

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2007～2009

課題番号：19560787

研究課題名（和文） 劣駆動型宇宙機への無駄時間補償・一定制御手法の研究

研究課題名（英文） Study on delay time compensation and constant control method for under-actuated space vehicles

研究代表者 首都大学東京 システムデザイン研究科

教授 小島 広久

研究者番号 50322350

研究成果の概要：

2リンク平面宇宙ロボットの姿勢制御問題において、モデル化誤差（本体の慣性能率誤差）及び時間遅れを補償するために、適応不変マニフォールドベース切替制御則を提案した。本提案手法は、動径不変向角と呼ばれる不変マニフォールドに到達するまで、アームを目標値まわりで一定回転させつつ、本体慣性能率誤差を補償する第1段階と、目標値まで不変マニフォールド上を滑る第2段階からなる不連続な制御手法である。数値計算により、慣性能率および遅れ時間をほぼ正しく推定でき、アーム角度ならびに本体姿勢を目標値へ遷移させることが可能であること及び整定時間がムカジーら提案の方法よりも短いことを確認した。

交付額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	2,700,000	810,000	3,510,000
2008年度	800,000	240,000	1,040,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,500,000	1,050,000	4,550,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：劣駆動システム、適応制御、スライディングモード制御、不連続制御、非ホロノミック拘束

1. 研究開始当初の背景

2トルクによる3軸姿勢制御や平面2リンク宇宙ロボットの姿勢制御は劣駆動システムであり、安定化制御手法として、時変フィードバック (Morin et al[1995])、不連続フィードバック (Coron and Kerai[1996])、中心多様体 (Aeyels and Szafranski[1998])、ゼロダイナミクスによる方法、スライディングモード制御 (照井[2005])などが提案され

てきた。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が行った実機 (バイアスモーメント衛星) を用いた月トラッキング問題に対するスライディングモード制御実験は軌道上で行われた唯一の実験であり有名であるが、実装上の関係より、変化する時間遅れを伴うシステムとなっていたことが明らかになった。この場合システムは時間遅れを含む劣駆動システムとなり、制御性能の劣化は避けがたく、場合

によっては不安定なシステムになる恐れがある。無駄時間を補償する方法としては、スミス法、状態予測制御などが知られており有効性が既知であるが、時間遅れを伴う劣駆動システムに関する研究はまだ多くない。また、これまで行われてきた劣駆動システムの制御手法は制御力が可変であることを前提としていた。ところが、スラストによってトルクを発生する宇宙機の場合、PWPF モジュールを使用しないかぎり、発生トルクの大きさは一定であるといった実装上の制約がある。もし発生制御トルクが一定であり、可変時間遅れが伴うシステムであっても、制御可能となる手法が確立されるならば、宇宙機を設計する上で必ず考慮しなければならないフォールトトレランス性に繋がり、宇宙機の構造を簡便にできる効用が期待できる。

これを実現するための前段階研究として、①トルクによる3軸姿勢制御問題に対するゼロダイナミクス手法において時間遅れがある場合の影響の研究、②一定2トルクを実装した場合における安定化度合いの数値検討③スライディングモード制御による姿勢安定化における時間遅れの影響の実験的検討、④一定2トルクによる3軸角速度制御へのマニフォールドの数値的生成について調査した。その結果、①1軸ごとに制御が可能でモデル化誤差が無い場合には、安定限界となる時間遅れ量と制御ゲインとの関係が、既存の理論どおり（無駄時間×スライディングモード制御ゲイン $< \pi/2$ ）であることが、数値シミュレーションおよび実験にて確認された。②ゼロダイナミクスやタイムバッキング制御で求められた制御量を、PWPFを単純に利用してシステムに加えても安定化できないこと③一定トルクによって生成されるマニフォールドで解析的に求められるトルクの符号組み合わせが存在すること、などが分かった。

2. 研究の目的

上記のような研究背景・前段階研究の知見から、本研究は劣駆動システムに対し、以下の3点を明らかにすることを目的とする。

①一定の大きさの制御力でもって劣駆動システムを安定化できる状態（マニフォールド）を求め、制御タイミングを適切に実装可能な速度で求めることができる手法を明らかにする。

②①で得られたマニフォールドを利用することで、時間遅れを伴うシステムにおける時間遅れ量を予測可能とする方法を明らかにし、予測された時間遅れ量に基づく無駄時間補償制御型劣駆動制御手法を提案する。

③無駄時間以外のモデル化誤差がシステムに含まれる場合、数学モデルに基づいて既定されるマニフォールドが実物モデルのも

のと異なり、適切な制御切替えタイミングや、無駄時間量の予想が正しくなくなることが予想される。モデル化誤差に対処する方法として適応則を組み込む方法を明らかにし、無駄時間とモデル化誤差を個別に求める手法を確立する。この3点の研究結果で得られた知見の妥当性を実験にて検証する。

3. 研究の方法

① 従来法の問題点（収束速度の遅さ）の原因を制御理論（制御式）の面から考察する。

② ①の考察で得られた問題点を改善するために、リー括弧運動をより積極的に行わせる制御方式を考案する。具体的には、関節空間内で目標状態との距離を一定に保つ拘束を与え、目標状態へ到達できる不変マニフォールドへ到達させる方式を取る。

③ ②の拘束を与えることにより、遅れ時間およびモデル化誤差（本研究では本体慣性性能率誤差とする）を推定する。関節空間内での目標角と一定になる拘束を保持すべく制御を行うが、遅れ時間が存在するため、この拘束は必ずしも維持されない。しかし拘束からのずれを逆に利用し、遅れ時間を幾何学的に求める。遅れ時間が正しく推定できれば、モデル予測制御により遅れ時間を見かけ上、無くすことができ、後はモデル化誤差を推定するだけになる。遅れ時間によるズレは消去した後、数学モデルに基づきリー括弧運動で予測した本体姿勢変化量と実際の姿勢変化量との差から本体慣性性能率の誤差を推定する適応則を導出する。適応則の導出の際は、本体姿勢変動予測のための線積分が面積分への変換がストークスの定理で可能であり、さらに②での拘束を考慮することで、周回面積が一定となり、計算量が少なくでき、また本体姿勢変動予測量と実際の変動量との差と本体慣性性能率誤差との関係が陽に記述できることを利用する。以上の方法の有効性を数値シミュレーションで確認する。

④ 2リンク平面ロボット実験装置を作成する。関節の駆動には速度制御を行うためにステッピングモータを用い、角度測定にロータリエンコーダを用いる。本体姿勢角の計測には磁気センサーで計測する。慣性性能率は Dynamic Inertia 社製の慣性性能率測定器でもって測定し、実モデル値として用いる。従来法（ほぼ時不変フィードバック制御）と本研究で提案した制御手法を実装し、効果・優劣・問題点等を実験で検証する。

4. 研究成果

本研究では、モデル化誤差と遅れ時間に対処するために、適応不変マニフォールドベース切替制御を提案した。この手法は不連続制御手法であり、二つのステップで構成されている。まず、関節角を周期的に変化させ、角度状態を不変マニフォールドに到達させると同時に周期運動中に予想した姿勢変化と実際との変化との差からモデル化誤差を推定する。次に関節角の角速度の比を一定に制御することで状態が目標状態に到達するまで不変マニフォールド上をスライドさせる。不変マニフォールドは時間には依存しないが、システムのパラメータには依存するため、モデル化誤差が正しく推定された後は、不変マニフォールド上の予想値と実際の値とのずれから遅れ時間も推定することができると考えられる。しかしながら、不変マニフォールド上に到達したと判定した後で時間遅れを推定したのでは、不変マニフォールド到達判定自体が正しく行われず、不変マニフォールド上を移動できず結果として無駄な動きをすることになる。そこで本研究では第一段階における関節空間内での回転運動が時間遅れによってどのように変化しうるかを幾何学的に考察し、そこから時間遅れを推定する方法を提案した。なお、時間遅れとモデル化誤差を同時に推定することは不可能であるので、第一段階の前半で時間遅れを推定し、その後時間遅れを補償した形で関節空間内を一定半径で回転できるようにした上でモデル化誤差（本稿では本体慣性性能率誤差）を推定することとする。

図1に示す台座のリンクと2回転関節をもつ2リンクマニピュレータから構成される平面宇宙ロボットを考える。初期の角運動量がなく外部から力やトルクが作用しないとすれば、角運動量保存則より、宇宙ロボット本体の姿勢角の時間変化は $\mathbf{X} = [\phi_1 \ \phi_2 \ \theta]^T$, 制御入力 $u_1 = \dot{\phi}_1, u_2 = \dot{\phi}_2$ とすると、次の対称アフィンの形に書くことができる。

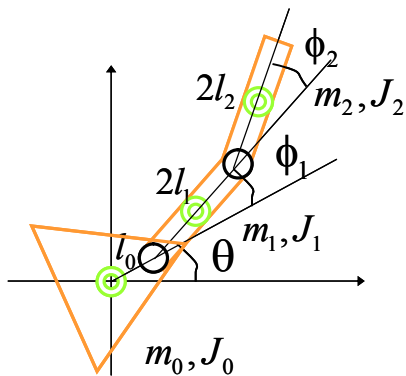


Fig. 1 2リンク平面宇宙ロボットモデル

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_1 \\ \dot{\phi}_2 \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ h_1(\phi_1, \phi_2) & h_2(\phi_1, \phi_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

このシステムは2入力3出力の劣駆動システムであり、特にパフ形式と呼ばれるシステムである。

アーム運動による本体姿勢の変化は、式(2)の第3成分（もしくは式(1)）を積分することにより求められる。今、リンク角がリンク角空間 (ϕ_1, ϕ_2) 内で閉経路を一周させた場合、本体姿勢変動は

$$\Delta\theta = \oint h_1(\phi_1, \phi_2) d\phi_1 + h_2(\phi_1, \phi_2) d\phi_2 \quad (3)$$

で求められる。式(3)の線積分を Stokes の定理を用いて面積分に変換すると、次式となる。

$$\Delta\theta = \oint \left(\frac{\partial h_1}{\partial \phi_2} - \frac{\partial h_2}{\partial \phi_1} \right) d\phi_1 \wedge d\phi_2 \quad (4)$$

ここで、 $h_3 := \partial h_1 / \partial \phi_2 - \partial h_2 / \partial \phi_1$ は第1次 Lie 括弧微分であり、また $d\phi_1 \wedge d\phi_2$ は外微分と呼ばれるものであり、閉軌道で囲まれた領域を左側に見る方向が正となるものである。式(4)は、リンク角空間内においてリンク角を閉軌道上で一周させてリンク角度が元の値に戻ってきたとしても本体姿勢が変化させることができることを示しており、こうした運動を Lie bracket 運動と呼ぶ。 h_3 の値がゼロとなるリンク角 (ϕ_1, ϕ_2) の組み合わせから成る等高線（曲線）はゼロホロノミー曲線と呼ばれ、この曲線に沿ってリンク角を動かすと本体姿勢が変化しない。また、この曲線を境目として h_3 の値が正と負と分れ、同じ符号の領域は登用領域と呼ばれている。

本体姿勢はリンク角度では一意に決まらず、リンク角空間内でのリンク角経路に依存する。目標リンク角からリンク空間内を直線的に移動させることによって一意に定まる動径不変向角は以下の通りである。

リンク角目標 (ϕ_{1d}, ϕ_{2d}) と現在のリンク角 (ϕ_1, ϕ_2) との差を、リンク角空間を直交座標系から極座標系に以下のように変換する。

$$\hat{\phi}_1 = \phi_1 - \phi_{1d} = r \cos \varphi \quad (5a)$$

$$\hat{\phi}_2 = \phi_2 - \phi_{2d} = r \sin \varphi \quad (5b)$$

ここで

$$r = \sqrt{\hat{\phi}_1^2 + \hat{\phi}_2^2} \quad (6a)$$

$$\varphi = \tan^{-1}(\hat{\phi}_2 / \hat{\phi}_1) \quad (6b)$$

目標姿勢から現在リンク角へ偏角 φ を一定に保ち、すなわちリンク角空間内 (ϕ_1, ϕ_2) で直線的にリンク角を変化させたとき、本体姿勢変動は

$$\Delta\theta = \int_{\varphi=\text{const}} h_1(r, \varphi) d\phi_1(r, \varphi) + h_2(r, \varphi) d\phi_2(r, \varphi) \quad (7)$$

となる。ここで積分変数をからへ変換するため

$$d\hat{\phi}_1(r, \varphi) = dr \cos \varphi - r \sin \varphi d\varphi \quad (8a)$$

$$d\hat{\phi}_2 = dr \sin \varphi + r \cos \varphi d\varphi \quad (8b)$$

を考え、動径が一定とするので、式(7)は

$$\Delta\theta^* = \int_0^r (h_1(r, \varphi) \cos \varphi + h_2(r, \varphi) \sin \varphi)_{\varphi=\text{const}} dr \quad (9)$$

となる。さらに動径不変でリンク角を現在値から目標値へ移動させたとき、本体の姿勢目標値との差は

$$\beta := \hat{\theta} - \Delta\theta^* \quad (10)$$

で表せる。よって、 $\beta = 0$ はリンク角を目標値へ移動させたとき本体姿勢が目標値へ到達できる状態を表す。

①ほぼ時不変フィードバック制御の問題の原因考察

過去に提案された時不変フィードバック制御では、リンク角極座標系へ次で与えられ、

$$\dot{\rho} = \alpha r (\rho^2 \tanh(n_1 \beta^2) - r^2) \quad (12a)$$

$$\dot{\phi} = -n_2 \operatorname{sgn}(h_3(\phi_{1d}, \phi_{2d})) \tanh(n_3 \beta) \quad (12b)$$

実際のリンク角速度は式(8)で駆動する。ここで、 $\alpha, n_1, n_2, n_3, \rho$ は正の定数である。この制御則は動径不変向角がゼロに近づくにつれ、半径時間変化、動径時間変化ともにゼロに近づく意味で目標値へ漸近安定な制御則である。しかしながら、収束速度が遅いなどの問題点がある。以下その理由について述べる。制御則式(12)は動径不変向角がほぼゼロになると

$$\dot{\rho} = -\alpha r^3 \quad (13)$$

となり、半径方向は一次収束とならない。また動径不変向角の減少に動径速度も伴い遅くなることも、Lie 括弧運動を遅くする要因であり、結果として目標値への収束速度が極端に遅くなる。逆に収束速度を速めるためにゲインを大きくすると、制御開始時の偏角時間変化が大きくなりすぎ、リンク角速度の制御が制限を越える可能性が高まる。この他、時不変フィードバック制御ではモデル化誤差については考慮されていない。モデル化誤差が存在した場合、モデルの不変マニフォールドと実際のそれとは異なり、正しく目標値へ到達はできない。

②適応不変マニフォールドベースト切替制御則

提案する制御則は2段階からなる。第一段階は、Lie 括弧運動を積極的に利用し、本体姿勢を変化させる段階で、この間は動径 r を変化させず、また偏角速度を不変マニフォールドに到達するまで一定として

$$\dot{\rho} = 0 \quad (14a)$$

$$\dot{\phi} = -n_4 \operatorname{sgn}(h_3(\phi_{1d}, \phi_{2d})) \operatorname{sgn}(\beta) \quad (14b)$$

と制御する。第2段階は不変マニフォールド上を目標点まで移動させる段階である。この段階では、動径が1次収束となるように

$$\dot{r} = -dr \quad (d > 0) \quad (15)$$

と制御する。制御式(14)及び(15)により、時不変制御則に比べ早い収束が期待でき、数値シミュレーションで確認した

③④モデル化誤差および遅れ時間推定法

本研究では本体慣性能率のみモデル化誤差が存在するものと仮定する。本体姿勢の変化を計測するセンサーに角加速度センサーが搭載されており、リンク角制御がトルク制御の場合、本体角加速度とトルクとの関係から直接的に本体慣性能率を推定することは可能である。しかしながら本研究で扱っているモデルでは、リンク部分はトルク制御ではなく角速度制御であるため、本体慣性能率をトルクとの関係を用いて直接的に推定することができない。本研究では、本体姿勢は姿勢センサーで計測できると仮定し、モデル化誤差による姿勢角変化の違いとの関係を用いることを考える。本体慣性能率の真値 J_0 と推定値 \hat{J}_0 との差を

$$\Delta J_0 = J_0 - \hat{J}_0 \quad (16)$$

と表記する。切替制御の第一段階で偏角を1周することによる本体姿勢変化は

$$\Delta\theta = \int_{r=\text{const}} h_1(r, \varphi, J_0) d\phi_1(r, \varphi) + h_2(r, \varphi, J_0) d\phi_2(r, \varphi) \quad (17)$$

であり、Stokes の定理を使い、線積分を面積分に交換し、さらにモデル化誤差(式(16))を考慮して次のように近似する。

$$\Delta\theta; \int_{r=\text{const}} h_3(r, \varphi, \hat{J}_0) d\phi_1 \wedge d\phi_2 + \int_{r=\text{const}} \frac{\partial h_3(r, \varphi, J_0)}{\partial J_0} \Big|_{J_0=\hat{J}_0} \Delta J_0 d\phi_1 \wedge d\phi_2 \quad (18)$$

今ここで、推定本体慣性能率 \hat{J}_0 による本体姿勢変化推定値を

$$\Delta\hat{\theta} := \int_{r=\text{const}} h_3(r, \varphi, \hat{J}_0) d\phi_1 \wedge d\phi_2 \quad (19)$$

と表記すると式(18)から、実際の変化量との差異は

$$\Delta\theta - \Delta\hat{\theta}; \int_{r=\text{const}} \frac{\partial h_3(r, \varphi, J_0)}{\partial J_0} \Big|_{J_0=\hat{J}_0} \Delta J_0 d\phi_1 \wedge d\phi_2 \quad (20)$$

と近似的に考えることが出来る。動径を一定にして偏角を一周させていることより、面積分で描く領域の面積は一定である。従って式(20)をモデル化誤差について解き

$$\Delta\hat{J}_0; \frac{\Delta\theta - \Delta\hat{\theta}}{\int_{r=\text{const}} \frac{\partial h_3(r, \varphi, J_0)}{\partial J_0} \Big|_{J_0=\hat{J}_0} d\phi_1 \wedge d\phi_2} \quad (21)$$

を得る. この結果を用いて, 本体慣性能率の真値は

$$J_0 = \hat{J}_0 + \Delta \hat{J}_0 \quad (22)$$

と推定できるが, 式(21)の分母は本体慣性能率の推定値近傍での傾きに基づいた計算であるため, 真値とはずれている. 単純に式(22)でもって更新していくと, 更新中に慣性能率の値が負と物理的にあり得ない値になる可能性がある. これを防ぐために, 本研究では式(22)に代わり

$$J_0 = \hat{J}_0 + \gamma \Delta \hat{J}_0 \quad (0 < \gamma < 1) \quad (23)$$

の適応則で推定更新していく方法を取る.

次に時間遅れが存在する場合について考える. 遅れの種類には制御入力における遅れ, 出力における遅れが考えられる. 本研究では, 入力遅れはないものと仮定し, 出力のみ遅れて観測される場合を考える. ただし時間遅れそのものは変化しないと仮定する. 本論文での制御則は, 第1段階で偏角を一定速度で動かすため, 時間遅れが存在しない場合, 観測された偏角とリンク角の増加ベクトルとは垂直であるが, 時間遅れが存在する場合, Fig.2 に示すように, 時間遅れに対応した分だけ偏角に差異が生じる. さらにその差異は目標点との距離半径の増分になって現れてくる. そこで, 目標値との半径の変化を調べ, 距離の増加分から時間遅れを推定する方法を考える. Fig.6 から微小時間における半径の増分は

$$\Delta r = r \phi \tan(\phi \tau) \quad (24)$$

と表すことができる. この関係から時間遅れは, 一定時間 (Δt) ごとの半径の増分 Δr を用い

$$\tau = (1/\phi) \tan^{-1}(\Delta r / r \phi \Delta t) \quad (25)$$

と推定できる. 本研究では推定精度と実装上の更新時間間隔とのトレードオフを考え, 偏角を1周させる間に8回推定を行うことにする. 一回推定する度に, モデル予測制御により, 現在の本体姿勢を推定し, 推定した値でもって現在の制御量を決定する.

表1に示す数値にてモデル化誤差時間遅れ両方存在する場合についてシミュレーションを行い, 提案手法の有効性を確認した. 不変マニフォールドへの到達判定のトレランスは0.1度, 目標値への収束判定は角度誤差2乗誤差合計が0.1度以下と設定した.

モデル化誤差を $-0.2[\text{kgm}^2]$ (真値0.7, 初期推定値0.5)と設定した. さらに時間遅れを0.5秒と仮定した. 本提案手法の時間応答をFig.3, 慣性能率予測の時間応答をFig.4に, 遅れ時間推定の様子をFig.5に示す. この条件における時不変制御の結果は, 遅れ時間が存在しない場合よりも収束の度合いが悪い, すなわち目標値近傍での振動振幅が大きい結果となっている. これはモデル化誤差に加え, 時間遅れが存在したためである. 一方, 本提案手法では, 関節空間内で半径一定回転を実施しようとする10秒の間に, 予定軌道と実際の軌道とのずれから時間遅れが0.492秒と予想された様子がFig.5に示されている. 時間遅れが予測された後, 予想された本体姿勢角変動と実際の姿勢角変動との差から本体慣性能率が推

定されていく様子がFig.4から読み取れる. 最終的な推定慣性能率は 0.75 kgm^2 とやや実際の値よりも大きいものとなったが, 時間遅れ・本体慣性能率が正しく推定された結果, 不変マニフォールドに到達し, 最終的に目標角度へ到達できていることがFig.13から分かる. 以上の比較結果から, 本提案手法が遅れ時間の推定及びモデル化誤差の推定機能を有し, これらの機能により時間不変制御則に比べ, 早く正確な制御性能を実現していることが確認できた.

表1:シミュレーションパラメータ

Robot	$m_0 = 0.5\text{kg}, m_1 = 0.3\text{kg}, m_2 = 0.3\text{kg}$ $J_0 = 0.7[\text{kgm}^2], J_1 = J_2 = 0.05[\text{kgm}^2]$ $l_0 = l_1 = l_2 = 0.15\text{m}$
Gain	$\alpha = 2.0, n_1 = 2.0, n_2 = 4.0, n_3 = 2.0$ $n_4 = \pi/5, d = 0.1, \gamma = 0.2$
Initial state	$\phi_1 = \phi_2 = \theta = 0.3[\text{rad}]$
Goal state	$\phi_1 = \phi_2 = 0.6[\text{rad}], \theta = 0.2[\text{rad}]$
estimated moment of inertia	$\hat{J}_0 = 0.5[\text{kgm}^2]$

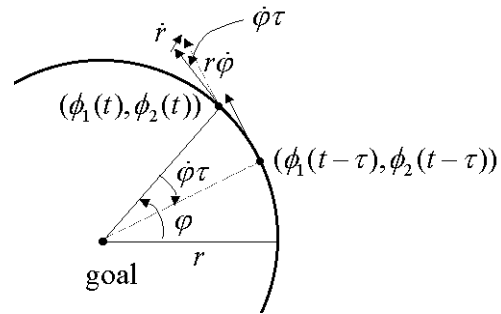


Fig. 2 Schematic representation of estimation of delay time.

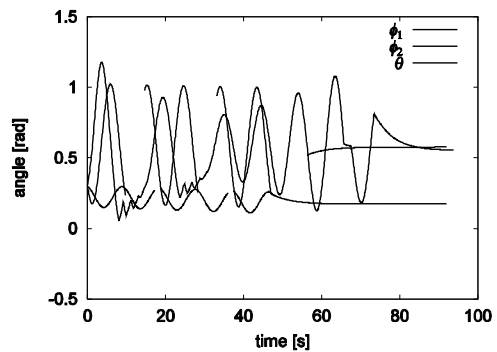


Fig.3 本体姿勢およびリンク角の時間応答.

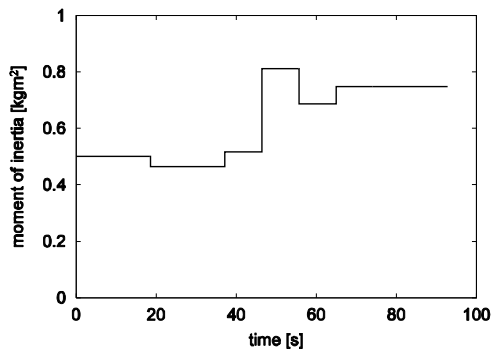


Fig. 4 本体慣性能率の推定履歴

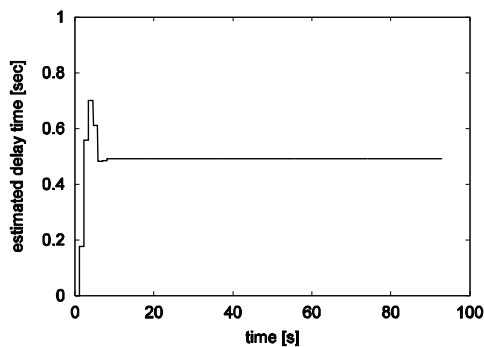


Fig. 5 遅れ時間の推定履歴

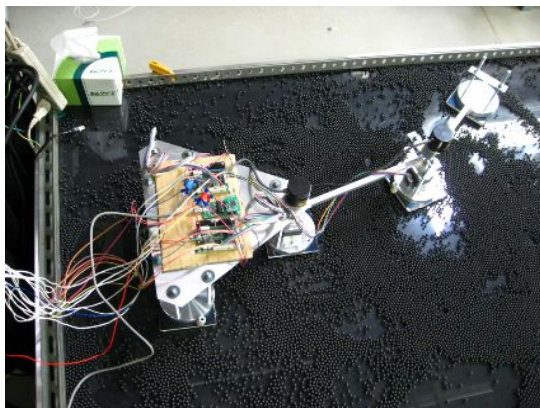


Fig. 6 作成した実験装置

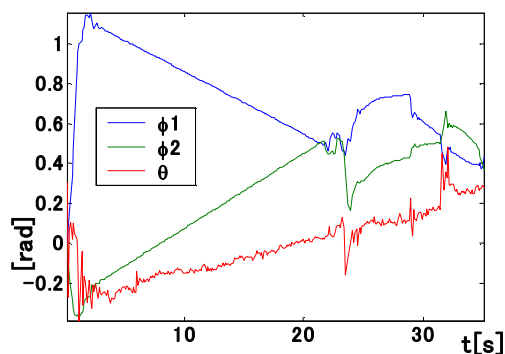


Fig. 7 実験結果の一例

④実験装置による検討

ステッピングモータ、エンコーダ、磁気センサーから構成される実験装置(図6)を作成し、不変マニフォールドへの到達判断が可能であり、その後の第2ステップの制御により目標姿勢状態付近へ到達できることを検証した。また、誤差を抑制するために、不変マニフォールドとの距離に応じて第1ステップと第2ステップを順次繰り返す、繰り返し切替え制御(一種のスライディングモード制御)を実装し、目標状態近傍に到達できることを確認した(図7)。なお、磁気センサーの分解能、ノイズのため、シミュレーションと同じ状態での目標状態への接近とはならず、関節位相空間上では異なる方向からの接近となった。これは、遅れ時間が存在した場合における数値シミュレーションと類似した傾向であり、磁気センサーの分解能・ノイズが本提案手法における時間遅れと同じ作用を有することを示した結果と言える。

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表](計 4件)

- (1) 小島広久, 笠原梓司: 平面2リンク宇宙ロボットに対する適応不変マニフォールドベース切替制御, 第17回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 東京, 2009年1月23日
- (2) 笠原梓司, 小島広久: 劣駆動2リンク宇宙ロボットの遅れ時間補償制御, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008年11月5-7日
- (3) Kojima, H., and Kasahara, S., Invariant Manifold Based Switching Control of Two-Dimensional Free-Flying Space Robot, AIAA-2008-6261, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, in Honolulu, Hawaii, 18-21 August (2008).
- (4) Kojima, H., and Kasahara, S., Delay-Time Estimated Constant Torque Control for Two-Dimensional Free-Flying Space Robot, ISTS08-d-10, ISTS in Hamamatsu, June, 1-7 (2008).

6. 研究組織

(1) 研究代表者

小島 広久 (Kojima Hirohisa)

研究者番号 50322350

首都大学東京・システムデザイン研究科
航空宇宙システム工学専修・准教授