ACV の軌道制御について^{*1} Trajectory Control of an Air Cushion Vehicle

林 良 太^{*2}・大 須 賀 公 一^{*2}
Ryota HAYASHI, Koichi OSUKA
小 野 敏 郎^{*2}
and Toshiro ONO

Key Words: ACV, ACT, Lyapunov-Like Analysis, Nonholonomic System

Abstract

In this report several propulsion systems of air cushion vehicles are introduced, and a state feedback control law is proposed for the trajectory control of an air cushion vehicle. This control system has to be treated as a nonholonomic system when we consider that the air cushion vehicle does not drift sideways for a good driving performance. We discuss the controllability of the nonholonomic system and use a Lyapunov-like function to develop a nonlinear state feedback control law. Effectiveness of the nonlinear state feedback control law for an ACV model was verified through numerical simulations.

1. は じ め に

Air Cushion Vehicle (ACV) が水陸両用の輸送用機械として実用化されてから、すでに 30 年以上になる。ACV の利点としては、走行時の抵抗が少ないこと、また機体重量が分布荷重となって働くので、構造的に大型化に適していることなどが挙げられる。こうした利点から、ACV は水上用としてだけでなく、湿原や干潟では他に代わるもののない輸送機関といえる。しかし、機体の下部に空気を吹き込んで抵抗を減らすという構造をしていることから、非常に操縦性が悪いということが指摘されている^{1,2)}

ACV の諸動特性は複雑である。これまでに、流体力学的にも実験的にも精力的に解析されてきているが、現段階ではそれらが、快適で高性能な ACV を設計するのに十分であるとはいえない¹⁾。それゆえ、今後の流体力学的研究に期待されるところは大きい。

ところで、最近の制御理論では、数学モデルが不確かな制御対象や、非線形特性のある制御対象を扱う制御手法が盛んに研究されている^{3,4)}。このような制御

理論を、ACV のどのような制御に応用することができると考えてみることもまた重要であると考えられる。そうした見地から、我々は一つの応用例として、送風機の回転数を変化させて ACV の浮上高さを制御する問題についてすでに考察を行った^{5,6)}。一方、ACV の軌道制御について制御理論的に考えてみると、ACV は、与えられた目標軌道上を横滑りをおこすことなく前進するべきであると考えられる。この場合、ACV は非ホロノミックな拘束を受けた運動を行うとみなすことができる。そこで本論文では、このような運動を行う ACV の可制御性の議論を行い、リアプノフの安定論を応用して、ACV が目標軌道に追従するための制御則を設計する。そして、この制御則の有効性をいくつかのシミュレーションを通して検証する。

以下、第 2 章では ACV の操縦機構について述べる。第 3 章では、本研究で扱う ACV の軌道制御に関する問題の設定を行う。第 4 章では、第 3 章で設定した ACV のモデルに対する軌道制御のための非線形状態フィードバック制御則を設計する。第 5 章では、この制御則を用いてシミュレーションを行ったので、その結果について述べる。

2. ACV の操縦機構

ACV の推進方向の制御は、主に機体後部の推進ファンの後にあるラダーをパイロットが操縦することで実現している。しかし、ACV は地面あるいは水面と機体との間に空気の層を形成して、摩擦の少ない状態で推進する形態をとっているため、与えられた軌道に沿って ACV を操縦することは容易でなく、そのためにはパイロットの熟練が必要となる。

ACV の推進方向の制御のための機構として、これまでに第 1 図に示すようなものが考えられている⁷⁾。

^{*1} 平成 6 年 4 月 13 日原稿受理

^{*2} 大阪府立大学工学部機械システム工学科

ひとつには、(i) 並列に設置されている2機の推進ファンの推力を異なるものにして、回転モーメントを発生させる方法がある。しかし、実際にこの方法が適用されているものでは、ACVを回頭させるために一方の推進ファンの推力をゆるめなければならず、機体が減速してしまうという問題が生じている。また、横方向の推力を発生することができないので、常に推進方向は前方に限定されている。この他に、(ii) 4機の旋回可能な推進ファンを2機ずつ前後に搭載して推進方向を制御するものがある。しかし、推進ファンを機体上に搭載できる面積は限られているため、この方法では、それぞれの推進ファンが相互に悪影響を及ぼし合うという問題が生じる。また別に、(iii) AP.1-

(i)

(ii)

(iii)

第1図 ACVの操縦機構

(i) Differential thrust. (ii) Multiple, swiveling propellers mounted in tandem. (iii) Swiveling bow thrusters and aft-installed fins with rudders.

第2図 AP.1-88^{a)}

88^{a)} などのように、機体後部の推進ファンにラダーが取り付けられており、それに加えて機体前部には旋回できる bow thruster と呼ばれるファンを並列に2機搭載しているものがある。この AP.1-88 は、経済性や騒音などの問題から、次世代の ACV として開発され、現在のところもっとも広く受け入れられているものである。第1図と第2図に、それぞれの機構と AP.1-88 の概略図を示しておく。

3. 問題設定

前述のような操縦機構が複雑であるほど、目標軌道に沿って ACV を操縦するためには、パイロットの熟練が必要となる。そこで本研究では、ACV が自動的に目標軌道に追従するような制御系を構成することを考える。

本研究で扱う ACV のモデルとして、前後方向の推力や横方向の推力、及び回転力を発生することのできる理想的なものを考える。具体的には、第3図に示すように、機体後部に推進用ファンを搭載して、機体前部には並列に2機の旋回できるファンを搭載したものを考える。このような ACV は、機構的には AP.1-88 から後部のラダーを取り外したものとみなすことができる。この ACV のモデルにおいて、前後方向の推力を F_p 、横方向の推力を H_p 、回転力（トルク）を T_p とすると、それぞれの力の発生機構は、第3図からつぎのように表せる。

$$F_p = f_c + f_R \cos \theta_R + f_L \cos \theta_L, \quad (1)$$

$$H_p = f_L \sin \theta_R + f_R \sin \theta_L, \quad (2)$$

$$T_p = f_R l \sin(\theta_R + \phi) + f_L l \sin(\theta_L - \phi). \quad (3)$$

f_c : 機体後部推進用ファンの発生推力。

f_R, f_L : 機体前部の左右のファンの発生推力。

θ_R, θ_L : 機体前部の左右のファンの旋回角。

第3図 ACVのモデル

第4図 モデルの座標系

l : 重心と旋回するファンとの距離.

この力の発生機構により, ここでは任意の F_p, H_p, T_p を実現できるものとする.

以下 ACV の座標を第 4 図のように定める. 図中の記号は以下のとおりである.

O, X, Y : 絶対座標系.

o, x, y : 機体に固定した座標系.

θ : 機体の姿勢を示す角度.

x 方向の速度を u_1 , y 方向の速度を u_2 , x - y 平面上の θ 方向の角速度を u_3 とすると, 絶対座標における速度はつぎのように表せる.

$$\begin{pmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

水平面内を運動する 3 自由度の ACV の運動方程式は, つぎのように表せる⁹⁾.

$$\begin{pmatrix} \dot{u}_1 \\ \dot{u}_2 \\ \dot{u}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{M} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{M} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F \\ H \\ T \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} u_3 u_2 \\ -u_3 u_1 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$\begin{pmatrix} F \\ H \\ T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_p - F_s - F_a - F_m \\ H_p - H_s - H_a - H_m \\ T_p - T_s - T_a \end{pmatrix}. \quad (6)$$

ただし,

M : ACV の質量.

I : ACV の x - y 平面上の慣性モーメント.

F_s, H_s : スカート抵抗の x, y 成分.

F_a, H_a : 空気抵抗の x, y 成分.

F_m, H_m : 運動量抵抗の x, y 成分.

T_s : スカート抵抗のモーメント.

T_a : 空気抵抗のモーメント.

上記の抵抗を実際の ACV で予測することは, 困難であり, これらに対する ACV の諸特性も複雑である. よって, ここでは簡単のため, これらすべての抵抗を測定することのできない外乱とみなすことにする. 外乱が, ACV の走行にほとんど影響してこないときは, $F = F_p$, $H = H_p$, $T = T_p$ と考えることができる. 以下, 本論文では (4) 式~(6) 式を ACV のモデルとして扱う.

一方, 走行性能として ACV は目標軌道上を前進していくのが自然であると考えられるので, 横方向には機体が滑らないことが要求される. ただし, 推進装置

の性能から横方向に大きな推力を期待することはできないことに注意を要する. 目標軌道は X, Y 方向に対して $X_d = X_d(t)$, $Y_d = Y_d(t)$ の形で与えられることにする. そして, 制御系の設計仕様を, 「目標軌道が与えられたとき, ACV が横滑りを起こさずにその軌道上を前進すること」とする. よって目標軌道が与えられると, その制御目的から前進方向の目標速度 $u_d > 0$, および姿勢を示す目標角度 θ_d は定まり, 横方向の目標速度は常に 0 となる.

4. 制御則と安定性

前述のように, 機体が横方向に滑らないようにするためには, 制御系において y 方向の速度 $u_2 = 0$ となるような制御則を用いる必要がある. 理想的に $u_2 = 0$ である状態では, ACV は非ホロノミックな拘束を受けていることになる¹⁰⁾. よって, そのような状態で軌道制御することを制御目標に考えることが可能かどうか確かめる必要がある.

そこで以下では, $u_2 = 0$ となっている理想的な ACV について, 有限時間で任意の初期点から出発して別の任意の終端点にたどり着く軌道が存在するかどうかについての可制御性の議論を行っておく. 次に, このような軌道が存在して, それが目標軌道として与えられた場合, その軌道に元の ACV モデルが横方向に滑ることなく追従する制御則を考える.

4.1 非ホロノミック系の可制御性 非線形システム $\dot{x} = f(x, u)$ が $f(x, -u) = -f(x, u)$ を満たすとき, 対称なシステム (symmetric system) とよばれる. また, 次式のように入力 u に関して線形な非線形システムを対称なアフィンシステム (affine system) と呼ぶ.

$$\dot{x} = P(x)u, \quad (x \in \mathbb{R}^n, u \in \mathbb{R}^{n-m}). \quad (7)$$

$P(x)$ をつくる列ベクトルを $p_i(x)$ ($i=1, 2, \dots, n-m$) とおくと, つぎのような定義と定理が知られている^{10~12)}.

[定義 1: Lie 括弧積] ふたつのベクトル場 $p(x)$, $q(x)$ から次のようにして計算されるあたらしいベクトル場を Lie 括弧積と呼ぶ.

$$[p, q] = \frac{\partial q}{\partial x} p - \frac{\partial p}{\partial x} q. \quad (8)$$

□

[定義 2: Accessibility Distribution] ベクトル場 $p_i(x)$ ($i=1, \dots, n-m$) と, これから次式のようにして求まるすべてのベクトル場が張る線形空間 $\Delta_p(x)$ を accessibility distribution と呼ぶ.

$$[r_k, [r_{k-1}, [\dots, [r_2, r_1] \dots]]], \quad (9)$$

$$k=2, 3, \dots, r_i \in \{p_1(x), \dots, p_{n-m}(x)\}. \quad \square$$

定義2の r_i の選択では重複が許される。つまり、 $r_k=r_j=p_i(x)$ ($k \neq j$) のこともありうる。この accessibility distribution は、 x の近傍で到達可能な開集合を表している。

[定理1: 対称アフィンシステムの可制御性]^{10,12)} 対称アフィンシステム(7)式の accessibility distribution $\Delta_p(x)$ がすべての $x \in R^n$ で $\dim \Delta_p(x)=n$ を満たすならば、そのシステムは可制御である。□

[定理2: Brockett の定理]¹¹⁾ 対称アフィンシステム(7)が線形独立な $p_i(x)$ ($i=1, 2, \dots, n-m$) をもつとき、平衡点を漸近安定化させる滑らかな状態フィードバック制御則が存在するための必要十分条件は、入力の数 $n-m$ が状態量の数 n に一致することである。□

したがって、非ホロノミックな拘束を受ける対称アフィンシステムでは $m>0$ であるから、平衡点を漸近安定化させる滑らかな状態フィードバック制御則は存在しない。ここで、滑らかな状態フィードバック制御則とは、全ての変数について無限回偏微分可能であることを意味する。

以上の議論を用いて、前述の横方向の速度が0となっている理想的なACVの可制御性を示すことができる。

$u_2=0$ のとき、理想的なACVの非ホロノミックな拘束は、(4)式から、次のように表せる。

$$\begin{pmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 \\ \sin \theta & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_3 \end{pmatrix}. \quad (10)$$

(10)式は、状態量を $(X, Y, \theta)^T$ 、入力を $(u_1, u_3)^T$ とする対称アフィンシステムであると考えられる。このACVは $(u_1, u_3)^T$ を、任意に指定できる理想的なものであるとすると、上の議論をそのまま適用することができる。そこで、三つのベクトル場を

$$r_1 = (\cos \theta, \sin \theta, 0)^T, \quad (11)$$

$$r_2 = (0, 0, 1)^T, \quad (12)$$

$$r_3 = [r_1, r_2] = (\sin \theta, -\cos \theta, 0)^T. \quad (13)$$

と定義すると、すべての $x \in R^3$ において、これらのベクトル場は対称アフィンシステム(10)式で定まる accessibility distribution Δ_p の基底となる。

以上により、横方向に滑ることのない理想的なACVを定まった位置にとどまらせる滑らかな状態フィードバック制御則を設計することはできないが、任意の初期位置から有限時間で任意の目標位置に到達(通過)させる制御は可能であることがわかる。よって元のACVモデルの制御目標を、この横滑りを起こさない理想的なACVの動きに追従させることと考えると無理は生じないことがわかる。

4.2 制御則と安定解析 本節では、実現可能な目標軌道 $(X_d(t), Y_d(t))$ が与えられたとき、軌道追従制御のための制御則と安定性について、リアプノフの安定論を応用した方法¹³⁾を用いて議論を行う。ここで与える目標軌道は、成分のそれぞれが、 C_∞ の時間関数で、その時間微分は有界であるものとする。さらに、姿勢を示す角度および前進速度は、それぞれ次のようなものが目標となる。

$$\theta_d = \tan^{-1}(\dot{Y}_d/\dot{X}_d), \quad (14)$$

$$v_d = \dot{X}_d \cos \theta_d + \dot{Y}_d \sin \theta_d > 0. \quad (15)$$

ACVの速度 $u = (u_1, u_2, u_3)^T$ は前述のように、(5)式に支配されている。そのため、目標軌道に対する速度の制御を行う必要がある。そこで、文献14)を参考に目標速度 $u_d = (u_{1d}, u_{2d}, u_{3d})^T$ を次のようにおく。

$$\begin{pmatrix} u_{1d} \\ u_{2d} \\ u_{3d} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_d \cos \theta_e + \gamma^2 x_e \\ 0 \\ y_e v_d/k + k \sin \theta_e/2 + \omega_d \end{pmatrix}. \quad (16)$$

ただし、

$$\begin{pmatrix} x_e \\ y_e \end{pmatrix} = R^T(\theta) \begin{pmatrix} X_d - X \\ Y_d - Y \end{pmatrix}, \quad (17)$$

$$R(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix}, \quad (18)$$

$$\theta_e = \theta_d - \theta, \quad (19)$$

$$\omega_d = \dot{\theta}_d. \quad (20)$$

であり、 γ, k は適当な正数とする。

制御則を設計するために、次の正定値関数を考える。

$$V = \frac{1}{2} x_e^T x_e + k(1 - \cos \theta_e) + \frac{1}{2} u_e^T u_e. \quad (21)$$

ただし、

$$x_e = \begin{pmatrix} x_e \\ y_e \end{pmatrix}, \quad (22)$$

$$u_e = u_d - u. \quad (23)$$

この関数 V を時間微分すると次のようになる。

$$\dot{V} = \dot{x}_e^T x_e + k\dot{\theta}_e \sin \theta_e + \dot{u}_e^T u_e. \quad (24)$$

一方、 $u_{2d}=0$ に注意すると、次の誤差システムを得る。

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \end{pmatrix} &= \frac{d}{dt} \left\{ R^T \begin{pmatrix} X_d - X \\ Y_d - Y \end{pmatrix} \right\} \\ &= \begin{pmatrix} \cos \theta_e \\ \sin \theta_e \end{pmatrix} v_d - \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} \\ &\quad + u_3 \begin{pmatrix} y_e \\ -x_e \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (25)$$

$$\dot{\theta}_e = \omega_d - u_3, \quad (26)$$

$$\dot{u}_e = \dot{u}_d - \dot{u}. \quad (27)$$

ただし、次の関係式が成り立っていることがわかる。

$$\begin{aligned}\dot{u}_{1d} &= \frac{d}{dt}(v_d \cos \theta_e + \gamma^2 x_e) \\ &= \dot{v}_d \cos \theta_e - v_d(\omega_d - u_3) \sin \theta_e \\ &\quad + \gamma^2(v_d \cos \theta_e - u_1 + u_3 y_e),\end{aligned}\quad (28)$$

$$\dot{u}_{2d} = 0, \quad (29)$$

$$\begin{aligned}\dot{u}_{3d} &= \frac{d}{dt}(y_e v_d / k + k \sin \theta_e / 2 + \omega_d) \\ &= (v_d \sin \theta_e - u_2 - u_3 x_e) v_d / k + y_e \dot{v}_d / k \\ &\quad + k(\omega_d - u_3) \cos \theta_e / 2 + \dot{\omega}_d.\end{aligned}\quad (30)$$

ここで、次の非線形状態フィードバック制御則を提案する。

[非線形状態フィードバック制御則]

$$\begin{aligned}F_p &= M\{\dot{v}_d \cos \theta_e - v_d(\omega_d - u_3) \sin \theta_e \\ &\quad + \gamma^2(v_d \cos \theta_e - u_1 + u_3 y_e) \\ &\quad - u_3 u_2 + x_e\},\end{aligned}\quad (31)$$

$$H_p = M\{\dot{u}_{2d} + u_3 u_1 + f_{u2}(u_{2d} - u_2) + y_e\}, \quad (32)$$

$$\begin{aligned}T_p &= I\{(v_d \sin \theta_e - u_2 - u_3 x_e) v_d / k \\ &\quad + y_e \dot{v}_d / k + k(\omega_d - u_3) \cos \theta_e / 2 \\ &\quad + \dot{\omega}_d + y_e v_d / k + (\omega_d - u_3) \\ &\quad + k \sin \theta_e / 2\}.\end{aligned}\quad (33)$$

ただし、 γ, k, f_{u2} は正の定数とする。□

この制御則から $\dot{u}_d - \dot{u}$ を計算すると次式を得る。

$$\dot{u}_e = \begin{pmatrix} -x_e \\ -f_{u2}(u_{2d} - u_2) - y_e \\ -y_e v_d / k - (\omega_d - u_3) - k \sin \theta_e / 2 \end{pmatrix}. \quad (34)$$

上の関係式を(24)式に代入して計算すると、正定値関数 V の誤差システムに沿った時間微分が次式のように得られる。

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -\gamma^2 x_e^2 - \{y_e v_d + k(\omega_d - u_3)\}^2 / k^2 \\ &\quad - k^2 \sin^2 \theta_e / 4 - f_{u2}(u_{2d} - u_2)^2 \leq 0.\end{aligned}\quad (35)$$

制御則で用いている正の定数はそれぞれ次のような意味を持っている。

γ : x_e にかかる重み。

k : θ_e にかかる重み。

$1/k$: y_e にかかる重み。

f_{u2} : $u_{2d} - u_2$ にかかる重み。

以上から、 C_∞ の時間関数でその微分が有界であるような目標軌道 (X_d, Y_d) が $-\pi < \theta_e < \pi$ を満たすように与えられたとき、本論文の主要結果である次の定理が得られる。

[定理3: ACV の目標軌道への収束] 上記の非線形状態フィードバック制御則を用いると、外乱のない状態での ACV のモデルは目標軌道に追従する。□

(証明) $\dot{V}$ が準負定となっているので、正定値関数 V は上に有界である。このことから、 x_e, u_e, θ_e が有界であることがわかる。目標軌道はその時間微分が有界な C_∞ の時間関数として与えられているので、 v_d

と $\dot{v}_d$ も有界である。よって、 $\dot{V}$ が有界であることを示すことができる。Lyapunov-Like lemma¹³⁾を用いると、 $t \rightarrow \infty$ のとき、 $\dot{V} \rightarrow 0$ であることが示される。 $\dot{V} \rightarrow 0$ のとき、 $x_e, \theta_e, u_2, y_e v_d + (\omega_d - u_3)$ は、すべて0に収束する。またこのとき、 y_e, v_d が有界であるので、 $\omega_d - u_3$ も有界である。さらにこれから、 $\dot{u}_e$ の成分がすべて有界であることから、 $\omega_d - u_3$ の時間微分が有界であることがわかる。よって、 θ_e が0に収束することから、Barbalat's lemma¹³⁾を用いると、 $\omega_d - u_3$ が0に収束することがいえる。それゆえ y_e も0に収束する。以上から、誤差システムの解軌道が0に収束することが示される。これは、ACV が目標軌道に追従することを意味する。■

[補足] 上の議論では、目標軌道は $-\pi < \theta_e < \pi, v_d > 0$ を満たすように与えられるものと仮定した。このことは、ACV モデルの推進方向は前進方向であることを示している。よって、第4章で述べた横滑りを起こさない理想的な ACV と同様に、ここで提案する制御則でも、この ACV モデルを一定の場所に留まらせることは難しいことがわかる。□

5. シミュレーション結果と考察

物理パラメータを第1表のように適当に定めて、外乱を考慮した場合の ACV のモデルに対して、いくつかのシミュレーションを行った。ここでは簡単のため、(6)式の外乱のモデルを、以下のように仮定した^{9,15,16)}

$$F_s = C_s M \cos \alpha, \quad (36)$$

$$H_s = C_s M \sin \alpha, \quad (37)$$

$$T_s = C_s M l_s \sin \alpha, \quad (38)$$

$$F_a = \text{sgn}(v_x) C_a v_x^2, \quad (39)$$

$$H_a = \text{sgn}(v_y) C_a v_y^2, \quad (40)$$

$$T_a = \text{sgn}(v_\theta) C_a v_\theta^2, \quad (41)$$

$$F_m = C_m v_x, \quad (42)$$

$$H_m = C_m v_y, \quad (43)$$

$$F_t = C_t. \quad (44)$$

ただし、 C_s, C_a, C_m は定数であり、 C_t は一定のトリム摩擦であると仮定した。 v_x, v_y, v_θ は、機体に対する空気速度成分である。また、 $\alpha = \tan^{-1}(u_2/u_1)$ と

第1表 ACV のモデルの物理パラメータ

M	15 kg
I	7 kgm ²
l_s	0.1 m
C_s	0.1 m/s ²
C_a	0.1 kg/m
C_m	0.1 kg/s
C_t	0.1 N

なっている。

ここで、行ったシミュレーションの内容は次の通りである。

〈C1〉 目標軌道を $X_d=0.5t$ m, $Y_d=0$ m ($t \geq 0$) とし、初期位置および姿勢を $X_0=0$ m, $Y_0=2$ m, $\theta_0=0.7$ rad ($t=0$ s) としたとき。

(i) 状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=4$, $k=3$, $f_{u2}=15$ とした。

(ii) 状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=4$, $k=3$, $f_{u2}=3$ とし、横滑りを許した。

(iii) 状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=4$, $k=15$, $f_{u2}=15$ とし、目標姿勢をとる要求を強めた。

(iv) 状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=4$, $k=3$, $f_{u2}=15$ とし、 Y 軸方向の風による外乱 $d_Y=7$ m/s を加えた。

(v) 状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=4$, $k=2$, $f_{u2}=5$ とし、横滑りを許した状態で、前回と同様の風による外乱を加えた。

(vi) 状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=4$, $k=3$ とし、横方向の推進力が発生できなくなった状態で、前回と同様の風による外乱を加えた。

〈C2〉 目標軌道を $X_d=5 \cos(0.1t)$ m, $Y_d=5 \sin(0.1t)$ m ($t \geq 0$) とし、初期位置および姿勢を $X_0=0$ m, $Y_0=0$ m, $\theta_0=0$ rad ($t=0$ s) としたとき、状態フィードバックの重みをそれぞれ $\gamma=5$, $k=0.5$, $f_{u2}=15$ とした。

以上の条件のもとでのシミュレーション結果を第5図、第6図および第7図に示す。

〈C1〉のシミュレーション結果において、(i)の場合をもとにそれぞれ比較して考察を行う。

(ii)では、 $u_{2d}-u_2$ に対する重み f_{u2} を小さくする

第5図 〈C1〉のもとでのACVの軌道

(i) $\gamma=4$, $k=3$, $f_{u2}=15$ の場合。(ii) $\gamma=4$, $k=3$, $f_{u2}=3$ の場合。(iii) $\gamma=4$, $k=15$, $f_{u2}=15$ の場合。(iv) $\gamma=4$, $k=3$, $f_{u2}=15$ とし、外乱 $d_Y=7$ を加えた場合。(v) $\gamma=4$, $k=2$, $f_{u2}=5$ とし、外乱 $d_Y=7$ を加えた場合。(vi) $\gamma=4$, $k=3$ とし外乱 $d_Y=7$ を加え、横方向の推進力を無効にした場合。

第6図 (i)の場合の推進力

第7図 <C2>のもとでのACVの軌道

と、目標軌道に速やかに収束しているのがわかる。しかし、そのかわりに $u_{2d}-u_2$ に対するフィードバック効果が下がり、ACV は横滑りを起こしている。よって、(i)と比較すると不自然な動きになっている。

(iii)で、 θ_e にかかる重み k を大きくすると、 θ_e に対するフィードバック効果が上がっていることがわかる。ただし、 $1/k$ が y_e にかかる重みでもあることから、 y_e に対するフィードバック効果が下がっている。そのため、(i)と比較してこの場合も、不自然な動きになってしまっている。

(iv)では、加わった外乱の影響のために定常誤差が残り、目標軌道への追従が遅れているのがわかる。そこで、(v)において横向きの推力を発生させるべく、重み f_{u2} を小さくすると、定常誤差が少しだけ減少し、目標軌道への追従が速やかになっていることがわかる。

(vi)は、外乱があっても横向きの推力が発生できない場合である。この結果は、このようなACVは横向きの外乱に非常に弱いことを示している。

第6図に、(i)の場合の推進力 F_p と H_p 、及び回転力 T_p の時間応答を示しておく。この結果から、前進方向の推進力と比べて、横方向の推進力は小さくおさえられていることが、確かめられる。

<C2>のシミュレーション結果は、適した重みを選

べば、ACV を円軌道にも追従させることができることを示している。

以上のシミュレーションによって、提案する制御則の有効性と、そこで用いた重みの効果を確認することができた。

6. おわりに

本論文では、前進方向、横方向の推進力、および回転方向のトルクが発生可能なACVに限った場合の軌道制御の一つの方法を提案した。その際、横方向に滑ることのない理想的なACVの場合の可制御性の議論を行っておいた。また、提案した制御則の有効性を示すためにいくつかのシミュレーションを行い、それらの考察を行った。

ところで、状態フィードバック則で必要となる状態量の検出をどのような方法で行うかは、将来において解決すべき問題となる。また、今後の課題としては、推進力 F_p 、 H_p 、および回転力 T_p を、具体的にどのように実現するかを考える必要がある。ただし、その際には大きな横方向の推進力 H_p を実現することはできないことに注意しなければならない。

本論文では、スカー摩擦抵抗や空気抵抗および運動量抵抗を、検出することのできない外乱とみなした。しかし、高性能なACVを開発するためにはこれらの動特性を無視することはできなくなる。よって、流体力学的にも諸動特性の更なる研究が望まれている。

参考文献

- 1) 村尾麟一：エアクッション技術の利用, ACVの研究, ACV研究会, 12, 2 (1979), pp. 1-6.
- 2) 三ツ矢明：空気クッションの応用, ACVの研究, ACV研究会, 13, 2 (1980), pp. 1-7.
- 3) Doyle, J.C., Francis, B.A. and Tannenbaum, A.R.: Feedback Control Theory, Macmillan Publishing Company, New York, 1992, pp. 46-65.
- 4) 石島辰太郎, 三平満司：非線形システム理論の最近の話題, システム/制御/情報, 33, 9 (1989), pp. 437-444.
- 5) 大須賀公一, 林 良太, 小野敏郎： H_∞ 制御理論によるホバークラフトの姿勢制御, システム制御情報学会論文誌, 5, 10 (1992), pp. 427-434.
- 6) 大須賀公一, 林 良太, 小野敏郎：非線形システムの線形ロバスト制御に関する一考察 (切り換え制御によるホバークラフトの姿勢制御), 第4回インテリジェントFAシンポジウム講演論文集, システム制御情報学会, 1993, pp. 57-60.
- 7) Amyot, J.R., ed.: Hovercraft Technology, Economics and Applications, Studies in Mechanical Engineering, Vol. 11, Elsevier Science Publishing Company, New York, 1989, pp. 121-131, 270-286.
- 8) 村尾麟一：海上用ACVの最近の展望, ACVの研究, ACV研究会, 16, 1 (1983), pp. 9-31.
- 9) 村尾麟一：南極ホバークラフトの操縦シミュレーションモデル, 日本航空宇宙学会誌, 39, 448 (1991), pp. 250-258.

- 10) 中村仁彦：非ホロノミックロボットシステム (第 1 回 非ホロノミックなロボットって何?), 日本ロボット学会誌, **11**, 4 (1993), pp. 521-528.
- 11) 中村仁彦：非ホロノミックロボットシステム (第 2 回 幾何学的な非ホロノミック拘束の下での運動計画), 日本ロボット学会誌, **11**, 5 (1993), pp. 655-662.
- 12) Hermann, R. and Krener, A. J.: Nonlinear Controllability and Observability, IEEE Trans. on Automatic Control, **22**, 5 (1977), pp. 728-740.
- 13) Slotine, J. J. E. and Li, W.: Applied Nonlinear Control, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1991, pp. 124-128.
- 14) Nakamura, Y. and Savant, S.: Nonholonomic Motion Control of an Autonomous Underwater Vehicle, IEEE/RSJ International Workshop on Intelligent Robots and Systems, 1991, pp. 1254-1259.
- 15) 坪内 猛, 村尾麟一: ACV 模型のスクートの摩擦力の計測, 第 31 回飛行機シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 1993, pp. 486-489.
- 16) 村尾麟一, 葛西秀亮: ACV 用シミュレーションモデルについて, 第 31 回飛行機シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 1993, pp. 494-497.