レーザーオリジナル

宇宙レーザー通信における光ビーム追尾・指向の安定性

荒木 賢一*・古濱 洋治**

(1991年3月22日 受理)

Optical Beam Tracking/Pointing Stability in Free-Space
Laser Communication Systems

Ken-ichi ARAKI* and Yoji FURUHAMA**

(Received March 22, 1991)

Laser communication between two spacecraft stations requires reciprocal spatial beam tracking/pointing. The tracking/pointing performance at one station depends not only on the spacecraft motion disturbance and the tracking system noise, but also on both the pointing errors and the beam pattern at the other transmitting station. The pointing errors of two cooperative beam tracking/pointing systems are analyzed. On some practical assumptions, conditions for stable beam tracking/pointing are derived to explicitly relate the key system parameters of two tracking/pointing systems. An application of the stable conditions to a laser crosslink design is also shown.

Key Words: Laser communication, Tracking/pointing, Control system stability

1. はじめに

レーザー光を用いる空間通信は、従来の電波を用いた通信にくらべ、小型軽量の装置による大容量の通信が可能、鋭いビーム指向性によって、他のシステムと干渉することなく長距離の通信が可能であるという特徴がある。伝搬に関して大気の影響が大きい地上よりは宇宙空間での利用に適しているので、将来の大容量衛星間通信や惑星探査機との深宇宙通信などの有力な手段と考えられている^{1~3)}。しかし、光の特徴を活かし安定な通信回線を構成するには、鋭い

ビームを正確に指向する技術が重要になってくる⁴⁾。

本稿では、衛星間の双方向光回線を取り上げ、光ビームの相互追尾・指向特性を理論的に解析する。ここでは、広い角度範囲を比較的低速でカバーするプログラム追尾は行われているとし、それに加えてより高速高分解能の追尾を行うための到達光の閉ループ追尾^{5,6)}を対象とする。また、到達光方向を検出する角度センサとして四象限検出器(QD; Quadrant Detector)を用い、QDの各エレメントからの出力は全体の和の出力で正規化されるものとする。このよう

* 郵政省通信総合研究所 (〒184 東京都小金井市貫井北町4-2-1)

** ATR光電波通信研究所 (〒619-02 京都府相楽郡精華町乾谷・三平谷)

* Communications Research Laboratory (4-2-1 Nukuikitamachi, Koganei, Tokyo 184)

** ATR Optical and Radio Communications Research Laboratories (Seikacho, Sorakugun, Kyoto 619-02)

な正規化は、角度検出が入射光電力に依存しなくなるのでよく使われる。

光ビーム追尾のための受信角度検出には、背景光によるショット雑音、増幅器の熱雑音などの角度センサ雑音が問題になる。これらの雑音が入射光電力に比例するQD出力によって正規化されたものが角度検出誤差となる。この入射光電力は互いに相手の指向誤差とビームパターンに依存するため、角度検出誤差も相互に影響を及ぼし合うことになる。このような相互作用によって追尾特性が不安定になる場合が知られている⁷⁻⁹⁾。しかし、システムを定める種々のパラメータや誤差要因がどのように関係しているかということについてはあまり明らかになっていない。

本稿は、追尾・指向システムのパラメータがどのように安定性に影響するか明らかにすることを目標としている。本論の構成は次の通りである。まず最初に、従来はあまり明確にされていなかった指向誤差の要因を整理して示す。次に、解析的なモデルを設定し、相互追尾・指向の安定条件を導出し議論する。さらに、衛星間回線に対する安定条件の応用例を示す。

2. 光ビーム追尾指向システム

衛星間回線における光ビーム送受信の関係を模式的にFig.1に示す。衛星間の光の伝搬時間を τ とすると、時刻 $t=t_0$ の衛星Aは時刻 $t=t_0-\tau$ において衛星Bから出た光を受信すると同時に、時刻 $t=t_0+\tau$ における衛星Bの方向に向けてビームを送信する。受信と送信方向の差は光行差補正角と呼ばれる(Fig.1の θ_{PA} , θ_{PB})。衛星の姿勢が変化したり、受信方向の検出に誤差が生じて、実際の送信方向は送信すべき方向からずれる(Fig.1の θ_A , θ_B)。このずれをできるだけ少なくする追尾・指向システムが衛星間通信にとって必要になる。口径20cm程度の光アンテナで容易に実現できるビーム幅例えば $10\mu\text{rad}$ を用いる場合、 $1\mu\text{rad}$ 以下の制御精度が必要となる。

Fig.2に光ビーム追尾・指向制御システムの

Fig.1 Optical beam receiving and transmitting in an intersatellite link. $\theta_{A,B}$, pointing error angle, $\theta_{PA,B}$, pointing-ahead angle, τ , light propagation time between satellites.

基本構成を概念的に示す。光の送受信を行う光学系、入射角度を検出する角度センサ、センサ出力に基づいて可動ミラを制御する帰還制御系から成っている。図において破線は基準光軸を示している。追尾制御の目的は可動ミラを通った後の受信光をこの基準軸に常に一致させることにより、光受信器(図には示していない)に安定して受信光を入射させること及び受信光軸に対して予め決められたバイアス角をもって送信ビームを指向することである。光ビームの指向誤差は軸ずれ、制御系の性能、センサ雑音等に関係し以下のように導びける。時間的に変化する受信方向を $\theta_r(t)$ 、送信方向を $\theta_t(t)$ 、光行差補正角を $\theta_p(t)$ 、ミラ駆動角を $\theta_g(t)/2$ 、軸誤差を ϵ とする(QDの一軸方向成分を扱っている)。このとき角度センサへの入射角は $\theta(t) = \theta_r(t) - \theta_g(t)$ 、送信方向は $\theta_t(t) = \epsilon + \theta_p(t) + \theta_g(t)$ となる。角度センサ出力には雑音がありこれを入射角度に換算して $\theta_n(t)$ とし、さらに角度出力からミラ偏向角度への一巡伝達特性を表す演算子を G とすると

$$\theta_g(t) = G[\theta(t) + \theta_n(t)] \quad (1)$$

という関係がある。センサ入射角と送信方向の

Fig.2 Optical beam tracking/pointing control system.

式を代入して $\theta_g(t)$, $\theta(t)$ を消去すれば, 指向誤差は形式的に

$$\begin{aligned} \theta_t(t) - \theta_p(t) - \theta_r(t) \\ = \epsilon + (1+G)^{-1} \theta_r(t) + (1+G)^{-1} G \theta_n(t) \end{aligned} \quad (2)$$

と表わされる。右辺第一項は軸誤差の寄与分, 第二項は受信方向変動 $\theta_r(t)$ に対する制御系の追従誤差(以下, 残留追尾誤差という), 第三項は角度推定誤差からの寄与分である。この他に, $(1+G)\Delta(t)=0$ の解が付け加えられる。しかし, この $\Delta(t)$ は制御系起動時の非常に速い過渡応答特性を表すので以下の議論では無視している。物理的には, 起動前にQD上のどこかに位置していた光スポットが起動直後にQD中心に引き込まれる現象を表す。

ここで, 記法の便宜上残留追尾誤差と角度推定誤差について

$$\theta_T(t) = (1+G)^{-1} \theta_r(t), \quad (3)$$

$$\theta_d(t) = (1+G)^{-1} G \theta_n(t) \quad (4)$$

とおく。残留追尾誤差は受信方向の変動と制御系の性能に依存する。LANDSAT 衛星の姿勢変動による受信方向の変動を想定した場合, $1 \mu\text{rad}(\text{rms})$ 以下となるよう制御系の設計が可能という報告がある¹⁰⁾。平均値は0と仮定す

る。受信方向がバイアスを持っていると平均値は一般に0とならないが, その値は十分小さくまた軸誤差として扱ってもよいからである。QDを用いるときの角度推定誤差については良く知られており, 平均値と標準偏差は次式のように与えられる⁴⁾。

$$\langle \theta_d(t) \rangle = 0 \quad (5)$$

$$\sqrt{\langle \theta_d(t)^2 \rangle} = (3\pi/16) \cdot \lambda / D / \text{SNR}_v \quad (6)$$

$\langle \dots \rangle$ は集合平均を表す。式(6)は, センサ光学系が結像光学系でQD上のスポットパターンがエアリパターンの場合である。どのような光学系を使うかによって係数 $(3\pi/16)$ は変化する。 λ は波長, D は開口径(もしくは入射平行光の径), SNR_v は雑音帯域を制御系の閉ループ帯域としたときのセンサ出力の信号対雑音電圧比である。角度推定誤差の標準偏差は雑音等価角NEA (Noise Equivalent Angle) と呼ばれる。 SNR_v は, 信号光による検出器ショット雑音が無視できるときは受信光電力に比例する。受信光電力は相手衛星のビームパターンと指向誤差に依存するので, 角度推定誤差は相手衛星の指向誤差によって統計的な性質が変化することになる。

以上の議論から, 一般の2次元の相互追尾・指向における指向誤差 $\vec{\theta}_A(t)$, $\vec{\theta}_B(t)$ は, それ

ぞれの衛星におけるQDの直交軸方向の量を成分にするベクトルを用いて次式のように表せる。

$$\vec{\theta}_A(t) = \vec{\epsilon}_A + \vec{\theta}_{TA}(t) + \vec{\theta}_{dA}(t; \vec{\theta}_B(t-\tau)) \quad (7a)$$

$$\vec{\theta}_B(t) = \vec{\epsilon}_B + \vec{\theta}_{TB}(t) + \vec{\theta}_{dB}(t; \vec{\theta}_A(t-\tau)) \quad (7b)$$

ここで、衛星A、Bに関する量にはそれぞれ添字AとBを付けている。 τ は衛星A、B間の光の伝搬時間であり、それぞれの指向誤差は時間 τ 前の相手衛星の指向誤差に影響される。指向誤差の平均値は

$$\langle \vec{\theta}_A(t) \rangle = \vec{\epsilon}_A, \quad \langle \vec{\theta}_B(t) \rangle = \vec{\epsilon}_B \quad (8)$$

であり、また指向誤差の分散(二乗平均値)は、残留追尾誤差と角度推定誤差とは互いに独立(誤差の原因が異なるため)であることに注意して、

$$\begin{aligned} & \langle |\vec{\theta}_A(t) - \vec{\epsilon}_A|^2 \rangle \\ &= \langle |\vec{\theta}_{TA}(t)|^2 \rangle + \langle |\vec{\theta}_{dA}(t; \vec{\theta}_B(t))|^2 \rangle \\ &= \langle |\vec{\theta}_{TA}(t)|^2 \rangle \\ &+ \iint \langle |\vec{\theta}_{dA}(t; \vec{\theta}_B)|^2 \rangle p_B(\vec{\theta}_B) d\vec{\theta}_B \quad (9) \end{aligned}$$

と表せる。 $p_B(\vec{\theta}_B)$ は時刻 $t-\tau$ における $\vec{\theta}_B$ の各成分の結合確率密度関数であり、積分は $\vec{\theta}_B$ の各成分に関する2重積分である。衛星Bの指向誤差についても添字AとBを交換して同様の式が得られる。

指向誤差を小さくするには上式に従う平均値と分散を小さくすればよく、そのための光学系、制御系の設計及びレーザー出力などの回線パラメータの適切な設定が必要となる。また、時間遅れを伴って相互作用しているシステムのため、指向誤差が互いに増幅されることがないようなシステム設計が重要である。追尾・指向の初期状態としては、捕捉が終了し追尾制御系を起動した場合の他に、衛星の姿勢制御、太陽や月との干渉などによってシステムパラメータが

変化した場合などがある。

3. 光ビーム相互追尾・指向の安定性

ここでは、光ビーム追尾・指向の安定とは式(9)で示される指向誤差の分散がある一定の値に収束することとし、このための両局におけるシステムパラメータ間の関係を導出する。解析を見通し良くかつ具体的に行うために、実際的にも許容し得る次のような仮定を置く。

- (i) 残留追尾誤差、角度推定誤差は統計的に独立であり、それぞれに関してQDの2つの直交軸方向の誤差は統計的に独立で分散が同じガウス分布に従う。
- (ii) 衛星A、Bの送信ビームパターンはともに軸対称なガウス型である。
- (iii) 残留追尾誤差は定常過程である。
- (iv) センサNEAは受信光電力に反比例する。

上の仮定(i)のもとで指向誤差は軸対称なガウス分布となる。一軸方向の指向誤差の分散の収束値 σ_A^2 、 σ_B^2 が満たすべき式として、式(9)に上述の仮定を適用して次式が得られる。

$$\sigma_A^2 = \sigma_{TA}^2 + \sigma_{dA}^2 \cdot F(\sigma_B^2/w_B^2, \epsilon_B^2/w_B^2) \quad (10a)$$

$$\sigma_B^2 = \sigma_{TB}^2 + \sigma_{dB}^2 \cdot F(\sigma_A^2/w_A^2, \epsilon_A^2/w_A^2) \quad (10b)$$

$$F(\alpha, \beta) = \frac{1}{1-\alpha} \cdot \exp\left(\frac{1}{2} \cdot \frac{\beta}{1-\alpha}\right) \quad (10c)$$

ここで、 σ_{TA} 、 σ_{TB} は衛星A、Bにおけるrms残留追尾誤差、 σ_{TA} 、 σ_{TB} は指向が完全なときのNEA、 w_A 、 w_B はガウスビームの $\exp(-1/4)$ 幅である。 $\epsilon_{A,B}$ は軸誤差 $\vec{\epsilon}_{A,B}$ の大きさである。式(10)が解を持つための条件が追尾・指向システムの安定条件であり、これを平面内の点 $(\sigma_{dA}/\epsilon_A, \sigma_{dA}/w_B)$ の領域として表したのがFig.3である。境界線の方程式は次のように表される。

Fig.3 Conditions required for stable operation of tracking/pointing systems. $L = [(1 - \sigma_{TA}^2/w_A^2) \cdot (1 - \sigma_{TB}^2/w_B^2)]^{1/2}$, $L_{A,B} = L \cdot \exp[-\epsilon_{B,A}^2/w_{B,A}^2 / (1 - \sigma_{TB,A}^2/w_{B,A}^2) / 4]$.

$$\begin{aligned} \sigma_{dA}/w_A &= \{(1 - \alpha) \cdot \beta\}^{1/2} \cdot L \cdot \exp(-\gamma_B/\beta/2), \\ \sigma_{dB}/w_B &= \{\alpha \cdot (1 - \beta)\}^{1/2} \cdot L \cdot \exp(-\gamma_A/\alpha/2), \\ (1 - \alpha)(1 - \beta)(1 + \gamma_A/\alpha)(1 + \gamma_B/\beta) &= \alpha\beta, \\ (0 < \alpha < 1, 0 < \beta < 1). \end{aligned} \quad (11)$$

ここで、 α, β は助変数であり、また定数は以下の通りである。

$$L = (C_A \cdot C_B)^{1/2}, \quad (12a)$$

$$\gamma_{AB} = (\epsilon_{A,B}/w_{A,B})^2 / C_{A,B} / 2, \quad (12b)$$

$$C_{A,B} = 1 - (\sigma_{TA,B}/w_{A,B})^2. \quad (12c)$$

軸誤差が無い場合 ($\gamma_A = \gamma_B = 0$)、上式は簡単に次式のように表せる。

$$\begin{aligned} \sigma_{dA}/w_A + \sigma_{dB}/w_B &= L, \\ (0 < \sigma_{dA}/w_A < L, 0 < \sigma_{dB}/w_B < L). \end{aligned} \quad (13)$$

Fig.3は、2衛星の追尾・指向システムに関するすべてのパラメータが、追尾・指向安定性に対してどのように寄与するかを一般的に表している。この図から、システムの安定上ビーム幅に対してセンサNEA、残留追尾誤差、軸誤差をどのように設定すればよいかがわかる。点 ($\sigma_{dA}/w_A, \sigma_{dB}/w_B$) がFig.3の原点に近いほう

がより安定といえる。それは、例えば衛星姿勢変動の増大によって残留追尾誤差が大きくなり、あるいは軸誤差が増加するなどで、安定領域が狭くなってもなお安定条件を満たしうるからである。図によるとビーム幅 w_A, w_B を大きくするとより安定になるように思われるが注意が必要である。センサNEAは受信電力、即ち相手側の送信電力とビーム幅に依存するので k_A, k_B を定数として次のように表せる。

$$\sigma_{dA}/w_A = k_A \cdot \frac{w_B^2}{P_{tB} \cdot w_A} \quad (14a)$$

$$\sigma_{dB}/w_B = k_B \cdot \frac{w_A^2}{P_{tA} \cdot w_B} \quad (14b)$$

従って、送信電力 $P_{tA,B}$ が一定のままでビームを広げると $\sigma_{dA}/w_A, \sigma_{dB}/w_B$ がともに増加して安定性が損なわれる恐れが生じる。

なお、本稿では議論の対象としていないが、指向誤差の収束値は上述の連立方程式(10)を解いて得られる σ_A^2, σ_B^2 のそれぞれの2実根のうちの小さい方で与えられる。大きい方の解は収束するのに必要な初期指向誤差の分散を与える¹¹⁾。

4. 安定条件の応用例

Fig.3に示される安定領域が三角形状であることから、一方のセンサNEAが大きい場合でも、他方のセンサNEAを小さくすることによって安定なシステムとすることができる。これは相互作用が良い方向に働く例であり、システム設計における柔軟性を示している。

安定条件の適用例としてFig.4は、衛星Aの軸誤差をパラメータにし、衛星Bに許容されるセンサNEAの最大値を送受光軸誤差の関数としてプロットしたものである。衛星AにおいてセンサNEAは $0.67 \mu\text{rad}$ とし、送信ビームの拡り角は両衛星において $30 \mu\text{rad}$ ($\exp(-2)$ 幅) ($\exp(-1/4)$ 幅は $5.3 \mu\text{rad}$ となる) とする。また、残留追尾誤差は両衛星において無視できると仮定している。この図から、衛星BにおけるセンサNEAとしては $3 \mu\text{rad}$ 程度、送受光軸ずれの

Fig.4 Allowable sensor NEA σ_{dB} as a function of the axis error ϵ_B .

許容値としては10 μrad 程度になることがわかる。衛星Aの軸誤差の大きさによるが、衛星Bでは比較的精度上の要求が緩和されていることがわかる。

5. おわりに

宇宙レーザ通信では、光による超高速の通信回線を構成・維持するために高精度かつ高信頼性の光ビーム捕捉・追尾・指向が重要である。ここでは、追尾・指向システムに不可避免的に含まれる雑音の影響を、2衛星間の相互追尾・指向の安定性に着目して検討した。角度検出器の雑音、追尾サーボ系の追従誤差は、自システムのみならず相手システムのビーム指向方向の揺らぎに影響を及ぼす。このような相互作用効果を調べるために、ビーム幅、雑音、軸ずれのシ

ステム安定性への依存の仕方を表す関係式を具体的に求めた。

指向誤差がビット誤り率などの通信特性に及ぼす影響について議論する場合、指向誤差の確率分布に関する詳細な解析が必要であり今後の課題である。

本論文で安定性に関する解析について議論を頂いたKDD本社榎木勘四郎博士、KDD研究所安川交二博士に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Y. Furuhashi, et al.: SPIE Proc., 810 (1987) 141.
- 2) M. Ross, et al.: Proc. IEEE, 66 (1978) 319.
- 3) M. Katzman ed): *Laser Satellite Communications*, (Prentice-Hall 1987).
- 4) J. D. Barry and G. S. Mecherle: *Optical Engineering*, 24 (1985) 1049.
- 5) G. A. Tyler and D. L. Fried: *J. Opt. Soc. Am.*, 72 (1982) 804.
- 6) L. G. Kazovsky, *Optical Engineering*, 22 (1983) 339.
- 7) G. Marola, D. Santerini and G. Prati: *IEEE, AES-25* (1989) 325.
- 8) T. S. Wei and R. M. Gagliardi: *SPIE Proc.*, 887 (1988) 176.
- 9) R. A. Peters and M. Sasaki: *SPIE Proc.*, 756 (1987) 78.
- 10) K. J. Held and J. D. Barry: *SPIE Proc.*, 616 (1989) 160.
- 11) 荒木, 他: 電子情報通信学会宇宙・航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 87-23 (1987).