

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年 5月22日現在

機関番号：32665

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2009～2011

課題番号：21560822

研究課題名（和文）リアルタイム性を考慮したスウォーミングシステムの最適誘導制御研究課題名（英文）Design of Optimal Guidance and Control in Real Time for Swarming System

研究代表者

内山 賢治（UCHIYAMA KENJI）

日本大学・理工学部・准教授

研究者番号：90281691

研究成果の概要（和文）：本研究では、スウォーミングシステム（あるミッションを達成するために複数の機体が個々の能力を有機的に結合し協働するシステム）に対する自律化技術を確認した。スウォーミングシステムの具体例として UAV（Unmanned Aerial Vehicle：無人飛行機）のフォーメーションフライトを挙げ、この問題に対して開発した誘導制御則を適用した。誘導制御には、ポテンシャル関数誘導法に分岐理論を応用し、様々なフォーメーションパターンに適用する手法を開発し、数値シミュレーションによりその有効性を検証した。また、開発した UAV（慣性航法装置 GPS を搭載、翼幅 1m）に、提案する誘導制御則を適用し自律安定飛行を実現した。

研究成果の概要（英文）：Guidance method has been developed for swarming system to accomplish real time control. The guidance law was derived by using the potential function method to decrease calculation-task load. The proposed method was applied to problem of formation flight of UAVs. Various formation patterns in three-dimensional space can be formed by applying bifurcating theory to the potential function method. The validity of the guidance law was verified by numerical simulations. The UAV was developed to realize formation flight by using the guidance and control system. The steady flight was achieved in the developed potential fields.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
21年度	900,000	270,000	1,170,000
22年度	1,000,000	300,000	1,300,000
23年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	2,400,000	720,000	3,120,000

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：スウォーミングシステム、フォーメーションフライト、無人飛行機、ポテンシャル関数誘導法、分岐理論、最適誘導制御、状態推定

1. 研究開始当初の背景

スウォーミングシステム（Swarming System）とは、あるミッションを達成するために複数の機体が個々の能力を有機的に結

合し協働するものを指す。このようなシステムの例としては、群れで行動する昆虫の観察結果にインスパイアされた知能をベースとした群ロボット、GPS に代表される衛星コン

ステレーション，人工衛星や UAV (Unmanned Aerial Vehicle) によるフォーメーションフライトなどを挙げることができる。この種の研究に従事している研究者は世界的に見ても少なくない。

複数の機体を用いることの利点として，情報ネットワークを構成し機能・性能を高度化する，故障に対して柔軟に対応できるためミッションが頓挫する可能性は低い，などが挙げられる。例えば，単独の衛星では情報の収集および提供範囲に限られるものの，複数の機体を用いることで地球規模のサービス提供を実現したものが GPS である。また，機体の一部あるいは大部分が破損した場合，単独ではミッション続行の可能性は低い，スウォーミングシステムにおいては，欠落した機能を他の機体がカバーすることも可能である。

しかし，従来のアルゴリズムでは，得られた誘導制御等が複雑になり，スウォーミングシステムに適用した際にリアルタイム性は期待できないという問題があった。

2. 研究の目的

本研究では，スウォーミングシステムの設計において，リアルタイム性と最適性および自律化を目指し，さらにシステムの制御性や安定性についても考慮し，実現可能性の高いシステムを構築することを目的とした。開発したアルゴリズムの実験による検証には，複数の UAV で構成されるシステムを検討した。

3. 研究の方法

(1) ポテンシャル関数法

ポテンシャル関数誘導法 (図 1) では，仮想的なエネルギー空間において目標状態を最小ポテンシャル，危険領域を最大ポテンシャルとなるように機体を誘導する。解析的に誘導則を得ることができるため，リアルタイム性は確保できる。さらに，パイファケーションの原理を加えることで，複数の機体をさまざまな形態に素早く変更することができる。これらを UAV のスウォーミングシステムに適用し，MATLAB/Simulink を用いた数値シミュレーションによりその有効性を確認する。

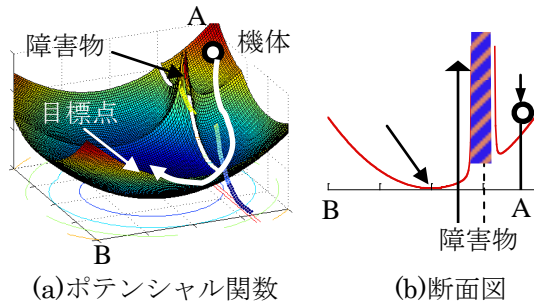


図 1 ポテンシャル関数誘導法

(2) UAV の開発

実証実験をするための UAV を開発する。翼幅 930mm で機体は発砲ポリプロピレン製である。使用するセンサは，加速度計，ジャイロ，GPS を予定している。次年度で実施する状態推定理論の妥当性を検証するためには真値となる測定値が必要となる。そのため，特にロール，ピッチ，ヨーの姿勢角に対しては精度の高いセンサ (誤差 0.1 度未満) を採用する。ジャイロや加速度計を UAV の試作機に搭載する前に，センサの精度および特性を検証する必要がある。この試験には，研究代表者が開発した姿勢制御実験装置を用いる (公開特許番号 US 2006/0293795 A1)。その後，センサを UAV に搭載し，地上局からの信号により安定した飛行を実現する。

4. 研究成果

(1) 誘導則

図 2 に慣性座標系における各 UAV の位置ベクトル \mathbf{r}_i ($i=1, \dots, n$) を示す。

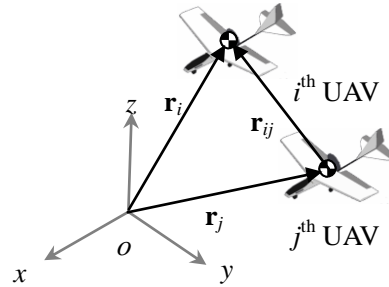


図 2 位置ベクトルの定義

本誘導則では UAV を質点とみなし，ポテンシャル関数で構成される速度場 \mathbf{v}_i を用いて目標地点へ誘導する。 \mathbf{v}_i は (4.1) 式で表される。

$$\mathbf{v}_i = -\nabla_i F^S - \nabla_i F^R \quad (4.1)$$

ここで， F^S は誘導ポテンシャル， F^R は反発ポテンシャルである。各 UAV の速度，機種方位角，ピッチ角コマンドはそれぞれ次式で定義される。

$$v_{d,i} = \sqrt{v_{x,i}^2 + v_{y,i}^2 + v_{z,i}^2} \quad (4.2)$$

$$\psi_{d,i} = \tan^{-1}(v_{y,i} / v_{x,i}) \quad (4.3)$$

$$\theta_{d,i} = \tan^{-1}(v_{z,i} / v_{x,i}) \quad (4.4)$$

ここで， $v_{x,i}$ ， $v_{y,i}$ ， $v_{z,i}$ はそれぞれ速度場 \mathbf{v}_i の x ， y ， z 軸方向成分である。

誘導ポテンシャルを (4.5) 式のように定義する。

$$F^S = C_e \exp\left(\frac{-(\rho_i - \rho_d)^2}{F_e}\right) + C_h \left(\sqrt{(\rho_i - \rho_d)^2 + 1} + \sqrt{\sigma_i^2 + 1}\right) \quad (4.5)$$

ここで， C_e ， F_e ， C_h はポテンシャル関数の設計パラメータである。 σ_i を (4.6) 式で定義し，所

望するフォーメーションの形態と位置により適宜選択する。また、 ρ_d はその目標値を表す。

$$\rho_i = \begin{cases} \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2} & \text{for ringformation} \\ x_i \text{ or } y_i \text{ or } z_i & \text{for lineformation} \end{cases} \quad (4.6)$$

σ_i は(4.7)式で定義され、フォーメーションを3次元的に変更するために用いられる。

$$\sigma_i = ax_i + by_i + cz_i \quad (4.7)$$

ここで、 a, b, c はフォーメーションの各軸に対する傾きを決定するパラメータであり、正規化された任意の値を選択する。

本稿で用いる誘導ポテンシャルは、(4.5)式に示さるようポテンシャル関数の組み合わせで構成されるため、平衡点はそれらの交点に生成される。つまり、本誘導則では平衡点の数と位置をポテンシャル関数のパラメータを操作することで変化させ、これにより多彩なフォーメーションパターンを実現させる。(4.5)式で表されるポテンシャル関数は分岐理論におけるピッチフォーク分岐と同じで、パラメータの値によって平衡点の数が増える。

次に障害回避をするための反発ポテンシャルを(4.8)式で定義する。

$$F^R = C_r \sum_{j, j \neq i} \exp(-|r_{ij}|) \quad (4.8)$$

ここで、 $|r_{ij}|$ は各 UAV 間の相対距離であり、 $|r_{ij}| = |r_i - r_j|$ で定義される。また、 C_r は反発ポテンシャルの影響範囲を決定するパラメータである。したがって反発ポテンシャルは UAV 間の相対距離が短くなればなるほど、衝突を回避させる方向により大きな速度を発生させる。なお、この誘導則を用いたシステムの安定性については Lyapunov の第 2 法と固有値解析を用いて証明できる。

従来は、上記のポテンシャル関数だけでは誘導する円を境に指令方位角が反転するため、誘導の指令値として好ましくない。そこで、本研究では、次式の回転誘導ポテンシャル関数を提案する。

$$U^{cir} = \frac{C_{cir}}{1 + \exp(L_{cir}(\rho_i - r))} \quad (4.9)$$

C_{cir} は回転ベクトルの強さと回転方向を、 L_{cir} は影響範囲を決定する係数を示す。

(2) 制御則

本研究では UAV の姿勢制御のために Smith-Davison の設計法を用いてサーボ系を構成する。また、UAV のモデルは直線速度 $U = 11.29[\text{m/s}]$ 、ピッチ角 $\theta = 0[\text{deg}]$ まわりの微小擾乱運動方程式で記述されるものとする。線形化された運動方程式は以下のように表

すことができる。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (4.10)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \quad (4.11)$$

まず偏差 e を出力 y と目標値 y_d を用いて次のように定義し、

$$\mathbf{e}(t) = \mathbf{y} - \mathbf{y}_d \quad (4.12)$$

(4.10)式を微分して、

$$\frac{d}{dt}\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\dot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}\dot{\mathbf{u}}(t) \quad (4.13)$$

さらに、(4.12)式を微分して、 $\dot{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{0}$ と出力方程式(4.11)式を用いれば、

$$\frac{d}{dt}\mathbf{e}(t) = \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}(t) \quad (4.14)$$

となる。(4.13)と(4.14)式を用いて、次の拡大系が得られる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}(t) \\ \mathbf{e}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ \mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}(t) \\ \mathbf{e}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \dot{\mathbf{u}}(t) \quad (4.15)$$

この拡大系は次の関係

$$\text{rank} \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} = n + p \quad (4.16)$$

が成り立つとき可制御となる。ここで、 n は行列 \mathbf{A} の次数を表し、 p は出力 \mathbf{y} の次数を表す。したがって本制御則ではシステムを可制御とするため、縦、横・方向共に 2 つの状態量を制御する。ここで、制御量とする状態量は縦、横・方向においてそれぞれ U, θ と V, ψ である。 V に関する指令値は横滑りを抑えるため 0 とする。入力を \mathbf{u} とすれば拡大形(4.15)式を安定とする入力

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}_1\mathbf{x}(t) - \mathbf{K}_2 \int_0^t \mathbf{e}(t) dt \quad (4.17)$$

と得られる。ここで $\mathbf{K}_1, \mathbf{K}_2$ はフィードバックゲインである。

(3) 数値シミュレーション

ポテンシャル関数における設計パラメータは、これまで試行錯誤的に決定されてきた。しかし、速度に関する制約条件の基では、パラメータの決定に時間がかかってしまう。そこで次節では、ポテンシャル関数におけるパラメータの設計指針について説明し、最後にその妥当性と提案する制御系の有効性を数値シミュレーションにより検討する。

そこで次節では、ポテンシャル関数におけるパラメータの設計指針について説明し、最後にその妥当性と提案する制御系の有効性を数値シミュレーションにより検討する。

$$v_{di} \leq |\nabla_i F^S| + |\nabla_i F^R| \quad (4.18)$$

はじめに誘導ポテンシャルについて考える。

(4.19)式に誘導ポテンシャルが生成する速度を表す。

$$\left| \nabla_i F^S \right| = \left| \frac{2C_e(\rho_i - \rho_d) \exp\left(-\frac{(\rho_i - \rho_d)^2}{F_e}\right)}{F_e} - \frac{C_h(\rho_i - \rho_d)}{\sqrt{(\rho_i - \rho_d)^2 + 1}} - \frac{C_h \sigma_i \sqrt{a^2 + b^2 + c^2}}{\sqrt{\sigma_i^2 + 1}} \right| \quad (4.19)$$

(4.19)式の右辺第 1, 2 項のみを考慮した場合の $|\nabla_i F^S|$ の最大値は, $\rho_i = \rho_d \pm \sqrt{F_e/2}$ における極値あるいは C_h となる。ここでは設計の簡易化のため, これらの最大値が C_h となるように以下の条件式を用いて C_e を決定する。また, F_e はどの位置に平衡点を生成するかによりあらかじめ決定する。

$$C_h = \frac{C_e(F_e + 2)\sqrt{2F_e}}{F_e(F_e + 2 + \sqrt{F_e(F_e + 2)})} e^{-0.5} \quad (4.20)$$

(4.19)式の右辺第 3 項は σ_i が十分に大きいとき, C_h と近似することができる。よって UAV が目標値 ρ_d より十分に離れていて, なお且つ, (4.20)式に示す条件を満たす場合, (4.19)式は

$$\left| \nabla_i F^S \right|_{\max} = \lim_{r_i \rightarrow \infty} \left| \nabla_i F^S \right| = 2C_h \quad (4.21)$$

と近似することができ, パラメータ C_h のみで UAV の最大接近速度を一意に決定することができる。

反発ポテンシャルは以下のように考えられる。 $|r_i|$ を許容される最接近距離とすれば, 反発ポテンシャルの指令可能な最大速度は (4.22)式で表すことができる。

$$\left| \nabla_i F^R \right|_{\max} = C_r \exp(-|r_i|) \quad (4.22)$$

UAV 同士がお互いに正対している状況を仮定する。 v_{\max} を UAV に指令する最大速度とし, 距離 $|r_i|$ において誘導ポテンシャルと反発ポテンシャルにより生成される速度が釣り合うようにポテンシャル場を設計すれば, (4.18)式, (4.21)式, (4.22)式より,

$$C_r = \frac{v_{\max} - 2C_h}{\exp(-|r_i|)} \quad (4.23)$$

の関係が成り立ち, C_r を決定することができる。

提案する誘導制御則を, UAV のフォーメーションフライトに適用した。シミュレーションの中で, フォーメーションパターンを次のように設定した。

- UAV が円上に位置するシングルリング
- 半径が異なる同心円上に位置するダブルリング
- 1本の線上に位置するシングルライン
- 2本の異なる線上に位置するダブルライン
- 等間隔で密集するクラスタ

本シミュレーションでは 9 機の UAV を用いて, 80 秒ごとに 5 つのフォーメーションパターン全てを連続的に編成させる。また, 設計指針の有効性を示すために, UAV の最大速度 v_{\max} を 1 m/s および 4m/s, 最大許容接近距離 $|r_i|$ を 2m および 4m とした場合においてもシミュレーションを行った。結果を図 3~図 7 に示す。

フォーメーションのパターンは, 80 秒でダブルライン(図 3), 160 秒でダブルリング(図 4), 240 秒で x 軸と z 軸に対してそれぞれ 45° 傾斜するシングルライン(図 5), 320 秒でクラスタ(図 6), 400 秒で x 軸と y 軸に対してそれぞれ 45° 傾斜するシングルリング(図 7)を形成ようにパラメータを構成した。

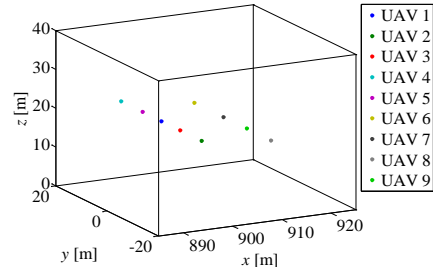


図 3 ダブルライン

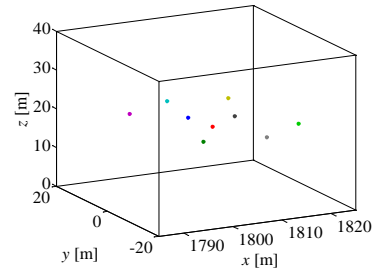


図 4 ダブルリング

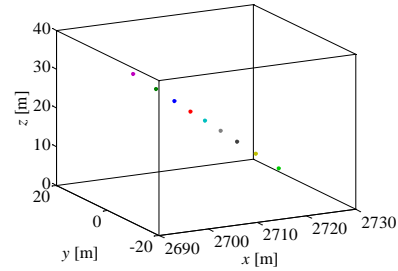


図 5 シングルライン

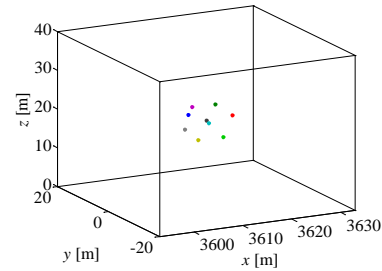


図 6 クラスタ

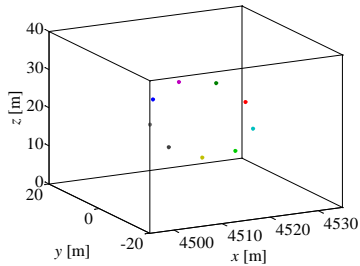


図7 シングルリング

UAVの最大指令速度を4m/sとした際の各UAVへの指令速度を図8に示す。この図より、UAVへの指令速度がそれぞれ最大速度以下に抑えられてことが読み取り、設計指針通りにUAVを誘導できていることがわかる。また、UAVの相対距離に $|r_i|$ を2mとした際の各UAV間距離の時間履歴を図9に示す。ここで実線は各UAV間の距離を表し、破線は設計上の最大許容接近距離を示す。この結果より、UAV間の距離が最も小さくなるのは240~320秒のクラスタフォーメーションへの移行の際であるが、反発ポテンシャルが設計通りに機能しているため、UAV同士は最大許容接近距離以下に接近していないことがわかる。

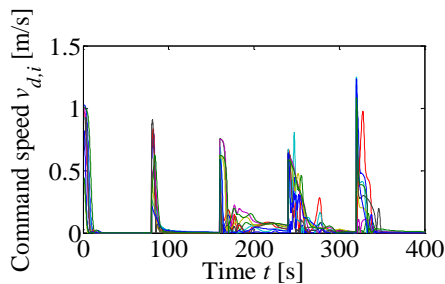


図8 指令速度時間履歴 ($v_{max}=4$)

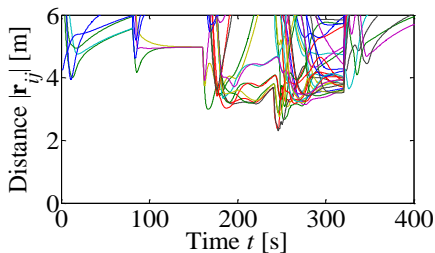
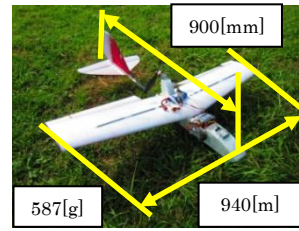


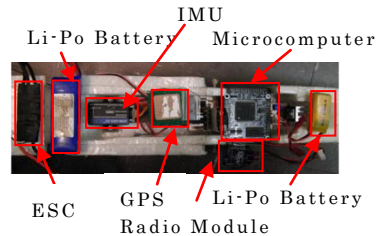
図9 UAV間距離の時間履歴 ($|r_i|=2$)

(4) 実験システム

提案した誘導則を実証するために開発したUAVの機体の外観を図10(a)に示す素材は、軽量で丈夫なEPPを使用している。UAVの胴体には図10(b)に示すアビオニクスを搭載している。



(a) UAVの外観



(b) アビオニクス

図10 開発したUAV

本研究の実験システムでは、UAVに搭載したマイコンに計算処理をさせることで姿勢制御及び誘導制御を行っている。姿勢制御は、機体の3軸の角度 ϕ , θ , ψ と3軸周りの角速度 p , q , r の各状態量をIMUで取得することで行っている。また、機体の緯度、経度、方位角をGPSで取得することで方位角の指令値を生成し誘導制御を行う。

機体の操縦はプロポによって行い、プロポから機体に搭載されたマイコンを介することにより手動操縦と自動操縦を切り換えるようにした。また、取得した飛行データを、機体に搭載されている無線モデムを用いて、地上システムで使用しているパソコンに送信する構成になっている。

(5) 実験結果

誘導ポテンシャルと誘導回転ポテンシャルと反発ポテンシャルの3つを使用し速度場を作成した。図11に設計した速度場を示す。誘導半径を $r=50[m]$ とし、障害物は $(x, y) = (-100, 0)$ にあるものとした。

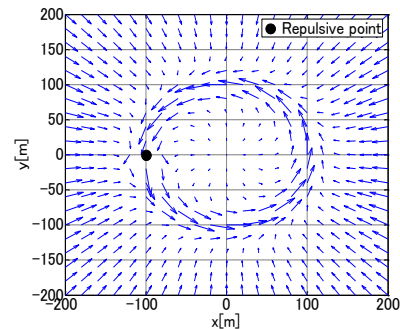


図11 実験に使用した速度場

機体には速度を観測するセンサを搭載していないため、速度制御はせず、指令値は指令方位角 $\psi_{d,i}$ のみを使用して誘導した。

図 12 に UAV の飛行軌跡を示す。自動操縦に切り替えた際の機体の機首方向が誘導円方向とは反対方向に飛行していたが、この場合でも、誘導円の方に誘導されている事がわかる。また、障害物を回避している様子も見られ、反発ポテンシャルが有効に働いていることが分かる。

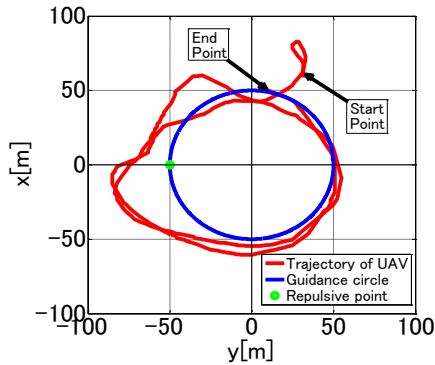


図 12 UAV の軌跡

(6) まとめ

ポテンシャル関数を用いた誘導則を提案し、スウォーミングシステムに適用した。数値シミュレーションおよび実験によりその有効性を確認した。

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)

[雑誌論文] (計 8 件)

- ①小糸昌範, 内山賢治, 固定翼 UAV における遷移飛行の制御系設計, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol.60, No.4, 2012, 掲載決定
- ②鈴木真之, 内山賢治, 速度場に分岐理論を適用した UAV の 3 次元フォーメーションフライト, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol.59, 2011, pp. 259-265
- ③D. Bennet, C. McInnes, M. Suzuki, and K. Uchiyama, Autonomous Three-Dimensional Formation Flight for a Swarm of Unmanned Aerial Vehicles, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 査読有, Vol.34, 2011, pp. 1899-1908
- ④T. Namba and K. Uchiyama, Fault-Tolerant Adaptive Flight Control System Using Feedback Linearization, Guidance, Navigation, and Control Conference, 査読有, 2011, AIAA-2011- 6717
- ⑤M. Kokume and K. Uchiyama, Control Architecture for Transition from Level

Flight to Hover of a Fixed-Wing UAV, Proc. 37th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society,, 査読無, 2011, pp. 475-480

- ⑥M. Kokume and K. Uchiyama, Guidance Law Based on Bifurcating Velocity Field for Formation Flight, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 査読有, 2010, AIAA2010-8081
- ⑦ M. Suzuki and K. Uchiyama, Autonomous Formation Flight Using Bifurcating Potential Fields, Proceedings of ICAS, 査読無, 2010, CD-ROM
- ⑧M. Suzuki and K. Uchiyama, Three - Dimensional Formation Flying Using Bifurcating Potential Fields, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 査読有, 2009, AIAA-2009-5884

[学会発表] (計 7 件)

- ①長尾謙次, 藤田大輔, 矢野有馬, 内山賢治, ポテンシャル関数誘導法を用いた UAV の誘導制御, 日本大学理工学部学術講演会, 2011.11.26, 東京・日本大学理工学部
- ②天野貴裕, 内山賢治, 外乱抑制に基づく UAV の飛行制御系設計, 日本大学理工学部学術講演会, 2011.11.26, 東京・日本大学理工学部
- ③ K. Uchiyama, Analytical Control for Interplanetary Solar Sail Trajectories with Constraints, Global Lunar Conference, 2010.6.1, Beijing
- ④北澤一磨, 難波徹, 内山賢治, 小型無人飛行機におけるシステム同定, 日本大学理工学部学術講演会, 2010.11.27, 東京・日本大学理工学部
- ⑤ T. Namba and K. Uchiyama, Robust Reconfigurable Flight Control System Using Feedback Linearization, 日本大学理工学部学術講演会, 2010.11.27, 東京・日本大学理工学部
- ⑥中森莊輝, 阿部貴裕, 小糸昌範, 内山賢治 : 速度場を用いた誘導則による UAV のフォーメーションフライト, 日本大学理工学部学術講演会, 2010.11.27, 東京・日本大学理工学部
- ⑦小糸昌範, 内山賢治, 分岐理論を用いたポテンシャル場による UAV のフォーメーションフライト, 日本大学理工学部学術講演会, 2009.11.28, 東京・日本大学理工学部

6. 研究組織

(1) 研究代表者

内山 賢治 (UCHIYAMA KENJI)

日本大学・理工学部・准教授

研究者番号 : 90281691