無人航空機の簡易型手動飛行操縦装置の開発す

牧 緑*・武 居 秀 雄**・石 川 和 敏*

Development of Skill-Free Manual Control Module for Easy and Safe UAV Operation

Midori Maki, Hideo Takei and Kazutoshi Ishikawa

Abstract— This paper describes the development of a manual UAV control system for easy and safe flight without highly skilled flyers. An UAV operator on the ground can change flight path (i.e. altitude/azimuth) easily and intuitively using just a simple game controller. Those navigation commands are transmitted to an onboard control module through radio communications. Then control surfaces are driven fully automatically using dynamic inversion based control logic. The developed system could make UAV operation much easier and safer than conventional radio controlled flight. The developed system has been demonstrated through both simulation and actual flight experiments.

Key Words: manual flight control, skill-free, unmanned aerial vehicle, dynamic inversion

主な記号

1. 背景と目的

| χ | 対地進行方位(GPS) |
|------------------|--------------------|
| $V_{ m g}$ | 対地速度(GPS) |
| V | 指示対気速度 |
| V_{TAS} | 真対気速度 |
| $ar{q}$ | 動圧(圧力センサ) |
| H_{P} | 気圧高度(圧力センサ) |
| α | 迎え角 |
| β | 横滑り角 |
| ϕ | ロール姿勢角 |
| θ | ピッチ姿勢角 |
| ψ | 方位姿勢角 |
| P | 機体固定 x軸回り角速度(ジャイロ) |
| Q | 機体固定 y軸回り角速度(ジャイロ) |
| R | 機体固定 Ζ軸回り角速度(ジャイロ) |
| m | 機体質量 |
| I | 慣性モーメント |
| S | 主翼面積 |
| b | 翼幅 |
| C | 平均空力翼弦長 |
| δ_a | エルロン舵角 |
| δ_e | エレベータ舵角 |
| δ_r | ラダ一舵角 |
| g | 重力加速度 |

^{1†}()内はその計測値が得られるセンサを示す.

ここ数年, 小型無人航空機(模型飛行機)にオートパイロット(自動飛行制御装置)を搭載して, 空撮, 監視業務 (河川・道路監視, 危険地域監視, 災害時映像取得) などに有効活用しようとする動きが活発になりつつある. JAXA(宇宙航空研究開発機構)無人機・未来型航空機チームにおいても, 無人の飛行船, 小型固定翼機を用いた上空からの災害監視無人機システムSAFE-BIRD(SAFE=Smart Autonomous Flying Eye)の開発を進めている. 各自治体の消防署などで運用できる規模で, 特殊専門員を必要としないシステムを想定している.

無人機の発進・回収など運用方法は機体規模により異なる が、離陸後は、あらかじめ設定したウエイポイントを通過さ せる完全自動モードが基本となる。ただし、回収にあたって は、限られたスペースへの精密誘導が求められるので、R/C 送信機(通称R/Cプロポ)と呼ばれる無線装置(Photo 1左参 照)を用いたマニュアル操縦モードに切り替える方法が一般 的である. R/Cプロポは、ラジコン用無線(40,72,76MHz帯) を通じて飛翔体の空力舵面を駆動する装置であるが、機体姿 勢を目視しながら、左右2本のスティックによる複雑微細動 作を必要とする. 特に、飛翔体の運動は6自由度(回転3自由 度+並進3自由度)とその非線形性のために、地上を走行する 移動体と比較して、操縦パイロットにはより特殊な技能と多 くの経験が要求され、一般ユーザーが短期間に習得できるも のではない. 特殊操縦技能者の必要性は、UAV運用コストを 引き上げ、また一般ユーザー向け産業用/自家用無人機の普 及を妨げる一因となっている. 特殊な訓練を必要とせずに, 無人航空機の高度、進行方位などを直感的に、自在に、かつ 安全に操縦することができるゲーム用コントローラ (Photo 1 右参照)のような安価な小型軽量装置があれば、ホビー用も 含めて, 無人機の市場は将来大きく拡大していく可能性があ る. そこで、小型、軽量、省電力、廉価部品のみを用いたプ ロトタイプを開発し、ミッション要求を満足する性能が得ら れるのか実証実験を行なうこととした.





Photo 1. R/C proportional system and gamepad

[†] 第 9 回制御部門大会で発表 (2009・3)

^{*} 宇宙航空研究開発機構

^{**(}有) デジタルプラス (Received March 30, 2009)

本飛行操縦装置の特徴は、誘導制御系の構成としてダイナミック・インバージョン方式を採用していること、さらに地上局に接続したゲームパッドを通じて、方位・高度コマンドをオーバーライドできるようにした点である。オーバーライドの仕組みそのものは、有人機のオートパイロットにも標準的に搭載されており、特に新しいものではないが、小型無人機をゲームパッドで操縦するシステムを製作し、飛行実証した例はほとんどないと思われる。このような装置があれば、可視範囲外を飛行中であっても、地上局地図上の飛行航跡、あるいは無人機搭載のカメラから伝送されるリアルタイム動画をモニタしながら、機体を自由に誘導することも可能となる

さらに、ダイナミック・インバージョンをベースとする誘導制御系が、運動の因果関係と対応する形で階層構造化されるという特徴を活用して、方位・高度のみならず、姿勢角(ロール/ピッチ角)、角速度(ロール/ピッチレート)をゲームパッドで操作する仕組みを入れることも容易に可能となる。また、対気速度が適切な範囲に制御されるので、無謀な操縦による失速、機体構造の破壊につながる速度超過といったリスクが防止されている点も本装置の特徴である。

2. 数学モデル

簡易飛行操縦システム構築に必要となる機体の運動モデルと空力モデルについて、後で示す誘導制御則設計に関連する数式のみを記述する.

· 水平定常旋回運動

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{dt}}\chi = \frac{g}{V_{\mathrm{g}}}\tan\phi\tag{1}$$

$$mg = \bar{q}SC_L(\alpha)\cos\phi$$

$$\approx \bar{q}S(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha)\cos\phi$$
(2)

・回転の運動方程式(重心位置原点の機体固定座標系)

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} = \mathbf{I}^{-1} \left\{ - \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} \times \mathbf{I} \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} \right\}$$
(3)

・キネマティックス

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix} = \mathbf{\Omega}^{-1} \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} \tag{4}$$

(2)式中で揚力係数は1次式で近似されている. (4)式のΩは機体姿勢角を用いて表されるつぎの行列であり,

$$\mathbf{\Omega} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix}$$

/ は慣性モーメントと慣性乗積から成るつぎのような行列である.

I

$$\mathbf{I} = \begin{pmatrix} I_{XX} & 0 & -I_{XZ} \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ -I_{XZ} & 0 & I_{ZZ} \end{pmatrix}$$

(3)式の*L, M, N*は、それぞれ空気力によるロール軸、ピッチ軸、 ヨー軸回りのモーメントで、以下のように書ける。

$$L = \bar{q}SbC_1 \tag{5}$$

$$M = \bar{q}ScC_m \tag{6}$$

$$N = \bar{q}SbC_n \tag{7}$$

各空力係数は迎え角 α , 横滑り角 β , 操舵量 δ_a , δ_e , δ_r の関数として近似的に以下のように表わされる.

$$C_{l} = C_{l\beta}(\alpha) \cdot \beta + C_{l\delta a}(\alpha) \cdot \delta_{a} + C_{l\delta r}(\alpha) \cdot \delta_{r} + C_{lp}\left(\frac{b}{2V_{TAS}}\right)P$$
(8)

$$C_{m} = C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta e} (\alpha) \cdot \delta_{e} + C_{mq} \left(\frac{c}{2V_{TAS}}\right) Q$$
(9)

$$C_{n} = C_{n\beta}(\alpha) \cdot \beta + C_{n\delta a}(\alpha) \cdot \delta_{a} + C_{n\delta r}(\alpha) \cdot \delta_{r} + C_{nr}\left(\frac{b}{2V_{TAS}}\right)R$$
(10)

なお、(2)式の揚力傾斜、(8)、(9)、(10)式中の静安定微係数は 風 洞 試 験 の 結 果 よ り 得 ら れ て い る . 動 安 定 微 係 数 C_{lp} , C_{mq} , C_{rr} については適当な推算値 4 を用いる.

3. 簡易飛行操縦システムの設計

3.1 システム構成

本システムは、ゲーム用コントローラのような簡易な装置を用いて、人間の直感的な操縦感覚で無人航空機の安全な飛行を可能とすることを目的としている。ただし、可視範囲逸脱など何らかの理由により操縦が困難となった場合にベース基地に自動的に帰還し上空で待機飛行ができる RTB(= Return To Base)モード、さらにあらかじめ設定したウエイポイントを完全自動で辿る WPTNAV(=Waypoint Navigation)モードも備えている。

通常は WPTNAV モードにおける誘導則により方位コマンド $\chi_{\rm cmd}$ と高度コマンド $H_{\rm cmd}$ が決まり、次節で述べる制御則にもとづき自動飛行を行う。オペレータが手動操縦を行いたい場合、地上局に接続した市販ゲーム用コントローラの指定されたボタンを押すことにより、簡易操縦モードに切り替えられる。ゲームコントローラの十字キーを用いて、高度の上昇/降下、進行方位変更(右/左)が指示され、そのコマンドを無線により機体へ伝送、方位コマンド $\chi_{\rm cmd}$ と高度コマンド $\chi_{\rm cmd}$ をオーバーライドする。高度・方位コマンド実現の

ための操舵は完全自動で行われる. 運用者は機体を目視しながら操縦することもできるが、地上局で表示される地図上の飛行経路、高度をモニタしながら操縦することも可能である. 運用初心者は、機体そのものを目視するよりも、地図上の航跡をモニタしながら操縦する方が誤操作が少ないと思われる. 以下 Fig.1 に、システム概念図を示す. 試験的に地上局用PCにゲームコントローラを接続しているが、技術的には、PDAと呼ばれるような小型携帯端末に、無線モデム、および十字キーのような直感的な操作がしやすいコントローラを埋め込んだUAV操縦専用の携帯型小型装置の開発も可能である.

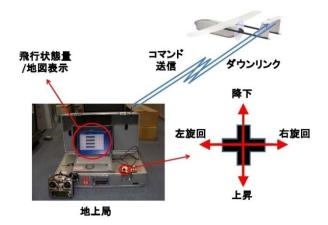


Fig. 1 Manual flight control system

3.2 誘導制御則概要

自動で処理される誘導制御部はダイナミック・インバージョン(動的逆)の考え方¹⁾にもとづき以下の手順で設計を行った。ダイナミック・インバージョンとは、運動の因果関係(操舵→モーメント→角速度→姿勢角→カ→速度→位置/方位)を逆に辿ることにより、操舵量を決定するという考え方である。

Step1: 進行方位を変更するために必要な揚力ベクトルの傾きをロール角(ϕ)コマンドで与える. さらに、所望の高度変化を発生させるための対気速度制御を考えるが、そのためのピッチ角(θ)コマンドを与える.

<u>Step2</u>: 上で与えられた姿勢角コマンドを実現するための機体軸角速度 (ロールレートP, ピッチレートQ, ヨーレートR)コマンドを生成する.

<u>Step3:</u> 上で要求された角速度を発生するためのモーメント (ローリングモーメント, ピッチングモーメント, ヨーイン グモーメント) コマンドを計算する. ここではフィードバック線形化法を用いる.

<u>Step4:</u> 上で要求されたモーメントを発生するための操舵 (エルロン, エレベータ, ラダー) コマンドを計算する. これら操舵コマンド(角度)はPWM信号(パルス幅)に変換されサーボモータを駆動する.

3.3 誘導制御則の定式化

前節の手順は、高度コマンドを H_{cmd} 、方位コマンドを χ_{cmd}

として、以下のように定式化される.

Step1: $\chi_{\rm cmd}$, $H_{\rm cmd} \rightarrow \phi_{\rm cmd}$, $\theta_{\rm cmd}$

(1) 式を利用してロール角コマンドを以下のように生成する.

$$\phi_{\rm cmd} = \frac{V_{\rm g}}{a} K_{\chi} \Delta \chi \tag{11}$$

ここで、 $\Delta\chi = \chi - \chi_{\rm cmd}$ であり、 K_χ は適当なゲインを表している. $\tan \varphi \approx \varphi$ が成立する範囲で、 $\dot{\chi}_{\rm cmd}$ が十分小さい場合、(11)式のコマンドが実現されれば、指数収束率 K_χ で $\Delta\chi \to 0$ が達成されることを容易に確認することができる。ピッチ角コマンドは高度・速度制御のために以下のように生成する。すなわち、

$$\theta_{\rm cmd} = w\theta_{\rm ah} + (1 - w)\theta_{\rm sp} \tag{12}$$

ここで、 θ_{ah} は高度保持のためのピッチ角、 θ_{sp} は対気速度制御のためのピッチ角を表し、双方を係数wで滑らかに補間する構造となっている。 θ_{ah} 、 θ_{sp} はつぎのように計算する。

$$\theta_{\rm ah} = \theta_{\rm basic} + K_{\rm H} \Delta H \tag{13}$$

$$\theta_{\rm sp} = \theta_{\rm basic} + K_{\rm VP} \Delta V + K_{\rm VI} \int \Delta V \, {\rm dt}$$
 (14)

$$\theta_{\text{basic}} = \frac{1}{C_{\text{L}\alpha}} \left(\frac{mg}{\bar{q}S\cos\phi} - C_{\text{L}0} \right) \tag{15}$$

ここで、 $\Delta H = H - H_{\rm cmd}$, $\Delta V = V - V_{\rm cmd}$ である. $\theta_{\rm basic}$ は(2) 式を α について解くことにより求められる上下方向釣合い迎え角を意味しており、バンクによって不足する揚力を補償するための基本ピッチ角コマンドと考える. 考え方は、高度誤差が小さい場合は高度誤差に応じて $\theta_{\rm basic}$ 周辺でピッチ角を微調整し、高度誤差が大きい場合は対気速度制御により高度を変更する、というものである. 速度コマンドとしては、上昇用、降下用の 2 種類を、機体性能に応じた適切な値を以下のように設定しておく.

$$V_{\rm cmd} = \begin{cases} V_{\rm up}, & \Delta H < -c_1 \\ V_{\rm dn}, & \Delta H > c_1 \end{cases}$$
 (16)

wは $\theta_{\rm ah}$ と $\theta_{\rm sp}$ を連続的に切り替えるための補間係数であり、たとえば以下 ${f Fig.2}$ のように設定する。 ${f c}_1, {f c}_2$ は適当な設定値である。

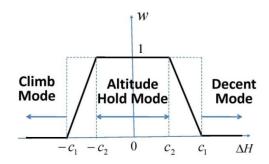


Fig.2 Interpolation coefficient w

Step2: $\phi_{\rm cmd}$, $\theta_{\rm cmd} \rightarrow P_{\rm cmd}$, $Q_{\rm cmd}$, $R_{\rm cmd}$ 角速度コマンドを以下のように計算する.

$$\begin{pmatrix} P_{\rm cmd} \\ Q_{\rm cmd} \\ R_{\rm cmd} \end{pmatrix} = \Omega \begin{pmatrix} K_{\Phi} \Delta \phi \\ K_{\Theta} \Delta \theta \\ \otimes \end{pmatrix}$$
 (17)

$$R_{\rm cmd} = \dot{\chi}_{\rm cmd} \tag{18}$$

ここで、 $\Delta \phi = \phi - \phi_{\mathrm{cmd}}$, $\Delta \theta = \theta - \theta_{\mathrm{cmd}}$ である。 ヨーレートコマンドは旋回時横滑りをできるだけ抑えることを目的に設定することが考えられるが、簡易な方法として(18)式のようにした。 (17)式の R_{cmd} を(18)式で置き換えることにより \otimes が決まり、その結果を用いて P_{cmd} , Q_{cmd} が計算されることに注意する。 (17)式のコマンドが実現できれば、 (4)式より、 $\dot{\phi}_{\mathrm{cmd}}$ が十分に小さい範囲において、 $\Delta \phi \to 0$, $\Delta \theta \to 0$ がそれぞれ指数収束率 K_{ϕ} , K_{θ} で達成されることが容易に確認できる。

Step3: P_{cmd} , Q_{cmd} , $R_{\text{cmd}} \rightarrow L_{\text{cmd}}$, M_{cmd} , N_{cmd}

Step2 で計算された角速度コマンドを実現するのに必要なモーメントを以下のように計算する.

$$\begin{pmatrix} L_{\rm cmd} \\ M_{\rm cmd} \\ N_{\rm cmd} \end{pmatrix} = \mathbf{I} \begin{pmatrix} K_{\rm PP} \Delta P + K_{\rm PI} \int \Delta P dt \\ K_{\rm QP} \Delta Q + K_{\rm QI} \int \Delta Q dt \\ K_{\rm RP} \Delta R + K_{\rm RI} \int \Delta R dt \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} \times \mathbf{I} \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix}$$

(3)式において、(19)式のコマンドが実現できれば、非線形項が相殺され、コマンドの時間変化が小さい範囲において、 $\Delta P \to 0$ 、 $\Delta Q \to 0$ 、 $\Delta R \to 0$ が達成されることが容易に確認できる。実装する際には、積分項が溜まり過ぎないようにするための適当な処理が必要である。

Step4: L_{cmd} , M_{cmd} , $N_{cmd} \rightarrow \Delta \delta_a$, $\Delta \delta_e$, $\Delta \delta_r$

上で求められたモーメントコマンドを発生させるための 操舵量(変化分)を以下のように計算する.

$$\Delta \delta_a = \frac{\Delta_f(L_{\rm cmd})}{\overline{q}SbC_{l\delta a}} \tag{20}$$

$$\Delta \delta_{e} = \frac{\Delta_{f} (M_{\text{cmd}})}{\overline{q} ScC_{m\delta e}}$$
 (21)

$$\Delta \delta_r = \frac{\Delta_f (N_{\rm cmd})}{\overline{q} SbC_{n\delta r}}$$
(22)

ここで、(8),(10)式中の $C_{l\delta r}$, $C_{n\delta a}$ は、 $C_{l\delta a}$, $C_{n\delta r}$ に比べて 1 桁 小さい値であるので無視している。また、それら係数の α に 対する変化もかなり小さいので適当な固定値で代表させている。こうした近似の影響は舵効き誤差として、制御系のロバスト性確保により吸収する。(20)-(22)式の $\Delta_f(\cdot)$ は、モーメントコマンドの差分操作を表し、高周波ゲインを落とした適当な線形フィルタで実現する。

以上、いずれのコマンドに対しても、適当なリミッタ、レートリミッタを設定する必要がある。

3.4 誘導制御則の特徴

本誘導制御則はダイナミック・インバージョンの考え方に もとづき操舵量を決定していることから、以下のような特徴 を有する.

(1) 飛行制御ロジックの階層構造化

飛行力学的意味づけと対応する形で飛行制御ロジックが 階層構造化されるので制御系の内容がわかりやすい. 自律化, 知能化, 適応化, 最適化などの追加機能をダイナミックスの どの部分に埋め込むか, 要求とその可能性を段階的に検討す ることができる. 制御ロジックの妥当性検証も段階的に行う ことができる. 結果的に, 制御ソフトウエアもシーケンシャ ルな手続きとして関数化され, バグ存在箇所の切り分けなど 不具合対応も容易である.

(2) 線形化が不要

線形モデルを求める必要がないので、設計時間の短縮につながる。通常、飛行条件(速度、動圧、迎え角など)が拡大していくと、線形化誤差が無視できないほど大きくなる。この場合、複数の設計点を選択し、対応する複数線形モデルに対して制御系を設計する必要がある。複数モデルに対する代表的な制御系設計方式として、MDM/MDP アプローチ(実践的なロバスト制御系設計手法で、特に飛行制御において実績がある。文献 2) とその参考文献を参照)、ゲインスケジューリング(応用例多数、たとえば文献 3) とその参考文献を参照)などがあるが、ダイナミック・インバージョンアプローチではこのような作業が不要となる。

(3) 機体モデルを直接参照する制御構造

機体諸元(主翼面積,スパン,平均空力翼弦長)をStep4で、慣性特性(慣性モーメント、慣性乗積)をStep3で、空力モデル(舵効き)をStep4で、さらに必要に応じて推力モデルを直接参照する構造となっているので、対象機体が変更されても、簡単なゲイン調整で容易に対応することができる。動圧補償も自然な形で組み込まれる(Step4)、機体モデル直接参照の構造は、それらの同定部を追加することにより間接型適応制御系が構成され、知能化、適応化といった機能拡張にも対応が可能である。

(4) 制御配分が容易

操舵面の増加などアクチュエータサイドの冗長性に対して、Step3 で求められたモーメントコマンドを、Step4 で各舵面に自由に配分できるので、適当な最適化計算などを併用して制御配分の要求に対応できる。

3.5 ロバスト性能の確保

以下のロバスト性能要求が満足されていることをシミュレーションにより確認する. ゲイン調整は概ね以下のような手順となる.

まず, 角速度制御性能に関して(いわゆるインナーループ), 以下の安定余裕と時間応答性能を満足するように(13)式中

のゲインを調整する.

(要求1)安定余裕

ゲイン余裕[-6dB, +6dB], 時間遅れ余裕 0.15 秒程度 (要求 2)時間応答(ステップ応答性能)

整定時間3秒程度以内,オーバーシュート10%程度以内 つぎに,高度・速度制御,方位制御に関する(いわゆるアウターループ)ゲインを調整し性能を確認する.GPSの遅れを 考慮するとあまりハイゲインにはできないので注意が必要 である.

最後に想定されるさまざまな誤差に対するロバスト性を確認する.必要に応じてゲインの再チューニングを行う. (要求3)さまざまな不確定性に対する安定性

- ・アクチュエータ誤差(ラジコン用サーボモータ)
- ・ジャイロ誤差(一般的な民生用 MEMS 半導体ジャイロを用いており、高精度は望めない. 温度ドリフトなどの補正も特に行っていないので、バイアス誤差も存在する.)
- ・GPS 信号の遅れ(搭載する GPS の更新レートが 1 Hz であること,加えて無線の伝送遅れなど,最大 2 秒の遅れを想定する必要がある.)
- ・慣性特性誤差(標準的な搭載物に対して積み上げ式で計算された値を用いる.実際には飛行毎に搭載物は異なるので、誤差が存在する.)
- ・空力特性誤差(静安定微係数は風洞試験にもとづいているが、動安定微係数は推算値であり、大きな誤差要因である。また、模型飛行機は構造がバルサ材であることが多いので、空力舵面の歪み、たわみなどが舵効きの誤差要因となり得る。)
- ・重心位置誤差(飛行前に重心位置測定を行うが、あくまでも妥当な範囲内にあることを確認することが目的である。飛行毎に重心位置は異なるので、誤差要因となり得る。)
- ・風(定常風+角速度を振動的にする確率ノイズ)

3.6 姿勢角情報を用いない簡易法

Step2 の計算には精度のよい姿勢角センサが必要となるが、小型無人機の場合、小型化、軽量化、省電力化、低コスト化を追求しなければならないケースが一般的である。このような場合、GPS/INS 複合航法計算、画像処理など、比較的大きな CPU 能力を必要とする処理は避けたい。そこで、Step1-2から姿勢角制御部を省き、高度・進行方位コマンドから直接角速度コマンドを計算する一つの方法として、(4)式を用いない PID 制御構造を考える。これにより、廉価な超小型超軽量MEMS センサ(ジャイロ、加速度計、圧力計)、GPS、100MIPS程度の省電力 CPU により、自動/自律飛行に必要なアビオボードを構成することができる。

Step1-2: $\chi_{\rm cmd}$, $H_{\rm cmd} \rightarrow P_{\rm cmd}$, $Q_{\rm cmd}$, $R_{\rm cmd}$ ロールレートコマンドをつぎのように計算する.

$$P_{\rm cmd} = K_{\chi P} \cdot \Delta \chi + K_{\chi D} \cdot \Delta \dot{\chi} \tag{23}$$

ロール姿勢角を陽に制御していないので、旋回時のバンクが設計者の意図する範囲内に収まるよう何らかの工夫が必要である。たとえば、 χ_{cmd} の変化率を、想定するバンク角で達成可能な旋回性能程度とするよう、適当なリミッタ、レートリミッタを挿入することも一つの方法である。

ピッチレートコマンドは高度・速度制御の観点からつぎのように計算する. まず, 高度誤差から対気速度コマンドを次式より生成する.

$$V_{\rm cmd} = K_{\rm \chi P} \cdot \Delta H + K_{\rm \chi D} \cdot \Delta \dot{H} \tag{24}$$

ただし、速度コマンドは(16)式で設定した上下限値内に収まるようリミッタを通すこととする。 さらに、 $V \rightarrow V_{\rm cmd}$ とする対気速度制御を達成するために、以下のようにピッチレートコマンドを計算する。

$$Q_{\rm cmd} = Q_{\rm basic} + K_{\rm VP} \cdot \Delta V + K_{\rm VD} \cdot \Delta \dot{V} + K_{\rm VI} \int \Delta V dt$$
 (25)

ここで、 $Q_{\rm basic}$ は水平定常旋回時に発生するピッチレートの推算値であるが詳細は省略する。

以上,いずれのコマンドを計算する際にも微分操作が必要となるが、計算レートを考慮した適切な近似微分器で実装する。また、標準的な PID 制御と同様、積分器を用いる場合はアンチワインドアップ処理 5 を施す.

3.7 簡易手動操縦モードの追加

本装置は手動で方位、高度を自由に変更することを主目的に開発が進められたが、GPSの更新レート、データリンクでの時間遅れのため、要求される誘導精度が厳しくなるほど、操作性が不十分となる。手動での着陸なども可能とするためにはもっと早い応答が必要となる。このような場合、ダイナミック・インバージョンの階層構造を利用して追加モードを設定することも可能である。オーバーライドする変数をStep1の姿勢角コマンド $\phi_{\rm cmd}$, $\phi_{\rm cmd}$ とすれば姿勢角を直接手動制御でき、もっと早い応答(R/Cプロポによる操縦と同じレベル)が必要であれば、Step2の角速度コマンド $P_{\rm cmd}$, $Q_{\rm cmd}$ をオーバーライドすればよい。概念図を Fig.3 に示す。

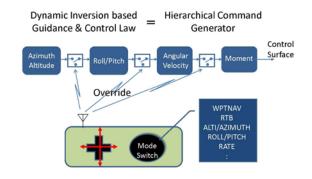


Fig.3 Additional manual control modes

4. 簡易飛行操縦ソフトウエアの検証

4.1 誘導制御口ジックの検証

MATLAB/Simulink©モデル(Fig.4 を参照)を用いてシミュレーションを行った. 誘導制御ブロックは先に示した階層構造として Simulink モデルを作成. 段階的に制御ロジックの妥当性を, インナーループ(角速度制御)からアウターループ(方位制御, 高度・速度制御)へと順に確認していく. ロバスト性能を考慮したゲインの調整もここで行う.

JAXA SAFE-BIRD F0 2008 Ver.**

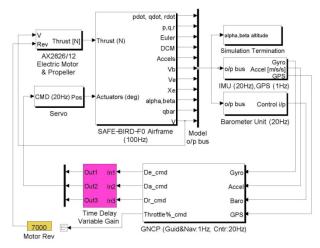


Fig.4 MATLAB/Simulink© model

4.2 ソフトウエア製作と HILS (Hardware In The Loop Simulation)

前章で述べた誘導制御ロジックを以下のように5つの関数としてコーディングした. 各関数は10msecで処理されるが、そのなかには 1sec 毎の処理が混在するので注意が必要である

function(1): センサ情報を加工

(静圧[hPa]→気圧高度[m]→移動平均処理, 差圧[hPa]→対 気速度[m/s], 緯度・経度→XY 座標[m]など)

<u>function(2)</u>: 方位・高度コマンド生成 (GPS更新タイミング でのみ行う 1 Hz処理含む)

WPT ナビゲーションモードでは、ウエイポイント到達判断、ウエイポイント入替、クロストラックエラーの計算を行い方位・高度コマンドを生成する。簡易操縦モードでは、ここで地上局からのコマンドによりオーバーライドする。

<u>function(3)</u>: 角速度コマンド生成 (GPS更新タイミングでの み行う 1 Hz処理含む)

方位・高度コマンドにもとづき角速度コマンドを生成する. 基本的に PID 制御構造であるがノウハウが必要である.

function(4):操舵コマンド生成(角速度制御部, 20Hz処理) 角速度制御のためのモーメントコマンドを生成, それにもと づきエルロン, エレベータ, ラダー操舵変動分を計算する. フィードバック線形化を用いる.

function(5):操舵コマンド[rad]をPWM出力[μ sec]に変換

あらかじめ計測した物理的な操舵角度と PWM 値の関係を用いて変換する.

各関数の入出力と、対応する MATLAB/Simulink©モデルで作成したブロックの入出力がほぼ一致することを確認し、HILS に移行する。機体搭載の飛行制御モジュールと HILS 用コンピュータ (リアルタイムシミュレータ)をシリアルラインで接続、操舵情報とセンサ情報をやり取りしながらシミュレーションを行い、飛行の妥当性を確認する。主翼、尾翼を接続することにより、操舵の状況も目視で確認できる。システム構成、外観をそれぞれ Fig.5、Photo 2 に示す。



Photo 2 HILS

機体側面にはシリアル通信ポートと切り替えスイッチを用意し、機体ファームウエアの書き換え、HILS 用コンピュータとの通信、データリンク(有線)による動作確認、内部変数の確認など、用途に応じた切り替えを行う、切り替えは書き込み時に接続するケーブルに実装したスイッチ、コンパイルオプション(Fig.5 参照)、機体側に実装したスイッチにより行う、実験現場での検証が可能な小規模システムであること、HILS 専用の機体を使用するのでなく、実飛行用の機体を用いて動作確認できることが特徴である。

誘導制御ロジックは搭載計算機上のユーザーエリアにコーディングする必要がある。Simulink ブロックからのプログラム自動生成という方法もあるが、プログラムの記憶容量、コードの高速処理化を優先し、手作業で行った。手作業によるコード記述のため、ヒューマンエラーによるバグが組み込まれ易いが、こうしたバグの検出にもHILSが有効であった。

搭載計算機と HILS 用コンピュータ間でシリアル通信を行い、センサ情報と操舵量をやりとりする。ただし、シリアル通信の往復時間分の遅れが発生するので、実飛行時よりもいくぶん悪い条件でシミュレーションを行っていることになる。HILS では、実際にサーボモータが駆動されるので、操舵の極性、高周波域の異常振動がないかなどを、目視で確認することもできる。本来はサーボモータにポテンショメータを取り付け、実際に動いた舵角をリアルタイムシミュレータ側にわたせばより実際に近いシミュレーションとなるが、ここでは適当なアクチュエータモデル(1次遅れ+むだ時間+リミッタ+レートリミッタ)で代用している。

Airframe

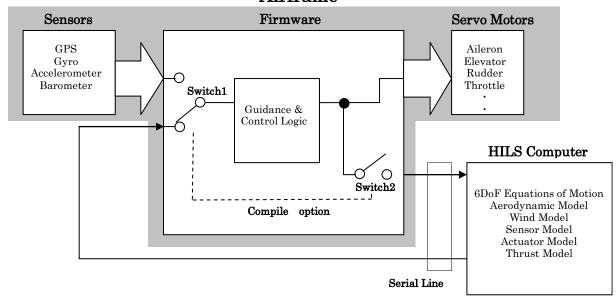


Fig.5 Block Diagram of HILS

概要を述べる. 実験で用いたシステム概要を Table.1, 実験評価用機体 SAFE-FO の外観を Photo 4 に示す.

4.3 地上確認試験

機体を自動車屋根に固定し(Photo 3 参照),屋外にて実際にGPS 信号を受信しつつ移動しながら,各変数の妥当性を確認する.これは、Fig.4 において制御モジュールとリアルタイムシミュレータを切り離し、機体搭載センサの情報を制御モジュールに入力した状態に相当する.機体の回転運動は抑えられているものの、実際のセンサ情報が搭載ソフトウエアで処理されるという意味で、最も実飛行時に近い形態での試験である.特に、ウエイポイントの切替わり、クロストラックエラー符号や大きさなど妥当性確認に有効である.



Photo 3 Verification on the ground

5. 飛行実験

5.1 実験システム概要

鹿児島県枕崎飛行場において飛行実験を行ったのでその

Table 1 Experimental system

| 全長/スパン | 1. 32m/2m |
|--------|--|
| 主翼面積 | 0. 34 m ² |
| 最大離陸重量 | 4. 0kg |
| 推進系 | 電動モータ/プロペラ |
| データリンク | 2. 4GHz 無線モデム |
| 航法 | GPS |
| 主な搭載物 | バッテリー 飛行制御モジュール パラシュート (非常系) 障害物検知センサ |



Photo 4 SAFE-F0

WPTNAV モード、RTB モードでの飛行を確認後、簡易操縦 モードに切り替え、ラジコン操縦が全く未経験の著者自身が操縦を試みた.なお、さらにエンジン回転数の制御により、上昇/降下率の制御が可能であるが、モータのパワー不足より、本実験では常にフルスロットルで飛行を行った.結果的に、上昇/降下率は出来高とならざるを得なかった.

5.2 実験結果

誘導制御則として、姿勢角情報を必要としない簡易版 (3.6 参照)を用いた場合の飛行軌跡の例を Fig.6 に示す.左 が WPTNAV モードでの飛行 $(WP1 \rightarrow WP2 \rightarrow WP3 \rightarrow WP4$ の順)を、右が簡易操縦装置を用いた場合の飛行である.薄い緑のラインは滑走路を、赤い点はウエイポイントを表している.

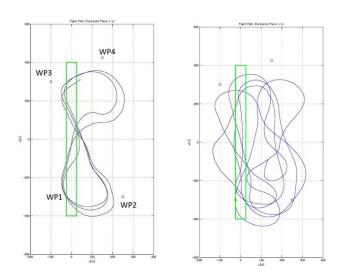
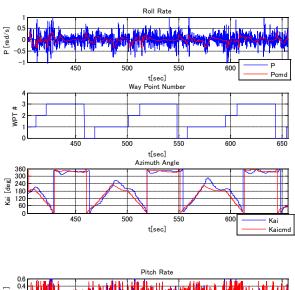


Fig.6 Horizontal flight path (Left: WPTNAV, Right: Manual control module)

簡易手動操縦装置を用いた場合の飛行は、ウエイポイントとは無関係であり、著者が地上局地図上の航跡を見ながら、できるだけ滑走路上を直線飛行するようにゲームパッドを用いて方位と高度をオーバーライドした結果である。GPSの更新レートが1Hzであること、アップ/ダウンリンクの遅れなどにより、最大3秒程度の時間遅れがある。滑走路直線から大きくはみ出しているのが最初の2周であり、時間遅れによる影響に慣れてくると徐々に滑走路上を飛行させることができるようになった。限られたエリアでの精密誘導が必要な場合には不十分な操作性と言えるが、広いエリアで高い誘導精度が要求されない場合には十分実用に供し得ると考えられる。

主要な飛行状態量の時歴を Fig.7 に示す. 高度誤差に応じて(24) 式より計算される対気速度コマンド(上下限値あり)への追従を図ることにより,高度保持が達成されていることがわかる. ただし,今の場合,姿勢角制御を陽に行わない簡易型制御であるため,旋回時バンクによる揚力低下を補償するだけのピッチ姿勢角の正確な制御ができず,結果的に高度

制御の精度が±15m 程度になっている. ただし, 姿勢角を正確に制御する場合は, 高度誤差は数 m 以内に収まることをシミュレーションで確認している.



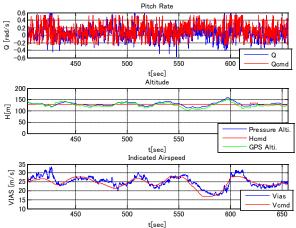


Fig.7 Time history (1.Roll rate [rad/s], 2.Waypoint number, 3.Azimuth angle [deg], 4.Pitch rate [rad/s], 5.Altitude [m], 6.Airspeed [m/s])

6. まとめ

本稿では、現在 JAXA 無人機・未来型航空機チームにおいて、災害監視無人機システム用途として開発途上の、固定翼小型無人機用簡易型手動飛行操縦装置について報告した。初心者が直感的に容易に操縦でき、操縦を誤っても落ちない安全性の確保を目標としている。実用レベルに至るまでには操作性向上のためのステップアップが不可欠であるが、飛行実験においてその有効性と可能性は十分に確認できたと考えられる。テレオペレーション特有の時間遅れの問題、あるいは低レイノルズ数域での飛行を余儀なくされるが故の層流剥離など模型飛行機特有の飛行不安定化現象。に対して、それらを制御技術でいかにカバーしていくかが今後の課題である。本開発が、将来的な有人地帯上空での無人機の安全運用につながるよう、さらに開発を進めていく予定である。

謝辞

飛行実験に携わった JAXA 無人機・未来型航空機チーム実 験隊, ならびに機体製作, 保守, 運用にご協力いただいた(株) 田屋エンジニアリング, 枕崎飛行場関係者に感謝いたします.

参考文献

- 1) 宮沢, 川口, 二宮: 階層構造化ダイナミック・インバージョン飛行制御則, 日本航空宇宙学会第 46 回飛行機シンポジウム前刷集, pp809-816,2008.
- 2) 宮沢: 多数モデル法による設計, 第19回誘導制御シンポ ジウム資料, pp61-68,2002.
- 3) 「ゲインスケジューリング―実践から学ぶ指針と工夫」 システム制御情報チュートリアル講座 2006 資料
- 4) 加藤, 大屋, 柄沢: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1982.
- 5) A. Visioli: Practical PID Control, Springer-Verlag, 2006.
- 6) 東:模型航空機と凧の科学,電波実験社,1992.

[著 者 紹 介]

牧 緑 (正会員)



1994 年電気通信大学電子情報学専攻博士後期課程修了、同年同大学助手. 2000 年より 2002 年までウエスタンオンタリオ大学客員研究員. 2002 年より(独) 宇宙航空研究開発機構, 現在に至る. 災害監視無人機システムの開発, 飛行制御、飛行の自律化に関する研究に従事. 博士(工学)

武居秀雄



1964 年生まれ. 1986 年電子機器設計会社にて 0A,通信関連機器設計, 1989 年無線通信機器メーカーにて通信機器および関連機器設計業務に従事. 1996 年独立起業してデジタルプラスにて各メーカーの製品設計に参加, 2003 年(有)デジタルプラス代表, 現在に至る.

石川和敏



1983 年東京工業大学制御工学科卒業,同年航空宇宙技術研究所入所,実験用航空機による技術実証,宇宙往還機の研究開発業務などに従事.この間1995年より1996年までDLR客員研究員.(独)宇宙航空研究開発機構,無人機・未来型航空機チーム無人機システム技術セクションリーダとして,現在に至る.