スピン飛しょう体のインパルス制御源による姿勢制御システムの設計^{*1}

Design of Attitude Control System for Spinning Vehicle by Combination of One-Shot Thrusters

田 中 秀 樹^{*2}・狼 嘉 彰^{*3}・松 永 三 郎^{*3}

Hideki TANAKA, Yoshiaki OHKAMI and Saburo MATUNAGA

Key Words : Rockets, Simulation, Attitude Control, Thruster

Abstract : The main feature of one-shot thrusters is discreteness in both time and space domain. We apply discrete-time sliding mode control to the attitude control of a spinning vehicle. And we consider the space discreteness by applying a simple selection algorithm (SSA) to the selection of the combination of one-shot thrusters prearranged on the vehicle in order to generate the control force. SSA is the new algorithm we proposed, and its calculation load is light in computation load. We adopt a regulator scheme to reject disturbances of precession for a LUNAR-A type penetrator, and conduct numerical simulations of the problem to show the effectiveness of the proposed control algorithm for one-shot thrusters.

1. は じ め に

既存の気象観測等の飛しょう体や宇宙機の姿勢制御用アクチュエータとして用いられているフィン（大気環境下）、連続噴射スラスタやホイール等は、機構が複雑で高価である。これに対し、インパルス型サイドスラスタは制御力を推進薬の燃焼により直接得るため、搭載体積、重量が小さく安価であり、高高度、低動圧下や超高速の飛しょう体に有効である^{1~4)}。この制御源は、超小型のロケットモータによりインパルス状に推力を発生し、1度噴射すると使用できない。

このようなインパルス制御源は、複数個を飛しょう体側面に並べて各方向に噴射できるように機体をスピンさせながら制御系の要求する推力ベクトルを1つまたは複数個のインパルス制御源の組合せで発生させるため、時間的離散性と空間的離散性という特徴を持つ^{5~7)}。本論文では、このインパルス制御源を用いたスピン飛しょう体の姿勢制御システムの構築を目的として、インパルス制御源の時間的離散性と空間的離散性を考慮し、制御系にスライディングモード制御^{5,7~14)}を、制御源の選択法に本論文で提案する単純選択アルゴリズム (SSA: Simple Selection Algorithm) を用いる。スライディングモード制御では、実システムでのコンピュータ使用を考慮して離散時間系で制御系を設計し、ある範囲内に極配置する2次形式評価関数の最適制御の方法¹⁵⁾を用いた切換超平面の設計^{5,7,9,13,14)}により制御源の消費推力が小さくなることも示す。これは実際の

のシステムでは飛しょう体の全備重量を抑えることに有効である。制御源選択の問題は一種の組合せ最適問題に帰着され、一般的には解析的に解くことは事実上困難であるため、解を求めるアルゴリズムが必要となる⁶⁾。この制御源の選択には単純遺伝的アルゴリズム (SGA: Simple Genetic Algorithm)^{16~18)}も適用可能であることを筆者らは報告した^{6,7)}が、計算負荷が非常に大きく、実装するためにはソフトとハード面で最適化を図らなければならない。そこで本論文ではSGAに比べ計算負荷が非常に少なく実用的なアルゴリズムのSSAを提案し、SGAと比べてもほぼ同様に有効であることを示す。

本解析での姿勢制御系構成の概要を第1図に示す。制御対象となるプラントとして、月探査宇宙機であるLUNAR-A^{19,20)}を用い、初期外乱を受け歳差運動する機体を初期平衡状態に戻すレギュレータ問題を取り上げる。コントローラは初期平衡状態量のずれから一定の制御間隔で要求推力を算出し、インパルス制御源の点火選択をSSAにより決定する。ここで、LUNAR-Aは本論文の例題として選んだものであり、実際の姿勢制御系は文献20)等を参照して頂きたい。

2. 解 析 対 象

本論文では3次元6自由度の飛しょう解析を行う。解析対象の飛しょう体として月探査宇宙機であるLUNAR-Aを取り上げ、第1表に示す諸元^{19,20)}を用いる。本解析ではインパルス制御源を重心より350 mm前方と後方に配置し、ピッチ、ヨーの制御を行う（第2図参照）。また、仮定として

・機体運動に関する仮定

仮定1: 飛しょう体のスピンレートは一定である。

^{*1} 平成9年10月20日、第41回宇宙科学技術連合講演会にて発表。
平成10年3月23日原稿受理

^{*2} 日産自動車(株)

^{*3} 東京工業大学

第1図 スピン飛しょう体の姿勢制御系の構成

第1表 スピン飛しょう体 (LUNAR-A) の諸元

Parameter	Symbol	Value
Spin rate	ω	120 rpm
Mass	m	21.2 kg
Moment of inertia	I_{xx}	0.111 kg·m ²
	I_{yy}	2.029 kg·m ²
Impact velocity	U_0	280-300 m/s

第2図 インパルス制御源を搭載したスピン飛しょう体の概要図

仮定2: 機体は剛体で軸対称である。

仮定3: 飛しょう体の質量変化はない。

・制御系に関する仮定

仮定4: 制御に用いる状態変数は入手できる。

仮定5: 制御源はピッチ、ヨー方向に時間遅れなく発生できる。

とする。また、飛しょう環境は月を想定し空気力は働かないものとする。ここで、仮定4, 5はLUNAR-A等の実際の問題では満たされにくく、仮定4においては現実には重量の制約から利用可能なセンサは限られ、入手できる状態変数に制約がある。また、仮定5に対しては制御アクチュエータの応答遅れは避けられない問題であり、高スピン状態での姿勢制御誤差に対して応答遅れは大きな感度を持つ。しかし、本論文では新しいインパルス制御源の制御システム構築ということで理想的な仮定をおいた。

本問題での制御要求は外乱発生2s以内に迎角、横滑り角ともに0.1 rad以下にすることである。

2.1 運動方程式 本節では3次元6自由度の運動方程式を導き、微小擾乱の仮定の下に運動方程式を線形化する²¹⁻²⁴⁾。線形化されていない運動方程式は5.2節の飛しょう解析に、線形運動方程式は3章の制御系の設計と5.1節に用いられる。

運動方程式をたてるに当たり、地球(月)の公転や自転の影響を無視できると仮定し、地球上に固定された局地座標系を基準座標系(慣性系)(X_E, Y_E, Z_E)とする。機体座標系(X_B, Y_B, Z_B) (機体座標系 X_B 軸周りにスピンレート ω で回転しない)をとる。ここで ψ, θ, ϕ はオイラー角、 ω はスピンレート、 Q, R はピッチ角速度とヨー角速度、 $U,$

V, W は各機軸方向の速度、 V_c は重心の速度ベクトル、 α, β は迎角と横滑り角である。このような機体座標系をとることで飛しょう解析の時間刻みを大きくとることができる。この運動方程式は

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg \sin \theta \quad (1)$$

$$m(\dot{V} + RU) = mg \cos \theta \sin \phi + F_{jety1} + F_{jety2} \quad (2)$$

$$m(\dot{W} - QU) = mg \cos \theta \cos \phi + F_{jetz1} + F_{jetz2} \quad (3)$$

$$I_{yy}\dot{Q} = -I_{xx}R\omega - F_{jetz1}l_{jet} + F_{jetz2}l_{jet} \quad (4)$$

$$I_{yy}\dot{R} = I_{xx}Q\omega + F_{jety1}l_{jet} - F_{jety2}l_{jet} \quad (5)$$

となる²¹⁻²⁴⁾。ここで、 $F_{jety1}, F_{jetz1}, F_{jety2}, F_{jetz2}$ は位置1と2のサイドジェットの Y_B, Z_B 軸方向の制御推力、 l_{jet} (350 mm) は重心から制御源までの長さであり、 l_{jet} はインパルス制御源の各々が小さいとして一定とした。

2.2 線形化モデル 運動方程式(1)~(5)に対し、飛しょう体の釣り合いからの微小擾乱を考え微小項を無視すると線形化された運動方程式²¹⁻²⁴⁾は

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (6)$$

$$x = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ \beta \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -W_0 & -g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega I_{xx}/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & \omega I_{xx}/I_{yy} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/mU_0 & 1/mU_0 \\ 0 & 0 & -l_{jet}/I_{yy} & l_{jet}/I_{yy} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/mU_0 & 1/mU_0 & 0 & 0 \\ l_{jet}/I_{yy} & -l_{jet}/I_{yy} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$u = \begin{bmatrix} F_{jety1} \\ F_{jety2} \\ F_{jetz1} \\ F_{jetz2} \end{bmatrix}$$

となる。ここで添字の0は各変数の定常値を、小文字は擾乱を表す。また、変数 $V_0, Q_0, R_0, \psi_0, \theta_0$ は定常値がゼロとし、 U_0 は W_0 よりも非常に大きいとして

$$\alpha = w/U_0, \beta = v/U_0 \quad (7)$$

とした。

3. スライディングモード制御系の設計

本章では離散時間系レギュレータ問題のスライディングモード制御系^{5,7-14)}を設計する。離散時間系で設計するのは実システムに適用する場合にはコンピュータを用いて実現されるからである。そこで連続時間系の式(6)の離散時間系

$$x(k+1) = \Phi x(k) + \Gamma u(k) \quad (8)$$

に対し、制御系を設計する。ここで $x \in R^n, \Phi \in R^{n \times n}, \Gamma$

$\in \mathbf{R}^{n \times m}$, $n=7$, $m=4$ である.

3.1 切換超平面の設計 式(8)のシステムに対し, スライディングモードになってから, 評価関数

$$J_d = \sum_{k=k_s}^{\infty} \mathbf{x}(k)^T \mathbf{Q} \mathbf{x}(k) \quad (9)$$

を最小にする最適な切換超平面を設計^{5,7-9,13,14)}する. ただし, k_s はスライディングモードが始まる時間であり, 行列 $\mathbf{Q}$ は対称正定値行列である. まず, 式(8)を変換行列 $\mathbf{T}$ により

$$\begin{bmatrix} \bar{\mathbf{x}}_1(k+1) \\ \bar{\mathbf{x}}_2(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{x}}_1(k) \\ \bar{\mathbf{x}}_2(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \Gamma_2 \end{bmatrix} \mathbf{u}(k) \quad (10)$$

$$\mathbf{x}(k) = \mathbf{T}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{x}}_1(k) \\ \bar{\mathbf{x}}_2(k) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{T}\mathbf{T}^{-1} = \begin{bmatrix} 0 \\ \Gamma_2 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}\mathbf{Q}\mathbf{T}^{-1} = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix}$$

に変換する. このシステムに適用するため, 式(9)に同様の変換を行うと

$$\begin{aligned} J_d &= \sum_{k=k_s}^{\infty} \bar{\mathbf{x}}(k)^T \bar{\mathbf{Q}} \bar{\mathbf{x}}(k) \\ &= \sum_{k=k_s}^{\infty} \{ \bar{\mathbf{x}}_1(k)^T \mathbf{Q}_{11} \bar{\mathbf{x}}_1(k) \\ &\quad + 2 \bar{\mathbf{x}}_1(k)^T \mathbf{Q}_{12} \bar{\mathbf{x}}_2(k) + \bar{\mathbf{x}}_2(k)^T \mathbf{Q}_{22} \bar{\mathbf{x}}_2(k) \} \end{aligned} \quad (11)$$

$$\bar{\mathbf{Q}} = (\mathbf{T}^{-1})^T \mathbf{Q} \mathbf{T}^{-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{11} & \mathbf{Q}_{12} \\ \mathbf{Q}_{21} & \mathbf{Q}_{22} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q}_{21}^T = \mathbf{Q}_{12}$$

となる. ここで $\bar{\mathbf{x}}_1 \in \mathbf{R}^{n-m}$, $\bar{\mathbf{x}}_2 \in \mathbf{R}^m$, $\Gamma_2 \in \mathbf{R}^{m \times m}$ である. この評価関数を最小にする最適な切換超平面は

$$\sigma(k) = [\mathbf{S}_1 \quad \mathbf{S}_2] \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{x}}_1(k) \\ \bar{\mathbf{x}}_2(k) \end{bmatrix} = 0 \quad (12)$$

$$\mathbf{S}_1 = \mathbf{K} + \mathbf{Q}_{22}^{-1} \mathbf{Q}_{21}, \quad \mathbf{S}_2 = \mathbf{I},$$

$$\mathbf{K} = (\mathbf{Q}_{22} + \Phi_{12}^T \mathbf{P} \Phi_{12})^{-1} \Phi_{12}^T \mathbf{P} \Phi_{11}^*$$

で与えられる^{8,14)}. ここで $\mathbf{I}$ は単位行列, $\mathbf{P}$ は離散型リカッチ方程式

$$\begin{aligned} \mathbf{P} - \Phi_{11}^{*T} \mathbf{P} \Phi_{11}^* + \Phi_{11}^{*T} \mathbf{P} \Phi_{12} (\mathbf{Q}_{22} + \Phi_{12}^T \mathbf{P} \Phi_{12})^{-1} \Phi_{12}^T \mathbf{P} \Phi_{11}^* \\ - \mathbf{Q}_{11}^* = 0 \end{aligned} \quad (13)$$

$$\Phi_{11}^* = \Phi_{11} - \Phi_{12} \mathbf{Q}_{22}^{-1} \mathbf{Q}_{12}^T, \quad \mathbf{Q}_{11}^* = \mathbf{Q}_{11} - \mathbf{Q}_{12} \mathbf{Q}_{22}^{-1} \mathbf{Q}_{12}^T$$

の正定対称唯一解である. また, 閉ループ

$$\bar{\mathbf{x}}_1(k+1) = (\Phi_{11} - \Phi_{12} \mathbf{S}_2^{-1} \mathbf{S}_1) \bar{\mathbf{x}}_1(k) \quad (14)$$

の極を中心 $\alpha + j0$, 半径 r ($r \leq 1$) の小円板内に配置させるには $\mathbf{P}$ を離散型リカッチ方程式

$$\begin{aligned} \mathbf{P} - \frac{(\Phi_{11}^* - \alpha \mathbf{I})^T}{r} \mathbf{P} \frac{(\Phi_{11}^* - \alpha \mathbf{I})}{r} \\ + \frac{(\Phi_{11}^* - \alpha \mathbf{I})^T}{r} \mathbf{P} \frac{\Phi_{12}}{r} \left(\mathbf{Q}_{22} + \frac{\Phi_{12}^T}{r} \mathbf{P} \frac{\Phi_{12}}{r} \right)^{-1} \frac{\Phi_{12}^T}{r} \mathbf{P} \frac{(\Phi_{11}^* - \alpha \mathbf{I})}{r} \\ - \mathbf{Q}_{11}^* = 0 \end{aligned} \quad (15)$$

の正定対称唯一解として与えれば良い¹⁵⁾. 状態変数 $\mathbf{x}(k)$ の表記では式(12)は

$$\sigma(k) = \mathbf{S} \mathbf{x}(k) = 0, \quad \mathbf{S} = [\mathbf{S}_1 \quad \mathbf{S}_2] \mathbf{T} \quad (16)$$

となる. この超平面でスライディングモードを生じさせる, 評価関数 J_d を最小にする制御系を構成することがで

きる.

3.2 コントローラの設計 制御入力は線形状態フィードバック制御項 $\mathbf{u}_{eq}$ と非線形制御項 $\mathbf{u}_{nl}$ で構成され

$$\mathbf{u}(k) = \mathbf{u}_{eq}(k) + \mathbf{u}_{nl}(k) \quad (17)$$

$$\mathbf{u}_{eq}(k) = -\mathbf{K}_{eq} \mathbf{x}(k), \quad \mathbf{K}_{eq} = (\mathbf{S}\mathbf{T})^{-1} \mathbf{S}(\Phi - \mathbf{I}) \quad (18)$$

$$\mathbf{u}_{nl}(k) = -\mathbf{K}_{nl} \mathbf{x}(k), \quad \mathbf{K}_{nl} = \eta (\mathbf{S}\mathbf{T})^{-1} \mathbf{S} \quad (19)$$

で与える^{5,8,10)}. η は非線形項のゲイン係数で $0 < \eta < 2$ のとき, 切換超平面 $\sigma(k) = 0$ 上に状態が到達することが保証される⁵⁾.

4. 点火選択の定式化と単純選択アルゴリズム

本章では, インパルス制御源の点火選択の定式化と選択に用いる単純選択アルゴリズム (SSA) を提案する. 以下では, 位置 1 の制御源を例にとるが, 位置 2 でも同様である.

4.1 定式化 インパルス制御源の点火選択の定式化のために第 3 図を参照して制御力を幾つかの行列に分解し,

$$\begin{bmatrix} F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \mathbf{D} \mathbf{G} \mathbf{F} \quad (20)$$

$$\mathbf{D} = [\mathbf{D}_1 \quad \mathbf{D}_2 \quad \cdots \quad \mathbf{D}_k \quad \cdots \quad \mathbf{D}_{n_{col}}],$$

$$\mathbf{G} = \text{diag}[\delta_1 \quad \delta_2 \quad \cdots \quad \delta_j \quad \cdots \quad \delta_{n_{all}}],$$

$$\mathbf{F} = [\mathbf{F}_1 \quad \mathbf{F}_2 \quad \cdots \quad \mathbf{F}_j \quad \cdots \quad \mathbf{F}_{n_{all}}]^T$$

とする. ここで,

$$\begin{aligned} \mathbf{D}_k &= \begin{bmatrix} \sin \phi_k & \sin(\phi_k + \theta_{jetk}) & \cdots & \sin\{\phi_k + (n_{jetk} - 1)\theta_{jetk}\} \\ \cos \phi_k & \cos(\phi_k + \theta_{jetk}) & \cdots & \cos\{\phi_k + (n_{jetk} - 1)\theta_{jetk}\} \end{bmatrix} \\ &\quad (k=1, 2, \cdots, n_{col}) \end{aligned} \quad (21)$$

$$\delta_j = \begin{cases} 1 & (j \text{ 番インパルス制御源 on の場合}) \\ 0 & (j \text{ 番インパルス制御源 off の場合}) \end{cases} \quad (22)$$

$$(j=1, 2, \cdots, n_{all})$$

n_{col} , n_{all} は制御源の列数と個数である. また, 行列 $\mathbf{D}$ は各制御源を Y_B , Z_B 軸に分解する行列, 行列 $\mathbf{G}$ は制御源の on, off (j 番制御源が on の場合は δ_j が 1, off なら 0) を決める行列, 行列 $\mathbf{F}$ は制御源の推力を要素とする行列である.

4.2 単純選択アルゴリズム (SSA) の解析手順 点火選択アルゴリズムとして SGA は最適な組合せを広く探索することができる⁶⁾が, ランダムサーチの確率的な探索のため反復計算が必要とされ, 実時間で計算するには並列計算チップ等の工夫が必要とされる欠点がある. 本節では, SGA に比べ計算時間が非常に少ない単純選択アルゴリズムを提案する.

その概要は制御系から要求された制御力 $\mathbf{F}_{inp}$ に最も近いインパルス制御源を 1 つ選び, この制御源で不足分の制御力をまた 1 つ選ぶという手順を数回繰り返し, 点火する制御源を選択していく方法である.

これを具体的に説明すると第 1 回目の反復では, 制御系

(a) インパルス制御源の配置

ϕ_k : The angle between a standard of one-shot thrusters and Z-B axis
 θ_{jet_k} : The angle made by two one-shot thrusters

(b) 列の断面図

第3図 インパルス制御源の点火選択の定式化の説明図

から要求された制御力 F_{inp} を

$$f_{inp}(0) = F_{inp} \quad (23)$$

とし,

$$\|f_{inp}(0) - f_k\|_2 \quad (24)$$

が最小となる f_k を見つけ $f_{ch}(1) = f_k$ とし, 点火制御源の1つとする. ここで k は制御源に付けられた番号, 行列 f_k は

$$f_k = Dg^T \quad (25)$$

$$g = \text{diag}[\delta_{1k} \ \delta_{2k} \ \cdots \ \delta_{jk} \ \cdots \ \delta_{n_{all}k}]$$

$$f = [f_1 \ f_2 \ \cdots \ f_j \ \cdots \ f_{n_{all}}]^T = F$$

$$\delta_{jk} = \begin{cases} 1 & j=k \\ 0 & j \neq k \end{cases}$$

であり, 行列 f と行列 D は式(20)と同様に推力を要素とする行列と各制御力を Y_B , Z_B 軸に分解する行列である.

第4図 単純選択アルゴリズム (SSA) の流れ図

そして判定条件

$$\frac{\|F_{inp} - f_{ch}(1)\|_2}{\|F_{inp}\|_2} \leq \delta_{lim} \quad (26)$$

(δ_{lim} : 予め設定する判定値) を満たしていれば f_k のみを点火し, 満たしていなければ

$$f_{inp}(1) = f_{inp}(0) - f_{ch}(1) \quad (27)$$

として式(24)~(27)と同様な操作を決められた反復回数 cyc_{max} まで繰り返す. 最終的に判定条件が満足されなければこの回の制御はしないこととする. この手順の流れ図を第4図に示す. 以下の解析では, $\delta_{lim} = 0.2$ とした.

5. 解析結果

本章では3章の制御系を2.2節の線形化モデルの離散時間系で超平面の設計の後, その制御系を2.1節の連続時間系の非線形解析モデルへ適用する. ここで超平面は消費した推力が少なくなるように選ばれる.

第2表 極配置と制御間隔をパラメータとした解析ケース

Pattern of pole-placement		Pattern A	Pattern B	Pattern C	Pattern D	Pattern E
	Requested pole-placement area
	Center: $\alpha + 0j$	0.0 + 0j	0.0 + 0j	0.5 + 0j	0.7 + 0j	0.9 + 0j
	Radius: r	1.0	0.5	0.4	0.2	0.05
	Eigenvalues of closed loop system	0.999 0.999 0.999	0.250 0.250 0.250	0.820 0.820 0.820	0.833 0.833 0.833	0.925 0.925 0.925
Case No.	$\Delta t_c = 0.001[s]$	Case 1.	Case 2.	Case 3.	Case 4.	Case 5.
	$\Delta t_c = 0.01[s]$	Case 6.	Case 7.	Case 8.	Case 9.	Case 10.
	$\Delta t_c = 0.1[s]$	Case 11.	Case 12.	Case 13.	Case 14.	Case 15.

 Δt_c : Time interval of control

第3表 各ケースでのインパルス制御源の消費推力

Thrust consumption [Ns]	Case No.	Case 1.	Case 2.	Case 3.	Case 4.	Case 5.
	Y_B direction	10.73	1.025	3.173	3.337	5.152
	Z_B direction	10.73	1.036	2.432	2.590	4.572
	Total	21.46	2.061	5.605	5.927	9.724
	Case No.	Case 6.	Case 7.	Case 8.	Case 9.	Case 10.
	Y_B direction	93.45	4.856	6.512	7.092	16.50
	Z_B direction	83.14	1696	9.869	3.677	11.10
	Total	176.6	1701	10.73	10.77	27.60
	Case No.	Case 11.	Case 12.	Case 13.	Case 14.	Case 15.
	Y_B direction	317.1	—	4.043	4.367	10.08
	Z_B direction	168.5	—	40.83	13.42	8.110
	Total	485.6	—	44.87	17.79	18.19

第5図 インパルス制御源の配置

5.1 離散時間系線形モデルへの適用 (切換超平面の設計) 式(6)に第1表の飛しょう体諸元 ($U_0=300$ m/s とする) と月での重力加速度 $g=1.6464$ m/s² を代入し, サンプル時間 $\Delta t=0.001$ s でゼロ次ホールドモデルにより離散化する. このモデルに極指定範囲と制御時間間隔: Δt_c をパラメータとして3章の制御系を用いる. 解析ケースを第2表に示す. ここで第2表の閉ループ固有値とは, 指定された極配置範囲から前章の解析手順で決定された超平面を用いた場合の行列 ($\Phi_{11}-\Phi_{12}S_2^{-1}S_1$) の固有値である. 3章の制御系は, 状態空間モデルのサンプル時間で制御器も作動することが前提になっているが, この前提を満たさない場合 (Case 6~15) においてもこの制御系のロバスト性を確認するために制御時間間隔をパラメータと

(a) 迎角の時間変化

(b) 横滑り角の時間変化

第6図 飛しょう解析結果例

した. 各ケースで初期外乱を $q=r=0.1$ rad/s, それ以外の状態変数を0, 式(9)の行列 Q を

$$Q = \text{diag}(0 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1) \quad (28)$$

として解析した. 各ケースで2秒間制御した場合の消費推力の結果を第3表に示す. それぞれの Δt_c で消費推力が最小になるケース [ケース2, ケース8, ケース14] が存在し, その極指定範囲が異なっている. これより, Δt_c に応じて極指定をすることで消費推力を小さくできることが確認できる.

5.2 連続時間系非線形解析モデルへの適用 前節で設計した切換超平面とコントローラを制御系に用い, 位置1, 2のインパルス制御源の配置は同じとし, その配置は第5図に示すように8×8の計64個 (位置1, 2で計128個) 搭載し, 同じ列には同じ力積の制御源を等間隔 ($\theta_{\text{set}}=45^\circ$) に配置する. また, 制御間隔を0.1 s, 初期外

乱としてピッチとヨーの角速度 q, r を 0.1 rad/s とする。この条件で解析した迎角 α , 横滑り角 β , 制御力 ($I_{jet1}, I_{jet2}, I_{jet3}, I_{jet4}$: 位置1, 2での Y_B, Z_B 軸の制御力積) の結果とインパルス制御源の消費の様子を第6, 7図と第4表に示す。ここで, 第5図の制御源配置の決定は, 試行錯誤的に5, 6回の飛しょう計算より搭載個数を決定した。第6図より, インパルス制御源の空間的離散性を考慮しても, SSAを用いることで姿勢誤差が $\pm 0.05 \text{ rad}$ 以内に収まっていることがわかり, 制御要求は満足さ

れている。また, 第4表のインパルス制御源の消費の様子より, 制御系の要求推力をインパルス制御源1, 2個の点火の組合せで達成しており, 搭載個数の範囲内で収まっている。さらに, 制御源の配置は第5図のままで, 他の初期外乱として角速度 q, r を $0.02, 0.04, 0.06, 0.08 \text{ rad/s}$ とした場合の解析を実施した結果, 制御要求を満たしており本論文で構築した制御系はロバストであることを確認した。

6. 結 言

インパルス制御源の時間的, 空間的離散性を考慮に入れた3次元6自由度のスピン飛しょう体姿勢制御のレギュレータ問題の数値解析にスライディングモード制御と本論文で提案したSSAを適用し, 以下のことが確認できた。

- (1) スピン飛しょう体の制御系にスライディングモード制御は有効である。
- (2) 切換超平面の設計において, 2次形式評価関数を最小化する最適制御問題に極配置を考慮することで消費する制御量を小さくすることができる。
- (3) インパルス制御源の点火選択に本論文で提案した(SSA: Simple Selection Algorithm)を適用する方法は有効である。

今後, どれだけの推力のインパルス制御源を何個装備するかという最適配置の考察が必要である。また, 入手できる状態変数の制限, センサ誤差や制御時間遅れ等の外乱も考慮する必要がある。さらに, SSAのロバスト化のためには, 1回の反復での制御源の組合せを増やすことが考えられる。この場合には, 計算時間が増加するため制御源の組合せの個数とロバスト化とのトレードオフが必要である。

(a) 位置1での制御推力

(b) 位置2での制御推力

第7図 制御推力

第4表 インパルス制御源の消費の様子 (位置1)

The 1st control	The 2nd control	The 3rd control	The 4th control	The 5th control	The 6th control	The 7th control
The number of remained thrusters 64 The number of consumed thrusters 2	62 1	61 2	59 2	57 0	57 2	55 0
The 8th control	The 9th control	The 10th control	The 11th control	The 12th control	The 13th control	The 14th control
55 1	54 0	54 0	54 2	52 0	52 2	50 0
The 15th control	The 16th control	The 17th control	The 18th control	The 19th control	The 20th control	Note
						● Remained thrusters ○ Fired thrusters
50 0	50 2	48 1	47 2	45 0	45 1	

参 考 文 献

- 1) Yamanaka, T. and Tanaka, H.: Effects of Impulse Thruster on Exterior Ballistic Accuracy Improvement for a Hyper Velocity Rocket, 16th Int. Symp. on Ballistics, San Francisco, 1996.
- 2) 泉頭悦郎, 高梨晋一郎, 吉田昭彦, 菊本浩介, 高橋龍雄, 山中 勉: 飛しょう体のサイドジェットの空力干渉効果について(1)実飛しょう試験, 第35回飛行機シンポジウム講演集, 1997, pp. 265-268.
- 3) 高梨晋一郎, 泉頭悦郎, 吉田昭彦, 菊本浩介, 徳永英紀, 高橋龍雄: 飛しょう体のサイドジェットの空力干渉効果について(2)飛しょう体に作用する力による推定, 第35回飛行機シンポジウム講演集, 1997, pp. 269-272.
- 4) 高梨晋一郎, 泉頭悦郎, 吉田昭彦, 菊本浩介, 田中秀樹, 関野展弘, 日高義徳: 飛しょう体のサイドジェットの空力干渉効果について(3)圧力場の相似則による推定, 第35回飛行機シンポジウム講演集, 1997, pp. 273-276.
- 5) 田中秀樹, 狼 嘉彰: インパルス制御源を用いたスピン飛しょう体の姿勢制御 (第1報), 日本機械学会論文集, C編, 64, 621 (1998), pp. 1699-1706.
- 6) 田中秀樹, 松永三郎, 狼 嘉彰: インパルス制御源を用いたスピン飛しょう体の姿勢制御 (第2報), 日本機械学会論文集, C編, 64, 622 (1998), pp. 2026-2032.
- 7) 田中秀樹, 狼 嘉彰, 松永三郎: インパルス制御源を用いたスピン飛しょう体の姿勢制御, 第41回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1997, pp. 217-222.
- 8) 野波健蔵, 田 宏奇: スライディングモード制御, コロナ社, 東京, 1994, pp. 190-203.
- 9) 野波健蔵, 田 宏奇: ロバスト最小次元 VSS オブザーバを適用した弾性ロータ・磁性軸受系のスライディングモード制御, 日本機械学会論文集, C編, 60, 571 (1994), pp. 897-905.
- 10) 増淵正美, 川田誠一: システムのモデリングと非線形制御, コロナ社, 東京, 1996, pp. 209-226.
- 11) Furuta, K.: Sliding Mode Control of a Discrete System, Systems & Control Lett., 14 (1990), pp. 145-152.
- 12) Utkin, V. I.: Variable Structure Systems with Sliding Modes, IEEE Trans. Automat. Contr., 22, 2 (1977), pp. 212-222.
- 13) Utkin, V. I. and Yang, K. D.: Methods for Constructing Discontinuity Planes in Multidimensional Variable Structure Systems, Automation and Remote Control, 39 (1978), pp. 1466-1470.
- 14) Piper, J. K. and Surgenor, B. W.: Discrete Sliding Control of a Coupled-Drives Apparatus with Optimal Sliding Surface and Switching Gain, IEE Proc. Pt. D, 140, 2 (1993), pp. 70-78.
- 15) 古田勝久: デジタルコントロール, コロナ社, 東京, 1989, pp. 116-150.
- 16) 北野宏明: 遺伝的アルゴリズム, 産業図書, 東京, 1993, pp. 3-29.
- 17) 坂和正敏, 田中雅博: 遺伝的アルゴリズム, 朝倉書店, 東京, 1995, pp. 1-31.
- 18) デービス, L. 編 (嘉数侑昇ほか訳): 遺伝的アルゴリズムハンドブック, 森北出版, 東京, 1994, pp. 106-119.
- 19) 中島 俊: LUNAR-A 計画, 第40回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1996, pp. 13-17.
- 20) 森田泰弘, 中島 俊, 橋本樹明, 馬場研一, 寺田 博, 白川健一, 阿部健一: LUNAR-A ベネトレータ姿勢制御系の開発, 第5回アストロダイナミクスシンポジウム講演後刷り集, 1995, pp. 71-76.
- 21) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 東京, 1982, pp. 1-74.
- 22) Etkin, B.: Dynamics of Atmospheric Flight, John Wiley & Sons, New York, 1972, pp. 104-195.
- 23) Nelson, R. C.: Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, Boston, 1989, pp. 83-109.
- 24) Ashley, H.: Engineering Analysis of Flight Vehicles, Dover Publications, New York, 1974, pp. 27-46.