小型無人航空機の誘導制御と自律飛行試験*1

Guidance and Control of a Small Unmanned Aerial Vehicle and Autonomous Flight Experiments

藤 永 仁*2・得 竹 浩*2・砂 田 茂*2

Jin FUJINAGA, Hiroshi TOKUTAKE and Shigeru SUNADA

Key Words: Unmanned Aerial Vehicle, Flight Control, Flight Experiment

Abstract: This paper describes the development of a fixed-wing small-size UAV and the design of its flight controllers. The developed UAV's wing span is 0.6 m, and gross weight is 0.27 kg. In order to ensure robust performances of the longitudinal and lateral-directional motions of the UAV, flight controllers are designed for these motions with μ -synthesis. Numerical simulations show that the designed controllers attain good robust stabilities and performances, and have good tracking performance for command. After an order-reduction and discretization, the designed flight controllers were implemented in the UAV. A flight test was performed, and the ability of the UAV to fly autonomously, passing over waypoints, was demonstrated.

記 号

の乗法的不確かさに対する重み関数

$C^{m \times m}$: $n \times m$ の複素数体

$W_{\bullet}$: 安定微係数 $\bullet$ の重み関数

$e_{el}, e_{\phi}, e_p, e_q$: 評価出力

w_{th} : 推力コマンドからの擾乱

G_{lon}, G_{lat} : 重み関数を含む一般化プラント

x_{lon}, x_{lat} : 縦方向, 横・方向の状態変数

G_{th}, G_{ail} : フィードフォワードフィルタ

$X_u, X_{\alpha}, X_{\delta_t}, X_{\delta_e}$: 有次元安定微係数

g : 重力加速度

$Y_{\beta}, Y_p, Y_r, Y_{\delta_a}$: 有次元安定微係数

K_{th}, K_{ail} : 経路角コマンド, バンク角コマンドに対するフィルタゲイン

$Z_u, Z_{\alpha}, Z_q, Z_{\delta_t}, Z_{\delta_e}$: 有次元安定微係数

K_{lon}, K_{lat} : 縦, 横・方向の安定化制御器

α : 迎え角

L/D : 揚抗比

α_g : 突風による迎え角増分

$L'_{\beta}, L'_p, L'_r, L'_{\delta_a}$: 有次元安定微係数

β : 横滑り角

$M_u, M_{\alpha}, M_q, M_{\delta_t}, M_{\delta_e}$: 有次元安定微係数

β_g : 突風による横滑り角増分

$N'_{\beta}, N'_p, N'_r, N'_{\delta_a}$: 有次元安定微係数

$\Delta_{lon}, \Delta_{lat}$: 構造的な不確かさ

P_{ev} : エレボンのダイナミクス

δ_a : 等価的なエルロン舵角

p : ロール角速度

δ_e : 等価的なエレベータ舵角

q : ピッチ角速度

$\delta_{\bullet}$: 安定微係数 $\bullet$ の不確かさ

R : 実数体

ϕ : バンク角

r : ヨー角速度

ϕ_{com} : バンク角コマンド

U_0, u : 釣り合い点での x 軸方向速度, x 軸方向速度

γ : 経路角

u_{el} : エレボンダイナミクスへの入力

γ_{com} : 経路角コマンド

W_0 : 釣り合い点での z 軸方向速度

μ : 構造化特異値

W_{gust} : ガスト入力の重み関数

θ_0, θ : 釣り合い点でのピッチ角, ピッチ角

W_p, W_q, W_{ϕ} : 重み関数

ψ : 方位角

$W_{pnoise}, W_{qnoise}, W_{rnoise}$: 角速度計ノイズの重み関数

ζ_{ev}, ω_{ev} : エレボンダイナミクスの減衰比, 固有振動数

W_u : エレボンダイナミクス入力側

$\bullet$: 対応する安定微係数

*1 © 2008 日本航空宇宙学会
平成 19 年 5 月 24 日原稿受理

*2 大阪府立大学大学院

1. は じ め に

近年, 無人航空機 (UAV, Unmanned Aerial Vehicle)

の研究開発が盛んに行われており¹⁻³⁾、実用化された機体も存在する。それら開発されている UAV の多くがメートルサイズのものであり、比較的長時間・長距離のミッションを想定している。また重量も数キログラム以上のものがほとんどであり、携帯性や安全性の観点から小型、軽量の機体開発を行うことは非常に有意義である。わが国における 1 m 以下の UAV として、(株)日立製作所と川田工業(株)が開発した小型自律飛行体システムがあげられる⁴⁾。これはスパン 0.6 m、全長 0.45 m、質量約 0.4 kg の固定翼型の UAV である。本研究グループは現行の UAV と比べてより短距離、短時間のミッションを想定し、スパン 0.6 m、質量 0.27 kg の比較的小型軽量の固定翼型 UAV を開発した。この UAV は軽量であるため比較的低速で飛行でき、安全性が高い。しかし低速で飛行する軽量の機体は風外乱に弱い。ため、十分な安定性を備えた制御系を実装することが必要となる。また UAV の自律飛行を可能にするためには、機体構造の開発だけではなく、航法・誘導・制御系の高性能化も必要である。

そこでまず機体ダイナミクスを精度良くモデル化し、モデルベースのロバスト制御則を用いて高い安定性と性能を持つ安定化制御系を設計した。さらに指定したウェイポイントに沿って飛行する経路コマンドを生成する航法誘導系も設計し、安定化制御系とあわせて自律飛行システムを構築した。

本稿では制御系設計、航法誘導系の構成、汎用制御基板について述べる。そしてそれらを実装した自律飛行試験を行い性能を評価する。

2. 機体の概略

第 1 図に開発した機体の外観を示す。軽量化のために機体は主に発泡スチロールで製作し、プロペラを機体上面に配置することで衝突時の危害を低減させている。また低速飛行を実現するために翼面積の大きな全翼機形状とした。主翼スパンは 60 cm であり、垂直安定板を備え、エレボンとプロペラ推力で操縦を行う。機体の胴体部にアビオニクスを搭載し機体を誘導制御する。これら機体の主な特徴を第 1 表に示す。

3. 制御装置

自律飛行に必要なセンサや誘導制御器を実装するマイコンなどは、特に開発機体のような小型機に用いる場合には小型軽量であることが必要である。また今後さまざまなプログラムを実装し飛行試験やミッションを遂行することを考えると、プログラミングの自由度が高く、多くの機器を接続できる拡張性を備えた制御用ハードウェアが望ましい。しかし現在このような特徴を備えた市販の制御用ハードウェアは存在しない。そこで自律飛行体を用途として想定した汎用制御基板を新たに開発した(第 2 図)。大きさは 75 mm×55 mm、重さは 29 g である。その特徴を第 2 表に示す。基板上には角速度計および加速度計が実装され 3 軸方向の角速度、加速度が測定可能である。GPS アンテナや地磁気方位計など

(a) 外観

(b) 平面図

第 1 図 開発機体概略

第 1 表 機体特徴

スパン	0.6 m
アスペクト比	2.67
質量	0.27 kg
バッテリー	リチウムポリマバッテリー
飛行時間	15 分 (6.5 m/s で飛行時)
飛行速度	6 ~ 11 m/s

第 2 図 小型汎用制御基板

の入力端子も備えられている。また接続された機器との入出力を行い制御用プログラムをリアルタイムで実行するミドルウェアもあわせて開発した。これらのハードウェアおよびソフトウェアは(株)ワイズ・ラブとの共同開発である。

4. 姿勢安定化制御器の設計

4.1 風洞試験 風洞試験を実施し機体の空力特性を測定した(第 3 図)。風速、迎え角、横滑り角、舵角、プロペラ回転数を変化させ機体に働く 6 分力を測定した。これらの測定結果より、機体に作用する空気力やトリム飛行条件、静的な空力微係数が求められる。動的な空力微係数は

第2表 開発基板特徴

CPU	日立, HD64F3069
FPGA	Xilinx, XC2S200FG256
角速度計	Analog Devices, ADXRS300 ×3
加速度計	Analog Devices, ADXL210JE ×2
EEPROM	32 kbyte
A/D	6 ch
D/A	2 ch
パルス入力	10 ch
PWM 出力	8 ch
I/O	8 ch
UART	4 ch
GPS 入力	1 ch
地磁気方位計入力	1 ch
ロータリエンコーダ入力	1 ch
5 V 出力	3 ch

第3図 風洞試験

第4図 迎え角に対する揚力係数

文献 5), 6) の手法に従い推算した．測定した空力特性の例として，迎え角と全機揚力係数の関係を第4図に，全機揚力係数と全機抗力係数の関係を第5図に示す．第4図から迎え角が約18度付近で最大揚力が発生することがわかる．また第5図から揚抗比も約15度付近で最大となることがわかる．

4.2 線形化運動方程式へのモデル化 風洞試験結果を踏まえて，釣り合い点周りに線形化されたモデルに対して制御系を設計する．線形化された運動方程式を以下に示す^{5), 6)}．

縦方向線形化運動方程式

$$\dot{x}_{lon} = A_{lon}x_{lon} + B_{1lon}w_{lon} + B_{2lon}\delta_e \quad (1)$$

$$y_{lon} = C_{lon}x_{lon} + D_{1lon}w_{lon} \quad (2)$$

第5図 抗力係数と揚力係数の関係

$$x_{lon} = [u \ \alpha \ q \ \theta]^T, \quad w_{lon} = [\alpha_g \ w_{th}]^T$$

$$A_{lon} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & -W_0 & -g \cos \theta_0 \\ Z_u/U_0 & Z_\alpha/U_0 & (U_0 + Z_q)/U_0 & -g \sin \theta_0/U_0 \\ M_u & M_\alpha & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{1lon} = \begin{bmatrix} X_\alpha & X_{\delta_t} \\ Z_\alpha/U_0 & Z_{\delta_t}/U_0 \\ M_\alpha & M_{\delta_t} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{2lon} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e}/U_0 \\ M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C_{lon} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad D_{1lon} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

横・方向線形化運動方程式

$$\dot{x}_{lat} = A_{lat}x_{lat} + B_{1lat}w_{lat} + B_{2lat}\delta_a \quad (3)$$

$$y_{lat} = C_{lat}x_{lat} \quad (4)$$

$$x_{lat} = [\beta \ p \ r \ \phi]^T, \quad w_{lat} = [\beta_g]^T$$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} Y_\beta/U_0 & (W_0 + Y_p)/U_0 \\ L'_\beta & L'_p \\ N'_\beta & N'_p \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B_{1lat} = \begin{bmatrix} Y_\beta/U_0 \\ L'_\beta \\ N'_\beta \\ 0 \end{bmatrix}, \quad B_{2lat} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a}/U_0 \\ L'_{\delta_a} \\ N'_{\delta_a} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

これらの運動方程式には機体に作用する風外乱 (α_g, β_g) が加えられている．またロール角速度，ピッチ角速度，ヨー

角速度が、機体に搭載された角速度計で測定可能である．縦の運動方程式には，推力コマンド δ_t がピッチ運動に与える影響を観測可能な外乱として含めている．

4.3 フィードバック制御系設計問題の定式化 開発機体は小型軽量で飛行速度も低いことから，風外乱の影響を受けやすい．また制御系設計対象には複数の不確かさが存在すると思われる．従って制御対象をなるべく正確にモデル化し，必要なロバスト安定性と性能を最大限確保することが必要となる．そこでモデルベースのロバスト制御理論である μ 設計手法⁷⁾を採用し，十分な安定性と性能を確保することを目指した．以下に考慮した設計条件を記述する．

[安定微係数の不確かさ] 見積もった安定微係数の誤差を，乗法的な不確かさで定式化する．ここで右肩の“0”は各安定微係数のノミナル値を表す．

縦方向安定微係数

$$\begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & X_q \\ Z_u & Z_\alpha & Z_q \\ M_u & M_\alpha & M_q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (1 + W_{X_u} \delta_{X_u}) X_u^0 & (1 + W_{X_\alpha} \delta_{X_\alpha}) X_\alpha^0 & 0 \\ (1 + W_{Z_u} \delta_{Z_u}) Z_u^0 & (1 + W_{Z_\alpha} \delta_{Z_\alpha}) Z_\alpha^0 & (1 + W_{Z_q} \delta_{Z_q}) Z_q^0 \\ (1 + W_{M_u} \delta_{M_u}) M_u^0 & (1 + W_{M_\alpha} \delta_{M_\alpha}) M_\alpha^0 & (1 + W_{M_q} \delta_{M_q}) M_q^0 \end{bmatrix}$$

横・方向安定微係数

$$\begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r \\ L'_\beta & L'_p & L'_r \\ N'_\beta & N'_p & N'_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta^0 & Y_p^0 & 0 \\ (1 + W_{L'_\beta} \delta_{L'_\beta}) L'_\beta^0 & (1 + W_{L'_p} \delta_{L'_p}) L'_p^0 & (1 + W_{Y_r} \delta_{Y_r}) Y_r^0 \\ (1 + W_{N'_\beta} \delta_{N'_\beta}) N'_\beta^0 & (1 + W_{N'_p} \delta_{N'_p}) N'_p^0 & (1 + W_{L'_r} \delta_{L'_r}) L'_r^0 \\ & & (1 + W_{N'_r} \delta_{N'_r}) N'_r^0 \end{bmatrix}$$

[アクチュエータダイナミクス] エレボンのアクチュエータダイナミクスを，ステップ応答試験を行い次の 2 次式でモデル化した．

$$P_{ev} = \frac{\omega_{ev}^2}{s^2 + 2\zeta_{ev}\omega_{ev}s + \omega_{ev}^2}$$

$$\zeta_{ev} = 0.8, \quad \omega_{ev} = 20 \text{ rad/s}$$

また，アクチュエータダイナミクスに乗法的な不確かさが存在するとし，その重み関数を次式で定義する．

$$W_u = 0.3 \frac{0.3s + 1}{0.05s + 1}$$

[ガストモデル] 機体に加わるガストの周波数特性を次

式でモデル化する．

$$\alpha_g, \beta_g \in \left\{ W_{gust} \eta_{gust} : W_{gust} = \frac{0.3}{s/2 + 1}, \|\eta_{gust}\|_2 \leq 1 \right\}$$

[センサノイズ] ロール角速度，ピッチ角速度，ヨー角速度の測定値に加わるセンサノイズの周波数特性を，次式でモデル化する．

$$W_{pnoise} = W_{qnoise} = W_{rnoise} = 0.3 \frac{2.6s^2 + 77.5s + 600}{s^2 + 50s + 600}$$

[推力によるピッチ角外乱] 誘導則からの指令により発生する推力は縦の運動には外乱として働く．誘導則からの推力指令の帯域は低いものと考え，周波数特性を以下のように定式化する．

$$w_{th} \in \left\{ W_{th} \eta_{th} : W_{th} = 0.3 \frac{0.01s + 1}{0.5s + 1}, \|\eta_{th}\|_2 \leq 1 \right\}$$

[舵角の低減化] 舵角の飽和を防ぐために舵角を制御量として評価する．その制御量に乗ずる重み関数を次のように定式化する．

$$e_{el} = W_{el} u_{el} = \frac{1}{0.25} \frac{1/40s + 1}{1/70s + 1} u_{el}$$

[角速度応答の低減化] 外乱に対する角速度応答を低減化する．それぞれの角速度にスカラー重みを乗じて制御量とする．

$$e_q = W_q q, \quad e_p = W_p p, \quad e_\phi = W_\phi \phi$$

これらの設計条件と (1) ~ (4) 式をあわせて，縦および横・方向運動の一般化プラントを構築する (第 6, 7 図)．

図中で $W_i, i = 1, \dots, 8$ は，空力特性の不確かさを表す重み関数である．これらの不確かさを持つ一般化プラントを第 8, 9 図のように LFT 形式で表し，次の μ 設計問題を解くことで縦，横・方向のコントローラ K_{lon}, K_{lat} を求めた．

縦方向 μ 設計問題

$$\text{Find } K_{lon} \text{ such that } \sup_{\omega \in \mathbf{R}} \mu_{\Delta_{lon}}(\mathcal{F}_l(G_{lon}, K_{lon})) \leq 1$$

横・方向 μ 設計問題

$$\text{Find } K_{lat} \text{ such that } \sup_{\omega \in \mathbf{R}} \mu_{\Delta_{lat}}(\mathcal{F}_l(G_{lat}, K_{lat})) \leq 1$$

ここで，

$$\Delta_{lon} = \begin{bmatrix} \delta_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ & & \delta_9 \\ 0 & & \Delta_p \end{bmatrix}$$

$$\delta_i \in \mathbf{R} \quad (i = 1, \dots, 8), \quad \delta_9 \in \mathbf{C}, \quad \Delta_p \in \mathbf{C}^{3 \times 2}$$

$$\Delta_{lat} = \begin{bmatrix} \delta_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ & & \delta_8 \\ 0 & & \Delta_p \end{bmatrix}$$

$$\delta_i \in \mathbf{R} \quad (i = 1, \dots, 7), \quad \delta_8 \in \mathbf{C}, \quad \Delta_p \in \mathbf{C}^{3 \times 3}$$

第6図 縦の一般化プラント

第7図 横・方向の一般化プラント

である。

これらの制御系設計問題を複数の設計点について数値計算ソフトウェア⁸⁾を用いて解き、得られたコントローラをスケジューリングやスイッチングして使用することで、幅広い飛行領域が確保できる。その飛行領域の中でも低速側は、突風外乱の影響を受けやすい飛行状態である。そこで今回は飛行可能な領域の中で低速でのトリム点を設計点に選び、コントローラの評価を行った。設計点は迎え角 15 度、速度 6.2 m/s での水平直線飛行とした。

4.4 フィードフォワードフィルタ設計 航空機を目的の地点に誘導するためには、機体にコマンドを与え、それに追従させることが必要となる。そこで、フィードバック制御器によってロバスト安定化されたフィードバックループに対して、縦運動の場合には経路角を、横・方向運動の場合にはバンク角をコマンドとして与える。第 10, 11 図に示すように、経路角コマンドはフィードフォワードフィルタを介してスロットル入力に、バンク角コマンドはエルロン入力に印加させる。機体の横・方向のダイナミクスは制御器により安定化されているため、エルロンに有界な信号を加えると機体は定常旋回を行う。従って加法的なエルロン入力をバンク角コマンドとして用いた。

フィルタは適切なゲインを持つ時定数 0.5 ~ 1.5 s の一次

第8図 LFT (縦)

第9図 LFT (横・方向)

第10図 縦運動におけるフィードフォワードフィルタ

第11図 横・方向運動におけるフィードフォワードフィルタ

遅れ系とした。採用したフィルタを以下に示す。

$$G_{th} = \frac{K_{th}}{1.5s + 1}, \quad G_{ail} = \frac{K_{ail}}{0.5s + 1}$$

ここで、 K_{th}, K_{ail} はそれぞれ縦、横・方向のフィードフォワードループにおける、スロットル入力から経路角、エルロン入力からバンク角の定常値の逆数である。

5. 数値シミュレーション

設計した安定化制御器を評価するために数値シミュレーションを実施した。第 3 表に開発機体の諸元と想定したトリム飛行状態を示す。風洞試験結果と文献⁵⁾および⁶⁾より、トリム状態における (1), (2) 式および (3), (4) 式中の行列の値は以下になった。

$$A_{\text{lon}} = \begin{bmatrix} -2.31 & -5.61 & 0 & -9.80 \\ 0.06 & -5.28 & 0.94 & 0 \\ 7.05 & -29.80 & -0.72 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{1\text{lon}} = \begin{bmatrix} -5.61 & 5.36 \\ -5.28 & -0.65 \\ -29.80 & -18.31 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{2\text{lon}} = \begin{bmatrix} -2.73 \\ -2.35 \\ -28.72 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$A_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} -0.83 & 0.26 & -0.99 & 1.53 \\ -61.06 & -6.96 & 0.30 & 0 \\ 9.93 & 0.40 & 0.06 & 0 \\ 0 & 1 & 0.27 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{1\text{lat}} = \begin{bmatrix} -0.83 \\ -61.06 \\ 9.93 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad B_{2\text{lat}} = \begin{bmatrix} -0.10 \\ 45.53 \\ 9.52 \\ 0 \end{bmatrix}$$

第 3 表 開発機体の諸元

質量	0.27 kg
慣性モーメント, I_{xx}	$1.05 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
I_{yy}	$1.30 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
I_{zz}	$6.96 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
I_{xz}	$6.25 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
トリム飛行状態	水平直線飛行
トリム迎え角, α	15 degrees
トリム機速, U_0	6.2 m/s

この数値例を用い、機体の空力モデルに不確かさを含めないノミナルモデルについてシミュレーションを実施した。

まず迎え角、横滑り角に対する持続的な風外乱 (α_g, β_g) をそれぞれ縦、横・方向の運動方程式に入力し、安定化制御器がある場合、ない場合について機体の運動をシミュレーションした (第 12, 13 図)。

第 12 図から、安定化制御器により、ピッチ角速度の応答をピーク値と比較すると、およそ 40% 程度抑制されていることが確認できる。よってこれらの風外乱に対して、縦の安定化制御器は有効に作用していることがわかる。一方第 13 図から、横・方向の安定化制御器は縦の場合ほど風外乱に対する抑制効果はないものの、ロール角、ロール角速度の応答は低減されていることが確認できる。

つぎに安定化制御器を組み込んだインナーループの、ステップ状のコマンド入力に対する応答をシミュレーションした。コマンドの大きさは、経路角コマンド $\gamma_{\text{com}} = 0.1 \text{ rad}$,

第 12 図 風外乱に対する応答 (縦の運動)

第 13 図 風外乱に対する応答 (横・方向の運動)

第 14 図 経路角コマンドのステップ入力に対する応答

バンク角コマンド $\phi_{com} = 0.3 \text{ rad}$ とした．第 14 図に経路角コマンド入力に対する応答を示す．コマンド入力に対して経路角は微小な逆応答を示すものの，機体の振動は安定化制御器により抑制されており機体の経路角は 5～6 秒ほどで定常値に漸近し，コマンドによく追従していることがわかる．

第 15 図にバンク角コマンド入力に対する応答を示す．横・方向の運動方程式 (3), (4) 式における A_{lat} の固有値は $-6.25, -0.773 \pm i4.578, 0.203$ であるので，横・方向の運動は不安定である．そのため設計した安定化制御器を用いない場合，エルロンのステップ入力に対して機体の応答は発散する．第 15 図より安定化制御器により機体は安定化され，機体のバンク角応答は 3～4 秒ほどで目標値に収束することがわかり，制御器の有効性が確認できる．

6. 航法誘導系

μ 設計手法で設計された安定化制御器と機体ダイナミクスで構成されるインナーループに対して，設定された経路に沿った飛行を実現する経路角コマンドとバンク角コマンドを生成するシステムを PID 制御を用いて構成した．

まず現在の機体位置および高度と機体の進行方向を GPS，高度計，方位計を用いて計測する．そしてあらかじめ設定

第 15 図 バンク角コマンドのステップ入力に対する応答

第 16 図 縦の航法誘導系

第 17 図 横・方向の航法誘導系

されたウェイポイント情報との誤差を PID コントローラに inputs することで経路角コマンドとバンク角コマンドが決定される．第 16 図に縦の，第 17 図に横・方向の航法誘導系ブロック線図を示す．

7. 飛行試験

設計した航法誘導，制御系コントローラを実装して飛行試験を行った．設計した安定化制御器に平衡実現による低次元化を施し，双一次変換による離散化を行った後に実装した．

飛行試験で設定したタスクは手投げで離陸した後，ウェイポイント WP1～8 を通過し（第 18 図），離陸地点に自動で着陸するものである．指定した目標高度は 15 m である．

第 18 図 ウェイポイント位置と座標系

第 19 図 飛行試験結果

第 20 図 飛行試験高度履歴 (気圧高度計による計測)

またウェイポイントを中心とした 1 辺 60 m の正方形上空を通過したら次のウェイポイントに向かう。

天候は晴れで地上の風速は平均約 2 m/s であった。GPS アンテナで測定した飛行履歴と設定したウェイポイントを第 19 図に、気圧高度計で記録した高度の時間履歴を第 20 図に示す。これより、設定されたウェイポイントを通過し、

正確に指定した点に着陸していることが確認できる。またほぼ指定した高度を保っていることがわかる。

8. おわりに

短時間、短距離のミッションを想定した小型軽量 UAV を開発した。機体ダイナミクスを不確かさを含めてモデル化し μ 設計法を適用することで、強いロバスト安定性を備えた安定化制御器を設計した。さらに指示したウェイポイントに沿った飛行を実現する航法誘導系を PID 制御器を用いて構成した。これらの自律飛行システムを新たに開発した汎用制御基板に実装し、飛行試験を行った。その結果指示したウェイポイントを通過する飛行が達成されていることが確認できた。

この研究の一部は文部科学省科学研究補助金、基盤研究 (S)、18100002 を受けてなされた。

参考文献

- 1) Jang, J. S. and Tomlin, C. J.: Autopilot Design for the Stanford DragonFly UAV: Validation through Hardware-in-the-Loop Simulation, AIAA Paper 2001-4179, 2001.
- 2) Johnson, E. N., Turbe, M. A., Wu, A. D., Kannan, S. K. and Neidhoefer, J. C.: Flight Test Results of Autonomous Fixed-Wing UAV Transitions to and from Stationary Hover, AIAA Paper 2006-6775, 2006.
- 3) 穂積弘毅, 牧 緑, 鈴木教雄, 田屋恵唯, 武居秀雄: JAXA 多目的小型無人機について, 第 43 回飛行機シンポジウム講演集, 2005, pp. 448-451.
- 4) 宇田川直彦, 古川 徹, 田辺安忠: 携帯型飛行体 60 cm 級実験機システムについて, 日本航空宇宙学会誌, 54 (2006), pp. 37-40.
- 5) Etkin, B.: Dynamics of Flight, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 1959, pp. 94-188.
- 6) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 東京, 1982, pp. 51-110.
- 7) 細江繁幸, 荒木光彦: 制御系設計— H_∞ 制御とその応用—, 朝倉書店, 東京, 1994, pp. 110-133.
- 8) The MathWorks, Inc., Robust Control Toolbox version 3.0, 2004.