単一静止衛星による測位方式の検討[†]

松岡陽一*・川瀬成一郎**

Study on Satellite Interferometry for Position Determination

Yoichi MATSUOKA* and Seichiro KAWASE**

This paper proposes a single-satellite geolocation system to provide three dimensional position for moving vehicles. The elements of this system are single-geostationary satellite, three reference ground stations, control center (data processing center) and many users. The distinctive feature is that this satellite has 50 m orthogonal crossed-booms to obtain long interferometry baselines.

L-band signals transmitted by an user are received at each interferometry element. The signals are translated to C-band frequency and downlinked to a control center for data processing. The center keeps a constant watch over signals from three reference stations of known position for calculation of boom deflections including attitude errors and determination of user's position from measured phase differences and compensation data of boom deflections.

In this paper, we discuss the problems of how to eliminate an ambiguity of measured path differences and to compensate for boom deflections. As a result of study, we have confirmed that a position determination accuracy of 200 m to 300 m is possible in this system.

Key Words: single-satellite geolocation system, interferometry, baseline, phase difference, path difference

1. はじめに

現在、衛星を利用した地上移動体の測位システム¹⁾として、低軌道の NNSS (Navy Navigation Satellite

System) が利用されている。最近、NNSS の改良発展型で、より高精度の測位が可能な GPS (Global Positioning System) がその利用法を巡って話題を集めている。

GPS は米国が軍用の航法システムとして開発したもので、高度 2 万 km の 18 個の周回衛星からなるシステムで、現在数個が打上げられ、試験運用に供せられている。民間に解放している L1 帯 (1.5 GHz) の電波 1 波を受信し、C/A コードの信号のみを使った測位でも、約 100 m の測位精度が得られる。さらに、L2 帯 (1.2 GHz) の電波も使い、軍用の P2 コードを使った場合、約 10 m もの測位精度が得られるといわれている。

このように測位精度については申し分ないが、その反面大規模なるがゆえに、その開発および運用の費用は膨大なものとなり、また有事の際の利用については保証されているわけではない。

本論文で提案する測位システムの精度は 200~300 m と若干低いのが、1 個の静止衛星、三つの地上基準局および管制局 (データ処理局) のみで構築できるので、これまで日本で開発した静止衛星と同等の費用で開発可能と考えられる。

単一静止衛星により移動体の測位を行うには、測距のみならず、衛星上において移動体からの電波の到来方向角度を測定する必要がある。この測角の方法としては、衛星搭載の電波干渉計による方式^{2),3)}、衛星の回転運動を利用するファンビームスキャンニング方式^{4),5)}がこれまでに提案されている。衛星の回転運動を利用するものとして、他に連続的な位相測定を行う方式⁶⁾が提案されており、この方式はヨー軸方向の角運動量をもった衛星のヨー軸をたえず地心方向に向ける必要があり、姿勢制御系や構造系の設計上問題が多い。これに対して、本報告で提案する干渉計方式は移動体から応答信号を送出する必要があり、利用者数にはそれなりの限界はあるものの、三軸安定型衛星との

[†] 電子情報通信学会技術報告 (宇宙・航行エレクトロニクス) で発表 (1988・8)

* (株) 東芝小向工場 川崎市幸区小向東芝町 1

** 郵政省通信総合研究所関東支所 茨城県鹿島郡鹿島町平井 893-1

* Komukai-Works, Toshiba Corporation, Kawasaki

** Kanto-Branch, Communications Research Laboratory, Kashima-gun, Ibaraki

(Received April 17, 1989)

(Revised October 6, 1989)

術の進歩により、フープコラム方式やラップリブ方式を用いれば、大型の円形構造が実現でき、多数の基線をもつ干渉計も不可能ではない。そこで、干渉計の基線数 N を増したとき、測位精度がどのように改善されるかを検討した。

Fig. 4 に示すように、直径 B の円周上に等間隔に $2N$ 個のアンテナを配置し、 N 組の干渉計基線を設けたとする。移動体の変位 δX , δY とそれが基線 i での観測量（光路長差）に引き起こす変化 δu_i との関係は次式で表わされる。

$$\begin{bmatrix} \delta u_0 \\ \delta u_1 \\ \vdots \\ \delta u_{N-1} \end{bmatrix} = \frac{B}{A} P \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta Y \end{bmatrix} \quad (7)$$

ただし、

$$P = \begin{bmatrix} \cos(0/N)\pi & \sin(0/N)\pi \\ \cos(1/N)\pi & \sin(1/N)\pi \\ \vdots & \vdots \\ \cos((N-1)/N)\pi & \sin((N-1)/N)\pi \end{bmatrix} \quad (8)$$

最小 2 乗推定により

$$\begin{bmatrix} \delta X \\ \delta Y \end{bmatrix} = \frac{A}{B} (P^T P)^{-1} P^T \begin{bmatrix} \delta u_0 \\ \delta u_1 \\ \vdots \\ \delta u_{N-1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

となり、各測定誤差が等しく、 $\sigma u_0 = \dots = \sigma u_{N-1} = \sigma$ とすると、 δX , δY の共分散は

$$\frac{A^2}{B^2} (P^T P)^{-1} \sigma^2 = \frac{2A^2}{NB^2} \sigma^2 \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \sigma^2 \quad (10)$$

となり

$$\delta X, \delta Y = \sqrt{\frac{2}{N}} \frac{A}{B} \sigma \quad (11)$$

を得る。基線数 N による誤差軽減度は $\sqrt{2/N}$ となり、そのようすは **Fig. 5** のようになる。

このように基線数の増加による誤差軽減は顕著ではないことがわかる。さらに、実際上は構造物の歪に伴う各基線ベクトルの面外への変位をも未知数として解く必要があり、軽減度は (11) 式よりも低くなると考え

Fig. 4 Position determination adopting N baselines

Fig. 5 Reduction ratio of measurement error vs the number of baselines

られる。したがって、常識的な結論ではあるが、干渉計は直交 2 基線の構造で十分である。

3.2 周期不確定性

干渉計による測定では、二つのアンテナによる位相測定値が $0 \sim 2\pi$ の間でしか得られない。すなわち、測定された光路長差には波長 λ の正数倍の不確定分が含まれるという Ambiguity が常に問題となる。

そのため、干渉計により精密な測定を行うときには短基線による粗測定と長基線による精測定を組み合わせる。この方法で不確定性の除去を可能とするためには条件があり、衛星の構造を考慮に入れたときの条件がどのようなかを考察する。

短基線 B_c による粗測定に不確定性が含まれないためには、光路長差の測定値 u_c に対し

$$|u_c| = B_c |\sin \theta| < \lambda/2 \quad (12)$$

が必要である。 $|\theta| < \theta_{\max} = 8.7^\circ$ (静止衛星から見た地球視半径) より、短基線に対する条件は

$$B_c < 3.31\lambda \quad (13)$$

となる。

つぎに、粗測定値 u_c を用いて、長基線 B_f での測定が含んでいる不確定性が除去できるためには

$$|\delta u_c| B_f / B_c + |b| < \lambda/2 \quad (14)$$

が必要である。(14) 式の第 1 項は粗測定値から精測定値を予測したときの誤差であり、 $|\delta u_c| = \epsilon \lambda$ である。

第 2 項は **Fig. 6** に示すように、長基線を支持するブームが柔構造で、変形を起こすことによりアンテナが変位することを表わし、 $b = B_f \tan \zeta$ である。

Fig. 6 Deflection of baseline vector

(14)式が成立するためにはつぎの二つの条件が必要である。

$$|\tan \zeta| < \left(\frac{1}{2B_f} - \frac{\varepsilon}{B_c} \right) \lambda \quad (15)$$

$$\varepsilon < B_c / (2B_f) \quad (16)$$

ブームの変形の原因としては、衛星本体の姿勢制御動作がブームの振動を励起することおよび太陽光による熱歪に基づく静的な変形が考えられる。(15)式による ζ への制限はブームの変形をこの範囲内に抑えるか、あるいは抑えることが無理な場合は ζ をこの制限値内の精度で測定し、必要な補正を行う必要があることを意味している。

すなわち、条件(13)、(15)、(16)式が成立するとき、干渉計による測定が可能となり、基本測位精度(1)、(3)式が得られる。

3.3 基線決定

測位を行うためには、前述のとおり基準局を用い、長基線ベクトルの方向を決定する必要がある。実際には、太陽光によるブーム長(基線長)の熱的伸縮もその決定に含めなければならない。すなわち、基線1組に対してロール、ヨーおよび伸縮の三つのパラメータを3カ所の基準局を用いて推定することになり、移動体の方向を与える二つのパラメータと合せて、八つのパラメータを未知数として解くことになる。この推定における誤差伝搬関係は測位精度に影響を及ぼす。

移動体Mおよび基準局#1~3のそれぞれに対して、基線 B_1 から得られる光路長差の測定値を (U_0, U_1, U_2, U_3) 、基線 B_2 から得られる測定値を (V_0, V_1, V_2, V_3) とする。基線ベクトル B_1, B_2 の変位量は Fig. 7 のように表わす。これらの変位量は基線端点の他の端点に対する相対変位であり、ブームの変形と姿勢変動を共に含むものである。Mの変位 δ_p, δ_q は衛星から見た角度変位として計る。 α_i, β_i は衛星から見た基準局 R_i の配置を表わす。Mが B_1 に平行に地心方向より角度 γ だけ離れているとする。このとき、未知パラメータと観測量との関係は次式により与えられる。

Fig. 7 Simultaneous estimation of baselines and position uncertainties

$$\begin{bmatrix} \delta U_0 & \delta V_0 & \delta U_1 & \delta U_2 & \delta U_3 & \delta V_1 & \delta V_2 & \delta V_3 \end{bmatrix}^T \\ = Q [B \delta_p \quad B \delta_q \quad \delta_1 \quad \delta_2 \quad \delta_3 \quad \delta_4 \quad \delta_5 \quad \delta_6]^T \quad (17)$$

ただし、

$$Q = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & 0 & \cos \gamma & \sin \gamma & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sin \beta_1 \sin \alpha_1 & \cos \beta_1 \sin \beta_1 \cos \alpha_1 & \sin \beta_1 \cos \alpha_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sin \beta_2 \sin \alpha_2 & \cos \beta_2 \sin \beta_2 \cos \alpha_2 & \sin \beta_2 \cos \alpha_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sin \beta_3 \sin \alpha_3 & \cos \beta_3 \sin \beta_3 \cos \alpha_3 & \sin \beta_3 \cos \alpha_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \gamma & \sin \gamma & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \beta_1 \cos \alpha_1 & \cos \beta_1 & \sin \beta_1 \sin \alpha_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \beta_2 \cos \alpha_2 & \cos \beta_2 & \sin \beta_2 \sin \alpha_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \beta_3 \cos \alpha_3 & \cos \beta_3 & \sin \beta_3 \sin \alpha_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

衛星から見て基準局が一直線上に並ばなければ、すべての未知パラメータを解くことができる。各測定値の誤差が一様に $\sigma(U_i) = \sigma(V_i) = \sigma$ とすれば、Mに対する方向決定精度はつぎのようになる。

$$\sigma_B^2 = \frac{\sigma^2}{B^2} \sum_{i=1}^8 (Q_{1,i}^{-1})^2 \quad (19)$$

$$\sigma_q^2 = \frac{\sigma^2}{B^2} \sum_{i=1}^8 (Q_{2,i}^{-1})^2 \quad (20)$$

これらから、比 $\sigma_p/(\sigma/B)$ 、 $\sigma_q/(\sigma/B)$ を取れば、それらは未知パラメータ推定に伴って、方向決定誤差が基本分解能に比べて、どれだけ増すかを示す誤差倍率となる。基準局配置を衛星から見て均等分布とし、 $\alpha_1 = 0^\circ$ 、 $\alpha_2 = 120^\circ$ 、 $\alpha_3 = 240^\circ$ 、 $\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = \beta$ とし、誤差倍率を求めた結果を Fig. 8 に示す。 p と q の誤差倍率は等しく、基準局分布が広い(β が大)とき、倍率は1.2~1.5 となり、 γ の依存性は少ない。

Fig. 8 Magnification of measurement error derived from parameters estimation

Fig. 9 Mutual relation among the measurement error factors

3.4 測位誤差の相互関係

以上の議論から干渉計の測位精度に対する誤差要因の相互関係をまとめると Fig. 9 のようになる。

4. 測位システムの設計

4.1 衛星コンフィギュレーション

基礎検討を基に、衛星搭載干渉計の概念設計を試みた。衛星の規模としてはH-IIロケットにより静止軌道に投入可能な2トン級衛星を想定し、現状の技術水準で実現可能な範囲内で考えた。その結果、Fig. 10で示すように、干渉計の各ブームは長さ25mの展開トラスで構成し、基線長は $B_f=50\text{m}$ となる。

ブームの設計はNASAの伸展トラス実験例⁷⁾を参

Fig. 10 Satellite configuration for geolocation system

Table 1 Boom characteristics

External length:	24.5 m
Figure triangle truss:	0.85×0.87×1.21 m, 29 bays
EI:	5.68×10 ¹¹ kgfmm ²
Weight: Truss weight:	63.9 kg
(Density: 1.6×10 ⁻⁶ kg/mm ³)	
Antenna:	10.0 kg
Fitting: 0.2 kg (×264 points)	52.8 kg
Total	126.7 kg
Material:	high-elastic CFRP
Joint: Lateral:	rigid
Longitudinal and diagonal:	pinned joint

考とし、Table 1の諸元を有するものとした。

4本のブームは衛星本体の地球指向面にまとめて束ね、衛星本体とともにロケットのフェアリング内に収納する。静止軌道投入後、各ブームはまずそれぞれの方

4.2 測位システムの構成

地上システムをも含めた測位システム全体の概念図をFig. 11に示す。粗測定、精測定、測距および基線決定(ブーム変位量決定)は衛星搭載計算機の負荷軽減や故障時のリスクを考え、すべて地上の管制局で処理するものとした。なお、対象とする移動体に搭載する送受信機設備の規模としては、現在稼働中のインマルサットシステムの船舶地球局よりも小さくすることを目標とする。

4.3 構造解析

Table 1に示す三角トラスの諸元に基づいて、モデルを作成し、固有値解析を行った。その結果、1次および2次の曲げモードでの固有振動数として、1.37 Hz および 8.56 Hz を得た。

伸展トラスによるブームは柔構造であり、その振動レベルは干渉計の動作特性と密接な関係をもつ。振動解析を容易にするため、Fig. 12に示すようにブームを集中質量とスプリングによるモデルで近似する。振動モードはブームの曲げ1次モードのみを考慮する。

ブームとモデルの全質量、慣性モーメント、重心位置、固有振動数および固定端中心の慣性モーメントを一致させることにより、Table 2に示す五つの未知パラメータを決定した。

マススプリングモデルを衛星本体に結合すると、衛星の振動モードが求まる。ここで、衛星本体の慣性モーメントを各軸とも等しく、 $I=1,700\text{ kgm}^2$ とする。結合系の固有振動はいろいろのモードが考えられるが、干渉計の動作に最も影響を与えるのはFig. 13に示すモードであり、このモードに対する運動方程式は

$$I\ddot{\psi} = 2kL_1(X - L_1\psi) \quad (21)$$

$$m_1\ddot{X} = k(L_1\psi - X) \quad (22)$$

Fig. 11 Satellite interferometry system

Fig. 12 Mass spring model of boom

Table 2 Parameters of boom model

Movement mass	m_1	31.32 kg
Fixing mass	m_2	95.38 kg
Movement mass point	L	24.50 m
Fixing mass point	L_2	6.91 m
Spring constant	k	2,321 N/m

Fig. 13 Mode shape on orbit

となる。衛星の姿勢誤差を

$$\phi = \phi_0 \sin \omega t, \quad \phi_0 = 0.03^\circ \quad (23)$$

と仮定すると、ブーム端の振動の大きさは

$$X = -X_0 \sin \omega t, \quad X_0 = 0.11 \text{ (m)} \quad (24)$$

となる。また、ブーム端の最大変位速度は

$$\begin{aligned} \dot{X}_{\max} &= \omega X_0 \\ &= 0.95 \text{ (m/s)} \end{aligned} \quad (25)$$

となる。太陽光熱歪による静的な変形についての解析例⁸⁾を参照すると、ブーム端において、1.4 cm 程度となり、振動レベルよりも小さい。

4.4 ブーム変位検出装置の構成

Fig. 14 に示すような光学式ブーム変位検出装置を考えた。ブーム端の最大変位量は 0.11 m で、ブーム長は 25 m であるから、検出装置の最大検出角は

$$\begin{aligned} \phi_{\max} &= \tan^{-1} (0.11/25) \\ &= 0.25^\circ \end{aligned} \quad (26)$$

Fig. 14 Optical boom deflection detector

となる。このように検出角が比較的狭いことから、角度検出センサとして CCD エリアイメージセンサが使用可能である。たとえば、垂直 488、水平 376 画素のものを使用すると、画素数から決まる角度分解能は

$$\begin{aligned}\Delta\phi &= 2\phi_{\max}/376 \\ &= 0.0013^\circ\end{aligned}\quad (27)$$

となり、要求分解能 0.055° を満たすことができる。

一方、ブーム端の最大変位速度は $2.2^\circ/\text{s}$ であるから、CCD センサに要求される全画素の走査速度は

$$\begin{aligned}t &= 0.055/2.2 \\ &= 0.025 \text{ (s)}\end{aligned}\quad (28)$$

以上の高速度の CCD センサが必要である。

つぎに、光学式ブーム変位検出装置とブーム端の受信機との信号伝送系を共用した装置の構成を Fig. 15 に示す。まず、装置への入射光の一部を分離し、CCD センサによる変位量の検出を行う。残りの入射光は信号ディテクタ（フォトダイオード）に導かれる。この際、ブーム変位による光軸ずれを補正し、正確に入射光を信号ディテクタに導くため、駆動ミラーなどを用いたビームポインティング機構が必要である。このポインティング機構を制御するためのセンサとして、変位検出用の CCD センサを使う場合、Fig. 15 のなかで示すような 4 象限検出器（4 Quad PD）を用い、CCD センサの走査速度を補う必要がある。

ブーム端の受信機と衛星本体との信号伝送系は現在の光通信研究の動向から見て、将来数 GHz の伝送レートを達成することが予想され、受信したユーザからのビーコン波（1.5～2 GHz）を直接光で変調して伝送することも可能である。

Fig. 15 Common system for boom deflection detector and laser transmitter

ブーム端に取付ける変位検出用のレーザー光源は一般的にビーム幅が狭い。このため、ブームの変位に伴う光軸ずれによりレーザービームが変位検出装置の検出範囲を外れる可能性があり、その対策としてレーザービームのビーム幅を広くし、レーザー光源側にもビームポインティング機構を設ける。

4.5 測位手順

Fig. 11 で提案した測位システムを利用して、実際に移動体の測位結果を得るまでの手順は以下のとおりである。

- (1) 管制局で質問信号を送信し、衛星から移動局（移動体）へ伝送される（呼出符号により各局を順次呼び出す）。
- (2) 符号の一致した局は応答信号を返送する。
- (3) 応答信号は衛星のアンテナ #0～6 で受信され、管制局へ伝送される。同時に、ブームの変位データも伝送される。
- (4) 管制局においてつぎの作業を行う。

- ①基準局の折返し測距により、衛星の軌道決定を行う。
- ②粗測、精測位相およびブーム変位データから長基線（#2-3 および #5-6）に対する Ambiguity 処理を行う。
- ③基準局に対する長基線観測値②から各基線の基線ベクトルの 3 成分を推定する。
- ④移動局に対する長基線観測値②と③から移動局位置を決定する。このとき、移動局に対する測距値を併せ用いて 3 次元位置を決める。
- ⑤必要に応じ、測位結果をデータとして移動局へ伝送する。

5. 総合性能評価

ここで、構造解析の結果を用い、干渉計の精度評価を行う。使用周波数を 2 GHz ($\lambda=0.15 \text{ m}$)、またインマルサットなどを参照して、 $C/N_0=50 \text{ dBHz}$ とする。測定の積分時間は $\lambda/4$ までのシフトを許すとすれば

$$\begin{aligned}T &= (\lambda/4)/\dot{X}_{\max} \\ &= 40 \text{ (ms)}\end{aligned}\quad (29)$$

となる。これから (2) 式により

$$\varepsilon = 1.78 \times 10^{-3} \quad (30)$$

となる。条件 (12) 式の範囲で最大を取れば、短基線は

$$B_c = 0.5 \text{ (m)} \quad (31)$$

となる。したがって、条件 (15)、(16) 式はそれぞれ

$$|\beta| < 0.055^\circ, \quad \varepsilon < 5 \times 10^{-3} \quad (32)$$

となり、(16) 式は満足される。ブームの振動により、 β の実際値は

$$\tan^{-1}(X_0/B_f) = 0.25^\circ \quad (33)$$

となるから、(15)式の限界を越える。したがって、ブーム端の変位量を衛星上で測定する必要があり、その分解能は角度で 0.055° 、変位量で 2.4 cm 以内を要する。この測定には、前述の CCD センサを用い、補正することによって、干渉計は所定の機能を果たす。

ε の値がわかったから、(1)、(3)式により基本測位精度は

$$\delta\theta = 5.3 \times 10^{-6}, \delta D = 0.19 \text{ (km)} \quad (34)$$

となる。これに未知パラメータ推定に伴う誤差倍率を掛けると、その実際値は

$$\delta D = 0.23 \sim 0.29 \text{ (km)} \quad (35)$$

となる。測角のみで 2 次元測位を行うときは、これにさらに(4)、(5)式による誤差増加に伴う。3 次元測位の場合は

$$\delta\rho = 0.2 \text{ (km)} \quad (36)$$

程度の分解能による測距を行うならば、移動体の場所に依存せず、 $0.2 \sim 0.3 \text{ km}$ の精度の測位を行うことができる。

なお、本論文では電気系統の位相変動や L バンドの大気圏、電離層での影響の具体的な補正方法について言及していないが、前者については位置が既知である基準局からのビーコン波を受信し、衛星の姿勢変動、トラスの振動などの要因による誤差を除去し、予想されるアンテナ間の位相差を実際の位相差と比較する方法が考えられる。後者についてはこれまでの衛星追跡管制技術で蓄積されたこれらの屈折モデルを導入することにより、測定値の補正は可能であると考えられる。

6. おわりに

衛星搭載干渉計を用いる測位において、回線品質と

柔構造物特性の両者が測位精度に影響を及ぼすことがわかった。また、測角のみによる 2 次元測位よりも測距を併用する 3 次元測位のほうが性質のよい測位方式をもたらすことがわかった。

無限に思える静止軌道も各国の利権が絡んで、思ったように多くの静止位置を獲得するのが難しくなっている。そのため、今後の静止衛星は複合ミッションを抜きには考えられないだろう。この意味から本論文が移動体通信を初めとする今後の多目的な静止衛星のコンセプト作りの一助となれば幸いである。

参 考 文 献

- 1) 下世古, 塩見: 移動体衛星測位システムの動向と高機能移動体衛星構想, 電子情報通信学会技術研究報告 (SANE), 88-16, 1/8 (1988)
- 2) G.S. Gopalapillai, G.T. Ruck and A.G. Mourad: Satellite Interferometer as an Advanced Navigation/Communication System, Navigation, 25-4, 405/418 (1978~1979)
- 3) R. S. Orr: Satellite Interferometry for Ocean Surveillance, IEEE Oceans '78, 437/440 (1978)
- 4) 鶴 宏: 人工衛星, 111/115, 工学図書 (1983)
- 5) J. Moersch: An Intuitive Approach to the Geometry of STARFIND, STARFIND, Inc., Laguna Niguel, California 92656 USA (1987)
- 6) 川瀬成一郎: 単一静止衛星による地上測位方式, 第 30 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 44/45 (1986)
- 7) F.M. Ham: Active Damping Control Design for the COFS Mast Flight System, AIAA Meeting, 354/360 (1987)
- 8) J. Mahaner and E.A. Thornton: Self-Shadowing Effects on the Thermal-Structural Response of Orbiting Trusses, J. Spacecraft and Rockets, 24-4, 342/348 (1987)