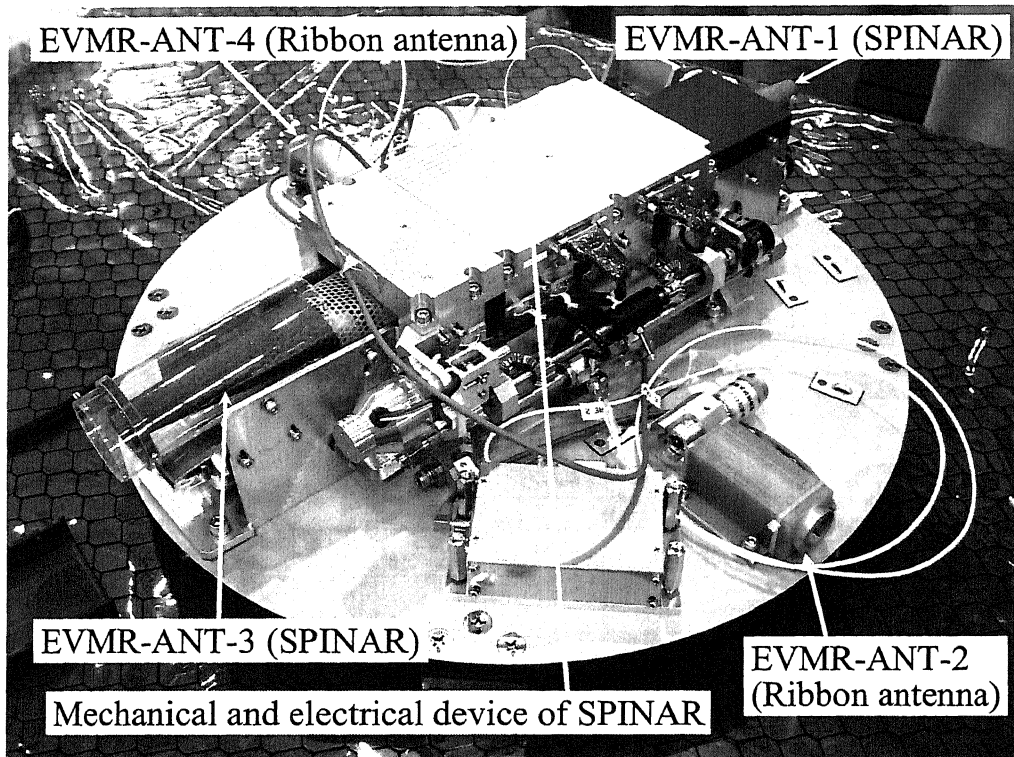


図 5.2 計器搭載板に搭載された状態の EVMR-ANT

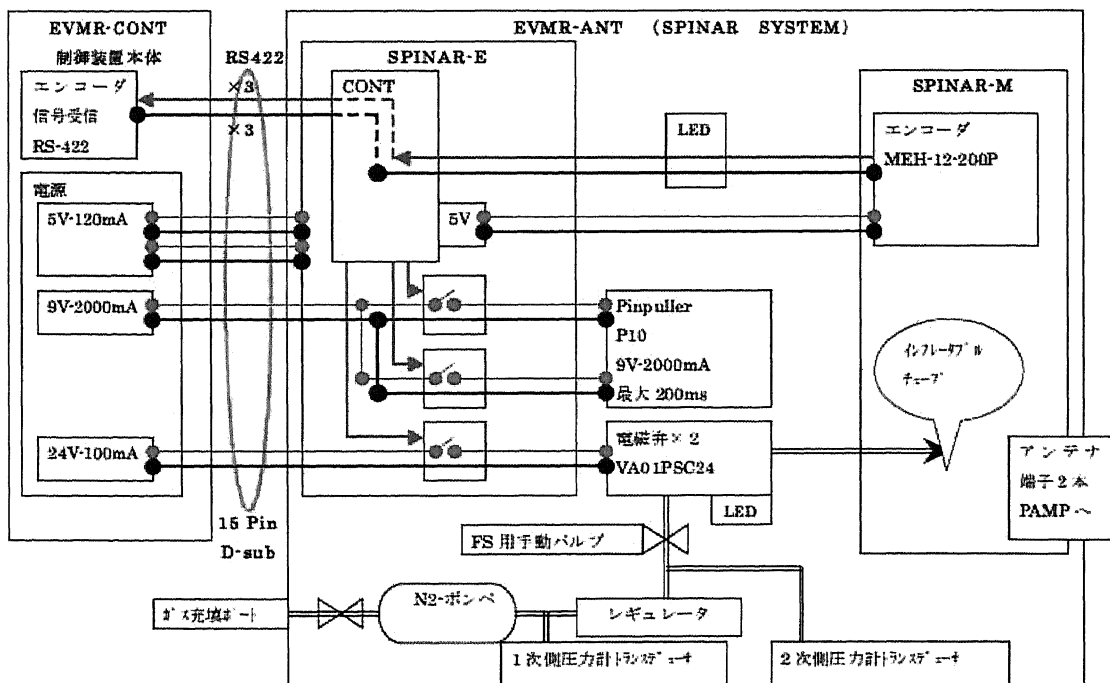


図 5.3 EVMR-ANT-1/3 システム構成

第5章 薄肉開断面伸展梁の開発における実証試験

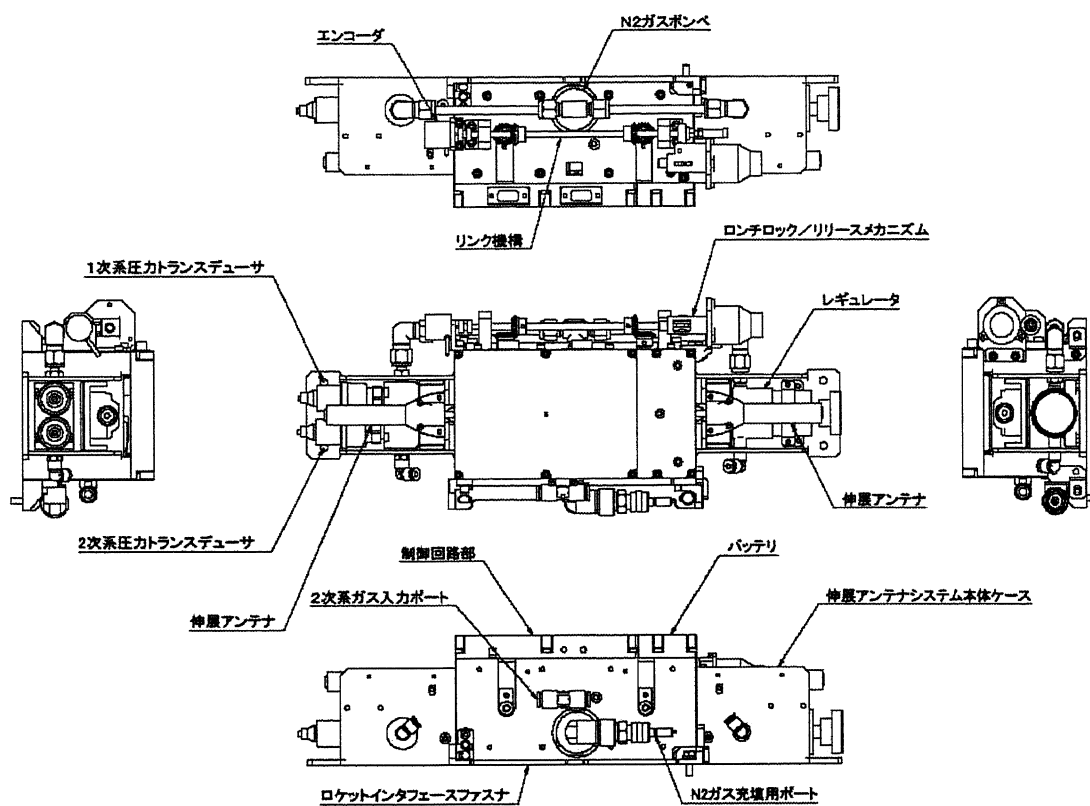


図 5.4 EVMR-ANT-1/3 外形

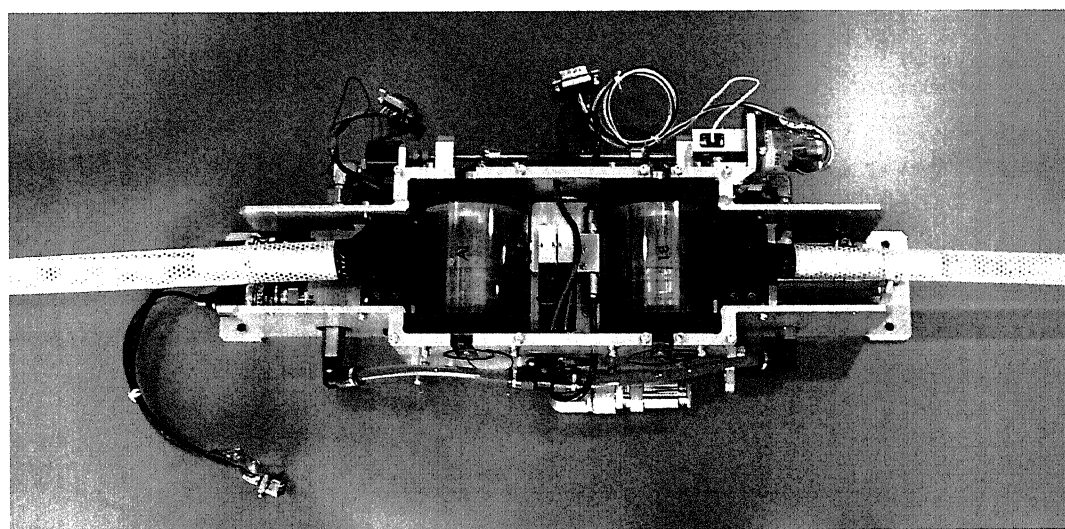


図 5.5 EVMR-ANT-1/3 機構（伸展状態）

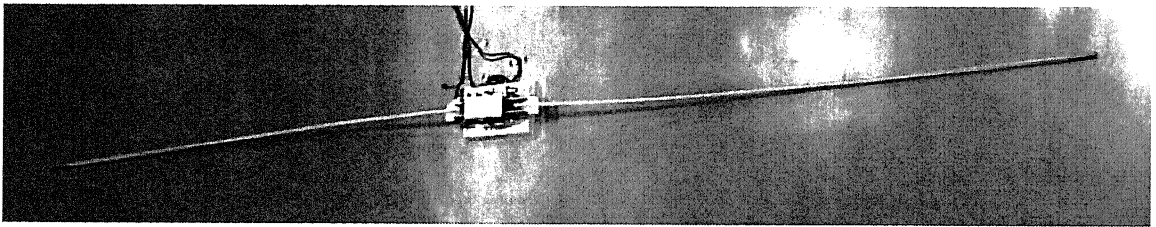


図 5.6 伸展状態の EVMR-ANT-1/3

表 5.1 EVMR-ANT-1/3 フライトモデルの質量

(a) 本体

主要品目	質量 [kg]	数量	総質量 [kg]
アンテナ部	0.26	2	0.52
インフレーターチューブ	0.04	2	0.08
構造系, 機構系, インフレーション装置	2.86	1	2.86
制御系	0.30	1	0.30
電源系	0.12	1	0.12
本体合計			3.88

(b) 計装類

主要品目	質量 [kg]	数量	総質量 [kg]
取り付け金具	0.10	1	0.10
コネクタブラケット	0.08	1	0.08
計装類合計			0.18

表 5.2 EVMR-ANT-1/3 の伸展に関する主要なタイムシーケンス

時間	項目
$t = 0$ 秒	打上げ
$t = 55$ 秒	ノーズコーン開頭
$t = 57.6$ 秒	EVMR-ANT-1/3回路電源ON
$t = 58.4$ 秒	ロンチロック (ピンプラー) 解除
$t = 59.4$ 秒	電磁弁開
$t = 62.4$ 秒	電磁弁閉

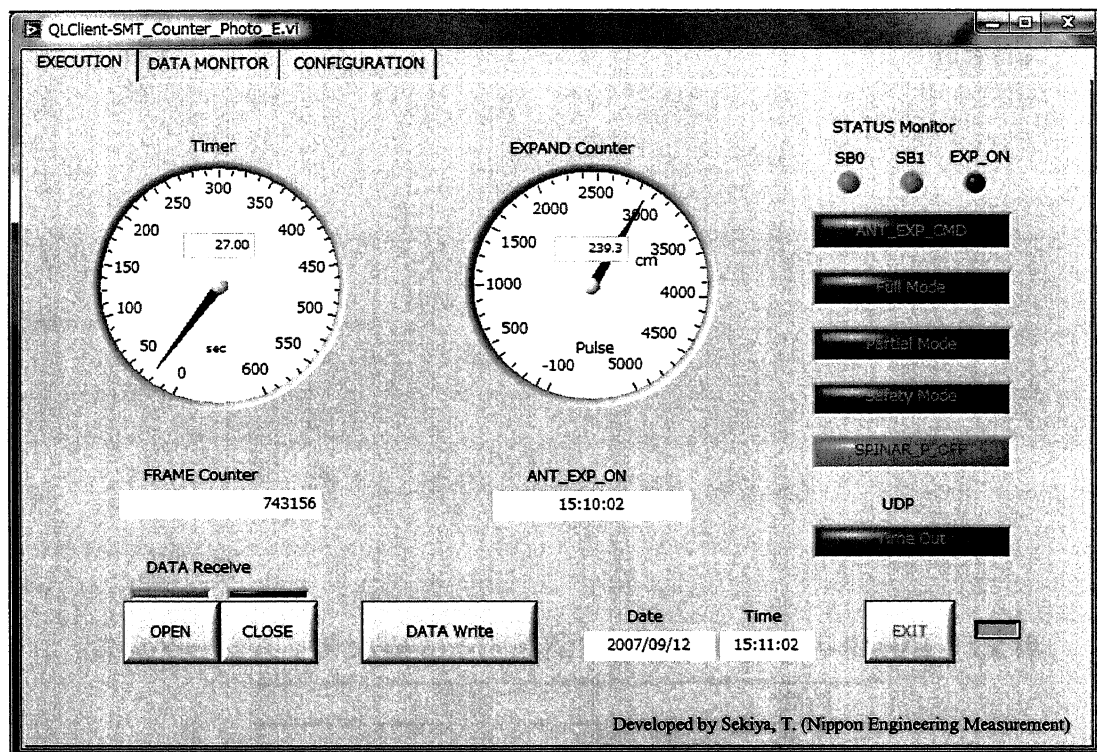


図 5.7 テレメトリデータのリアルタイム出力画面

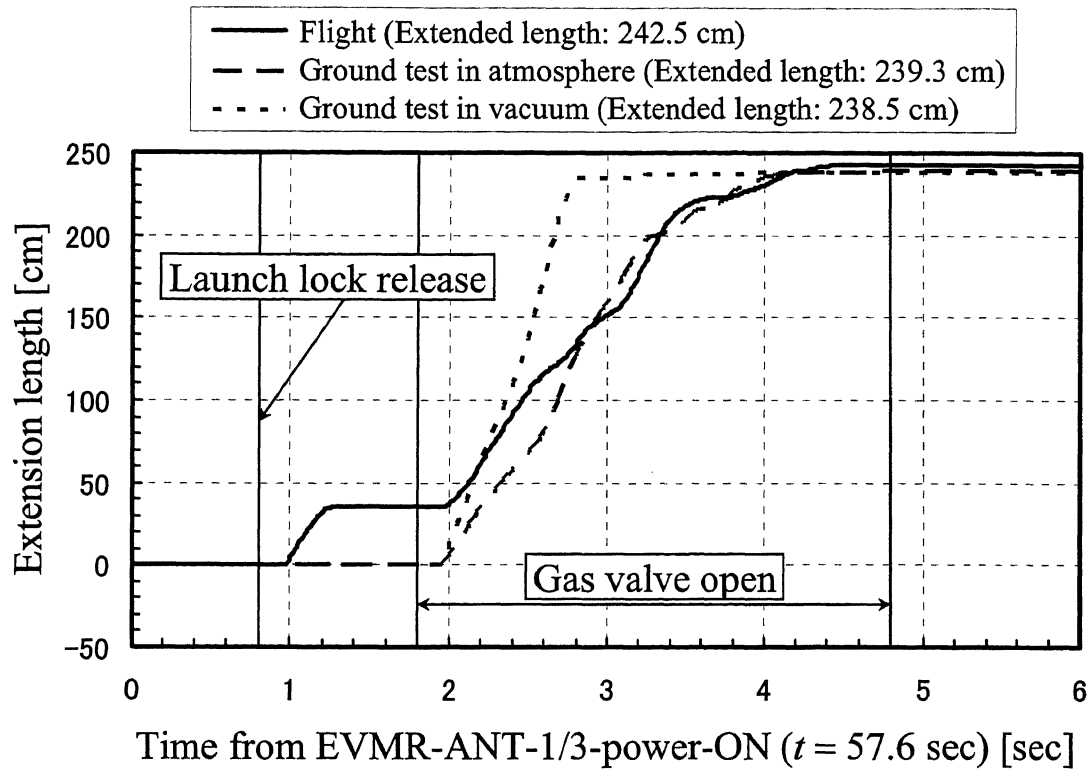


図 5.8 EVMR-ANT-1/3 伸展パターン

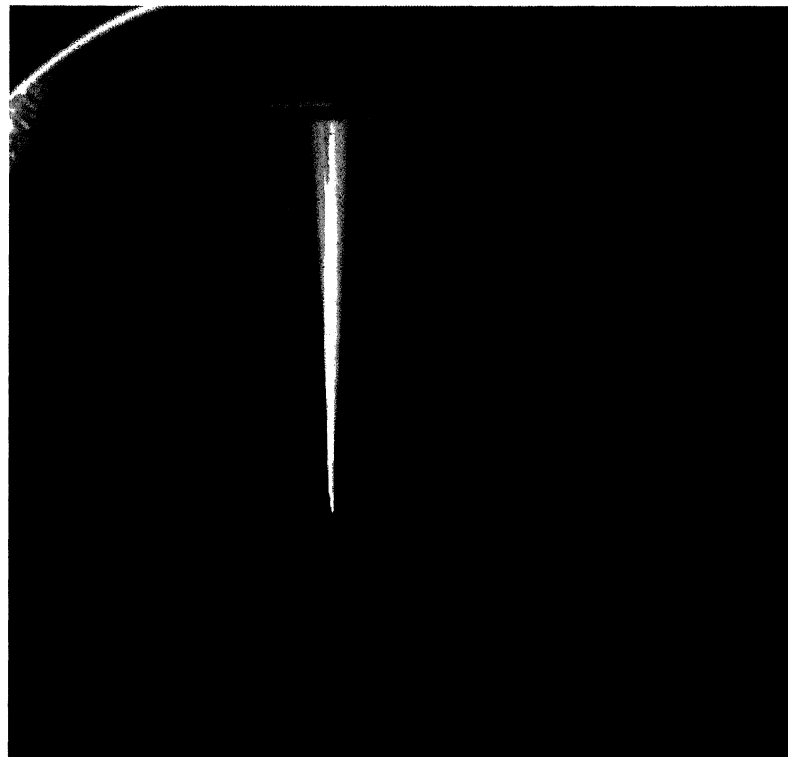


図 5.9 EVMR-ANT-1 伸展状況

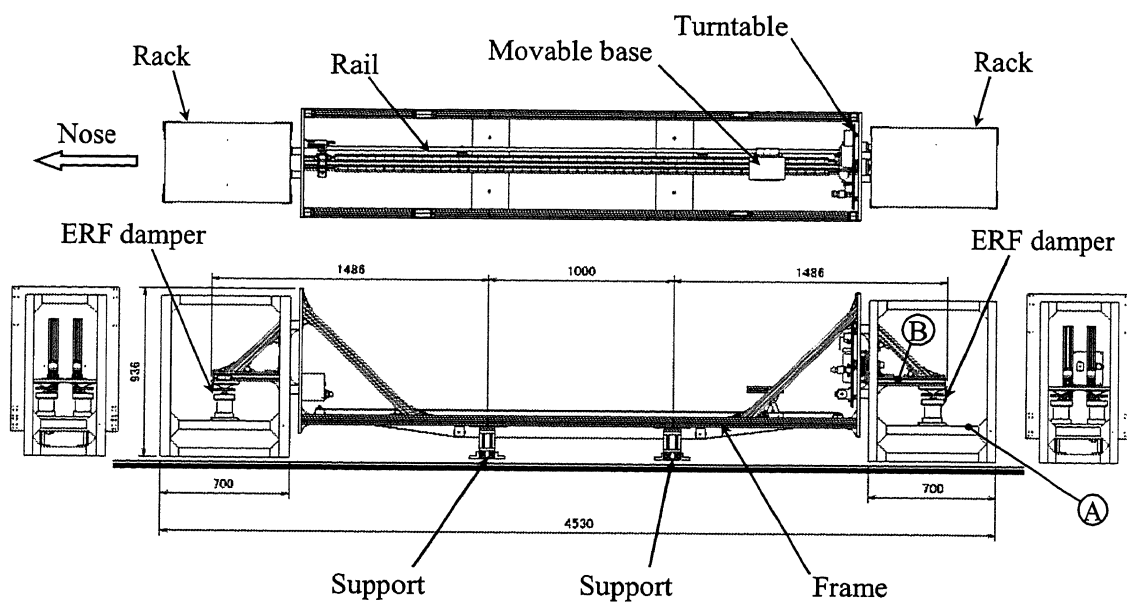


図 5.10 実験装置構成

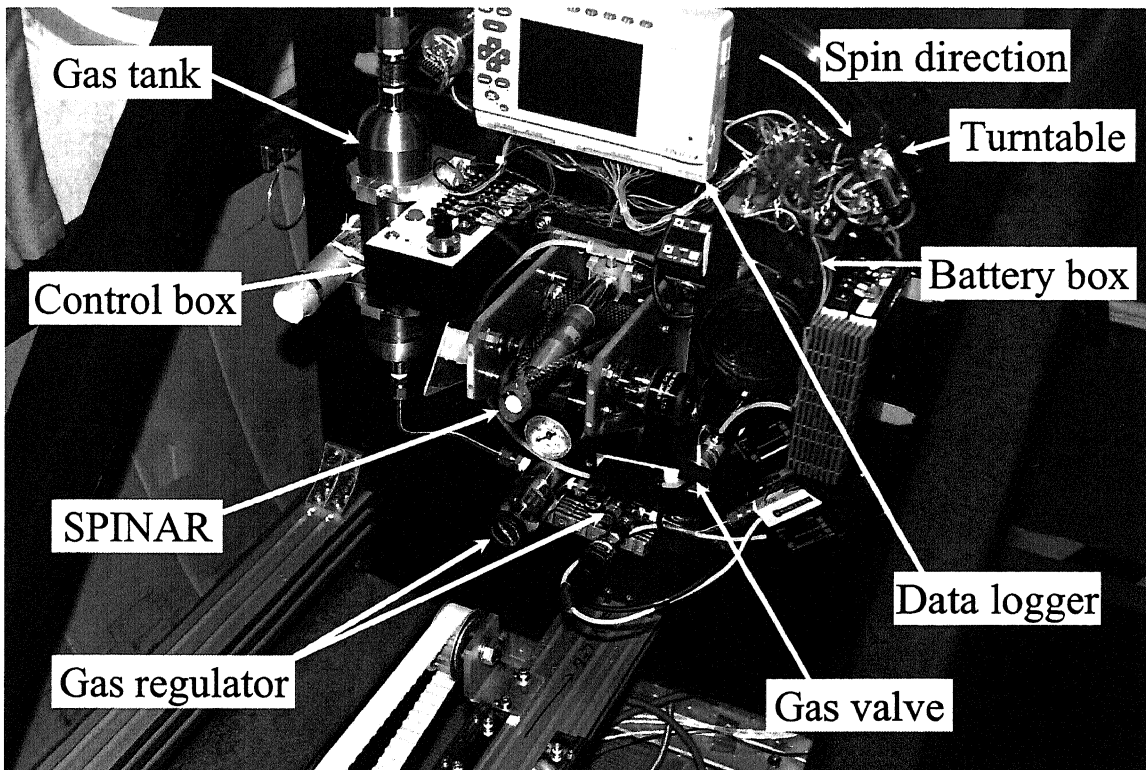


図 5.11 スピンテーブル上の装置

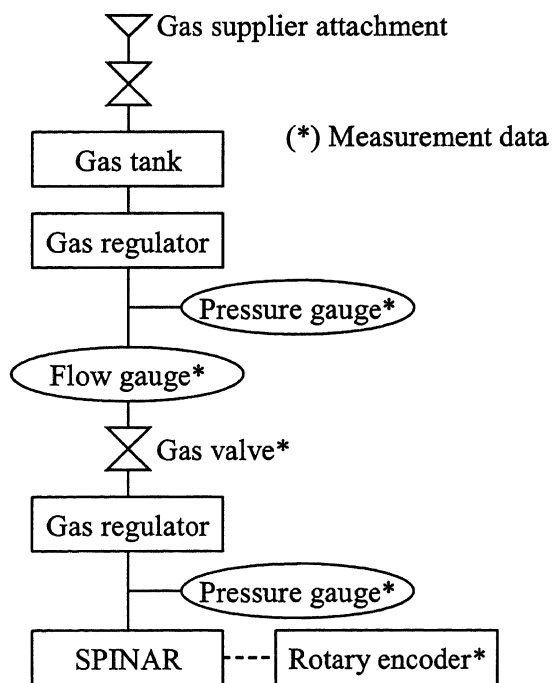


図 5.12 インフレーション装置の配管系統

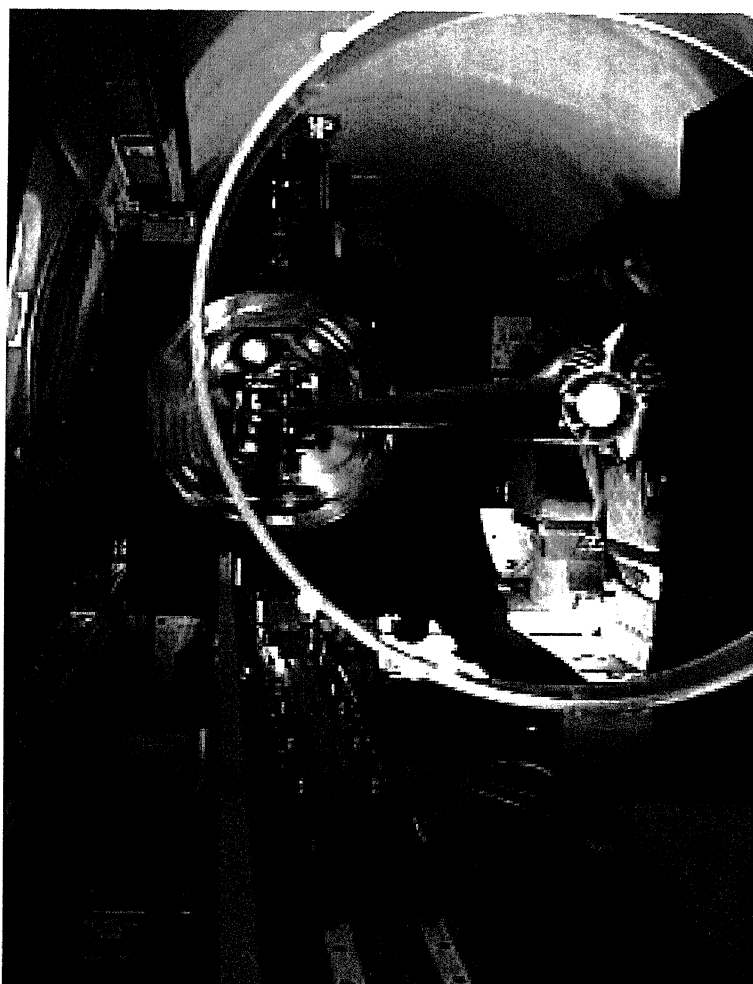
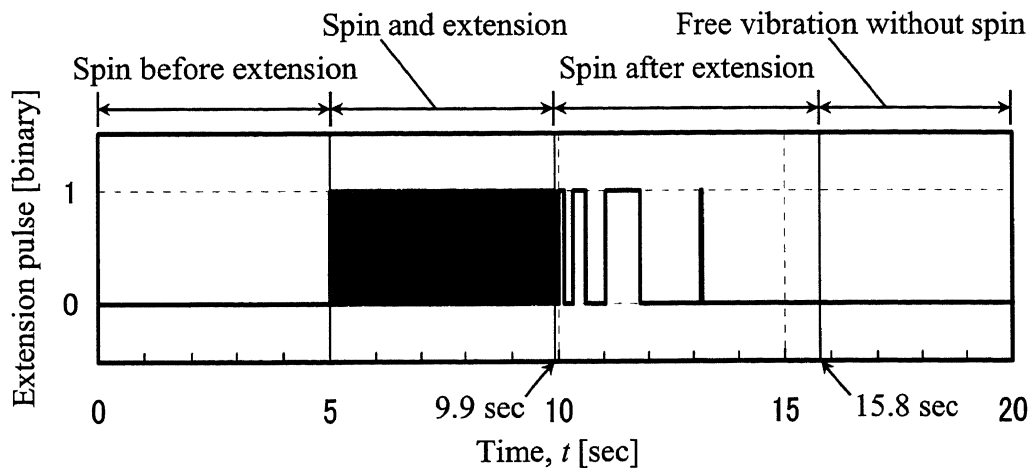
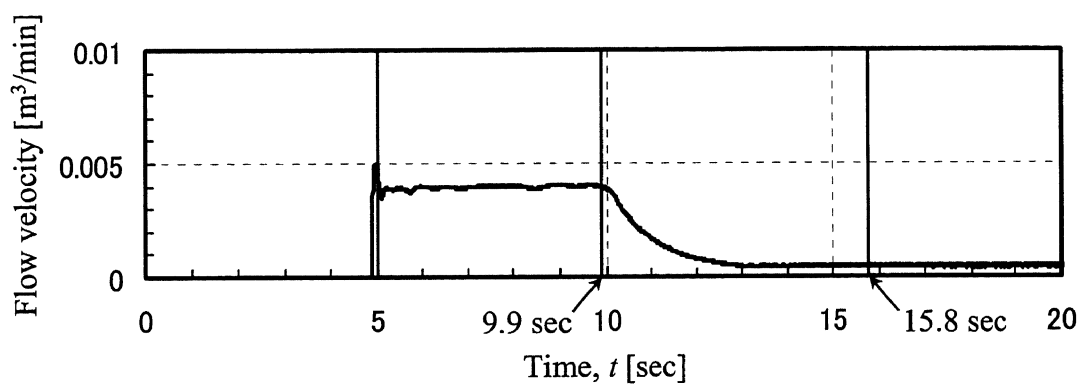


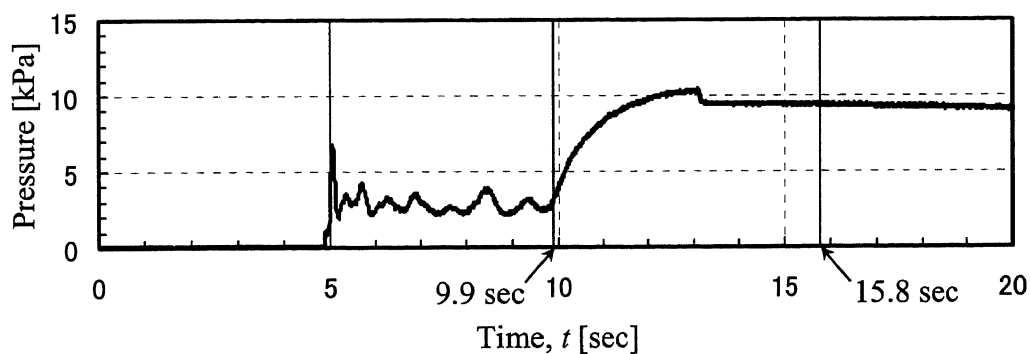
図 5.13 伸展後スピン状態（ビデオカメラとは別に撮影）



(a) 薄肉開断面梁収納リールの回転を検出する
ロータリーエンコーダのパルス信号



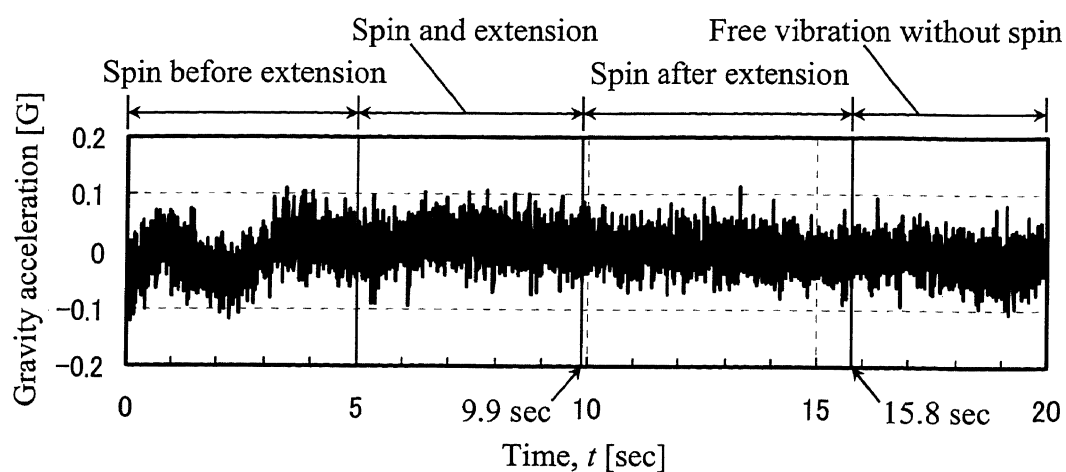
(b) インフレーションガス流量



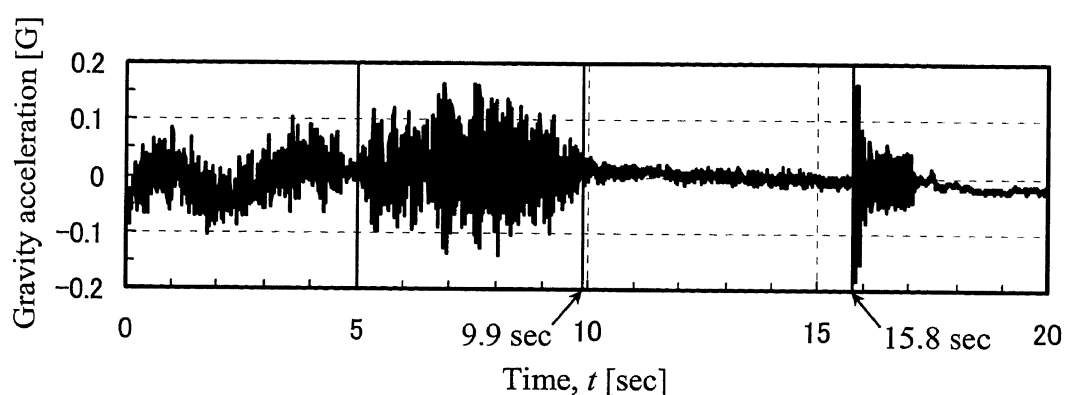
(c) インフレータブルチューブ内圧

図 5.14 微小重力環境中の計測データの時間履歴 1

(スピンレート設定値 0.83 Hz, インフレーション圧力設定値 35 kPa)



(a) 機体の Yaw 軸方向重力加速度



(b) フレームのスピンテーブル側の Yaw 軸方向重力加速度

図 5.15 微小重力環境中の計測データの時間履歴 2

(スピンレート設定値 0.83 Hz, インフレーション圧力設定値 35 kPa)

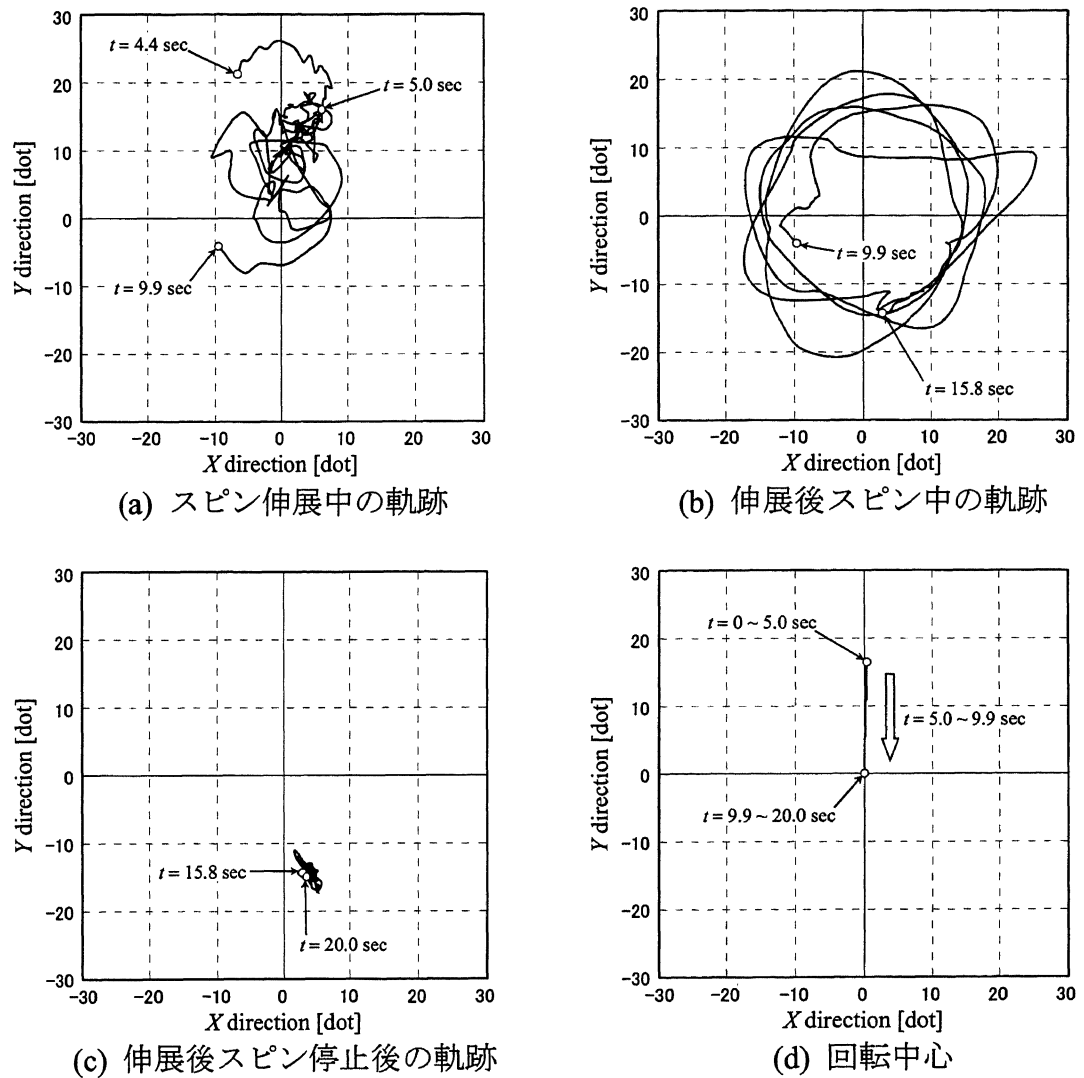


図 5.16 ビデオカメラの動画解析による機首側から見た自由端
(スピンレート設定値 0.83 Hz, インフレーション圧力設定値 35 kPa)

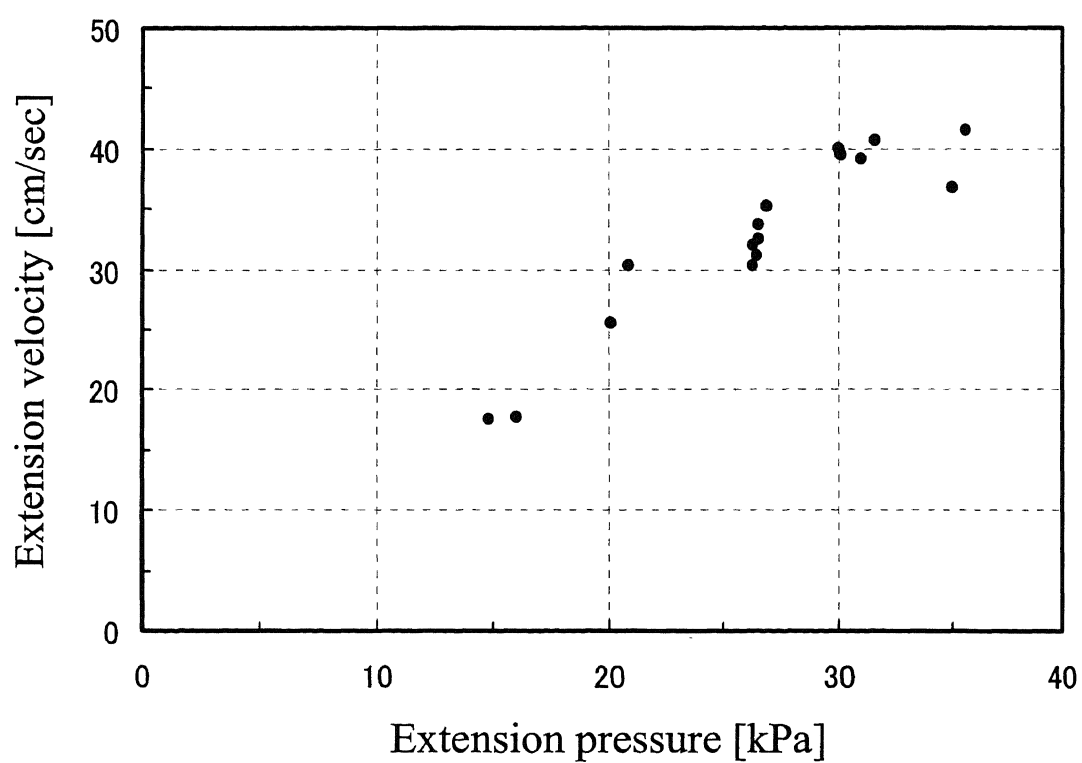


図 5.17 インフレーション圧力設定値と伸展速度実験値

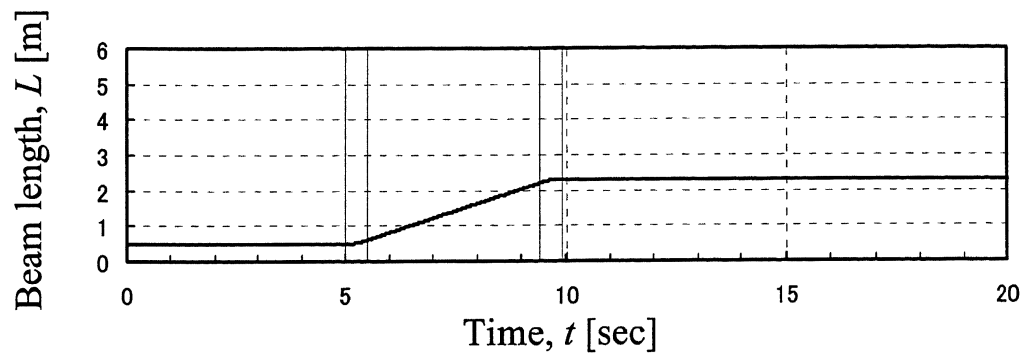


図 5.18 伸展時間 4.9 秒の伸展パターン

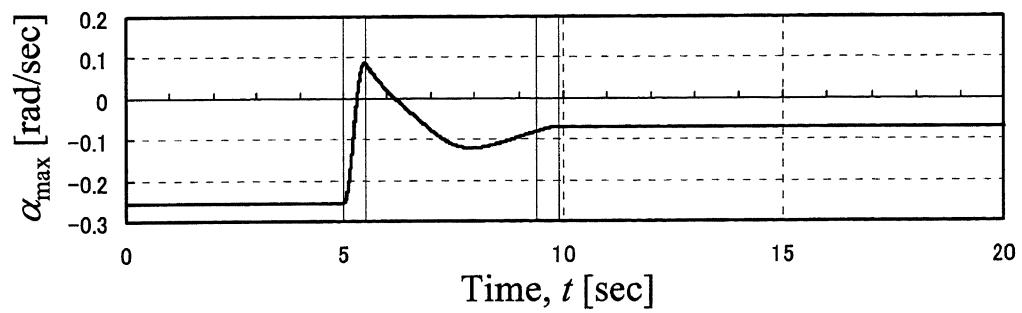


図 5.19 α_{\max} の時間履歴の数値計算結果
(一端弾性支持, $\eta = d$, $\omega/2\pi = 0.81$ Hz, $\gamma = 0.01$)

第 6 章

結 論

本論文は、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展に関する研究について述べたものである。本研究の背景として、地球磁気圏観測の飛躍的な向上を目指した SCOPE 計画 (cross-Scale COupling in Plasma universE) があり、SCOPE 計画での衛星スピン軸方向アンテナとして、単純な機構、高収納効率、軽量・高剛性のインフレータブル方式による伸展が有利であることを述べた。本論文では、インフレータブル伸展薄肉開断面梁の一つとして取り上げた SPINAR (SPace INflatable Actuated Rod)に限らない一般の一軸対称薄肉開断面梁でのスピン軸方向伸展の動的挙動から明らかにし、その上で薄肉開断面伸展梁の SCOPE 衛星搭載を想定した評価を行うことを目指した。

以下に各章で得られた成果をまとめる。

第 2 章では、薄肉開断面梁を連続体として扱い、第 3 章以降の回転軸の安定解析とスピン軸方向伸展解析に用いるための準備として、地上での振動試験結果から構造モデリングする方法について述べた。衛星スピン軸方向伸展構造物として有望な構造方式である薄肉開断面伸展梁の、SCOPE 衛星搭載を想定した解析を行うため、本論文では、薄肉開断面伸展梁を一樣な円形開断面を持つ一端弾性支持一端自由梁にモデル化した。円形開断面は一軸対称薄肉開断面の一種であり、一般的な一軸対称薄肉開断面梁について、自重圧縮か自重引張を受ける時の曲げとねじりの自由振動基礎式を、Vlasov の理論と D'Alembert の原理より導いた。この基礎式を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、一軸対称薄肉開断面梁では重心軸とせん断中心軸の不一致を考慮した振動解析が必要であること、及び重力加速度が固有振動数に与える影響を明らかにした。また、一端弾性支持一端自由梁の弾性支持パラメータを、地上で自重圧縮状態にあるときの固有振動数実験値を推定できるよう決定した。この一端弾性支持一端自由梁について振動解析を行い、SCOPE 衛星で必要とされる長さ 5 m では地上試験における重力の影響を無視できないことを示した。

第3章では、第2章で求めた構造数学モデルを回転軸問題へ拡張するために、偏重心を持つ一軸対称薄肉開断面を有する回転軸について、Hamiltonの原理により運動方程式を導出し、静的変形及び動的安定性を推定する手法を導いた。この手法を用いた一端固定一端自由軸の数値計算例より、角速度、危険速度、偏重心、静的変形、及び回転時固有振動数の関係を明らかにした。また、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸では、重心とせん断中心の不一致に起因した不安定振動が、ある角速度領域で起こること、及び内部減衰が存在する場合には、1次の危険速度より大きい角速度では常に動的不安定になることを示した。薄肉開断面伸展梁のSCOPE衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由軸の数値計算例より、SCOPE衛星の運用スピンレートでは、回転時固有振動数が運用スピンレートより低いものの動的安定であることを確認した。

第4章では、第3章で求めたモデルをさらに発展させ、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展解析を行った。伸展加速度による軸方向力が梁の曲げとねじりに非保存力として影響を及ぼすものとし、一軸対称薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展時の曲げとねじりの運動方程式を、Hamiltonの原理により導出した。そして運動方程式をGalerkin法により離散化し、動的安定性を調べる手法を導いた。この手法を用いた一端固定一端自由梁の数値計算例より、内部減衰が存在しない場合は、定速度伸展時は重心-せん断中心距離やスピンレートに関わらず常に動的不安定であることと、内部減衰が存在すれば動的安定になる伸展速度条件が存在することを示した。伸展加速度の影響について考察し、正の伸展加速度によって動的不安定になる時は自重圧縮による座屈であることを第2章の数値計算結果も用いて示した。また、伸展終了時の負の伸展加速度は動的安定性に悪影響を与えないことを示した。さらに、離散化した運動方程式を数値積分し、伸展が速いと伸展終了時の過渡応答振動が大きくなることを示した。薄肉開断面伸展梁のSCOPE衛星搭載を想定した一端弾性支持一端自由梁の数値計算例より、伸展中に動的不安定となる場合が見られたが、この場合には不安定の度合いが小さく有限時間で終わるため、伸展後の過渡応答振動に大きな影響は見られず、最大振れ回りが有限であることが分かった。

第5章では、SPINARの開発における実証試験として、観測ロケットによる宇宙環境下でのスピン面内伸展実験と、航空機による微小重力環境下でのスピン軸方向伸展実験について述べた。観測ロケット実験では、伸展方向がスピン面内であり、SCOPE衛星で行うスピン軸方向とは異なるが、宇宙環境下でのインフレー

ダブル伸展を実証した。また、航空機実験では、微小重力環境下でのスピン軸方向伸展を実証し、実構造物の動的挙動を把握した。本研究で導いた解析手法を用い、スピン軸方向伸展実験における、動的安定性の評価を行ったところ、伸展中及び伸展後において、SPINARは有限の変形量で振動することを確認できた。

本研究では、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の解析手法を導出し、一軸対称薄肉開断面を有する回転軸の動的安定性を判別する手法を示すとともに、さらに回転軸が伸展する場合にまで適用できるよう拡張して、薄肉開断面梁のスピン軸方向伸展の動的挙動を明らかにした。スピン軸方向伸展の動的挙動に、薄肉開断面の構造モデルを用いることが伸展中及び伸展後の動的安定性を推定するために重要であり、伸展後の過渡応答振動を定量的に評価することが可能であることも示した。小型衛星のスピン軸方向伸展構造物を実現するためには、構造数学モデルを用いて衛星本体姿勢との動的連成を考慮した解析が必要である。これは今後の研究課題としたい。

参考文献

- [1] 齋藤義文, 前澤洌, 篠原育, 津田雄一, 樋口健, 戸田知朗, 小嶋浩嗣, 藤本正樹: 編隊衛星による宇宙プラズマ「その場」完全観測の実施にむけて SCOPE-WG 活動報告, 第 5 回宇宙科学シンポジウム講演集, 2005, pp. 194-197.
- [2] Cherchas, D. B.: Dynamics of Spin-Stabilized Satellites during Extension of Long Flexible Booms, *Journal of Spacecraft*, Vol. 8, No. 7, 1971, pp. 802-804.
- [3] Modi, V. J.: Attitude Dynamics of Satellites with Flexible Appendages – A Brief Review, *Journal of Spacecraft*, Vol. 11, No. 11, 1974, pp. 743-751.
- [4] Longman, R. W. and Fedor, J. V.: Dynamics of Flexible Spinning Satellites with Radial Wire Antennas, *Acta Astronautica*, Vol. 3, 1976, pp. 17-37.
- [5] Sellappan, R. and Bainum, P. M.: Dynamics of Spin-Stabilized Spacecraft during Deployment of Telescoping Appendages, *Journal of Spacecraft*, Vol. 13, No. 10, 1976, pp. 605-610.
- [6] Honma, M.: Dynamics of Spinning Satellite with Flexible Appendages Extending at a Constant Speed, *Proceedings of the 12th International Symposium on Space Technology and Science*, Tokyo, Japan, 1977, pp. 313-318.
- [7] 森田泰弘, 雛田元紀, 野末辰裕, 竹本良彦: 伸展ワイヤのダイナミクスとオペレーションの実際, *日本機械学会論文集 C 編*, 60-580, 1994, pp. 4023-4031.
- [8] Meirovitch, L.: Stability of a Spinning Body Containing Elastic Parts via Liapunov's Direct Method, *AIAA Journal*, Vol. 8, No. 7, 1970, pp. 1193-1200.
- [9] Meirovitch, L.: A Method for the Liapunov Stability Analysis of Force-Free Dynamical Systems, *AIAA Journal*, Vol. 9, No. 9, 1971, pp. 1695-1701.
- [10] Meirovitch, L. and Calico, R. A.: Stability of Motion of Force-Free Spinning Satellites with Flexible Appendages, *Journal of Spacecraft*, Vol. 9, No. 4, 1972, pp. 237-245.
- [11] Meirovitch, L.: Bounds on the Extension of Antennas for Stable Spinning Satellites, *Journal of Spacecraft*, Vol. 11, No. 3, 1974, pp. 202-204.

参考文献

- [12] Acuna, M. H., Ogilvie, K. W., Baker, D. N., Curtis, S. A., Fairfield, D. H., and Mish, W. H.: The Global Geospace Science Program and its Investigations, *Space Science Reviews*, Vol. 71, No. 1-4, 1995, pp. 5-21.
- [13] Harten, R. and Clark, K.: The Design Features of the GGS WIND and POLAR Spacecraft, *Space Science Reviews*, Vol. 71, No. 1-4, 1995, pp. 23-40.
- [14] Bougeret, J.-L., Kaiser, M. L., Kellogg, P. J., Manning, R., Goetz, K., Monson, S. J., Monge, N., Friel, L., Meetre, C. A., Perche, C., Sitruk, L., and Hoang, S.: WAVES: The Radio and Plasma Wave Investigation on the WIND Spacecraft, *Space Science Reviews*, Vol. 71, No. 1-4, 1995, pp. 231-263.
- [15] Harvey, P., Mozer, F. S., Pankow, D., Wygant, J., Maynard, N. C., Singer, H., Sullivan, W., Anderson, P. B., Pfaff, R., Aggson, T., Pedersen, A., Falthammar, C.-G., Tanskannen, P.: The Electric Field Instrument on the POLAR Satellite, *Space Science Reviews*, Vol. 71, No. 1-4, 1995, pp. 583-596.
- [16] Pfaff, R., Carlson, C., Watzin, J., Everett, D., and Gruner, T.: An Overview of the Fast Auroral Snapshot (FAST) Satellite, *Space Science Reviews*, Vol. 98, No. 1-2, 2001, pp. 1-32.
- [17] Pankow, D., Besuner, R., Wilkes, R., and Ullrich, R.: Deployment Mechanisms on the FAST Satellite: Magnetometer, Radial Wire, and Axial Booms, *Space Science Reviews*, Vol. 98, No. 1-2, 2001, pp. 93-111.
- [18] Burch, J. L.: IMAGE Mission Overview, *Space Science Reviews*, Vol. 91, No. 1-2, 2000, pp. 1-14.
- [19] Gibson, W. C., Burch, J. L., Scherrer, J. R., Tapley, M. B., Killough, R. L., Volpe, F. A., Davis, W. D., Vaccarello, D. C., Grismore, G., Sakkas, D., and Houston, S. J.: The IMAGE Observatory, *Space Science Reviews*, Vol. 91, No. 1-2, 2000, pp. 15-50.
- [20] Reinisch, B. W., Haines, D. M., Bibl, K., Cheney, G., Galkin, I. A., Huang, X., Myers, S. H., Sales, G. S., Benson, R. F., Fung, S. F., Green, J. L., Boardsen, S., Taylor, W. W. L., Bougeret, J.-L., Manning, R., Meyer-Vernet, N., Moncuquet, M., Carpenter, D. L., Gallagher, D. L., and Reiff, P.: The Radio Plasma Imager Investigation on the IMAGE Spacecraft, *Space Science Reviews*, Vol. 91, No. 1-2, 2000, pp. 319-359.
- [21] 樋口健, 渡辺和樹, 渡邊秋人, 角田博明, 山川宏, 関谷忠彦: インフレータブ

- ル方式による超軽量伸展ロッドの開発, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 広島, 2005.
- [22] Watanabe, K., Higuchi, K., Watanabe, A., Tsunoda, H., Yamakawa, H., and Sekiya, T.: Structural Design of Ultra-Lightweight Spin Axis Extendable Mast Using Inflation Extension Method, IAC-05-C2.1.B.07, 56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Fukuoka, Japan, Oct. 17-21, 2005.
- [23] Higuchi, K., Watanabe, K., Watanabe, A., Tsunoda, H., and Yamakawa, H.: Design and Evaluation of an Ultra-Light Extendible Mast as an Inflatable Structure, AIAA-2006-1809, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, RI, USA, May. 1-4, 2006.
- [24] Rimrott, F. P. J.: Storable Tubular Extendible Member, Machine Design, 1965, pp. 156-165.
- [25] Anon.: Tubular Spacecraft Booms (Extendible, Reel Stored), NASA SP-8065, 1971.
- [26] MacNaughton, J. D., Weyman, H. N., and Groskopf, E.: The BI-STEM – A New Technique in Unfurlable Structures, Proceedings of the 2nd Aerospace Mechanisms Symposium, Santa Clara, CA, USA, May. 4-5, 1967.
- [27] Rennie, B. B.: New Closed Tubular Extendible Boom, Proceedings of the 2nd Aerospace Mechanisms Symposium, Santa Clara, CA, USA, May. 4-5, 1967.
- [28] Herbeck, L., Eiden, M., Leipold, M., Sickinger, C., and Unckenbold, W.: Development and Test of Deployable Ultra-Lightweight CERP-Booms for a Solar Sail, Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, The Netherlands, Nov. 29-Dec. 1, 2000.
- [29] Campo, F. D. and Urien, J. I. R.: Collapsible Tube Mast – Technology Demonstration Program, Space Technology, Vol. 13, No. 1, 1993, pp. 61-76.
- [30] Iqbal, K. and Pellegrino, S.: Bi-Stable Composite Shells, AIAA-2000-1385, 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, Atlanta, GA, USA, Apr. 3-6, 2000.
- [31] Hazelton, C. S., Gall, K. R., Abrahamson, E. R., Denis, R. J., and Lake, M. S.: Development of a Prototype Elastic Memory Composite STEM for Large Space

- Structures, AIAA-2003-1977, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, VA, USA, Apr. 7-10, 2003.
- [32] Sickinger, C., Herbeck, L., Strohle, T., and Torrez-Torres, J.: Lightweight Deployable Booms: Design, Manufacture, Verification, and Smart Materials Application, IAC-04-I.4.10, 55th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Vancouver, Canada, Oct. 4-8, 2004.
- [33] Leipold, M., Widani, C., Groepper, P., Sickinger, C., and Lura, F.: The European Solar Sail Deployment Demonstration Mission, IAC-06-A3.4.07, 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, Oct. 2-6, 2006.
- [34] Rehnmark, F., Pryor, M., Holmes, B., Schaechter, D., Pedreiro, N., and Carrington, C.: Development of a Deployable Nonmetallic Boom for Reconfigurable Systems of Small Spacecraft, AIAA-2007-2184, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, HI, USA, Apr. 23-26, 2007.
- [35] Belvin, W. K.: Advances in Structures for Large Space Systems, AIAA-2004-5898, Space 2004 Conference and Exhibit, San Diego, CA, USA, Sep. 28-30, 2004.
- [36] Clemmons, D. L.: The Echo I Inflation System, NASA TN D-2194, 1964.
- [37] Keffer, C. O.: Experimental Investigation of Packaging and Deployment Characteristics of an Inflatable Toroidal-Space-Station Configuration, NASA TM X-1079, 1965.
- [38] Roberts, M.: The Use of Inflatable Habitation on the Moon and Mars, AAS PAPER 87-217, The case for Mars III: Strategies for exploration – General interest and overview (A90-16651 05-12), San Diego, CA, USA, 1989, pp. 587-593.
- [39] Thomas, M. and Friese, G. J.: Pressurized Antennas for Space Radars, AIAA-1980-1928, 1980.
- [40] Doughty, R. O., Jones, L. R., and Clifton, J. V., Expandable Rigidizable Solar Shields for Protection of Cryogenic Propellants in Space, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 12, 1970, pp. 1419-1424.
- [41] Mikulas, M. M. and Bohon, H. L.: Summary of the Development Status of Attached Inflatable Decelerators, AIAA-1968-929, Aerodynamic Deceleration Systems

- Conference, El Centro, CA, USA, Sep. 23-25, 1968.
- [42] Mikulas, M. M. and Bohon, H. L.: Development Status of Attached Inflatable Decelerators, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 6, No. 6, 1969, pp. 654-660.
- [43] Gillis, C. L.: Deployable Aerodynamic Decelerators for Space Missions, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 6, No. 8, 1969, pp. 885-890.
- [44] Bohon, H. L. and Miserentino, R.: Attached Inflatable Decelerator (AID) Performance Evaluation and Mission-Application Study, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8, No. 9, 1971, pp. 952-957.
- [45] Freeland, R. E., Bilyeu, G. D., and Veal, G.R.: Development of Flight Hardware for a Large, Inflatable-Deployable Antenna Experiment, IAF-95-1.5.0.1, 46th International Astronautical Congress, Oslo, Norway, Oct., 1995.
- [46] Chipara, M., Zaleski, J., Dragnea, B., Shansky, E., Onuta, T., and Chipara, M. D.: Self-Healing Polymers for Space Applications, AIAA-2006-1946, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, RI, USA, May. 1-4, 2006.
- [47] Adams, D. S.: Mars Exploration Rover Airbag Landing Loads Testing and Analysis, AIAA-2004-1795, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, CA, USA, Apr. 19-22, 2004.
- [48] Lichodziejewski, D., Veal, G., Helms, R., Freeland, R., and Kruer, M.: Inflatable Rigidizable Solar Array for Small Satellites, AIAA-2003-1898, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, VA, USA, Apr. 7-10, 2003.
- [49] Masciarelli, J. P., Lin, J. K. H., Ware, J. S., Rohrschneider, R. R., Braun, R. D., Bartels, R. E., Moses, R. W., and Hall, J. L.: Ultra Lightweight Ballutes for Return to Earth from the Moon, AIAA-2006-1698, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, RI, USA, May. 1-4, 2006.
- [50] Lindell, M. C., Hughes, S. J., Dixon M., and Willey, C. E.: Structural Analysis and Testing of the Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment (IRVE), AIAA-2006-1699, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, RI, USA, May. 1-4, 2006.

参考文献

- [51] Watanabe, K., Higuchi, K., Watanabe, A., Yamakawa, H., and Tsunoda, H.: Ultra-Light Weight Inflatable Actuated Rod for Antenna Extendable Along Spin Axis, IAC-06-C2.P.1.10, 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spain, Oct. 2-6, 2006.
- [52] Glaese, R. M. and Miller, D. W.: Derivation of 0-G Structural Control Models from Analysis and 1-G Experimentation, AIAA-1995-1121, 1995, pp. 3399-3412.
- [53] Natori, M. C., Takano, T., Noda, T., Tashima, T., and Tabata, M.: Ground Adjustment Procedure of a Deployable High Accuracy Mesh Antenna for Space VLBI Mission, AIAA-1998-1923, 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, and AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Forum, Long Beach, CA, USA, Apr. 20-23, 1998.
- [54] Natori, M. C., Takano, T., Inoue, T., and Noda, T.: Design and Development of a Deployable Mesh Antenna for MUSES-B Spacecraft, AIAA-1993-1460, 34th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, La Jolla, CA, USA, Apr. 19-22, 1993.
- [55] Tsunoda, H., Hariu, K., Kawakami, Y., Sugimoto, T., and Miyoshi, K.: Design Evaluation of a Large Deployable Mesh Reflector, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 37, No. 1, 2000, pp. 108-113.
- [56] Bishop, R. E. D. and Parkinson, A. G.: Second Order Vibration of Flexible Shafts, Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Ser. A, Vol. 259, No. 1095, 1965, pp. 1-31.
- [57] Shih, C.-F.: Vibration of a Large Space Beam under Gravity Effect, AIAA-1986-907, 1986, pp. 355-361.
- [58] Shih, C.-F.: Verification of Large Beam-Type Space Structures, Journal of Spacecraft, Vol. 24, No. 5, 1987, pp. 469-473.
- [59] Schafer, B.: Free Vibrations of a Gravity-Loaded Clamped-Free Beam, Ingenieur-Archiv, Vol. 55, No. 1, 1985, pp. 66-80.
- [60] Naguleswaran, S.: Vibration of a Vertical Cantilever with and without Axial Freedom at Clamped End, Journal of Sound and Vibration, Vol. 146, No. 2, 1991, pp. 191-198.
- [61] Naguleswaran, S.: Transverse Vibration of an Uniform Euler-Bernoulli Beam under

- Linearly Varying Axial Force, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 275, No. 1-2, 2004, pp. 47-57.
- [62] Virgin, L. N., Santillan, S. T., and Holland, D. B.: Effect of Gravity on the Vibration of Vertical Cantilevers, *Mechanics Research Communications*, Vol. 34, No. 3, 2007, pp. 312-317.
- [63] Garland, C. F. and Calif, B: The Normal Modes of Vibrations of Beams Having Noncollinear Elastic and Mass Axes, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 7, No. 3, 1940, pp. 97-105.
- [64] Gutierrez, R. H. and Laura, P. A. A.: Coupled Flexural-Torsional Vibrations of a Beam Elastically Restrained at One End and Carrying a Concentrated Mass at the Other, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 58, No. 2, 1978, pp. 305-309.
- [65] Vlasov, V. Z.: 薄肉弾性ばりの理論, 技報堂, 東京, 1967.
- [66] 藤谷義信: 薄肉はり構造解析, 培風館, 東京, 1990.
- [67] 小林繁夫: 航空機構造力学, 丸善, 東京, 1992.
- [68] Christiano, P. and Salmela, L.: Frequencies of Beams with Elastic Warping Restraint, *Journal of the Structural Division*, Vol. 97, No. ST6, 1971, pp. 1835-1840.
- [69] Gere, J. M.: Torsional Vibrations of Beams of Thin-Walled Open Section, *Journal of Applied Mechanics*, 1954, pp. 381-387.
- [70] Bishop, R. E. D., Cannon, S. M., and Miao, S.: On Coupled Bending and Torsional Vibration of Uniform Beams, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 131, No. 3, 1989, pp. 457-464.
- [71] Gere, J. M. and Lin, Y. K.: Coupled Vibrations of Thin-Walled Beams of Open Cross Section, *Journal of Applied Mechanics*, 1958, pp. 373-378.
- [72] Timoshenko, S., Yound, D. H., and Weaver, W.: *Vibration Problems in Engineering* Fourth Edition, John Wiley & Sons, New York, 1974.
- [73] 川井忠彦, 塙武敏: 薄肉開断面梁の自由振動について, 航空技術研究所報告, Vol. 12, 1961, pp. 1-26.
- [74] Arpaci, A., Bozdog, S. E., and Sunbuloglu, E.: Triply Coupled Vibrations of Thin-Walled Open Cross-Section Beams Including Rotary Inertia Effects, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 260, No. 5-6, 2003, pp. 889-900.
- [75] Jun, L., Wanyou, L., Rongying, S., and Hongxing, H.: Coupled Bending and

- Torsional Vibration of Nonsymmetrical Axially Loaded Thin-Walled Bernoulli-Euler Beams, *Mechanical Research Communications*, Vol. 31, No. 6, 2004, pp. 697-711.
- [76] Jun, L., Hongxing, H., Rongying, S., and Xianding, J.: Dynamics Response of Axially Loaded Monosymmetrical Thin-Walled Bernoulli-Euler Beams, *Thin-Walled Structures*, Vol. 42, No. 12, 2004, pp. 1689-1707.
- [77] Klausbruckner, M. J. and Pryputniewicz, R. J.: Theoretical and Experimental Study of Coupled Vibrations of Channel Beams, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 183, No. 2, 1995, pp. 239-252.
- [78] 高畠秀雄: 空間曲線をもつ薄肉開断面材の解析, *日本建築学会論文報告集*, No. 267, 1978, pp. 69-82.
- [79] 高畠秀雄: 薄肉開断面材の一般理論その 1 一般式の定式化, *日本建築学会論文報告集*, No. 279, 1979, pp. 13-20.
- [80] 高畠秀雄: 薄肉開断面材の一般理論その 2 一般式の近似化, *日本建築学会論文報告集*, No. 280, 1979, pp. 27-37.
- [81] Lin, W. Y. and Hsiao, K. M.: More General Expression for the Torsional Warping of a Thin-Walled Open-Section Beam, *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 45, 2003, pp. 831-849.
- [82] 深沢泰晴, 太田貞次: ティモシェンコばり理論の薄肉開断面ばりの曲げねじれ振動問題への拡張, *山梨大学工学部研究報告*, Vol. 25, 1974, pp. 79-88.
- [83] Bercin, A. N. and Tanaka, M.: Coupled Flexural-Torsional Vibrations of Timoshenko Beams, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 207, No. 1, 1997, pp. 47-59.
- [84] Ambrosini, R. D., Riera, J. D., and Danesi, R. F.: Dynamic Analysis of Thin-Walled and Variable Open Section Beams with Shear Flexibility, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 38, 1995, pp. 2867-2885.
- [85] Ambrosini, R. D., Riera, J. D., and Danesi, R. F.: A Modified Vlasov Theory for Dynamic Analysis of Thin-Walled and Variable Open Section Beams, *Engineering Structures*, Vol. 22, 2000, pp. 890-900.
- [86] Jun, L., Rongying, S., Hongxing, H., and Xianding, J.: Coupled Bending and Torsional Vibration of Axially Loaded Thin-Walled Timoshenko Beams, *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 46, No. 2, 2004, pp. 299-320.

- [87] 大貫正秀, 山口哲男, 三木光範, 杉山吉彦: 構造的非対称積層を有する複合材料薄肉パイプの曲げ・ねじり連成変形, 日本機械学会論文集 A 編, 57-535, 1991, pp. 665-671.
- [88] 三木光範, 大貫正秀, 杉山吉彦, 山口哲男: 構造的非対称積層を有する複合材料薄肉パイプの曲げ・ねじり連成振動, 日本機械学会論文集 A 編, 59-564, 1993, pp. 1985-1992.
- [89] 福田武人, 内藤究, 三木光範, 杉山吉彦: 繊維強化複合材料はりの曲げ - ねじり連成振動に関する研究, 日本複合材料学会誌, 18-3, 1992, pp. 121-128.
- [90] Kollar, L. P.: Flexural-Torsional Buckling of Open Section Composite Columns with Shear Deformation, International Journal of Solids and Structures, Vol. 38, 2001, pp. 7525-7541.
- [91] Kollar, L. P.: Flexural-Torsional Vibration of Open Section Composite Beams with Shear Deformation, International Journal of Solids and Structures, Vol. 38, 2001, pp. 7543-7558.
- [92] Librescu, L., Qin, Z., and Ambur, D. R.: Implications of Warping Restraint on Statics and Dynamics of Elastically Tailored Thin-Walled Composite Beams, International Journal of Mechanical Sciences, Vol. 45, 2003, pp. 1247-1267.
- [93] Roberts, T. M.: Section Properties of Thin Walled Bars of Open Cross-Section, The Structural Engineer, Vol. 63B, No. 3, 1985, pp. 63-67.
- [94] 加鳥裕明: 薄肉断面材のせん断中心について, 日本機械学会論文集 A 編, 66-651, 2000, pp. 1996-2000.
- [95] Dimentberg, F. M.: Flexural Vibrations of Rotating Shafts, Butterworths, London, 1961.
- [96] Tondl, A.: Some Problems of Rotor Dynamics, Chapman & Hall, London, 1965.
- [97] Nelson, H. D.: Rotordynamic Modeling and Analysis Procedures: A Review, JSME International Journal Series C, Vol. 41, No. 1, 1998, pp. 1-12.
- [98] 山本敏男, 石田幸男: 回転機械の力学, コロナ社, 東京, 2001.
- [99] 飯田裕, 田村章義, 菊地勝昭, 阿片寛志: 歯車軸の曲げとねじりの連成振動 (第 1 報), 日本機械学会論文集 C 編, 46, 1980, pp. 375-381.
- [100] 加藤正義, 太田博, 加藤利一: 自在継手により駆動される回転軸の曲げとねじりの連成振動 (第 1 報), 日本機械学会論文集 C 編, 53, 1987, pp. 2257-2263.
- [101] 加藤正義, 太田博, 中村慎一郎: ふれまわりの危険速度を通過する回転軸の

- ねじり振動, 日本機械学会論文集 C 編, 61-584, 1995, pp. 1265-1270.
- [102] Banerjee, J. R. and Su, H.: Dynamic Stiffness Formulation and Free Vibration Analysis of a Spinning Composite Beam, *Computers and Structures*, Vol. 84, No. 19-20, 2006, pp. 1208-1214.
- [103] Ziegler, H.: 構造安定の原理, 培風館, 東京, 1973.
- [104] Bolotin, V. V.: 非保存的弾性安定問題, 培風館, 東京, 1977.
- [105] Meirovitch, L.: A New Method of Solution of the Eigenvalue Problem for Gyroscopic Systems, *AIAA Journal*, Vol. 12, No. 10, 1974, pp. 1337-1342.
- [106] Meirovitch, L.: A Separation Principle for Gyroscopic Conservative Systems, *AIAA-1995-1489*, 1995, pp. 3028-3043.
- [107] Janssens, F.: Solution of Linear Gyroscopic Systems, *Journal of Guidance and Control*, Vol. 5, No. 1, 1982, pp. 92-94.
- [108] Gladwell, G. M. L, Khonsari, M. M., and Ram, Y. M.: Stability Boundaries of a Conservative Gyroscopic System, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 70, No. 4, 2003, pp. 561-567.
- [109] Barakat, R.: Transverse Vibrations of a Moving Thin Rod, *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 43, No. 3, 1968, pp. 533-539.
- [110] Wickert, J. A. and Mote Jr., C. D.: Classical Vibration Analysis of Axially Moving Continua, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 57, 1990, pp. 738-744.
- [111] Zen, G. and Muftu, S.: Stability of an Axially Accelerating String Subjected to Frictional Guiding Forces, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 289, 2006, pp. 551-576.
- [112] Orloske, K., Leamy, M. J., and Parker, R. G.: Flexural-Torsional Buckling of Misaligned Axially Moving Beams. I. Three-Dimensional Modeling, Equilibria, and Bifurcations, *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 43, 2006, pp. 4297-4322.
- [113] Orloske, K. and Parker, R. G.: Flexural-Torsional Buckling of Misaligned Axially Moving Beams II. Vibration and Stability Analysis, *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 43, 2006, pp. 4323-4341.
- [114] Lee, U. and Jang, I.: On the Boundary Conditions for Axially Moving Beams, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 306, 2007, pp. 675-690.
- [115] Wickert, J. A. and Mote Jr., C. D.: Current Research on the Vibration and Stability

- of Axially-Moving Materials, Shock and Vibration Digest, Vol. 20, No. 5, 1988, pp. 3-13.
- [116] Carrier, G. F.: The Spaghetti Problem, The American Mathematical Monthly, Vol. 56, No. 10, 1949, pp. 669-672.
- [117] Mansfield, L. and Simmonds, J. G.: The Reverse Spaghetti Problem: Drooping Motion of an Elastica Issuing from a Horizontal Guide, Journal of Applied Mechanics, Vol. 54, 1987, pp. 147-150.
- [118] Downer, J. D. and Park, K. C.: Formulation and Solution of Inverse Spaghetti Problem: Application to Beam Deployment Dynamics, AIAA Journal, Vol. 31, No. 2, 1993, pp. 339-347.
- [119] Kobayashi, N. and Watanabe, M.: Dynamics and Stability of Spaghetti and Reverse Spaghetti Problems Coupled with Fluid Force, Multibody System Dynamics, Vol. 11, 2004, pp. 111-125.
- [120] Sugiyama, H., Kobayashi, N., and Komaki, Y.: Modeling and Experimental Methods for Dynamic Analysis of the Spaghetti Problem, Journal of Vibration and Acoustics, Vol. 127, 2005, pp. 44-51.
- [121] Tabarrok, B., Leech, C. M., and Kim, Y. I., On the Dynamics of an Axially Moving Beam, Journal of the Franklin Institute, Vol. 297, No. 3, 1974, pp. 201-220.
- [122] Wang, P. K. C. and Wei, J. D., Vibrations in a Moving Flexible Robot Arm, Journal of Sound and Vibration, Vol. 116, No. 1, 1987, pp. 149-160.
- [123] Fung, R.-F., Lu, P.-Y., and Tseng, C.-C.: Non-Linearly Dynamic Modelling of an Axially Moving Beam with a Tip Mass, Journal of Sound and Vibration, Vol. 218, No. 4, 1998, pp. 559-571.
- [124] Yuh, J. and Young, T.: Dynamic Modeling of an Axially Moving Beam in Rotation: Simulation and Experiment, Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, Vol. 113, 1991, pp. 34-40.
- [125] Lee, H. P.: Dynamics of an Axially Extending and Rotating Cantilever Beam Including the Effect of Gravity, International Journal of Solids and Structures, Vol. 32, No. 11, 1995, pp. 1595-1606.
- [126] Taleb, I. and Misra, A. K.: On the Dynamics of an Axially Moving Beam Submerged in a Fluid, AIAA-1980-0705, 1980, pp. 268-273.
- [127] Creamer, N. G.: On the Deployment of a Flexible Beam from an Oscillating Base,

- AIAA-1990-1239, 1990, pp. 459-468.
- [128] Creamer, N. G.: Deployment of a Flexible Beam from an Oscillating Base, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 15, No. 2, 1990, pp. 527-529.
- [129] Banerjee, A. K. and Kane, T. R.: Extrusion of a Beam from a Rotating Base, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 12, No. 2, 1989, pp. 140-146.
- [130] Banerjee, A. K.: Order-N Formulation of Extrusion of a Beam with Large Bending and Rotation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 15, No. 1, 1992, pp. 121-127.
- [131] 何建梅, 山川宏: 時間的に長さが変化するはりの動的応答解析に関する研究, *日本機械学会論文集 C 編*, 64-622, 1998, pp. 1963-1969.
- [132] Kalaycioglu, S. and Misra, A. K.: Analytical Expressions for Vibratory Displacements of Deploying Appendages, AIAA-1988-4250, 1988, pp. 270-277.
- [133] Kalaycioglu, S. and Misra, A. K.: Optimal Deployment of Spacecraft Appendages, *Acta Astronautica*, Vol. 20, 1989, pp. 83-88.
- [134] Kalaycioglu, S. and Misra, A. K.: Approximate Solutions for Vibrations of Deploying Appendages, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 14, No. 2, 1991, pp. 287-293.

謝 辞

本研究は、著者が総合研究大学院大学の博士課程在学中に、独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部および総合研究大学院大学の教授でおられる樋口健先生のご指導の下に行われたものです。樋口先生は、5年間勤めた会社を退職し学生に戻る著者を快く受け入れてくださいました。また、一学生が容易に経験できない、観測ロケット実験と航空機実験に携わる機会を与えていただきました。どんなにお忙しい時でも、時間を割いていただき、研究について深く議論させていただきました。また米国留学や将来の事など研究以外についても親身になって話を聞いていただきました。心よりお礼申し上げます。

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部および総合研究大学院大学の峯杉賢治准教授、小松敬治教授、澤井秀次郎准教授、坂井真一郎准教授には、本論文の審査をしていただきました。論文審査にあたり、議論やご意見を通して本論文をより良いものにすることができました。

本研究の実験に際し、早稲田大学理工学部の山川宏教授と山川研究室の方々、ならびに株式会社ウェルリサーチ、サカセ・アドテック株式会社の方々には大変お世話になりました。

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の教授でおられた名取通弘先生には、研究に対するご意見もさることながら、先に述べた米国留学に導いていただきました。また、名取樋口研究室の皆様には大変お世話になりました。特に研究室秘書の石口知子様、在学中ずっと同部屋であった横山隆明様のおかげで大変居心地の良い研究生生活を送ることができました。

最後に、この3年間、著者を暖かく支え続けてくれた妻と家族に心より感謝します。

2008年3月

荻 芳郎