

平成 22 年 5 月 17 日現在

研究種目：若手研究 (B)
 研究期間：2008 ～ 2009
 課題番号：20760549
 研究課題名 (和文) 次世代宇宙輸送機の信頼性向上のための誘導制御系設計
 研究課題名 (英文) A guidance and control system design for reliability improvement of the next space transportation system
 研究代表者
 安部 明雄 (ABE AKIO)
 日本大学・理工学部・助教
 研究者番号：60434114

研究成果の概要 (和文)：本研究の目的は、次世代宇宙輸送機の飛行ミッションの信頼性を向上させるための、新たな飛行制御系を設計し、その有効性を検証することである。特に、2008、2009 年度の研究では、宇宙から地球へ帰還する際の大気圏突入時の宇宙輸送機の基準軌道の生成方法を確立し、変動の激しい機体の特性に対処可能な適応機構を有する飛行制御システムを開発した。提案する誘導制御システムの有効性を、汎用計算機のシミュレーションとオンボード計算機によって検証した。

研究成果の概要 (英文)：

In this study, a new guidance and control system for a space transportation system in the next generation is presented. Additionally, the effectiveness and reliability of the proposed guidance and control system are verified. Especially, in 2008 and 2009, the authors attempted to design the guidance system for generating the reference trajectory an adaptive control system which can treat the variations of the vehicle dynamics. The effectiveness of the proposed guidance and control system is verified by the numerical simulation of the onboard computer.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008 年度	700,000	210,000	910,000
2009 年度	1,100,000	330,000	1,430,000
年度			
年度			
年度			
総計	1,800,000	540,000	2,340,000

研究分野：飛行制御

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：①再使用型宇宙輸送機 ②航空宇宙工学 ③機械力学・制御 ④モデル化
 ⑤輸送機器

1. 研究開始当初の背景

我が国では、独立行政法人宇宙航空研究開発機構の長期ビジョンの一つとして「有人宇宙活動を可能とする技術の確立」が打ち出され、新たな宇宙輸送機の基盤研究が推進されている。現行の米国の宇宙輸送機スペースシャトルのミッションでは、約 2%の生存者のいない深刻な事故を起こしており、次世代の宇宙輸送機の実現に向けて、ミッションの成功率向上が、急務である。そのため、本研究では、次世代宇宙輸送機のミッション成功率を向上させるための、新たな誘導制御システムを提案する。

2. 研究の目的

新たな誘導制御システムとして、①自律的に軌道生成を行うことができること、②汎用の航空機に較べて、広範な速度と高度で定義される飛行領域のため、その機体の動特性が大きく変化する。その動特性の変化に対処し、所望の制御性能を発揮できる適応制御システムを構築すること。①、②の両者を統合して、数値シミュレーションと、オンボード計算機を用いて、有効性と実現可能性を検証することである。

3. 研究の方法

宇宙輸送機の誘導制御システムに関して、これまで数多くの研究が報告されている。なかでも現行のスペースシャトルオービターに用いられている誘導制御則は、基準となる抗力加速度プロファイルを事前に規定し、そのプロファイルに追従させる方式である。こ

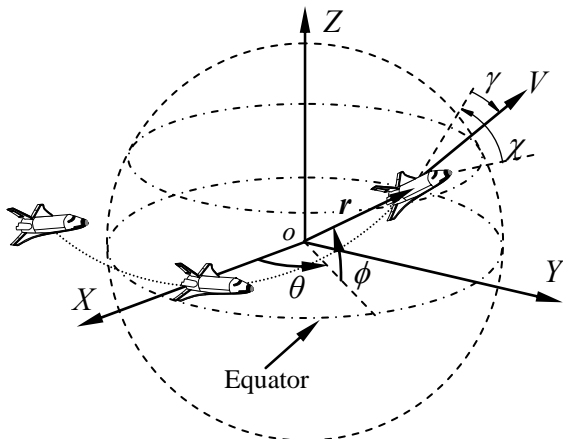


図 1 宇宙輸送機の運動と変数の定義

の抗力制御方式に関して、米国カリフォルニア大学の Mease は、シャトル誘導則をフィードバック線形化法の観点から設計し、宇宙輸送機の再突入時の非線形動特性にも対応できる抗力制御則を提案している。両者の手法では、制御すべき状態量を元の地心高度、速度、飛行経路角から、抗力加速度とその微分量並びに速度に変換している。この抗力加速度を用いた制御対象の数学モデルは、宇宙輸送機の再突入飛行の研究において数多く用いられている。

しかし、この状態量の変換関係は、速度が不可観測な状態量になっており、システムの安定性を決定する 3 つの極の内、2 つしか漸近安定化することができない。

そこで、本研究では、厳密な線形化法を用いて不可観測な状態量を生じないような状態量変換関数の条件を導くことで、エネルギーとその微分量を状態量とすることが妥当であることを示すと共に、不可観測な部分空間を生ずることなく全ての極を漸近安定化することが可能な数学モデルを構築する。得られた数学モデルを用いて、次の①、②の要件を満足する誘導制御システムを開発し、その有効性を検証する。

(1) 自律的な軌道生成

宇宙輸送機の再突入時の追従すべき基準軌道の決定法として、基準抗力加速度を、速度またはエネルギーの関数として、決定する方法が数多く提案されている。

しかし、基準軌道は、機体が基準値から大幅に逸脱した場合にもオンライン・リアルタイムで逸脱地点からの基準プロファイルを再生成できる形式であることが望ましい。オンラインの基準軌道生成方法は、これまでに幾つか提案されているものの、数理計画法のアルゴリズムを簡略化することで得ており、軌道を生成する際の機体の搭載計算機への負荷が大きい。

そこで、本研究では、前述のエネルギーに関する状態方程式を用いて、2 点境界値問題を構成し、基準エネルギーを生成するための誘導則を解析的に導くことを試みる。

(2) 適応飛行制御システム設計

前述の、これまでに数多く提案されている抗力加速度を制御する方式と、申請者が過去に提案した機体のエネルギーを制御する方

式では、いずれも機体のダイナミクスが全て既知であることの前提が必要であった。

特に、再突入フェーズの機体の空気力学的特性を事前に得ることは難しく、宇宙輸送のミッション毎において、機体の質量特性は変化する。よって、これらの物理量を既知として取り扱うことは困難である。

そこで本研究は、前述のエネルギーを状態量とするシステムを基に、機体の動特性に含まれる未知パラメータにも対処可能な、再突入フェーズにおける適応飛行制御システムの設計を試みた。適応制御システムの設計には、伊国のローマ大学の Isidori が提案し、近年多くの研究が報告されている厳密な線形化が可能な非線形システムに対する適応制御系の設計方法を基にした。この手法は、線形システムを基にしたモデル規範型適応制御システムと類似の構造を有しており、リャプノフの直接法からシステム全体の安定性を保証することができる。数値シミュレーションにより、提案するシステムの妥当性を検証した。

4. 研究成果

宇宙輸送機の運動を、図1のような地球中心を原点とする極座標系で記述する。

特に、機体の縦運動の方程式は、次式の入力に関して線形なアフィンシステム(1)式で与えられる。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})u(t) \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(t) &= [r, V, \gamma]^T, \\ u &= \{C_L(\alpha)/C_D(\alpha)\} \cos \sigma \\ \mathbf{f}(\mathbf{x}) &= \begin{bmatrix} V \sin \gamma \\ -(\mu/r^2) \sin \gamma - \rho(r)V^2 SC_D(\alpha)/2m \\ -(\mu/r^2 V - V/r) \cos \gamma \end{bmatrix} \\ \mathbf{g}(\mathbf{x}) &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho(r)V SC_D(\alpha)/2m \end{bmatrix} \end{aligned}$$

ここで、制御入力 u は、揚抗比の垂直成分 $u = \{C_L(\alpha)/C_D(\alpha)\} \cos \sigma$ であり、状態量は地心高度、対地速度、飛行経路角 $\mathbf{x}(t) = [r, V, \gamma]^T$ である。

この非線形な力学モデルに対して、本研究では、厳密な線形化法を用いることで、次の数学モデルを得ることができた。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} h(\mathbf{x}) \\ L_f^1 h(\mathbf{x}) \\ L_f^2 h(\mathbf{x}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_f^1 h(\mathbf{x}) \\ L_f^2 h(\mathbf{x}) \\ L_f^3 h(\mathbf{x}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ L_g^1 L_f^2 h(\mathbf{x}) \end{bmatrix} u(t) \quad (2)$$

$$\begin{aligned} L_f^3 h(\mathbf{x}) &= -(V^3 D_a / H^2) \sin^2 \gamma \\ &+ (3\mu V D_a / r^3) (3 \cos^2 \gamma - 2) \\ &+ \{\mu V D_a (6 \cos^2 \gamma - 7)\} / Hr^2 - (10V D_a^2 / H) \sin \gamma \\ &+ \{3\mu^2 D_a (\cos^2 \gamma - 2)\} / r^4 V - (18\mu D_a^2 / r^2 V) \sin \gamma \\ &+ (V^3 D_a / Hr) \cos^2 \gamma - 12D_a^3 / V \end{aligned}$$

$$L_g^1 L_f^2 h(\mathbf{x}) = (V D_a^2 / H) \cos \gamma + (3\mu D_a^2 / Vr^2) \cos \gamma$$

ここで、リー微分を表す演算子は、

$$L_f h(\mathbf{x}) = (\partial h / \partial \mathbf{x}) \mathbf{f}(\mathbf{x}) \quad (3)$$

を表している。この演算を用いて状態量の交換関係は、機体のエネルギーを、

$$y = h(\mathbf{x}) = E = V^2/2 - (\mu/r - \mu/R_\oplus) \quad (4)$$

と表して、非線形写像を用いた変換後の状態量 ξ_E 、次のように表される。

$$\xi_E = [h(\mathbf{x}), L_f h(\mathbf{x}), L_f^2 h(\mathbf{x})] \quad (5)$$

(2)式のシステムに対して、次の線形化フィードバックを用いると、厳密な線形化を行うことができる。ここで、 $v(t)$ は、追従制御則によって決定される新たな外部からの入力である。

$$u(t) = \{L_g^1 L_f^2 h(\mathbf{x})\}^{-1} \{-L_f^3 h(\mathbf{x}) + v(t)\} \quad (6)$$

(1) 自律的な軌道生成

本節では、エネルギー変化を緩やかなものにし、機体への熱エネルギーの流入を抑える効果を期待し、厳密に線形化されたシステムの制御入力 v （エネルギーの3階微分量）の2乗積分と終端時刻から成る評価関数を最小にする誘導則を解析的に導く。本評価関数導入の主眼は、終端時刻や制御入力を最小化することにあるのではなく、オンラインで使用可能なフィードバック形式の誘導則が得られるように2点境界値問題を設定することにある。

$$J = \Gamma t_f + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} v_{Eref}^2(t) dt \quad (6)$$

ここに、 t_0 、 t_f はそれぞれ初期時刻と終端時刻であり、第1項の重み係数 Γ は、設計の自

由度を与えるために導入したもので、終端時刻(飛行時間)を調整することが可能である。また、制御入力 v_{Eref} は、基準状態量 $\xi_{Eref} = [E_{ref}, \dot{E}_{ref}, \ddot{E}_{ref}]^T$ を出力するための基準入力を意味し、初期条件 $\xi_{Eref}(t_0)$ と終端条件 $\xi_{Eref}(t_f)$ は任意とする。2点境界値問題の解として、基準制御入力は次式で得られることが文献28)で示されている。

$$\begin{aligned} v_{Eref}(t) = & -[60\{E_{ref} - E_{ref}(t_f)\}]/t_{go}^3 \\ & -[12\{3\dot{E}_{ref} + 2\ddot{E}_{ref}(t_f)\}]/t_{go}^2 \\ & -[3\{3\ddot{E}_{ref} - \ddot{E}_{ref}(t_f)\}]/t_{go} \end{aligned} \quad (7)$$

ここで t_{go} は、飛行の残余時間(Time-to-go)であり ($t_{go} = t_f - t$)、次の6次方程式を解くことで得られる。この6次方程式は最適軌道に沿ってハミルトニアン一定の性質から導かれる。

$$\begin{aligned} & \Gamma t_{go}^6 - 1.5\{3\ddot{E}_{ref}^2 - 2\ddot{E}_{ref}\ddot{E}_{ref}(t_f) + 3\ddot{E}_{ref}^2(t_f)\}t_{go}^4 \\ & - 24\{3\dot{E}_{ref}\ddot{E}_{ref} + 2\ddot{E}_{ref}\dot{E}_{ref}(t_f) - 2\dot{E}_{ref}\ddot{E}_{ref}(t_f) \\ & - 3\dot{E}_{ref}(t_f)\ddot{E}_{ref}(t_f)\}t_{go}^3 \\ & - 36\{5\{E_{ref} - E_{ref}(t_f)\}\{\dot{E}_{ref} - \dot{E}_{ref}(t_f)\} \\ & + 2\{4\dot{E}_{ref}^2 + 7\dot{E}_{ref}\dot{E}_{ref}(t_f) + 4\dot{E}_{ref}^2(t_f)\}t_{go}^2 \\ & - 1440\{E_{ref} - E_{ref}(t_f)\}\{\dot{E}_{ref} + \dot{E}_{ref}(t_f)\}t_{go} \\ & - 1800\{E_{ref} - E_{ref}(t_f)\}^2 = 0 \end{aligned} \quad (8)$$

(7)式は、基準状態量のフィードバック形式で与えられているから、何らかの原因で軌道が大きく逸脱した場合、数値最適手法と異なって、新たな逸脱地点を初期値とした基準プロフィールをオンラインで再構築することが可能である。

さらに、本方式では、重み係数 \cdot の設定によって、基準エネルギープロフィールを変更し(図2)、図3に示すように、飛行距離を調整することが可能である。これらの結果は、汎用計算機とオンボード計算機(dSPACE社製DS1104ボード)による、シミュレーション結果であり、他の研究と異なり、基準軌道を関数形式で得ることに成功しているため、1サイクルの計算によって、どの地点からでも目的地に向けて基準軌道を生成することが可能になった。

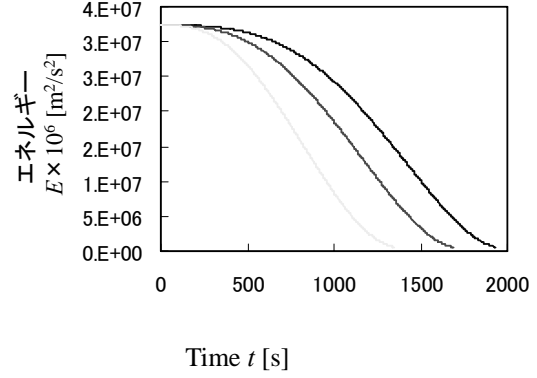


図2 基準エネルギープロフィール

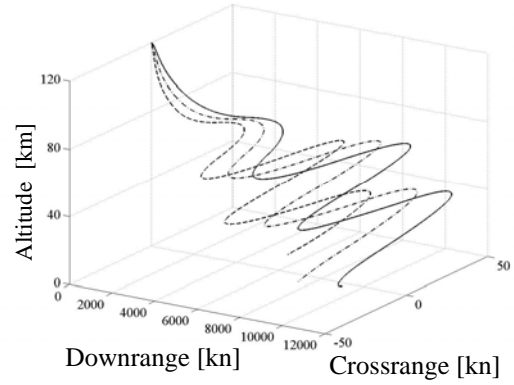


図3 機体の飛行経路

(2) 適応飛行制御システム設計

本章で示す適応制御系の設計目的は、未知パラメータを推定しながら、基準エネルギーに機体のエネルギーを追従させる入力を決定することである。

(6)式の制御則で、関数 $L_f^3 \psi(\mathbf{x})$, $L_g^1 L_f^2 \psi(\mathbf{x})$ は、抗力係数 C_D や機体質量 m などの既知として取り扱いにくいパラメータを含んでいる。

そこで、本研究では、抗力係数 C_D と機体質量 m を未知パラメータとして扱える適応制御システムの設計を行った。

適応制御則を構成するためのパラメトリック表現を以下に示す。(1)式の状態方程式の関数ベクトル, $\mathbf{f}(\mathbf{x})$, $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ を、既知関数ベクトル $\mathbf{f}_1(\mathbf{x})$, $\mathbf{f}_2(\mathbf{x})$, $\mathbf{g}_1(\mathbf{x})$ と未知パラメータベクトル関数 $\boldsymbol{\theta}^T = [(\theta^1)^3, (\theta^1)^2, \theta^1]$ を用いて、次のように表現する。ここで、未知パラメータは、 $\theta^1 = C_D / m$ とする。

$$\begin{aligned}
\mathbf{f}(\mathbf{x}) &= \frac{C_D}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ -\rho(r)V^2S/2 \\ 0 \end{bmatrix} \\
&\quad + \begin{bmatrix} V \sin \gamma \\ -(\mu/r^2) \sin \gamma \\ -(\mu/r^2V - V/r) \cos \gamma \end{bmatrix} \\
&= \theta^1 \mathbf{f}_1(\mathbf{x}) + \mathbf{f}_2(\mathbf{x}) \quad (9) \\
\mathbf{g}(\mathbf{x}) &= \frac{C_D}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho(r)VS/2 \end{bmatrix} = \theta^1 \mathbf{g}_1(\mathbf{x}) \quad (10)
\end{aligned}$$

変換されたシステム(2)式の右辺の各要素 $L_f^1 h(\mathbf{x})$, $L_f^2 h(\mathbf{x})$, $L_f^3 h(\mathbf{x})$, $L_g^1 L_f^2 h(\mathbf{x})$ は、次のように、パラメトリック表現される⁸⁾。

$$L_f^1 h(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\theta}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ L_{f1}^1 h(\mathbf{x}) \end{bmatrix} = \boldsymbol{\theta}^T \mathbf{W}_1 \quad (11)$$

$$L_f^2 h(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\theta}^T \begin{bmatrix} 0 \\ L_{f1}^2 h(\mathbf{x}) \\ L_{f2}^1 L_{f1}^1 h(\mathbf{x}) \end{bmatrix} = \boldsymbol{\theta}^T \mathbf{W}_2 \quad (12)$$

$$\begin{aligned}
L_f^3 h(\mathbf{x}) &= \boldsymbol{\theta}^T \begin{bmatrix} L_{f1}^3 h(\mathbf{x}) \\ L_{f2}^1 L_{f1}^2 h(\mathbf{x}) + L_{f1}^1 L_{f2}^1 L_{f1}^1 h(\mathbf{x}) \\ L_{f2}^2 L_{f1}^1 h(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \\
&= \boldsymbol{\theta}^T \mathbf{W}_3 \quad (13)
\end{aligned}$$

$$L_g^1 L_f^2 h(\mathbf{x}) = \boldsymbol{\theta}^T \begin{bmatrix} 0 \\ L_{g1}^1 L_{f2}^1 L_{f1}^1 h(\mathbf{x}) \\ 0 \end{bmatrix} = \boldsymbol{\theta}^T \mathbf{W}_4 \quad (14)$$

ここで観測信号ベクトル \mathbf{W}_1 , \mathbf{W}_2 , \mathbf{W}_3 , \mathbf{W}_4 である。

また、未知パラメータベクトル $\boldsymbol{\theta}^T$ の推定値を、 $\overline{\boldsymbol{\theta}^T} = [(\overline{\theta^1})^3, (\overline{\theta^1})^2, \overline{\theta^1}]$ と表し、その推定値を用いて、(6)式の代わりに、次のように制御則を構成する。

$$u(t) = \{\overline{L_g^1 L_f^2 h(\mathbf{x})}\}^{-1} \{-\overline{L_f^3 h(\mathbf{x})} + \overline{v}(t)\} \quad (15)$$

また、基準のエネルギープロファイルに追従させるため、(15)式の入力 $\overline{v}(t)$ を次のように決定する。

$$\begin{aligned}
\overline{v}(t) &= \ddot{y}_{ref} + \alpha_1 (\ddot{y}_{ref} - \overline{L_f^2 h(\mathbf{x})}) + \alpha_2 (\dot{y}_{ref} - \overline{L_f^1 h(\mathbf{x})}) \\
&\quad + \alpha_3 (y_{ref} - h(\mathbf{x})) \quad (16)
\end{aligned}$$

また、安定性を保証するためのリアプノフ関数と、推定パラメータの調整則は、次のように決定した。推定パラメータの調整則は、正規化勾配法を採用した。

$$V_L = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{P}^{-1} \boldsymbol{\Phi} \quad (17)$$

$$\dot{\boldsymbol{\Phi}} = \dot{\boldsymbol{\theta}}^T = \frac{-e_a \mathbf{P} \boldsymbol{\xi}}{1 + \boldsymbol{\xi}^T \boldsymbol{\xi}} \quad (18)$$

提案する適応制御システムの有効性を検証するために、汎用計算機及びオンボード計算機による数値シミュレーションを行った。

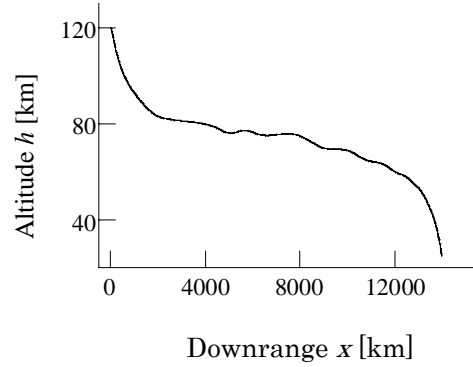


図4 機体の軌道 (高度 vs. ダウンレンジ)

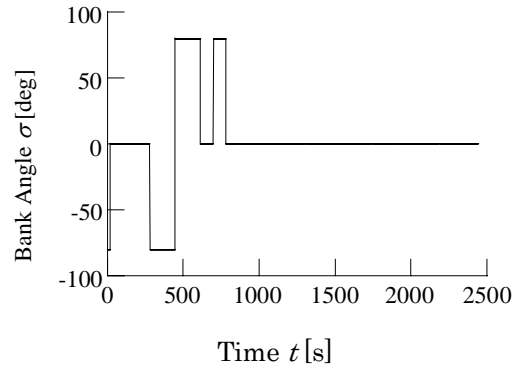


図5 バンク角の時間履歴

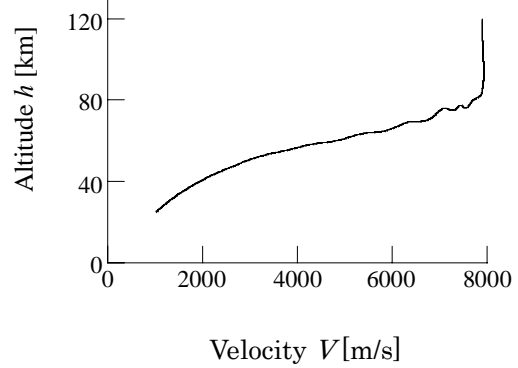


図6 飛行領域 (高度 vs. 速度)

図 4 に、機体の軌道（高度対ダウンレンジ）を示す。高度は、バンク反転時に小さな振動が生じている。制御入力であるバンク角の時間履歴を図 5 に示す。バンク角の上下限値の範囲で反転を行っている。

図 6 に、高度の速度履歴（飛行領域）を示す。機体は、拘束条件で定まる突入回廊近傍を飛行した。

これらの結果に関して、2008 年第 26 回、2009 年第 27 回宇宙科学と技術に関する国際会議（International Symposium on Space Technology and Science）及び第 53 回宇宙科学技術連合講演会にて発表を行い、一定の評価を得ることができた。特に、第 53 回宇宙科学技術連合講演会では、本研究の発表予定の原稿が評価され、主催者側からオーガナイズドセッション「大学から見た将来型宇宙輸送」へ急遽招かれ、本研究の発表を行った。

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 0 件)

[学会発表] (計 3 件)

1 Abe, A., Shimada, Y. and Uchiyama, K.: Adaptive Control for a Re-entry Vehicle Using Exact Linearization, Proceedings of 26th International Symposium on Space Technology and Science, CD-ROM, Hamamatsu, JAPAN, June 6, 2008.

2 Abe, A., Shimada, Y. and Uchiyama, K.: Nonlinear Adaptive Control System for Re-entry Vehicle, Proceedings of 27th International Symposium on Space Technology and Science, CD-ROM, Tsukuba, JAPAN, July 7, 2009.

3 安部明雄, 嶋田有三, 内山賢治: 再突入機のための適応制御システム設計, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集, CD-ROM, Kyoto, JAPAN, September 9, 2009.

[その他]

ホームページ等

http://www.aero.cst.nihon-u.ac.jp/labo_shimada.html

6. 研究組織

(1) 研究代表者

安部 明雄 (ABE AKIO)
日本大学・理工学部・助教

研究者番号: 60434114

(2) 研究分担者

()

研究者番号:

(3) 連携研究者

()

研究者番号: