イオンエンジンシステムの最適化[†]

町田 和雄*・村上 寛*・工藤 勲*・中山 勝矢*

Optimization of Ion Engine System

Kazuo MACHIDA*, Hiroshi MURAKAMI*, Isao KUDO* and Katsuya NAKAYAMA*

The ion engine is suitable for a primary or auxiliary propulsion of the long mission time spacecraft because of its high specific impulse. An optimum system design and an engine operation optimization are described in case of an ion engine application for north-south stationkeeping of a synchronous communication satellite.

The optimum design analysis which allows determination of the necessary ion engine operating conditions to yield the lightest possible system to perform N-S stationkeeping is presented. The engine characteristics are modeled and identified by the experimental data, then the daily thrust period about nodal points and the engine net-accelerating voltage are optimized for the lightest system design.

Moreover an on-line computer steady-state optimization technique to keep optimum operating conditions under system component characteristic changes in the environment is presented. The evolutionary optimization (EVOP) approach that uses an iterative procedure with statistical significances which adjust the control variables in successive moves to arrive at the optimum of the objective function is used as an optimization procedure. The net-accelerating voltage and the vaporizer temperature or the propellant mass flow rate are used as the control variables. In this case the controlled object is a 5 cm diameter mercury electron-bombardment ion engine. The strategy convergence time was about a few hours. This means that it is possible to optimize engine operating conditions during daily thrust period by this optimization procedure.

1. はじめに

電気推進機は比推力が高いため長期間のミッション

では推進システムの重量を著しく軽減できる利点をもつ。その中でもイオンエンジンは特に比推力が高く、適当な推力レベルをもつため新しい方式の推進機として有望視されており、軌道の変換を目的とする主推進機と軌道上での外乱を補償するための制御用推進機の二つの方向で開発が進められている¹⁾。著者らは制御用を目的とした電子衝撃形イオンエンジンの開発研究を行っており²⁾、それと並行して推進システムの適用形態、制御方法の研究を進めている。

イオンエンジンのミッション解析についてはすでに多数報告されているが、いずれも軌道論、宇宙航行力学の観点からのアプローチであり、解析に用いるエンジン特性は極端に単純化あるいは理想化されており、エンジン特性に密着した解析、制御法の議論は皆無といつてよい。本論文ではエンジンサイドから、システムの設計および制御法に関し述べることを目的とする。三軸安定形静止衛星の南北方向軌道保持を例とし、多変数のエンジンモデルに基づくシステム設計法を述べ、つぎに運転段階での特性変化、制約条件の付加に対する運転のオンライン最適化について EVOP 法を適用した実験結果を報告する。設計段階で得られたパラメータは運転段階での目標パラメータとして接続し、オンライン最適化を通し、システムの静的最適化を完結する。

2. 推進システムの最適化

2.1 ミッション

静止衛星は太陽輻射圧、地球重力場のこう配、太陽・月の引力による外乱を定常的に受ける。太陽輻射圧は姿勢制御系の外乱となり、地球重力場のこう配は衛星位置の東西方向ドリフトをひきおこし、太陽・月の引力は軌道面の傾斜角変化をひきおこす。これらのうち一番大きな外乱は通常の衛星では最後の要因によるもので、もし軌道修正をしなければ衛星の軌道傾斜角は 26.6 年で 14.67 度まで増大し、同様の期間で 0 度に戻る摂動を受ける。軌道面にずれが生じると、

[†] 日本航空宇宙学会第 5 回年会講演会で一部発表 (昭 49・4)

* 電子技術総合研究所 田無市向台町 5-4-1

* Electrotechnical Laboratory, Tanashi

(Received April 1, 1975)

静止衛星として機能しないのでこれを補償する必要があるが、この南北方向軌道保持にイオンエンジンシステムを適用する場合を考える。

Fig. 1(a) に示したように軌道の交点の前後に $\tau/2$ 時間ずつイオンエンジンを作動させるものとすれば、軌道一周あたりの傾斜角変化 $(\Delta i)_u$ は角運動量変化が加えられるトルクに等しいことから

$$(M_{ST}R^2\Omega)(\Delta i)_u = mF_e R \int_{-\tau/2}^{\tau/2} \cos \Omega t dt$$

すなわち $a = mF_e/M_{ST}$ とすれば

$$(\Delta i)_u = \frac{2a}{R\Omega^2} \sin \frac{\Omega\tau}{2} \quad (1)$$

これを速度増分の形で表現すれば、年間 f 回作動させるものとして

$$\begin{aligned} \Delta V &= f v \sin (\Delta i)_u \approx f v (\Delta i)_u = f \frac{v}{R} \frac{2a}{\Omega^2} \sin \frac{\Omega\tau}{2} \\ &= \frac{af}{\omega} \sin \omega\tau \end{aligned}$$

ここで $\Omega = v/R$, $\omega = \Omega/2$ を使った。 τ の単位を時間にとれば上式は、 $\omega = \pi/24$ rad/hr として

$$\Delta V = \frac{3600af}{\omega} \sin \omega\tau \quad (2)$$

となる。一方、文献 3) より一年あたりの外乱による軌道傾斜角変化 Δi は 1970~1980 年では平均 0.86° であるので、必要速度増分 ΔV は、 $\Delta V = V \cdot \Delta i = 46.2$ m/sec/year である。

2.2 システムの構成

三軸安定形静止衛星の南北方向軌道保持を行う場合のエンジンの取付けは **Fig. 1(b)** のようにする。エンジンは噴出粒子によるソーラパネルの損傷、汚染を避けるため、推力軸をピッチ軸に対し角度 δ だけ傾けてある。推進システムは電気エネルギーを基として推進剤に運動量を与え、その反作用として衛星を推進させるものであり、通常 **Fig. 2** に示すように接続された要素で構成される。パワーコンディショナ・コントローラは太陽電池から供給される直流電圧をエンジン作動に必要な電氣的諸量に変換・制御するものである。

システム設計において衛星重量一定のもとで推進システムの重量を最小化することが重要であり、評価指数として推進システムの重量の衛星重量に対する比をとる。推進システムの重量はソーラアレー、パワーコンディショナ、推進剤、タンクおよびエンジンの和として

$$M_{IS} = r_1 M_S + r_2 M_{PC} + r_3 M_P + r_4 M_{TK} + r_5 M_{TH} \quad (3)$$

Fig. 1

Thrust

program
for
north-south
station-
keeping

Fig. 2

Schematic
of the ion
propulsion
system

で与えられる。ここで $r_1 \sim r_5$ は冗長性を示す数値であり n 重系の時に値は n となる。また $r_i = 1$ は最小限のシステム構成である。各要素の重量は以下の関係式で表わされるものとする。

$$M_S = \frac{m_s \alpha_s P_{TH}}{\eta_{PC}} \quad (4)$$

$$M_{PC} = m(\alpha_{PC} \ln P_{TH} + \beta_{PC1} \exp \gamma_{PC} V_a + \beta_{PC2}) \quad (5)$$

$$M_P = \dot{m}_P f l_{cm} \cdot 3600 \quad (6)$$

$$M_{TK} = \alpha_{TK} M_P + \beta_{TK} \quad (7)$$

$$M_{TH} = m(\alpha_{TH} d + \beta_{TH}) \quad (8)$$

パワーコンディショナの重量は問題とするパワーレベル ($P_{TH} = 60 \sim 300$ W) のレンジで非線形性が大きく、加速電圧レベルの重量増分への影響も含めたので非線形関係とし、そのほかは線形関係とした。これらの表式は現在開発中のハードウェアのデータ⁴⁾に十分適合するものである。

つぎに各コンポーネントの特性のモデル化を行う。パワーコンディショナのパワー変換効率は

$$\eta_{PC} = \alpha_{PC} \ln P_{TH} + \beta_{PC} \quad (9)$$

と表わしうる。

電子衝撃形イオンエンジンは水銀を加熱・気化し放電室に導き、そこで電子の衝撃によりプラズマ化し、グリッドから静電的にイオンを加速抽出し推力とするものである²⁾。したがってモデル化は加熱・気化、電離、イオン抽出、推力発生 の 4 段階に分けて行う。ここでは加速電圧の電離プロセスに与える影響を無視

Table 1 System component performances and mission requirements

	Parameter	Remark
Thruster	$\alpha_V=1.011 \times 10^{-4}$ $\beta_V=3.39 \times 10^{-2}$ $\alpha_D=7.508 \times 10^{-2}$ $\tau_D=0.1402$ $\varphi_D=17$ $\alpha_B=2.173 \times 10^{-2}$ $\tau_B=0.9674$ $\beta_{B1}=1.675 \times 10^3$ $\beta_{B2}=7.86 \times 10^{-2}$ $\eta_{AC}=0.9$ $\eta_{mu}=0.9$ $P_C=10$ W	g/hr←(deg) A←(g/hr, V) mA←(A, V)
Power conditioner	$\alpha_{PCY}=3.03 \times 10^{-2}$ $\beta_{PCY}=0.671$	η ←(W)
System	$r=(2, 1, 1, 1, 1)$ $\delta=30^\circ$ $m=2$ $m_S=1$ $\alpha_{PC}=2.5$ $\beta_{PC1}=0.8$ $\tau_{PC}=2.5 \times 10^{-4}$ $\beta_{PC2}=-6.85$ $\alpha_{TK}=0.2$ $\beta_{TK}=0.35$ $\alpha_{TH}=0.227$ $\beta_{TH}=0$ $\alpha_S=3 \times 10^{-2} \sim 3.33 \times 10^{-2}$ include cell degradation	kg←(W, V) kg←(kg) kg←(cm) kg←(W)
Mission	$M_{ST}=1000$ kg $\Delta V=46.2$ m/s/year $f=366$ /year $l=0.5 \sim 10$ year

Fig. 3
Beam vs.
net-accelerating
voltage
(measured
and
calculated
values)

し、各プロセスは前向き伝達特性のみもつものとした。

気化

$$\dot{m}_P = \alpha_V \exp(\beta_V T) \quad (10)$$

電離

$$I_D = \alpha_D \dot{m}_P \tau_D (V_D - \varphi_D) \quad \text{for } V_D > \varphi_D$$

$$= 0 \quad \text{for } V_D \leq \varphi_D \quad (11)$$

イオン抽出

$$J_B = \alpha_B (V_n^{\tau_B} + \beta_{B1}) (\ln I_D + \beta_{B2}) \quad \text{for } \eta_m < \eta_{mu} \quad (12)$$

推力

$$F = \eta_{AC} J_B \sqrt{\frac{2V_n}{\varepsilon_{SP}}} \quad (13)$$

η_{AC} は推力軸のミスアライメント、イオンビームの発散、多価イオンの存在などによる理論推力との損失係数を示す。また $\eta_m \equiv J_B / (\varepsilon_{SP} \dot{m}_P)$ である。

係数 α, β, γ はエンジンの設計により決まり、エン

ジン直径 d の関数である。(10)～(12)式は定性的考察と実験値との定量的適合性をもとに試行錯誤的に導出したモデル式である。エンジン特性は非線形性が強いが単調関数であり、この程度のパラメータ自由度で十分である。実験値から(10)～(12)式のパラメータ同定を行った。

同定の評価を誤差の2乗和にとり Pattern Search によりパラメータ α, β, γ を求め Table 1 に示す結果を得た。誤差の標準偏差は小さく十分な適合を得た。

Fig. 3 には気化器温度をパラメータとし、 J_B に至る総合特性の実験値とモデル計算値を示した。なお実験対象は 5 cm 直径水銀電子衝撃形イオンエンジンとし、実験の簡単化のため電子源はフィラメントとした。

最後に、エンジンの消費パワーを表わすと

$$P_{TH} = J_B V_n + I_D V_D + P_C \quad (14)$$

となる。

2.3 最適化

以上の準備のもとで推進システム重量比を最小とする運転条件とそのときのシステム構成を求める。

ミッションからの拘束条件 (2) とエンジン特性 (11)～(13)式よりエンジン1台あたりの推進剤流量を求めると、

$$\dot{m}_P = \exp \left[\frac{1}{\gamma_D} \left\{ \frac{A M_{ST}}{\alpha_B (V_n^{\tau_B} + \beta_{B1}) \sqrt{\frac{2V_n}{\varepsilon_{SP}} \eta_{AC} \sin \omega \tau}} - C \right\} \right] \quad (15)$$

ここで

$$A = \frac{\omega \Delta V}{3600 \cdot m f \cos \delta}$$

$$C = \ln \alpha_D (V_D - \varphi_D) + \beta_{2D}$$

推進システム重量は(3)~(14)式より

$$\begin{aligned} M_{IS} = & B \dot{m}_P \tau + r_1 \frac{m_s \alpha_s P_{TH}}{\alpha_{PCY} \ln P_{TH} + \beta_{PCY}} \\ & + r_2 m (\alpha_{PC} \ln P_{TH} + \beta_{PC1} \exp \gamma_{PC} V_n) \\ & + M_{BM} \end{aligned} \quad (16)$$

ここで

$$\begin{aligned} B = & 3600 \cdot l f m (r_3 + \alpha_{TK} r_4) \\ M_{BM} = & m (r_2 \beta_{PC2} + r_5 (\alpha_{TH} d + \beta_{TH})) + r_4 \beta_{TK} \\ P_{TH} = & \alpha_D V_D (V_D - \varphi_D) \dot{m}_P \tau^D \\ & + \alpha_B (V_n \tau^B + \beta_{B1}) (C + \gamma_D \ln \dot{m}_P) V_n + P_C \end{aligned}$$

M_{BM} は運転条件に無関係な固定重量である。評価関数を

$$\phi = \frac{M_{IS} - M_{BM}}{M_{ST}} \quad (17)$$

とすれば最適化は探索変数 $(V_n, V_D, \tau; d)$ としての数値計算上の問題におき換わる。

2.3.1 解析解

解の性質を知るためと、探索の初期値を与えるために、いくつかの仮定のもとで、解析解を求めておく。

2.2 で述べたモデル式では解析解が得られない。そこでつぎの仮定を行う。すなわちパワーに関し

$$M_{PC} = m (\alpha_{PC} P_{TH} + \beta_{PC'}) \quad (5')$$

$$\eta_{PC} = \text{const.} \quad (9')$$

とし、エンジンの推進剤利用率 $(\eta_m (\equiv J_B / \varepsilon_{SP} \dot{m}_P))$ 、イオン生成コスト $D (\equiv V_D I_D / J_B)$ を一定とし、エンジン入力パワーは電離と加速に要するパワーの和 $(P_{TH} = V_n J_B + V_D I_D)$ とする。これらの仮定はエンジン径 d が大きな値に固定された時には比較的妥当性をもつものと思われる。この仮定のもとでは、必要推進剤流

量は(2)、(13)式より

$$\dot{m}_P = \frac{A M_{ST}}{\eta_m \eta_{AC} V \sqrt{2 \varepsilon_{SP} V_n} \sin \omega \tau} \quad (18)$$

となり、必要入力パワーは

$$P_{TH} = J_B \left(V_n + \frac{V_D I_D}{J_B} \right) = \eta_m \varepsilon_{SP} \dot{m}_P (V_n + D) \quad (19)$$

となり、これと(3)、(4)、(5')、(6)、(7)、(8)、(9')式より(17)式は

$$\begin{aligned} \phi = & \frac{A \left(\frac{B \tau}{\eta_m} + \zeta (V_n + D) \right)}{\eta_{AC} V \sqrt{2 \varepsilon_{SP} V_n} \sin \omega \tau} \\ \zeta = & \varepsilon_{SP} \left(m \alpha_{PC'} + \frac{m_s \alpha_s}{\eta_{PC}} \right) \end{aligned} \quad (20)$$

となる。

ϕ を最小化する条件は $\partial \phi / \partial \tau = \partial \phi / \partial V_n = 0$ より

$$\tan \omega \tau = 2 \omega \left(\tau + \frac{\zeta \eta_m D}{B} \right) \quad (21)$$

$$V_n = \frac{B \tau}{\zeta \eta_m} + D \quad (22)$$

となり ϕ は

$$\phi = \frac{A \zeta \sqrt{V_n}}{\eta_{AC} \sin \omega \tau} \quad (23)$$

となる。よって最適運転条件は(21)式を Newton 法などを用いて、あるいは図式的に求め、得られる。

Fig. 4 は(21)式の図式解法であり、 $\tau \approx 9 \text{ hr}$ が $\zeta \eta_m D / B = 0$ での最適値となっている。また(22)式より最適の V_n は常に D より大きい。一般に D が大きければ、 τ, V_n 両者の増大を招く。また最適の V_n, τ の条件は各コンポーネントの性能にのみ依存し、必要速度増分にはよらない。必要速度増分の増大は流量の増大を招

Fig. 4 Graphic solution of eq. (21)

Fig. 5 Optimum operating condition

Fig. 6 System mass versus mission time

き、結果としてシステム重量比が比例的に増大する。

2.3.2 数値解

正確には上に述べた仮定は成立しない。(15),(16)式より(17)式を最小化する V_n, τ の数値解を先の実験機を例として求めた結果を **Fig. 5** に示す。係数 α, β, γ は **Table 1** に示したものをを用いた。 α_s に関してはミッション期間でのソーラセルの劣化過程⁵⁾を考慮した。探索法は Pattern Search を用い、初期値は上に述べた近似解を用いた。**Fig. 5** で、 $l \sim 2$ year にみられる傾向の変化は V_n の増加によるイオン抽出が限界にきたことに主として起因する。

Fig. 6 には最適条件でのシステムの重量構成をミッション期間を横軸として示した。なお計算に用いたエンジンは試作実験機であり設計の最適化は十分になされていない。設計極限值($\eta_m = 0.99, D = 100$ eV/ion と仮定)のエンジンを仮定した場合の最適システム重量を求めると 2~10 年ミッションで 24~18% の重量減となった。

3. エンジン運転のオンライン最適化

一般に地上実験で得たシステム設計値であっても、宇宙での運転段階では、長期ミッション中の各システムコンポーネントの特性の変動、状況の変化による評価関数の変更を伴う場合には最適性を失う。イオンエンジンは長期ミッションにおいてその高比推力の利点を発揮するので、このような変化に対応する最適化機能をもつことが望ましい。現段階では最適化機能を補助推進機のためにもたせることは重量の面で現実的ではないが、将来半導体技術の進歩とあいまって、コンピュータコマンドコントロールサブシステム (CCS) を備える大容量衛星が使用される可能性は大きく、そのさいのタスクの一部としてオンライン最適化手法を検討することは有意義なものと考えられる。ここでは設計段階で得られた最適運転状態を目標パラメータとしてエ

ンジン、ほかのシステムコンポーネントの特性変化(主として劣化)、評価関数の変更(搭載機器間のパワー配分など)に対応してオンライン最適化をはかる手法を実験・検討した結果を報告する。

Fig. 7 Block diagram of control system

3.1 最適化の手法

イオンエンジンはその特性がプラズマの電磁場におけるふるまいに依存しているため、劣化過程を含めた定式化が困難なことおよび上述の目的から、最適化の手法として EVOP (Evolutionary Optimization)⁶⁾ が有効と考えられる。システム全体の最適化の中での位置づけを **Fig. 7** に示す。コントロールセンターでは現在状態から EVOP の評価関数の更新を指示する。

EVOP の具体的な適用において問題となるのは、評価関数の選定、気化器コントローラのオン・オフ制御により生ずる低周波ドリフトの除去、高電圧部の絶縁破壊時の対策とデータの乱れの除去、気化器温度の系への感度が高いことに対する配慮などである。プログラムは三つのサブパッケージに分けてあり、以下にその内容を、これらの問題点の処理を含めて述べる。

3.1.1 データ処理・収集

各実験点での平均化処理(移動平均, 平均, 分散)を行う。CPU のコントロールを受ける電源は加速電圧と気化器温度制御装置の二つであり、その値を設定後に定常特性を測定し出力する。

3.1.2 最適探索

評価関数を

$$J = \left(1 - \frac{F}{F_0}\right)^2 + \sum_{i=1}^p \alpha_{pi} \left(\frac{P}{P_0}\right)^{\gamma_{pi}} + \sum_{i=1}^q \alpha_{qi} \left(\frac{Q}{Q_0}\right)^{\gamma_{qi}} + \alpha \left(\frac{P}{P_n}\right)^{\gamma} \quad (24)$$

とする。また制約条件として

$$V_{ni} \leq V_n \leq V_{nu}, \quad T_i \leq T \leq T_u \quad (25)$$

を課する。(24)式において各項はそれぞれ推力の基準値からの誤差、パワー、推進剤消費速度を代表し、第4項はパワーの制約条件を与える。各定数の値により評価のウェイトを変える。ここで制御変数は加速電圧 V_n と気化器加熱温度 T である。(10)~(13)式にみられるように前者はビームの抽出能力および比推力に関係し、後者は推進剤流量に関係する。

探索方法は収束の確実性、実験点の減少、簡単さから可変ステップの Optimal Gradient 法を採用した。こう配の推定はノイズの影響を除くため統計的な意味をもつ回帰分析法によった。**Fig. 8** に探索戦略のフローチャートを示す。

こう配推定のための摂動は **Fig. 9** に示すように6点にわたり行う。このときのこう配ベクトルの V_n および T 成分は G_i を各実験点の評価関数値とすれば、おのおの

$$\xi_{1|P} = \frac{G_3 + G_4 - G_1 - G_6}{4\delta x_1} \quad (26)$$

$$\xi_{2|P} = \frac{G_4 + G_5 + G_6 - G_1 - G_2 - G_3}{6\delta x_2}$$

となる。温度変化の感度が加速電圧に比し相当大きい
ため、Fig. 9 のメッシュのとり方を温度に重点をおい
た形とした。こう配推定の統計的有意性は Fischer の
 F 検定を用い⁶⁾、有意性がない場合には Fig. 9 の振
動を繰返す。最高5回までの反復を行い、それまでに
 V_n, T のこの配成分に対する有意性が得られなければ
探索は停止する。

3.1.3 割込み処理

割込みレベルは1で、つぎの5種を受けつけて処理
する。

- i) High Voltage Break-down
- ii) Experiment Start iii) Experiment Stop
- iv) Real Time Clock v) Key-Board

ここで i) ~ iii) は高電圧が印加されているときのグリ
ッド間、グリッド・アース間の絶縁破壊が発生した
ときの保護回路からの割込み信号であり、探索の中
断・続行のソフト処理に用いる。クロックは定常状態
の待ち時間とデータサンプリング周期の設定のために
用いる。キーボードはデータ収集のサブルーチンと呼
出し、現在データを出力するために用いる。

3.2 ハードウェアの構成

実験に用いたデータ処理システムのハードウェアの
構成を Fig. 10 に示す。このシステムはミニコンを中
枢として構成され、データ測定部、電源駆動部、補助
記憶部、入出力部をインタフェイスとしてもち、ほか
に割込み発生回路をもつ。

3.3 実験および検討

EVOP 実験において、探索の完全自動化は不安が
残るのでオペレータとの TTY による対話方式とし
た。プログラムに対しほぼ 4K のコアを使用し、う
ち 2K は浮動小数点演算のサブルーチンが占める。さ
らに 2K ワード分がデータの一時格納に使われる。

まず、評価関数の多峰の存在の有無および等高線
の形状についてのおおよその知識が必要である。いま、
(24)式の一例としてつぎの評価を考える。

$$J = \left(1 - \frac{F}{F_0}\right)^2 + \left(\frac{P}{P_0}\right)^2 + \left(\frac{Q}{Q_0}\right)^2 + 10 \cdot \left(\frac{P}{P_*}\right)^8 \quad (27)$$

イオンエンジンのモデル式として(10)~(13)式を用
いて(27)式の等高線を電算機により求めると Fig. 11
のようになる。予想されたとおり温度に対して変化率
が大きく ridge が細くなっている。

加速電圧 1,000 V, 気化器温度 240°C を初期値と

Fig. 8 Flow chart of EVOP

してオンライン最
適化を行った結
果、Fig. 11 に示
すように 32 ステ
ップ、195 分で a
点に収束した。

Table 2 にこのと
きの評価関数のパ
ラメータと収束点
の状態を示す。初
期点を変えてもこ
の点に指向することが確認された。

Fig. 9 Perturbation cycle

探索時間の大部分は温度の定常状態待ちである。こ
こでは温度摂動に対し5分、電圧摂動に対し10秒と
した。これはエンジンの熱平衡の時定数により決ま
る。一般に EVOP を適用するには、システム変動
が探索の時間に比し十分長周期であることが必要で
あるが、いまの場合このことはまったく問題となら
ないし、実用上も一日のシステムのデューティ中に
十分最適化可能であることがわかった。また通常
の条件のもとでは評価関数のパラメータ更新は数
カ月のオーダーであり、最適化の周期は月単位で
十分と思われる。したがって最適化は CCS のタ
スクのほんの一部を占めるにすぎない。

4. む す び

イオンエンジンシステムを、静止衛星の南北方向軌

Fig. 10 Block diagram of data processing system

Fig. 11 Contours of objective function

道保持に適用する場合のシステム設計データを，推進システム重量の最小化の点から求めた．近似解析解によりパラメータの感度について見通しを得て，運転条件には $\zeta \eta_m D/B$ の項で関与することを示した．つぎに実際のエンジン特性を実験・同定し，そのモデル式を用い，最適な運転状態，システム構成を探索法により求めた．計算結果はエンジン設計の最適化の重要性および高比推力を指向する必要性を示した．電子技術の進展に伴いソーラパネル，パワーコンディショナの軽量化が進めば前者の要請は弱まるが後者の要請はますます大きくなる．

さらに最適運転状態を目標パラメータとした評価関数のもとで，オンライン最適化を図る手法を実験・検討した．手法は EVOP を用い，長期間ミッションでのシステム変動，評価の変更に対応できるものとし

Table 2 Optimum operating condition

Constant parameter	
$V_D=37$ V	$P_0=309$ mg
$Q_0=0.338$ g/hr	$P_n=150$ W
Optimum operating condition	
$V_n=2230$ V	$T=202^\circ\text{C}$
$J_B=10.1$ mA	$Q=0.089$ g/hr
$I_{SP}=3911$ sec	$P=101.4$ W
$\eta_m=0.833$	$\eta_P=0.355$

た．実験結果はオフラインの推定最適値に近い収束を得て，一日のデュティサイクル中に最適化が可能であり，CCS に十分な機能をもつ大形衛星の軌道保持，あるいは電気推進タグのエンジン運転の静的最適化に有効である

ことを示している．

〔記号〕

d ；エンジン直径，cm F ；推力，N ($F_e=F \cos \delta$)
 I ；電流，A J_B ；ビーム電流，A L ；ミッション期間，year m ；作動エンジン数 $\dot{m}_P$ ；推進剤流量，kg/sec m_s ；同時作動エンジン数 M ；重量，kg
 P ；パワー，W Q ；推進剤流量，g/hr R ；静止軌道半径，m T ；気化器温度， $^\circ\text{C}$ v ；静止軌道速度，m/sec V ；電圧，V V_n ；正味加速電圧，V α, β, γ ；定数 ϵ_{SP} ；比電荷，(Hg; 4.81×10^5 coul/kg)
 η ；効率 ϕ_D ；最小放電電圧，V

〔添字〕

B ；イオンビーム， C ；定数， D ；放電， IS ；イオン推進システム， P ；推進剤， PC ；パワーコンディショナ， S ；ソーラアレー， ST ；衛星， TH ；イオンエンジン， TK ；推進剤用タンク， V ；気化器

参考文献

- 1) R. C. Finke and C. K. Murch: Current Technology in Ion and Electrothermal Propulsion, AIAA, 73-1253, 1/14 (1973)
- 2) 工藤，村上，後関，中山：電子衝撃形イオンエンジンの研究，日本航空宇宙学会誌，19-205, 43/52 (1971)
- 3) W. C. Isley and K. I. Duck: Propulsion Requirements for Communication Satellites, AIAA, 72-514 (1972)
- 4) W. R. Hudson, B. A. Banks: An 8 cm Electron Bombardment Thruster for Auxiliary Propulsion, AIAA, 73-1131, 1/10 (1973)
- 5) R. D. Bourke and C. G. Sauer: The Effect of Solar-Array Degradation on Electric Propulsion Spacecraft Performance, AIAA, 72-444, 1/10 (1972)
- 6) T. H. Lee, G. E. Adams and W. M. Gaines: Computer Process Control, 277/309, John Wiley & Sons (1968)