

小型無人航空機に対する Stability Augmentation System の設計と検証

2012SE061 石田翔也

指導教員：高見勲

1 はじめに

本研究では、小型無人航空機 (Small Unmanned Aerial Vehicle, 小型 UAV) に対して Stability Augmentation System (SAS, 安定性増大システム) の設計と検証を行う。本研究の対象として扱う小型 UAV は電動の固定翼機である。小型 UAV はインフラ点検や測量, 搜索, 宅配, 農業など様々な分野での活躍が期待されているが, 小型 UAV の操縦は難しいため, 制御による安定化を行っていない状態で操縦シミッションを行うには, 熟練の操縦技術を持った操縦者であってもストレスフルな事である。そこで本研究では, 小型 UAV に対して縦方向の運動を安定化させる SAS を実験的に設計する。角速度の実験データに対し, 0 からの平均二乗誤差の値を用いることで SAS によってどれだけ安定性が向上したか検証を行う。同様に送信機からの信号に対してスティックのニュートラルの位置からの平均二乗誤差の値を用いることで操作量の変化についても検証を行う。また, これらの実験, 検証を行うにあたって制御基板を, Arduino というマイコンボードと慣性センサである IMU, 飛行ログやコマンドログ保存用のデータロガーを用いて製作する。

2 IMU

IMU は, 基本的に 3 軸ジャイロと 3 軸加速度センサによって角速度と加速度を検出する装置である。3 軸磁気センサや, GPS などが搭載されることもある。安価なものは数千円から, 高価なものは数十万円で, 価格によって精度の差が大きい。本研究では SparkFun 社製の 9DOF IMU Breakout LSM9DS0 を用いる。インターフェースは SPI/I²C に対応している。ジャイロ, 加速度, 磁気センサを搭載し測定範囲はそれぞれ, $\pm 245 \pm 500 \pm 2000$ [dps], $\pm 2 / \pm 4 / \pm 6 / \pm 8 / \pm 16$ [g], $\pm 2 \pm 4 \pm 8 \pm 12$ [gauss] である。センサから出力されるデータは 16bit のデジタル値であるため, 単位を変更する必要がある。

また, 本研究で使用する IMU は安価な IMU であるため, 角速度の積分では積分誤差がたまり精度の良い姿勢角が測定できない。また, 姿勢角は一般的に加速度計を用いて重力加速度の方向から姿勢角を推定するが, 並進速度が加わった場合, 推定精度が悪くなる。そのため, カルマンフィルタを用いたセンサフュージョンによって推定精度を向上させる [1]。

3 Stability Augmentation System

Stability Augmentation System (SAS) は安定性増大システムのことで, 飛行機の安定性の向上を実現させる制御

装置である。飛行機の減衰性を増加させるものであることから一般にダンパともよばれている。主に, レートジャイロによって検出された飛行機の角速度運動情報をフィードバックし, アクチュエータによって舵面を動かすことで, 飛行機の減衰性を増加させ, 動特性を改善しようとするものである [2]。また, SAS の特徴として操縦者の操舵とは関係なく舵面を動かすため, 人間が対応できない早いレートに対応することが出来る。図 1 に縦方向の SAS のブロック線図を示す。検出されたピッチレートにゲイン

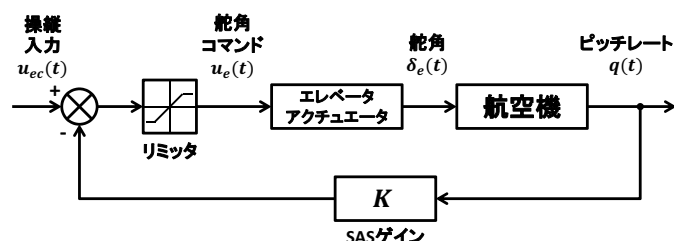


図 1 縦方向の SAS のブロック線図

をかけてをフィードバックし, 操縦者の操舵入力と合わさることで, エレベータアクチュエータへの舵角コマンドとなる。よって, ピッチレートフィードバックによってエレベータの舵面を動かすことで縦短周期モードの減衰性を改善させる。

4 アビオニクス

制御基板と, 送信機 (R/C Transmitter), 受信機 (R/C Receiver), データ保存用 SD カード (SD) を含むシステム全体のアビオニクスの構成図を図 2 に示す。最も一般的に

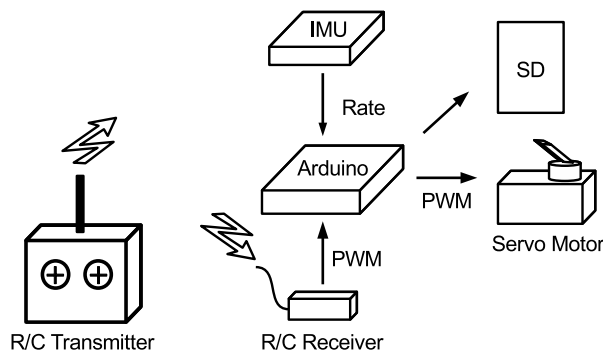


図 2 アビオニクスの構成図

使用されているマイコンの 1 つである Arduino をベースに構成している。また, プログラムの変更が USB ケーブ

ル 1 本で容易にできるため、プログラム上の少々の変更であれば、即座にに変更することが出来る。図 2 のアビオニクスでの処理の流れを説明する。

1. 送信機から操舵の信号を送る。
2. 受信機で送信機からの信号を読み取る。
3. 受信機からパルス幅を Arduino で計測する。
4. IMU から角速度を Arduino で読み取る。
5. サーボモータへ入力すべきパルス幅を操舵入力と角速度から計算する。
6. 計算されたパルス幅をサーボモータへ入力する。
7. IMU のデータ、入力コマンドなどを SD カードへ書き込む。

5 実験

制御基板を固定翼型の無人航空機に載せ、SAS を実装して実験を行う。実験機のモデルが導出できないため、実験によって SAS ゲインの調整を行う。実験は地面から高さ 2[m] 程度の高度を、風速 2[m/s] 以下の向かい風に向かって一直線上を 15 秒から 20 秒程度の飛行実験を行う。実験のイメージ図を図 3 に示す。実験を行う上で、操縦者は機

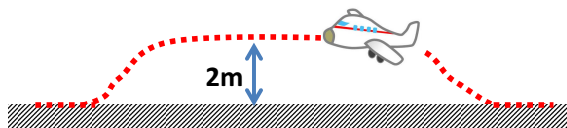


図 3 実験のイメージ図

体が墜落しない必要最低限のエレベータ入力を与えていることとする。実験結果を解析した結果、最も安定し、尚且つ操縦者が操縦しやすいと感じた SAS ゲインは $K = 4.5$ であった。ピッチ角速度、送信機からの信号のグラフをそれぞれ図 4, 5 に示す。また、センサフュージョンの検証のためピッチ角のグラフを図 6 に示す。グラフを見比べただけでは定量的な評価ができないため、定常飛行状態の 12 秒間で、SAS ゲイン $K = 0$ と $K = 4.5$ のときのそれぞれ 3 回の飛行におけるピッチ角速度に対して、最も安定した状態の 0[dps] からの平均二乗誤差の値を用いて比較する。また、操作量の変化を調べるため、同様に送信機のニュートラルの位置の信号値 $PWM = 1500[\mu s]$ からの平均二乗誤差の値を用いることで比較する。これらの平均二乗誤差の値を表 1 に示す。表 1 から SAS ゲインによって安定化

表 1 ピッチ角速度と操作量の平均二乗誤差の値

SAS ゲイン	ピッチ角速度	操作量
$K = 0$	15.4968	219.6550
$K = 4.5$	11.5895	206.0457

され、操作量が減っていることがわかる。ピッチ角速度は 25.2% 減少し、操作量は 6.2% 減少した。操作量は、数値

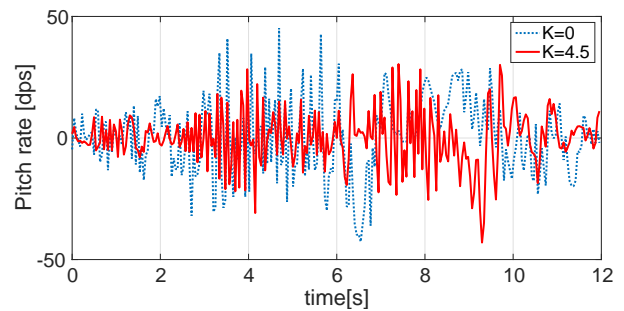


図 4 ピッチ角速度

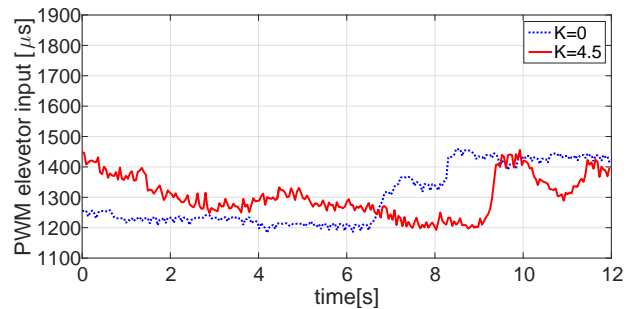


図 5 送信機からの信号

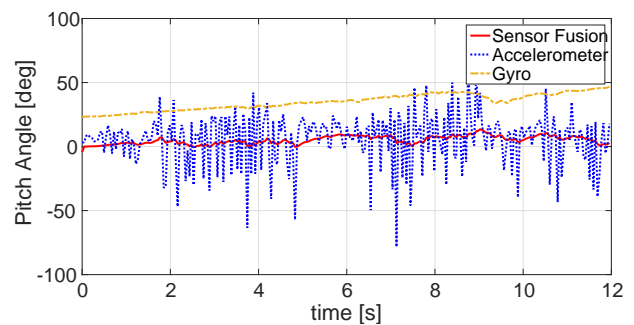


図 6 ピッチ角

的にはあまり改善されていないようにも感じるが、操縦者は非常に操縦しやすくなったと感じている。また、図 6 は水平飛行の状態であるので、実線のセンサフュージョンによって推定されたピッチ角が約 0° であることから、加速度計やレートジャイロだけの値を使用したときより良い精度で推定できていることがわかる。

6 おわりに

本研究では、固定翼型の小型無人航空機に対して縦方向の SAS を実装することで、縦方向の運動に対して安定性が向上することを実験によって確認した。また、安定性が向上したことによって操縦者が操作量の減少を実感できることを確認した。さらに、センサフュージョンによって IMU の姿勢角推定精度が向上することが確認できた。

参考文献

- [1] H.B. Mitchell : “Multi-Sensor Data Fusion”, Springer, (2007).
- [2] 日本航空宇宙学会編 : “第 3 版 航空宇宙工学便覧”, 丸善, pp.422-429 (2005).