

Pixhawk 2.4.8 を用いた小型無人航空機 (UAV) の自律飛行実験

Development of Autonomous UAV using Pixhawk 2.4.8 Controller and Its Flight Experiment

宮野 智行¹⁾, 齊藤 樹希¹⁾

Tomoyuki MIYANO, Tatsuki SAITO

Abstract : Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are widely used in various applications such as spraying pesticides, crisis response, and search and rescue operations. However, the widely sold UAV are controlled manually using remote control. This paper describes our attempt to create an autonomous UAV capable of flying on pre-determined trajectories. The flight controller of the UAV is designed based on mathematical model identified with first principles. In addition, a PC-base ground station is developed to pre-determine the trajectories according to the flight areas. In experiments, the UAV could be able to successfully track trajectories. The design of the UAV and the experimental results are presented in this paper.

Keywords : drone, UAV, autonomous flight, Pixhawk

1 はじめに

近年, 小型無人航空機 (以下, UAV) は軍事分野だけでなく民間にも広く活用されている。水害, 地震, 火山噴火等の被災地域においても UAV は情報収集には欠かせない技術となっている。UAV を利用すれば危険を伴わずに被害状況の調査や物資運搬等が可能となる。東日本大震災では米軍の UAV (RQ4 グローバルホーク) が被災地域上空を飛行して情報を収集した。UAV の飛行制御には遠隔制御方式と自律制御方式がある。遠隔制御方式は無線通信を利用してコントローラから UAV を操縦する。近距離であれば目視により操縦可能であるが, 地球の裏側からインターネットや人工衛星経由の通信を利用した遠隔制御も可能となる。このように地球上のどの地域を飛行する UAV に対しても遠隔操縦が可能となるが, 距離や通信システムに応じた遅延が発生する。一方, 自律制御方式では UAV に搭載したフライトコンピュータが各種センサーから得られる情報を処理して自律的に飛行し, 与えられたミッションを遂行する。最大の利点は熟練した操縦者が不要となるために緊急時にも迅速に UAV を活用できることである。自律制御方式に必須の技術となるのが飛行制御システムである。本稿では自律飛行を最終目標として, 実験機及び飛行制御システムを開発し, 性能確認実験を行った結果を報告する。

2 実験機と飛行制御システム

2.1 実験機

飛行実験に供する実験機を製作した。機体形状は飛行中の重心位置が低く安定性が高い高翼の固定翼機を採用した。全長 1010mm, 翼幅 1400mm, 全備重量 1780g であ

る。機体色は視認性を良くするため橙色とした。主な実験機の仕様値を表 1 に示す。この機体は主翼上面にヴォルテックスジェネレータを装備し, 乱流を生じさせ境界層剥離を抑えて空気抵抗を削減している。これを翼前縁に取り付けることで乱流翼となり, 翼型性能が向上し飛行が安定する。水平尾翼容積比が小さいとピッチ方向の安定性が悪くなり, 垂直尾翼容積比が小さいとダッチロールを起こし操縦が難しくなることを考慮して設計を行った。また, 主翼中央上部にアンテナを搭載した GPS 受信機と搭載計算機により位置, 対地速度, 加速度を測定した。対気速度は右主翼前方に取り付けたピトー管により測定した。製作した実験機の外観図を図 1 に示す。

表 1 実験機の仕様値

主翼		尾翼	
翼幅 b	1400 [mm]	水平尾翼面積 S_h	0.087 [m ²]
翼弦長 C	240 [mm]	水平尾翼モーメントアーム L_h	520 [mm]
アスペクト比 λ	5.83 [-]	水平尾翼容積比 V_h	0.54 [-]
主翼面積 S	0.336 [m ²]	垂直尾翼面積 S_v	0.036 [m ²]
翼面荷重 W/S	5.3 [kg/m ²]	垂直尾翼モーメントアーム L_v	550 [mm]
空力中心 C_p	60 [mm]	垂直尾翼容積比 V_v	0.042 [mm]
重量		スパイラル安定性 B	0.74 [-]
機体重量	1463 [g]	$V_v B$	0.031 [-]
全備重量	1780 [g]	上半角 γ	3 [deg]



図 1 実験機の外観図

1) 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科 航空宇宙工学コース

表 2 飛行制御システムを構成する搭載機器

センサ	製造会社	型式
Flight Computer	3D Robotics	Pixhawk 2.4.8
GPS1	Ublox	Mini Ublox NEO M8N
GPS2	H obbyant	BN 880
AKK A3 FPV カメラ	GENERAL	AKK A3 FPV
対気速度センサ	Rcmoldpart	A45 25D 5A1

2.2 飛行制御システム

飛行制御システムを構成する搭載機器を表 2 に示す。フライトコンピュータには Pixhawk 2.4.8 を使用した。Pixhawk は ArduPilot 社が開発、3D Robotics 社が製造しており、海外でも幅広く利用されている。CPU には F4 シリーズのプロセッサを使用しているため制御コマンド生成等の演算を高速に処理できる。自律飛行アルゴリズムには縦系、及び、横・方向系の制御系を飛行モードに応じて構築する必要がある[1][2]。例えば、速度、高度一定で決められた直線上を水平飛行させる場合には、縦系制御系では、ピッチ角を変化させることにより、高度を一定にし、横・方向制御系では方位角及びロール軸周りの姿勢を維持をロール角制御により行うことが必要となる。また、旋回飛行時は速度を一定にし、ロール角制御及び高度制御を行い所望の半径で旋回する[3]。ここでは各飛行パターンに対応するために、水平、上昇、降下、及び、直線、旋回の組み合わせから成る飛行モードを設定可能とした。図 2 にこれら自律飛行アルゴリズムのブロック図を示す。

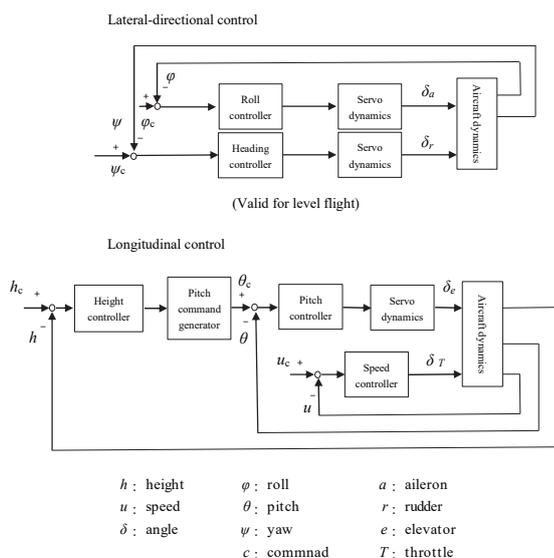


図 2 自律飛行アルゴリズムのブロック図[4]

3 飛行実験

3.1 実験計画

自律飛行の経路設定には Mission Planner を用いた。Mission Planner は ArduPilot オープンソースオートパイロットに対応した Ground Control Station (GCS) である。本実験では Mission Planner の下記の機能を使用した。飛行経路の設定はウェイポイント (以下、WP) 方式とした。

- WP/経路上の位置情報設定
- WP 間の飛行モードの設定
- 飛行中の機体の状態の監視
- フライトデータの記録

飛行実験は千葉県長生郡長生村 一松海岸で実施した。また、経路上には WP1 から WP9 の 9 地点を設定した。飛行経路は離着陸を除き長方形に設定し、WP において飛行モードを切替えている。総飛行時間 (WP1~WP9) は 250 秒とした。図 3 に示した破線円内を旋回範囲とした。WP 間に設定した飛行モードを表 3 に示す。

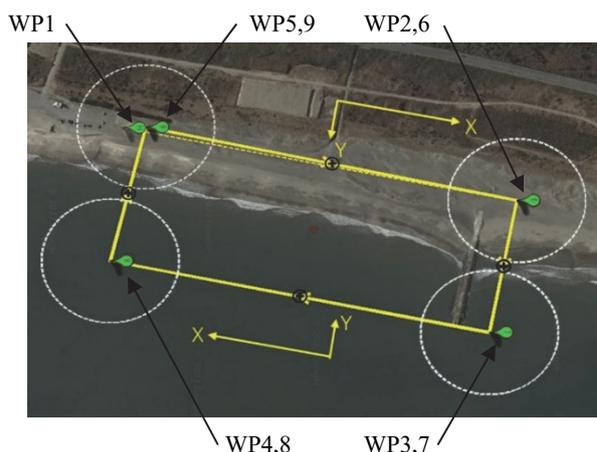


図 3 飛行経路設定

実験機は巡航速度 15~30m/s、飛行可能時間は約 15 分である。風による影響を受けたが、飛行継続には特に支障はなかった。離陸及び着陸は通常のラジコン機と同様の手動操作 (マニュアル) とし、離陸後に WP2 のマニュアルから自律飛行、及び、WP9 の自律飛行からマニュアルの切替はコントローラからコマンドにより行った。

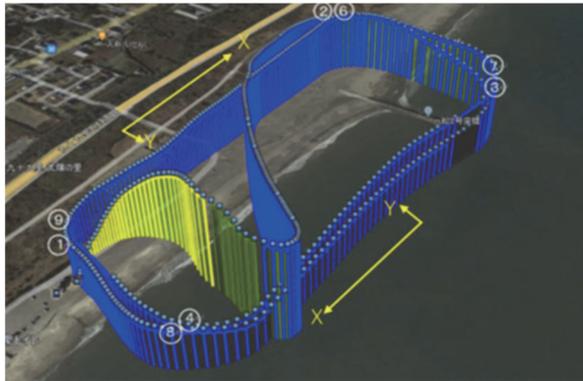
表 3 ウェイポイント (WP) 間の飛行モード

WP	飛行モード	WP	飛行モード
始点WP1→2	離陸(手動操作)	WP5→6	上昇直線飛行
WP2→3	降下旋回飛行	WP6→7	水平旋回飛行
WP3→4	水平直線飛行	WP7→8	降下直線飛行
WP4→5	上昇旋回飛行	WP8→9	上昇旋回飛行

3.2 実験結果

図4に実験結果の飛行軌跡を Google Earth Pro を用いて示した。実験データの機体座標系は機首方向を X 軸, 右翼方向を Y 軸, Z 軸は右手系を成す下向きと定めた。方位は北方向を 0 度として右回りを正としている。図4中の緑色は Mission Planner が WP から自動生成した目標軌道である。実際の飛行経路のうち黄色部分を手動操縦, 青色部分は自動操縦を表す。

北方位



南方位

図4 飛行軌跡 (図中の X 軸方向が進行方向)
(図中①~⑨の番号は WP1~9 の位置を表す)

実験時の風速は 3~5m/s, 風向は北西であった。今回の実験では海岸線を飛行区域とし海上飛行も含めて風向, 風力, 吹上げ, 吹き下ろし等の外乱の影響を大きく受けた。外乱の影響により機体が飛行経路から離れることがあったが自律飛行を継続することができた。実験結果から実験機がどのような状態で飛行し, 設定経路に追従していたかを考察する。

3.2.1 飛行高度

飛行経路の高度設定値 (CMDAlt) と実際の飛行高度 (TAlt) の比較を図5に示す。飛行高度 (TAlt) は GPS 計測高度としている。WP2→3 の区間で飛行高度が遅れて高度設定値より高い結果となっている。これは WP2 の通過前後で風向が向い風 (WP1→2) から追い風 (WP2→3) に変わり, 対地速度が急速に増加したためと考えられる (図6)。その後 WP3 通過時には高度設定値に達成しているた

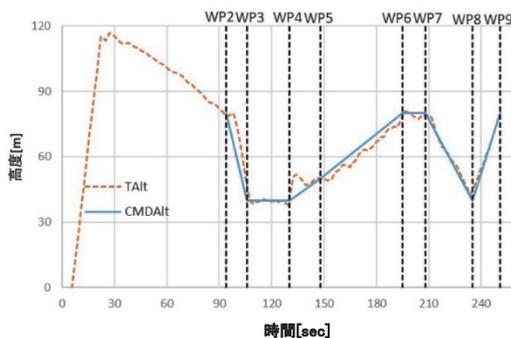


図5 経路の高度設定値 (CMDAlt) と飛行高度 (TAlt) の比較

め実験機が自律的に飛行高度を修正し, 経路設定高度に追従したと考えられる。次に WP4→5 (西方向) では向い風のため設定高度に対して高度が急速に上昇している。この区間は上昇旋回飛行区間であるが, 経路設定高度に追従するために飛行制御システムが高度を下げる操縦をしていることがわかる。継続する区間 WP6→7 は追い風であったが水平旋回区間であったために高度一定で概ね良好に追従している。

3.2.2 飛行速度

対地速度 (GS: GPS 計測値) と対気速度 (AS: ピトー管計測値) の比較を図6に示す。WP4 及び WP8 の前後では追い風から向い風が変わるため対地速度が急激に減少し対気速度より小さくなっている。WP4→5 (西向き) 及び WP5→6 (北向き) は対気速度が速度設定値の 15m/s 程度であるのに対して対地速度は 11~12m/s となっているが, 上昇区間であるためピッチ角を 5deg 前後に保持しながら高度を 40m から 80m まで上昇している。これと逆に WP2 及び WP6 では通過前後で向い風から追い風が変わった条件で旋回飛行を行っている。WP3 及び WP7 では旋回中に南東(風下)方向を向いたときに対地速度が最高速度 25m/s に達している。

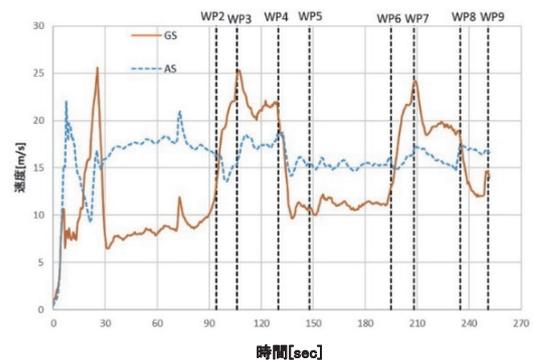


図6 対地速度 (GS) 及び対気速度 (AS)

3.2.3 ロール角

飛行制御システムからのコマンド (navroll) とロール角 (roll) の比較を図7に示す。WP1 離陸後, マニュアル操作にて右旋回し海上を飛行した後, 左旋回して WP2 に向かって飛行している (図4)。周回飛行は右回りのため各 WP 近傍で右にバンク角をとり右旋回している。

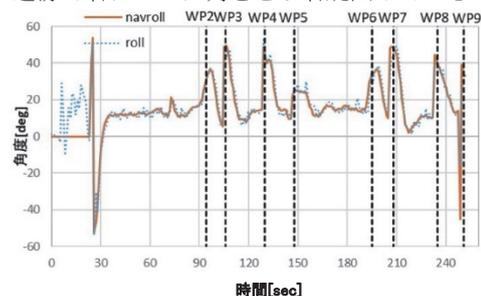


図7 コマンド (navroll) とロール角 (roll) の比較

ロール角についてはコマンドに対して大きな角度差もなく安定的に追従している。飛行経路としては区間 WP4→5, WP6→7では旋回のために機体をロールさせており計画経路と飛行結果に差異が生じている。

3.2.4 ピッチ角

飛行制御システムからのコマンド (navpitch) とピッチ角 (pitch) の比較を図 8 に示す。上昇直線飛行時 (WP5→6) 及び降下直線飛行時 (WP7→8) のコマンドに対してピッチ角は大きな差異もなく安定的に追従しているが、旋回飛行時 (WP4→5, WP6→7, WP8→9) はコマンドに対してピッチ角度差が大きくなっている。WP6 直後のピッチ角度差に着目すると、WP6 までは上昇し WP6 通過後水平に飛行に戻し旋回するコマンドとなっており、WP6 通過後は推力を下げピッチ姿勢を水平にしなければならない。これに対してピッチ角 5deg 前後で水平旋回飛行を行っている。最後に WP8 通過後のピッチ角度差については WP8 ではその前後で降下から上昇に切り替わる。WP8 通過後の上昇旋回では向い風を受けることにより、推力を上げ、かつ機首を上げて上昇しなければならない。そのため、この区間ではコマンドに対してピッチ角が安定して追従できない結果となった。

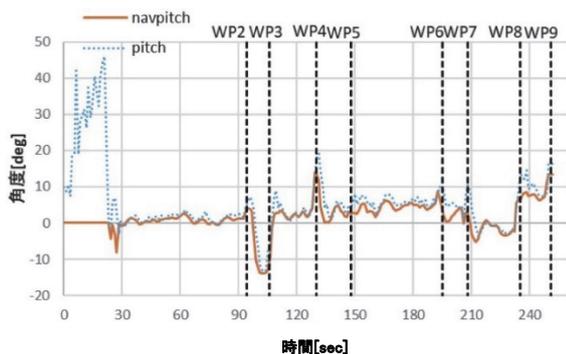


図 8 コマンド (navpitch) とピッチ角 (pitch) の比較

4 むすび

実験機及び飛行制御システムを開発して自律飛行実験を実施した。飛行経路を Mission Planner 上で設定すると共に WP を経由地点かつ飛行モード変更地点とした。離着陸の操縦はマニュアル操作とし、離陸後に自律飛行に切り替えた。飛行制御システムにより設定した飛行経路に沿って飛行することができた。飛行制御システムは風等の外乱に対して対応可能であった。実際に飛行した経路は予め設定した経路から高度、位置、速度、姿勢角等の差異があり、今後の実験において改良すべき点があることが認識できた。また、実際の UAV の運用では飛行経路設定を利用することにより熟練したパイロットは必要としないが、高層ビル街や障害物回避等の精度が要求される経路では機体の特性や風向、風力等の外乱要素を考慮し、経路差を踏まえて飛行経路を設定する必要がある。

参考文献

- [1] 加藤寛一郎, 大屋昭雄, 柄沢研治: 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1982
- [2] 片柳亮二: 飛行機の飛行力学と制御, 森北出版, 2007
- [3] 上羽正純, 高橋康平, 鎌田智寛: 固定翼 UAV の離陸から着陸までの完全自律制御飛行実験, 第 60 回自動制御連合講演会, SICE SuI2-4, 2017
- [4] Ueba, M., Takaku, Y., Takahashi, K., Kamata, T.: Design and Experiment of Guidance and Control System for Autonomous Flight toward a Small-scal Unmanned Supersonic Airplane, 2017-g-04, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan, 2017