

博士論文

小型無人航空機による
非バンク旋回のための計測と制御

Measurement and Control for Flat Turns
of a Micro Unmanned Aerial Vehicle

2022年3月

河原 遼太

山口大学大学院創成科学研究科

1. 緒言	1
文献	3
2. 双発横力板 UAV による非バンク旋回制御	4
2・1 双発横力板 UAV の運動方程式	4
2・2 エルロンによるロール角制御	7
2・3 エレベータによるピッチ角制御と高度制御	7
2・4 推力による速度制御とエルロン操舵抑制	9
2・5 ラダーと横力板による円旋回制御	10
2・6 ラダーと横力板による飛行方向変更	11
文献	12
3. 飛行シミュレーション	13
3・1 シミュレーションモデル	13
3・2 シミュレーション結果	18
文献	21
4. 飛行実験	22
4・1 実験機の構成	22
4・2 飛行実験の結果	24
文献	26
5. 超音波を用いた対気速度計	27
5・1 計測原理	27
5・1・1 対気速度計に対する要求仕様	27

5・1・2 時間差法による対気速度計測	27
5・1・3 位相差法による対気速度計測	29
5・1・4 時間差法と位相差法の併用による対気速度の計測	30
5・2 対気速度計の実験装置	31
5・3 対気速度計の校正	34
5・3・1 距離計の校正	34
5・3・2 校正実験の方法	34
5・3・3 校正実験の装置	35
5・3・4 ノイズの影響の除去	38
5・3・5 校正実験の結果	39
5・3・6 他のデバイスとの比較	41
5・4 飛行実験における対気速度計測	41
5・4・1 飛行実験の装置と手順	41
5・4・2 IMU による姿勢角計測との比較	42
5・4・3 ステレオカメラによる位置計測との比較	43
文献	44

6. CNN による姿勢角推定 **45**

6・1 CNN の学習	45
6・1・1 学習方法	45
6・1・2 ネットワーク構造	46
6・1・3 学習データ	47
6・1・4 学習結果	49
6・2 飛行実験における姿勢角推定	49
文献	51

7. 結言 **52**

謝辞 **53**

1. 緒言

近年、無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) が農林水産業, 災害対応, 測量などの様々な場面で注目され, その市場規模は急速に拡大しており, 今後も安定的に成長すると予想される. 現在の農林水産業における利活用方法としては, 作物の生育状況のセンシング, 農薬や肥料の散布, 海鳥や海面変化の調査による魚群探索などが挙げられる. 災害時には, 2011 年 3 月の東日本大震災にて, UAV によって高濃度に放射性物質に汚染された東京電力福島第一原発の調査が行われ, 2017 年 7 月の九州北部豪雨にて, 川の上流部や山間部の調査が行われた. 測量においては, 空中から様々な角度で撮影された地表の写真を用いた 3D モデルの構築に利活用されている. また, 2021 年 6 月に UAV に関する関係府省庁連絡会議にて取りまとめられた空の産業革命に向けたロードマップ 2021 が発表され, 官民一体となって UAV を利活用した社会変革の推進に取り組まれている.

UAV は浮力を利用する軽航空機である飛行船と, 揚力を利用する重航空機である回転翼機と固定翼機に分けられ, 主に利活用されているものは回転翼機と固定翼機である. これらは目的に応じて選択される. 回転翼機は定点滞空飛行, 低速飛行, 垂直離着陸が可能であるため, 短時間短距離の任務で採用され, 固定翼機は高速飛行や長距離飛行が可能であるため, 長時間長距離の任務で採用される.

本研究では小型 UAV に分類される固定翼機を研究対象とした. UAV は大型のものから超小型のものまで多岐にわたる. これらは明確な定義がされておらず, 本稿における小型 UAV とは機体重量と積載重量を含む総重量が 3 kg 以下でスパンが 1 m 程度の固定翼機をさすこととする. 小型 UAV は, ブラシレス DC モータ, リチウムポリマバッテリー, MEMS センサの登場により, 小型化, 軽量化, 低価格化を実現して飛躍的に性能が向上し, 今後もこれらに代表される電子工学の研究開発により, 飛行時間の延長や積載重量の増大などに期待できる. また, ある程度の突風に対してロバストであり運用する環境を選ばず, 離着陸用の滑走路に広い空間を必要としないため, 超小型や大型の UAV に比べて利便性に優れている.

通常固定翼機の旋回は, 主翼揚力の水平成分を向心力とするためにエルロンを操舵して機体をバンクさせる必要があり, 搭載機器の姿勢が変化して様々な問題が生じる. 例えば, 搭載アンテナの向きは, 地上との通信成功率に大きく影響することが報告されている [松田, 2021]. 他にも, 写真測量におけるカメラの変動は, 地表の起伏とともに撮影されるため正確な測定の妨げとなる. 搭載機器の姿勢を維持するマウントとしてジンバルがよく使われるが, 可動範囲が広い三軸ジンバルは, 搭載空間と重量に制限がある小型 UAV への搭載は難しいうえ, 構造が複雑であるため整備性が悪い.

そこで本研究では, 横力を向心力とする非バンク旋回を採り上げる. 横力を発生させるため, 図 1.1 に示すように機体の重心より前方に横力板と呼ばれる垂直翼を搭載する [荒井, 2008]. 柴田らによれば, 図 1.2 に示すようにラダーを旋回方向に, 横力板をラダーと逆位相

に操舵して外滑りさせることで、非バンクでありながら高い旋回率で旋回できる [柴田, 2015]. 外滑りとは、機首が飛行方向に対して旋回内側に向き、旋回外側に向かって横滑りしている状態である. 横力板を搭載した機体（横力板 UAV）は、非バンク旋回により搭載機器の姿勢が変化しないだけでなく、その高い旋回性能を活かして様々な場面での利活用が見込める. 例えば、固定翼機が採用されるような調査地域が遠方である場合でも、飛行領域が限られる屋内調査や対象に接近した詳細な調査に期待できる.

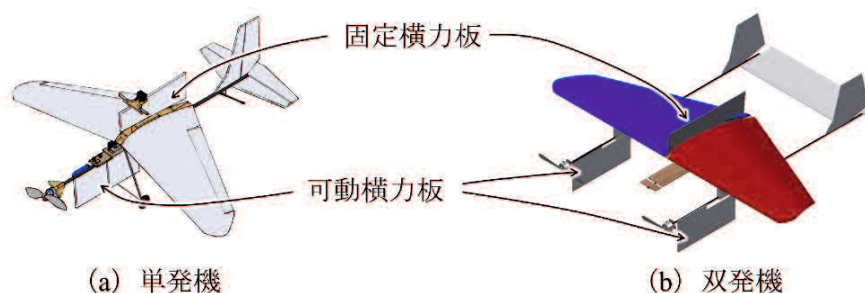


Fig. 1.1 横力板 UAV

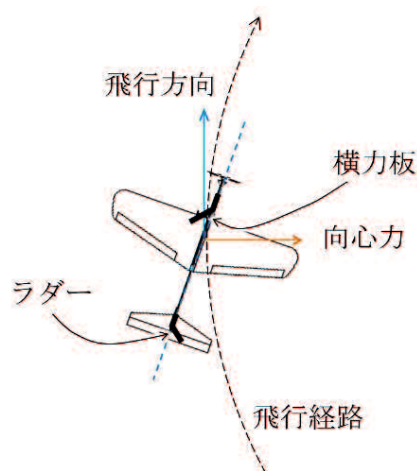


Fig. 1.2 横力板を用いた外滑りによる非バンク旋回

本稿では、横力板 UAV による旋回率が変化する遷移を伴う非バンク旋回の制御方法と、飛行制御のための計測手法を提案する. 通常のバンク旋回の制御系は、微小擾乱を仮定して非線形運動方程式を線形化し、縦系の運動と横方向系の運動に分離して設計される. しかし、横力板 UAV による非バンク旋回では外滑りにより強い非線形性をもつ縦系と横方向系の連成運動が生じるため、従来の制御系設計手法を適用できない. 横力板 UAV の旋回制御に関する先行研究では、推定した旋回半径と旋回半径方向の速度をフィードバックすることで、指定された位置で円旋回する方法が提案され、旋回中心と旋回半径を変更しない定常水平飛行（定常円旋回）での検証実験が行われている [山本, 2018]. しかし、この制御系は、急

激に旋回率が増大する遷移飛行時に対気速度の機首方向成分が減少することで生じる高度低下が考慮されておらず、定常円旋回以外への適用に不安が残る。そこで、提案手法では速度制御に予見制御 [江上, 2000] を適用することで、対気速度の機首方向成分の減少を抑制して遷移飛行時に生じる高度低下を防止する。

本稿の構成は次のとおりである。2章にて、提案する非バンク旋回の制御方法について述べ、3、4章にて、飛行シミュレーションと飛行実験により提案手法の有効性を検証する。5章では、ピトー管流速計では計測困難な低速時の対気速度の計測手法を説明し、6章では、磁気が乱れやすい屋内などにおける姿勢角の計測手法を説明する。以上を総括して7章にて結言を述べる。

文献

荒井貴成, 山下敏明, 安達英夫, 木村善行, 近藤夏樹, 越智徳昌, 横山信宏, 横力板操舵小型無人機の開発—開発コンセプトおよび搭載機器概要—, 第46回飛行機シンポジウム講演集, 3C9 (2008) .

江上正, 土谷武士, 最適予見制御と一般化予測制御, 計測と制御, Vol.39, No.5 (2000) , pp.337-342.

三輪昌史, 「ドローン」が実現できた三つの理由, トランジスタ技術, Vol.52, No.12 (2015) , pp.58-72.

野波建蔵, ドローン産業応用のすべて (2018) , pp.179-189, オーム社.

野波建蔵, 続ドローン産業応用のすべて (2020) , pp.14-20, オーム社.

柴田認, 小河原加久治, 新銀秀徳, 横力板を用いた小型無人機の外滑りによる非バンク旋回, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.64, No.6 (2015) , pp.317-323.

山本尅之, 小河原加久治, 新銀秀徳, 分散設置カメラによる横力板 UAV の三次元位置推定, 日本航空宇宙学会西部支部講演会講演集, JSASS-2018-S020 (2018) .

松田隆志, ドローンの安全・安心を支える無線技術, NICT ワイヤレスネットワーク総合研究センターオープンラボ 2021 (https://www.youtube.com/watch?v=k_7mquQq28w) .

首相官邸ホームページ, 空の産業革命に向けたロードマップ 2021 (<https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/siryoku21.pdf>) .

2. 双発横力板 UAV による非バンク旋回制御

本章では、横力板 UAV による旋回率が変化する遷移を伴う非バンク旋回の制御方法を提案する。横力板 UAV は、旋回内側のエルロンを下方向に操舵して非バンクを維持しつつ、ラダーを旋回方向に、横力板をラダーと逆位相で操舵して外滑りさせることで、高い旋回率で非バンク旋回することができる [柴田, 2015]。しかし、旋回率を増大させる飛行では、ラダーと横力板の操舵と横滑り角の変動による抗力増大が原因となって、対気速度の機首方向成分が減少し、高度低下が生じる。本章では、横力板 UAV の運動方程式から縦系と横方向系の連成運動が生じることを示したのち、提案する制御方法を説明する。

2・1 双発横力板 UAV の運動方程式

通常の固定翼機は、操舵のためにエルロン、エレベータ、ラダーの三つの舵を有するのに対し、横力板 UAV はこれらに横力板を加えた四つの舵を有する。本節では、通常の固定翼機の運動方程式に横力板が生む空気を考慮した双発横力板 UAV の運動方程式を示す。

固定翼機の 6 自由度非線形運動方程式は次式で表される [嶋田, 2017]。

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & R & -Q \\ -R & 0 & P \\ Q & -P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 & R & -Q \\ -R & 0 & P \\ Q & -P & 0 \end{bmatrix} J \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + J^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

ここで、図 2.1, 2.2 に示すように、 U, V, W は機体の速度、 P, Q, R は角速度、 F_x, F_y, F_z は外力、 M_x, M_y, M_z は外力モーメント、 m は質量、 J は慣性行列であり、速度と角速度は機体軸系で定義された量である。機体軸系とは、原点を重心におき、 X_B 軸を機首方向、 Y_B を右翼方向、 Z_B 軸を胴体の下方にとった動座標系である。飛行経路と機体の姿勢を定義するため、地球表面上の任意位置に原点をおいて、 $X_E Y_E$ 面を水平面にとり、 X_E 軸を任意方向、 Z_E 軸を鉛直下向きにとった慣性系である地面固定座標系を導入する。機体軸系と地面固定座標系間の関係を表すキネマティクス方程式と航法方程式は次式で表される。

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi \cdot c\theta & c\psi \cdot s\theta \cdot s\phi - s\psi \cdot c\phi & c\psi \cdot s\theta \cdot c\phi + s\psi \cdot s\phi \\ s\psi \cdot c\theta & s\psi \cdot s\theta \cdot s\phi + c\psi \cdot c\phi & s\psi \cdot s\theta \cdot c\phi - c\psi \cdot s\phi \\ -s\theta & c\theta \cdot c\phi & c\theta \cdot s\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

ここで、 ϕ , θ , ψ はオイラー角、 x_e , y_e , z_e は機体重心の位置であり、 $s\phi$, $c\phi$, $t\theta$ などは $\sin\phi$, $\cos\phi$, $\tan\theta$ の略である。

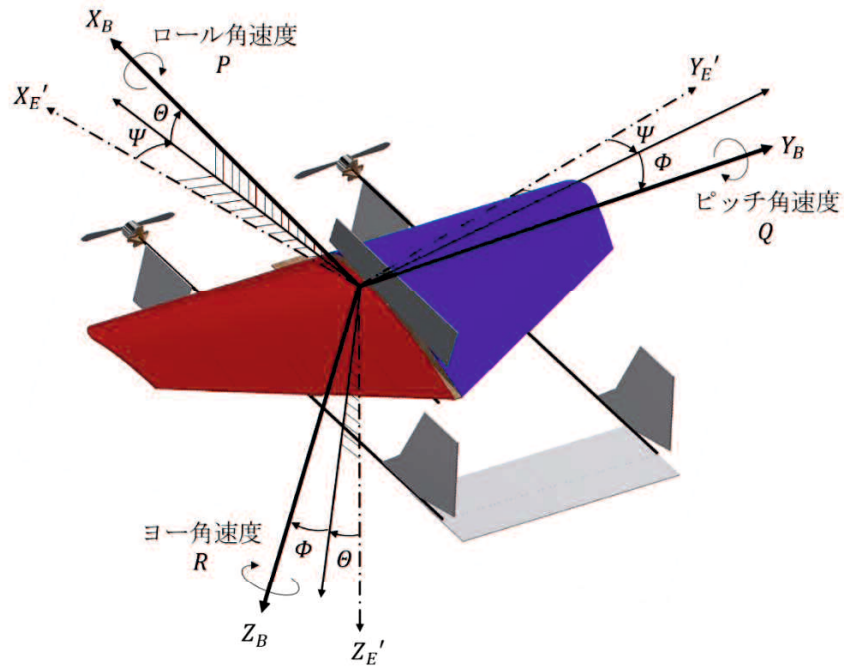


Fig. 2.1 機体軸系 $X_B Y_B Z_B$, 地面固定座標系の原点を機体重心に平行移動させた座標系 $X_{E'} Y_{E'} Z_{E'}$, 角速度 P , Q , R , オイラー角 ψ , θ , ϕ

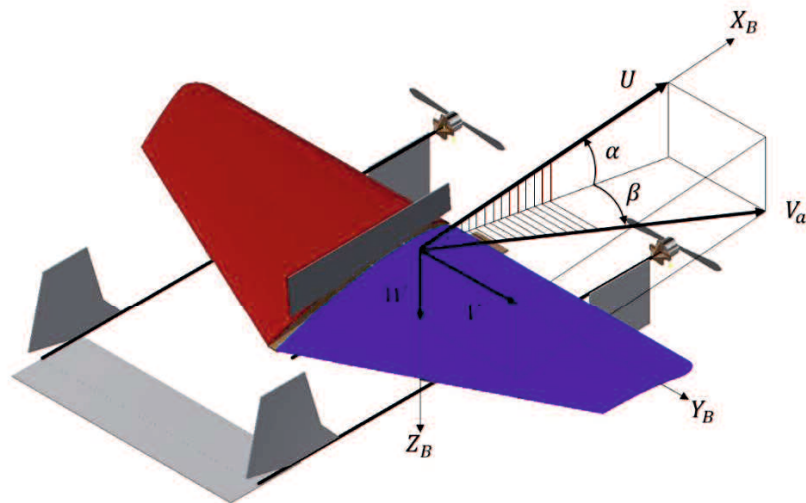


Fig. 2.2 速度 V_a , U , V , W , 迎え角 α , 横滑り角 β

外力 F_x , F_y , F_z は, 空気力, 推力, 重力からなり, 次式で表される.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -s\theta \\ s\phi \cdot c\theta \\ c\theta \cdot c\theta \end{bmatrix} mg + \begin{bmatrix} c\alpha \cdot c\beta & -c\alpha \cdot s\beta & -s\alpha \\ s\beta & c\beta & 0 \\ s\alpha \cdot c\beta & -s\alpha \cdot s\beta & c\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -F_{drag} \\ F_{lateral} \\ -F_{lift} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$F_{lift} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L(\alpha, Q, \delta_e) \quad (2.6)$$

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D(\alpha, \beta, Q, R, \delta_e, \delta_r, \delta_s) \quad (2.7)$$

$$F_{lateral} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Y(\beta, P, R, \delta_a, \delta_r, \delta_s) \quad (2.8)$$

$$F_T = T_R + T_L \quad (2.9)$$

ここで, V_a は機体の速度, α は迎え角, β は横滑り角, F_{drag} は抗力, $F_{lateral}$ は横力, F_{lift} は揚力, T_R は右推力, T_L は左推力, δ_e はエレベータ舵角, δ_a はエルロン舵角, δ_r はラダー舵角, δ_s は横力板舵角, C_L , C_D , C_Y は無次元空力係数, g は重力加速度, ρ は空気密度である. 図 2.3 に示すように, 操舵翼の舵角の符号は, エレベータが下舵, 左エルロンが下舵, ラダーが左舵, 横力板が左舵のときを正とする.

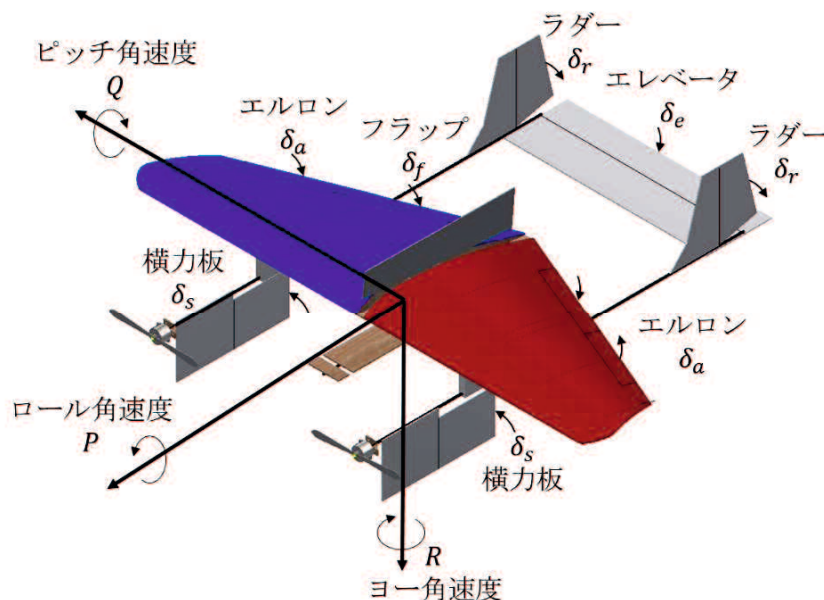


Fig. 2.3 操舵翼の舵角の向き

外力モーメント M_x , M_y , M_z は、空気力と推力によるモーメントからなり、次式で表される。

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} + \mathbf{M}_t - \mathbf{M}_{\dot{\omega}} - \mathbf{M}_G \quad (2.10)$$

$$l = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_l(\beta, P, R, \delta_a, \delta_r, \delta_s) \quad (2.11)$$

$$m = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \bar{c} C_m(\alpha, Q, \delta_e) \quad (2.12)$$

$$n = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_n(\beta, P, R, \delta_a, \delta_r, \delta_s) \quad (2.13)$$

ここで、 \mathbf{M}_t は推力モーメント、 $\mathbf{M}_{\dot{\omega}}$ はモータ回転数の加減速による反力としてのモーメント、 \mathbf{M}_G は回転体の慣性空間に対するジャイロ連成によるモーメント、 b は主翼のスパン、 \bar{c} は平均空力翼弦、 C_l , C_m , C_n は無次元空力係数である。

2・2 エルロンによるロール角制御

ロール角は、エルロン舵角を操作量とする PID 制御により安定化させる。

$$\delta_a(n) = Kp_\phi \Phi_e(n) + Ki_\phi \sum_{i=1}^n \Phi_e(i) \Delta t_\phi + Kd_\phi P(n) \quad (2.14)$$

ここで、 Kp , Ki , Kd は比例ゲイン、積分ゲイン、微分ゲイン、 Φ_e は現在のロール角と目標値との偏差、 Δt は制御周期である。ブロック線図を図 2.4 に示す。

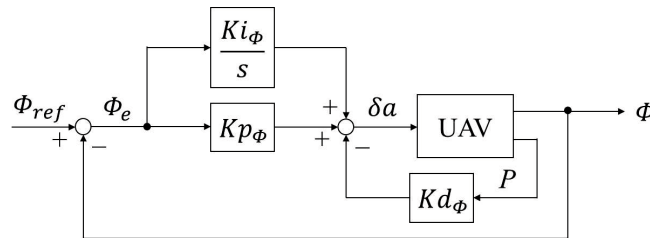


Fig. 2.4 エルロンによるロール角制御

2・3 エレベータによるピッチ角制御と高度制御

図 2.5 に示すように、ピッチ角をインナーループで制御し、高度をアウトーループで制御

する。

高度が目標値に追従するピッチ角コマンド θ_c を生成する。現在の高度と目標値との偏差 h_e の運動方程式は、次式で表される。

$$\dot{h}_e = V_a \cos \beta \sin \gamma \quad (2.15)$$

ここで、 $\gamma = \theta - \alpha$ は経路角である。ダイナミックインバージョン法 [片柳, 2007] を適用し、次式で表される非線形項を打ち消すピッチ角コマンドによりシステムを線形化する。

$$\theta_c = \frac{u_h}{V_a \cos \beta} + \alpha \quad (2.16)$$

ただし、経路角が微小であると仮定して $\sin \gamma \approx \gamma$ と近似した。 u_h は線形化されたシステムにおける新たな制御入力であり、次式のように PID 制御により決める。

$$u_e(n) = Kp_h h_e(n) + Ki_h \sum_{i=1}^n h_e(i) \Delta t_h + Kd_h \dot{h}_e(n) \quad (2.17)$$

ピッチ角はエレベータ舵角を操作量とする PID 制御により安定化させる。

$$\delta_e(n) = Kp_\theta \theta_e(n) + Ki_\theta \sum_{i=1}^n \theta_e(i) \Delta t_\theta + Kd_\theta \dot{\theta}_e(n) \quad (2.18)$$

ここで、 θ_e は現在のピッチ角とピッチ角コマンドとの偏差である。

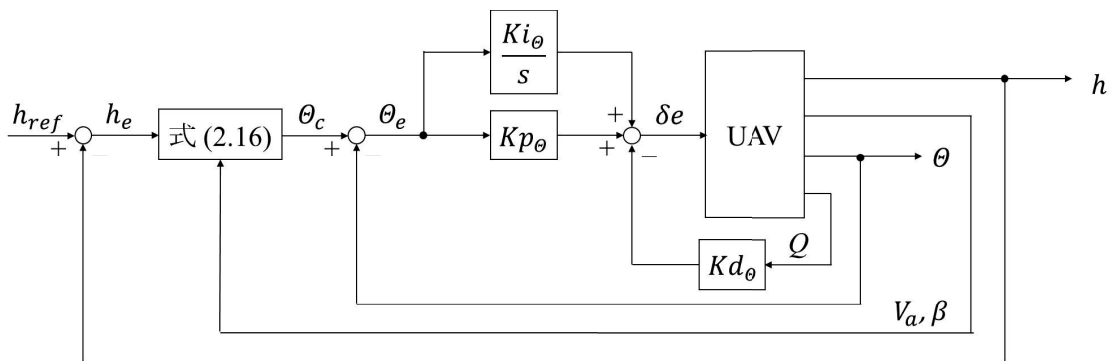


Fig. 2.5 エレベータによるピッチ角制御と高度制御

2・4 推力による速度制御とエルロン操舵抑制

横力板 UAV の旋回率を増大させる遷移旋回では，ラダーや横力板の操舵やそれに伴う横滑り角の変動により垂直翼の抗力が増大し，対気速度の機首方向成分が減少して高度が低下してしまう．そこで，推力によって速度を一定にする PID 制御器に，ラダー舵角に対する速度の変化量を予測するフィードフォワード補償を付加した予測制御 [江上, 2000] を行い，速度を一定に保つことで高度低下を抑制する．速度変化は定常カルマンフィルターを用いて次式のように予測する．

$$\hat{X}(n+1) = A\hat{X}(n) + B\delta_r(n) + K(\Delta V(n) - \Delta\hat{V}(n)) \quad (2.19)$$

$$\Delta\hat{V}(n) = C\hat{X}(n) + D\Delta\delta_r(n) \quad (2.20)$$

ここで， ΔV ， $\Delta\hat{V}$ は速度変化とその推定値である．推定された次ステップの速度 \hat{V} を用いて，モータの入力 δ_T は次式のように決める．

$$\begin{aligned} \delta_T(n) = & Kp_f (\hat{V}(n) - V_{ref}(n+1)) \\ & + Kp_v V_e(n) + Ki_v \sum_{i=1}^n V_e(i) \Delta t_v + Kd_v \frac{V_e(n) - V_e(n-1)}{\Delta t_v} \end{aligned} \quad (2.21)$$

ここで， V_{ref} は速度の目標値， V_e は現在の速度と目標値との偏差である．ブロック線図を図 2.6 に示す．

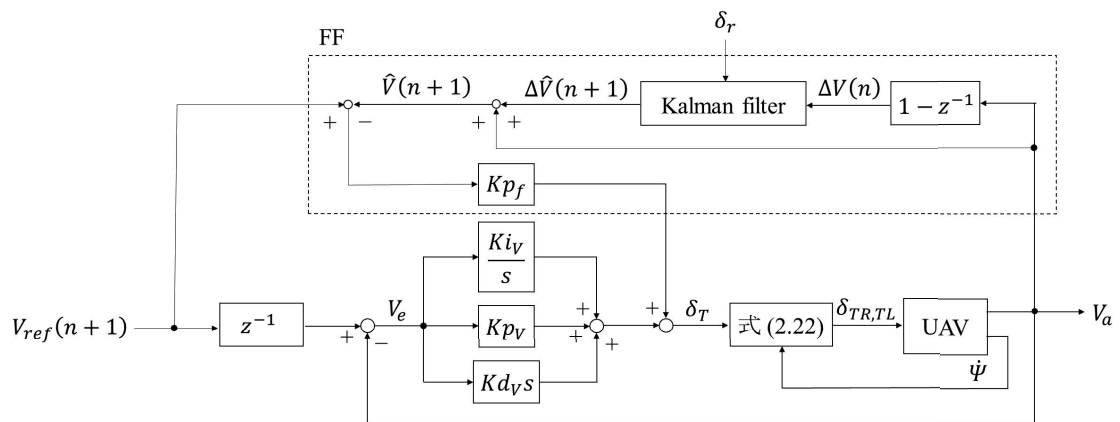


Fig. 2.6 推力による速度制御とエルロン操舵抑制

旋回内側プロペラの後流速度を外側より速くし、主翼の旋回内側と外側に揚力差を生じさせることで、非バンク旋回時に発生する内向きのローリングモーメントを打ち消し、エルロン操舵を抑制する [小河原,2019]. モータの入力を次式のように旋回率に比例するように左右で変化させる.

$$\delta_{TR,TL}(n) = (1 \pm K_T \dot{\Psi}) \delta_T(n) \quad (2.22)$$

2・5 ラダーと横力板による円旋回制御

横力板 UAV の定常円旋回の先行研究では、推定した旋回半径と旋回半径方向の速度をフィードバックする方法が提案され、検証実験も行われている [山本,2018]. しかし、この制御系は、上昇時や下降時の高度変化による推定旋回半径への影響を考慮していない. 本節では、高度変化を考慮した推定旋回半径をフィードバックする制御方法を説明する.

円旋回制御は、旋回率をフィードバックしてラダーと横力板を操舵することで行う. つまり、ラダー舵角と横力板舵角は次式のように決める.

$$\delta_r(n) = Kp_{\dot{\Psi}} \dot{\Psi}_e(n) + Ki_{\dot{\Psi}} \sum_{i=1}^n \dot{\Psi}_e(i) \Delta t_{\dot{\Psi}} + Kd_{\dot{\Psi}} \frac{\dot{\Psi}_e(n) - \dot{\Psi}_e(n-1)}{\Delta t_{\dot{\Psi}}} \quad (2.23)$$

$$\delta_s(n) = \delta_r(n) \quad (2.24)$$

ここで、 $\dot{\Psi}_e$ は現在の旋回率と目標値との偏差である. 旋回率の目標値 $\dot{\Psi}_{ref}$ は、円運動における速度と角速度の関係から、次式のように決める.

$$\dot{\Psi}_{ref}(n) = \lambda \cdot \left\{ \frac{V_a(n) \cos \gamma(n)}{R_{ref}(n)} \right\} \quad (2.25)$$

ここで、 R_{ref} は目標旋回半径、 λ は旋回方向を決める定数で、 $\lambda = 1$ のとき右回り、 $\lambda = -1$ のとき左回りである. ブロック線図を図 2.7 に示す.

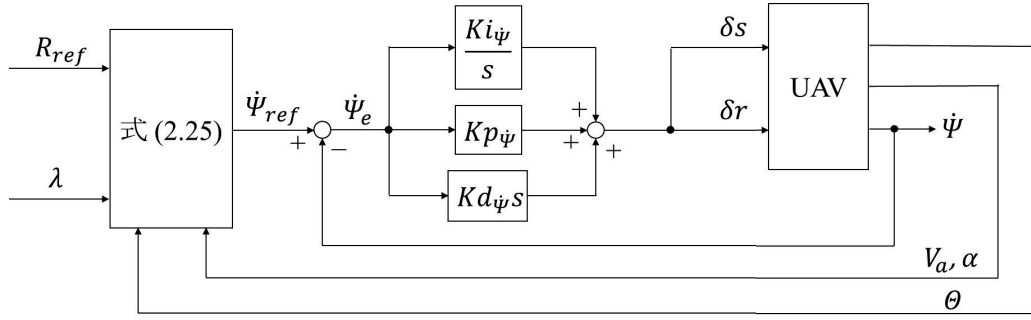


Fig. 2.7 ラダーと横力板による円旋回制御

2・6 ラダーと横力板による飛行方向変更

本節では、旋回率が変化する遷移飛行として、ウェイポイントにおける飛行方向の変更を採り上げる．ウェイポイント (x_w, y_w) を中心とする半径 R_w の円旋回により飛行方向を変更する．次式で表される円旋回軌道へ誘導する制御を考える．

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \end{bmatrix} + R_w \begin{bmatrix} \cos \varphi_w \\ \sin \varphi_w \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

機体と目標軌道との関係を図 2.8 に示す．円旋回軌道への望ましい誘導では、機体重心の位置 (x_e, y_e) と旋回中心 (x_w, y_w) との距離 R が大きいとき、旋回中心に向かって飛行し、距離 R が小さくなると、目標軌道に沿うように徐々に飛行方向を変更する．そこで、飛行方向の目標値 χ_{ref} を次式のように決める．

$$\chi_{ref}(n) = \varphi_w + \lambda \cdot \left\{ \frac{\pi}{2} + \arctan \left(K_\chi \frac{R - R_w}{R_w} \right) \right\} \quad (2.27)$$

ここで、 $K_{\chi_{ref}}$ は遷移率である．式 (2.27) は、 $R \gg R_w$ のとき $\chi_{ref} \approx \varphi_w + \lambda \cdot \pi$ 、 $R = R_w$ のとき $\chi_{ref} = \varphi_w + \lambda \cdot \pi/2$ となって、望ましい飛行経路を構築する．飛行方向 χ は、ラダー舵角と横力板舵角を操作量とする PID 制御により安定化させる．

$$\delta_r(n) = Kp_\chi \chi_e(n) + Ki_\chi \sum_{i=1}^n \chi_e(i) \Delta t_\chi + Kd_\chi \frac{\chi_e(n) - \chi_e(n-1)}{\Delta t_\chi} \quad (2.28)$$

$$\delta_s(n) = \delta_r(n) \quad (2.29)$$

ここで、 χ_e は現在の飛行方向と目標値との偏差である．ブロック線図を図 2.9 に示す．

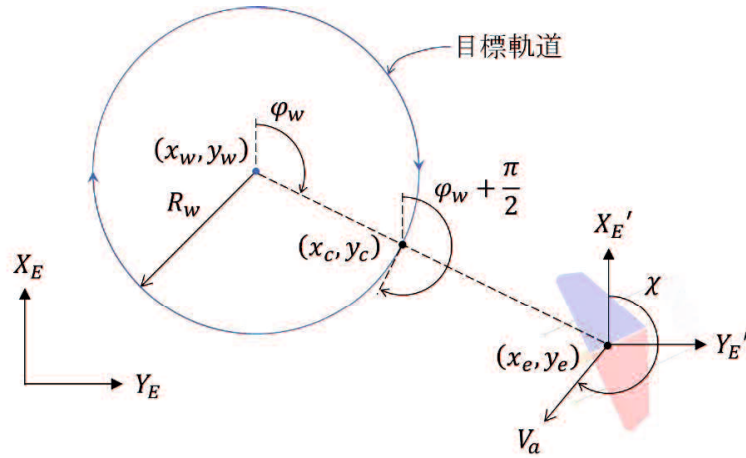


Fig. 2.8 円旋回軌道への誘導

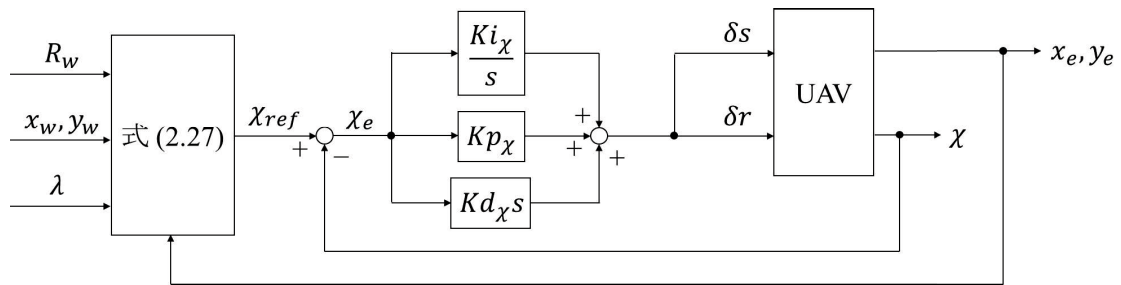


Fig. 2.9 ラダーと横力板による飛行方向変更

文献

- Baeed, R.W., Mclain, T.W., Small Unmanned Aircraft (2012), pp.99-104, 106-108, 181-183, Princeton University Press.
- 江上正, 土谷武士, 最適予見制御と一般化予測制御, 計測と制御, Vol.39, No.5 (2000), pp.337-342.
- 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御 (2007), pp.180-210, 森北出版.
- 小河原加久治, 竹下知宏, 新銀秀徳, 内側プロペラ後流速増大による横力板 UAV の旋回性能の向上, Vol.67, No.6 (2019), pp.181-189.
- 柴田認, 小河原加久治, 新銀秀徳, 横力板を用いた小型無人機の外滑りによる非バンク旋回, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.64, No.6 (2015), pp.317-323.

3. 飛行シミュレーション

2 章にて説明した速度制御と飛行方向変更制御の有効性を数値シミュレーションにより検証する。シミュレーションは、水平直線飛行からウェイポイントを中心とする円旋回への遷移飛行を行う。

3・1 シミュレーションモデル

シミュレーションの計算方法について説明する。シミュレーションは、図 3.1 に示す要素から構成される集中荷重モデルに対して、6 自由度非線形運動方程式 (2.1), (2.2) を時間刻み 0.001 sec で 4 次 Runge-Kutta 法により解くことを行った。モデルのパラメータは、4 章にて示す双発横力板 UAV の実験機に合わせて、表 3.1 のように定めた。

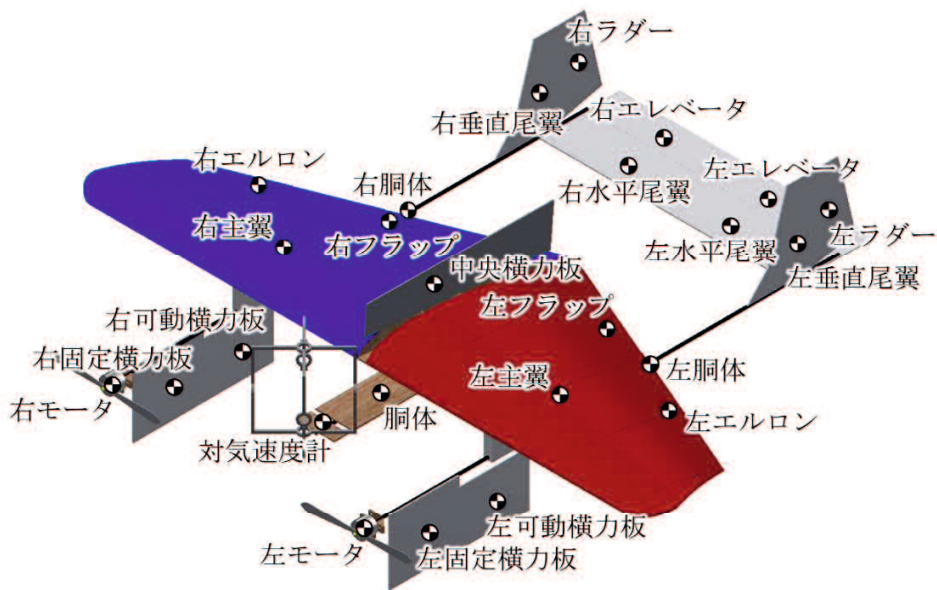


Fig. 3.1 シミュレーションモデル

Table 3.1 モデルパラメータ

	質量	機体固定座標系 における 重心位置	機体固定座標系 における 法線ベクトル	面積	コード長	アスペクト比	最大翼厚位置	最大翼厚	後退角
	[kg]	[m]	[-]	[m ²]	[m]	[-]	[m]	[m]	[deg]
主翼	0.102	(0.036, ±0.219, -0.057)	(-0.0872, 0, -0.9962)	0.164	0.334	1.94	0.112	0.031	0
エルロン	0.003	(-0.104, ±0.450, -0.032)	(-0.0872, 0, -0.9962)	0.010	0.061	3.31	0.061	0.002	0
フラップ	0.005	(-0.184, ±0.220, -0.032)	(-0.0872, 0, -0.9962)	0.021	0.082	3.05	0.082	0.002	0
固定横力板	0.011	(0.288, ±0.263, 0.064)	(0, 1, 0)	0.020	0.150	1.15	0.150	0.003	0
可動横力板	0.004	(0.138, ±0.263, 0.071)	(0, 1, 0)	0.017	0.150	1.30	0.150	0.002	0
中央横力板	0.015	(-0.079, 0, -0.114)	(0, 1, 0)	0.030	0.400	0.21	0.400	0.003	0
垂直尾翼	0.012	(-0.549, ±0.263, -0.034)	(0, 1, 0)	0.012	0.093	2.12	0.093	0.003	0
ラダー	0.003	(-0.630, ±0.263, -0.089)	(0, 1, 0)	0.016	0.118	1.53	0.118	0.002	0
水平尾翼	0.012	(-0.568, ±0.132, -0.002)	(0, 0, -1)	0.029	0.108	2.53	0.108	0.003	0
エレベータ	0.006	(-0.658, ±0.132, -0.002)	(0, 0, -1)	0.020	0.072	3.79	0.072	0.002	0
胴体	0.087	(0.011, ±0.263, -0.002)	-	-	-	-	-	-	-
中央胴体	0.298	(-0.107, 0, 0.028)	-	-	-	-	-	-	-
対気速度計	0.187	(0.006, 0, 0.028)	-	-	-	-	-	-	-
モータ	0.072	(0.391, ±0.263, -0.002)	-	-	-	-	-	-	-

慣性行列 J は、機体が左右対称であることから次式で表される。

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xy} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$I_{xx} \triangleq \int (y^2 + z^2) dm \approx \sum_{i=1}^N m_i (r_{y,i}^2 + r_{z,i}^2) \quad (3.2)$$

$$I_{yy} \triangleq \int (z^2 + x^2) dm \approx \sum_{i=1}^N m_i (r_{x,i}^2 + r_{z,i}^2) \quad (3.3)$$

$$I_{zz} \triangleq \int (x^2 + y^2) dm \approx \sum_{i=1}^N m_i (r_{x,i}^2 + r_{y,i}^2) \quad (3.4)$$

$$I_{xz} = I_{zx} \triangleq \int zx dm \approx \sum_{i=1}^N m_i r_{x,i}^2 r_{z,i}^2 \quad (3.5)$$

ここで、 m_i は集中荷重モデルの各構成要素の質量、 $r_{x,i}$ 、 $r_{y,i}$ 、 $r_{z,i}$ は機体軸系における重心位置、 $i = 1, 2, \dots, N$ は要素番号である。表 3.1 に示した各要素の質量と重心位置から $I_{xx} = 0.021394 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 、 $I_{yy} = 0.003327 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 、 $I_{zz} = 0.024660 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 、 $I_{xz} = 0.000143 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ と求まる。

空気力 F_{drag} , $F_{lateral}$, F_{lift} と空気力モーメント l , m , n は, それぞれ各構成要素の揚力 L_i と抗力 D_i の総和, 空気力モーメントの総和に近似することで, 次式で表される.

$$\begin{bmatrix} -F_{drag} \\ F_{lateral} \\ -F_{lift} \end{bmatrix} \approx \sum_{i=0}^N D_i + \sum_{i=0}^N L_i \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} \approx \sum_{i=0}^N \mathbf{r}_i \times D_i + \sum_{i=0}^N \mathbf{r}_i \times L_i \quad (3.7)$$

ここで, \mathbf{r}_i は機体軸系における位置ベクトルである. 胴体, 中央胴体, 対気速度計, モータの揚力, 抗力, 空気力モーメントは無視し, 各翼の揚力と抗力, 空気力モーメントの総和から空気力と空気力モーメントを求める. 各翼の抗力 D_i は, 次式のように表される.

$$D_i = \frac{1}{2} \rho \|\mathbf{V}_i\|^2 S_i C_{D,i} \mathbf{d}_i \quad (3.8)$$

$$\mathbf{d}_i = -\frac{\mathbf{V}_i}{\|\mathbf{V}_i\|} \quad (3.9)$$

ここで, \mathbf{V}_i は各翼の速度, S_i は翼面積, $C_{D,i}$ は抗力係数であり, 空気密度 ρ は 1.225 kg/m^3 とした. 各翼の速度 \mathbf{V}_i は, 機体軸系から見た質点 i の速度ベクトルと機体が回転することによる質点 i の速度ベクトルの和となり, 次式で表される.

$$\mathbf{V}_i = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \times \mathbf{r}_i \quad (3.10)$$

各翼の抗力係数 $C_{D,i}$ は, 誘導抗力係数と有害抗力係数 $C_{D0,i}$ からなり, 次式で表される [Beaed, 2012].

$$C_{D,i} = C_{D0,i} + \frac{(C_{L0,i} + C_{L\alpha,i} \alpha_i)^2}{\pi e_0 A_i} \quad (3.11)$$

ここで, $C_{L0,i} + C_{L\alpha,i} \alpha_i$ は揚力係数, e_0 は飛行機効率, A_i はアスペクト比であり, $e_0 = 0.8$ とした [山名, 1968]. 各翼の有害抗力が摩擦抗力と翼厚による圧力抗力からなると仮定すると, 有害抗力係数 $C_{D0,i}$ は次式で表される [片柳, 2009].

$$C_{D0,i} = C_{d,i} + K_{WP,i}C_{d,i} \quad (3.12)$$

$$C_{d,i} = 2 \frac{1.328}{\sqrt{Re_i}} \quad (3.13)$$

$$K_{WP,i} = \left\{ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_{m,i}} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)_i + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_i^4 \right\} \left\{ 1.34M^{0.18} (\cos \Lambda_{m,i})^{0.28} \right\} \quad (3.14)$$

ここで、 Re_i はレイノルズ数、 $(x/c)_{m,i}$ は最大翼厚位置、 $(t/c)_i$ は翼厚比、 $\Lambda_{m,i}$ は最大翼厚の後退角であり、 M はマッハ数で音速を 340.294 m/sec として計算した [室津, 2005]。レイノルズ数 Re_i を計算するために必要な空気動粘度は 1.4607×10^{-5} m²/sec とした [室津, 2005]。各翼の揚力 L_i は、次式のように表される。

$$L_i = \frac{1}{2} \rho \|V_i\|^2 S_i C_{L,i} l_i \quad (3.15)$$

$$l_i = (\mathbf{d}_i \times \mathbf{n}_i) \times \mathbf{d}_i \quad (3.16)$$

ここで、 \mathbf{n}_i は各翼の機体軸系における法線ベクトルである。平板翼の2次元の揚力係数は、循環理論による流れの解析により次式のように導かれる [片柳, 2016]。

$$C_{L0,i} + C_{L\alpha,i} \alpha_i = 2\pi \alpha_i \quad (3.17)$$

ここで、 α_i は各翼の迎え角である。式 (3.17) は失速を考慮しておらず、迎え角の増加に伴って揚力が増加し続ける。失速とは、迎え角がある角度（失速迎え角）を超えたとき、流れが翼上面から剥離して乱流が発生し、揚力が急激に低下する現象である。各翼の失速を考慮した揚力係数 $C_{L,i}$ は、次式で表される [Beaed, 2012]。

$$C_{L,i} = (1 - \sigma(\alpha_i)) \{C_{L0,i} + C_{L\alpha,i} \alpha_i\} + \sigma(\alpha_i) \{2 \operatorname{sign}(\alpha_i) \sin^2 \alpha_i \cos \alpha_i\} \quad (3.18)$$

$$\sigma_i(\alpha) = \frac{1 + e^{-M(\alpha_i - \alpha_0)} + e^{M(\alpha_i + \alpha_0)}}{(1 + e^{-M(\alpha_i - \alpha_0)})(1 + e^{M(\alpha_i + \alpha_0)})} \quad (3.19)$$

ここで、 α_0 はカットオフ迎え角、 M は遷移率であり、 $\alpha_0 = 25$ deg、 $M = 1$ とした。迎え角に対する揚力係数と抗力係数を図 3.1 に示す。各翼の迎え角 α_i は、次式で表される。

$$\alpha_i = \arcsin(\mathbf{d}_i \cdot \mathbf{n}_i) + \delta_i \quad (3.20)$$

ただし、 δ_i は操舵翼の舵角で、要素*i*が操舵翼でない場合は $\delta_i = 0$ として計算される。

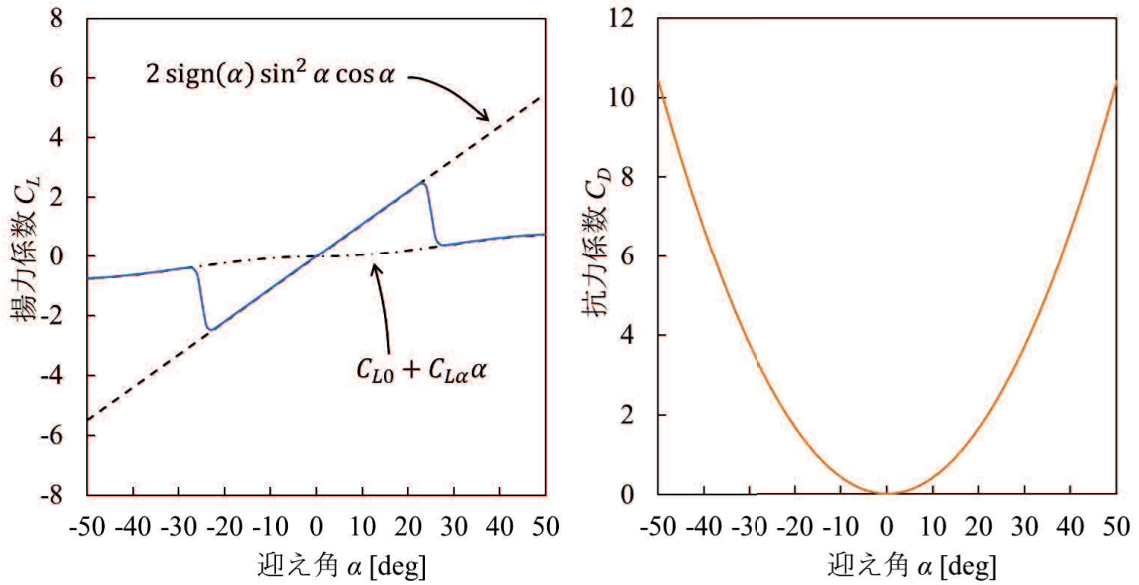


Fig. 3.2 シミュレーションで適用した揚力係数と抗力係数
(固定横力板, 速度 5 m/s の場合)

推力は機首に取り付けられたブラシレス DC モータを動力として、プロペラが回転することで生じる。推力の制御入力 δ_{TR} 、 δ_{TL} と回転速度 ω_R 、 ω_L および出力 T_R 、 T_L の関係は、次式で表される遅れ時間 0.5 sec, サンプル時間 0.1 sec の一次遅れ系で近似した。サンプル時間は推力の制御周期を 0.1 sec とするため、これと合わせる事となる。

$$\frac{\omega_R(z)}{\delta_{TR}(z)} = \frac{\omega_L(z)}{\delta_{TL}(z)} = \frac{17.17}{1 - 0.833z^{-1}} \quad (3.21)$$

$$\frac{T_R(z)}{\delta_{TR}(z)} = \frac{T_L(z)}{\delta_{TL}(z)} = \frac{0.1167}{1 - 0.833z^{-1}} \quad (3.22)$$

操舵翼はサーボモータによって操舵され、制御入力に対して操舵量に遅れがないものとした。推力の出力範囲と操舵翼の舵角限界は、4章にて示す双発横力板 UAV の実験機に合わせて表 3.2 のように定めた。

Table 3.2 推力の出力範囲と操舵翼の舵角限界

制御量		範囲
推力	[N]	[0, 6]
エルロン舵角	[deg]	[-35, 35]
エレベータ舵角	[deg]	[-70, 70]
ラダー舵角	[deg]	[-35, 35]
横力板舵角	[deg]	[-35, 35]
フラップ舵角	[deg]	[-40, 40]

横力板 UAV は低速飛行が可能であるため、プロペラ誘導速度の影響が大きい。プロペラ後流は平行流であり、その範囲内に主翼、フラップ、水平尾翼、エレベータが入ると仮定してプロペラ誘導速度の影響を加味する。

3・2 シミュレーション結果

目標ロール角を 0 deg, 目標高度を 10 m, 目標速度を 5.59 m/sec とし, ウェイポイントを $x_w = 150$ m, $y_w = 0$ m, 目標旋回半径を $R_w = 6$ m とした. ロール角 0 deg, ピッチ角 5 deg, 高度 10 m, 速度 5.59 m/sec で X_E 軸上を水平直進飛行させ, 機体重心の位置が $x_e = 130$ m のとき飛行方向変更制御に切り替えた. 旋回方向は左回りとし, $\lambda = -1$ とした. 制御周期はロール角制御, ピッチ角制御を 20 msec, 高度制御, 速度制御, 飛行方向変更制御を 100 msec とし, 制御ゲインは試行錯誤により表 3.3 のように決めた. 左右の推力差を決める旋回率の比例定数 K_T は 0.1 とした. 予見制御に用いるモデルとカルマンゲインは, PID 制御のみで速度制御を行って得られた時系列データから Octave の n4sid コマンドを用いて求め, 次のように決めた.

$$A = \begin{bmatrix} 0.955510 & 0.836066 \\ -0.049124 & 0.904964 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0.0012527 \\ -0.00024476 \end{bmatrix}$$

$$C = [0.5073 \quad -0.6772], D = -0.00016569$$

$$K = \begin{bmatrix} 3.7687 \\ 0.8923 \end{bmatrix}$$

n4sid コマンドのアルゴリズムは, 部分空間同定法の一つである N4SID 法 [Overschee, 1994] である.

Table 3.3 シミュレーションにおける制御ゲイン

制御量	操作量	制御ゲイン		
		P	I	D
ロール角	エルロン舵角	4	4	0.01
ピッチ角	エレベータ舵角	4.5	0.7	0.05
高度	エレベータ舵角	0.5	0.1	0
飛行方向	ラダー舵角, 横力板舵角	40	0	0
速度	推力	1	0.8	0
推定速度変化	推力	6.5	-	-

シミュレーション結果を図 3.3, 3.4 に示す. 図内の実線が予見制御で速度を制御した結果, 破線が PID 制御で制御した結果である. 飛行経路を見ると, ウェイポイントを中心として円旋回し, 飛行方向を変更できていることがわかる. しかし, 飛行方向は定常速度偏差が 10 deg 残り, 旋回半径も定常位置偏差が 1 m 残った. 定常偏差を取り除くため積分ゲインを大きくすると, 飛行方向や旋回半径が振動的になった. 飛行方向や旋回半径の振動は過度に横滑り角を増大させてしまい, 垂直翼の失速や対気速度の機首方向成分の減少による高度低下を招く恐れがあるため, 制御ゲインやその調整方法の見直し, 制御手法の改善が必要であると考えられる. 予見制御のときの飛行方向変更時のロール角について, 次式で表される Root Mean Square Error (RMSE) を計算すると 0.22 deg であった.

$$\text{RMES} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N e(k)^2} \quad (3.23)$$

$$e(k) = \phi_{ref}(k) - \phi(k) \quad (3.24)$$

ただし, $\phi(k)$ は 100 Hz でサンプリングされた $N = 400$ 個のデータを用いた. 時歴を見ると, 機体が目標軌道に近づいてラダーと横力板が大きく操舵されたとき, ロール角が一時的に振動しているがおおむね安定しており, 非バンクを維持できていることがわかる. また, 速度と高度についても同様に RMSE をそれぞれ計算すると, 速度制御が PID 制御のとき 0.39 m/sec, 0.41 m, 予見制御のとき 0.28 m/sec, 0.33 m であった. 時歴を見ると, 予見フィードフォワード補償を加えることで速度低下が小さくなり, ピッチ角の変動も小さくなって高度低下が抑制できたことがわかる.

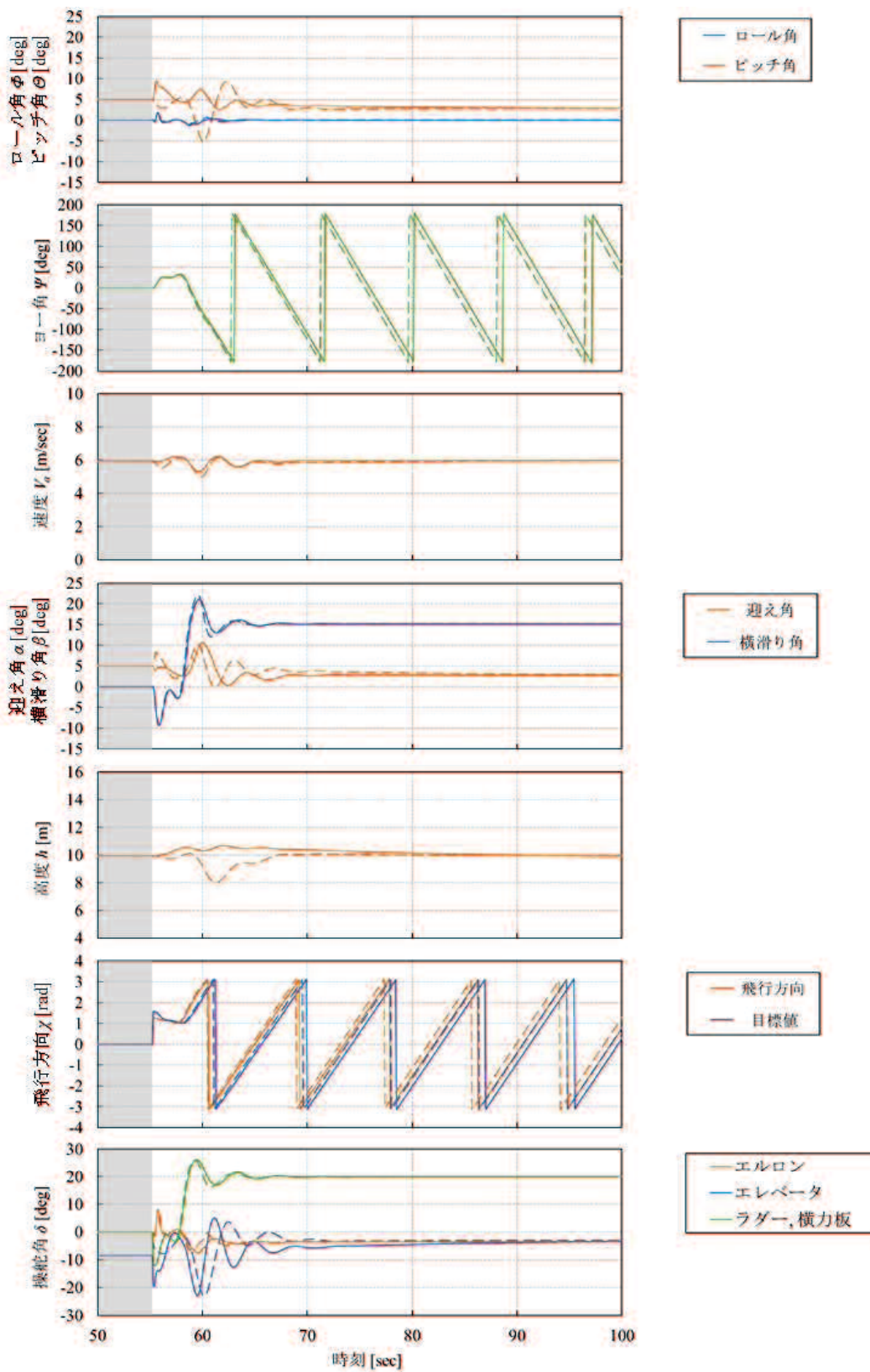


Fig. 3.3 シミュレーション結果 (実線:予見制御, 破線:PID 制御)

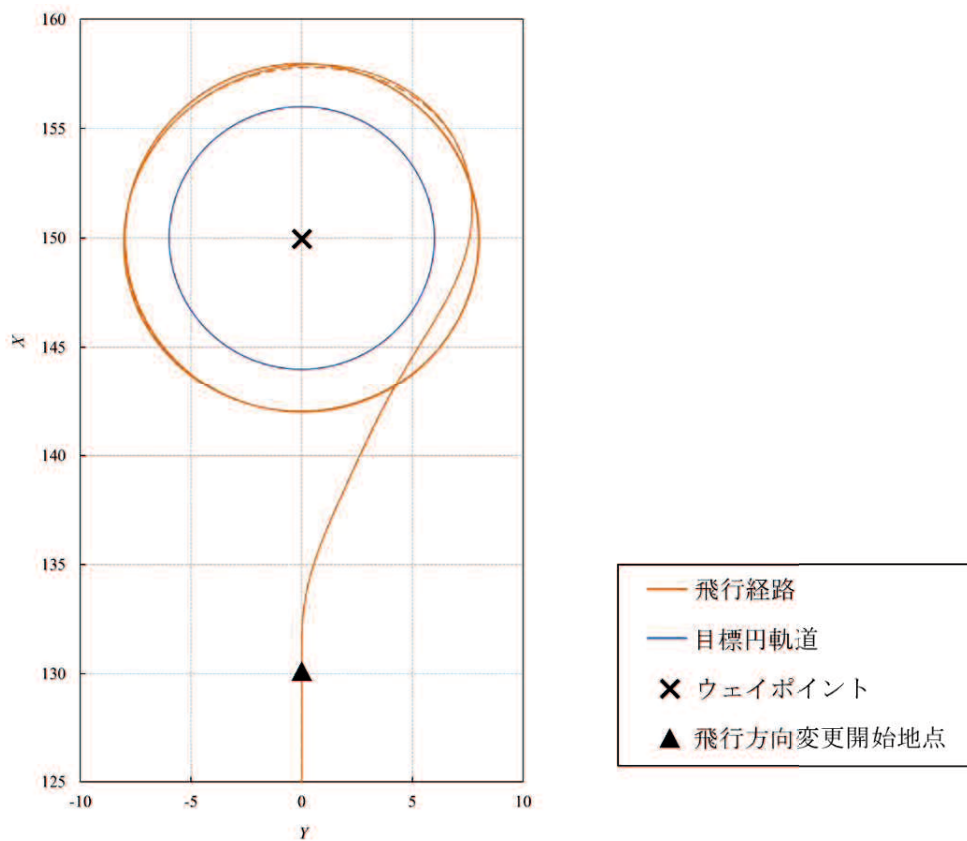


Fig. 3.4 シミュレーションにおける飛行経路 (実線: 予見制御, 破線: PID 制御)

文献

- Beaed, R.W., McLain, T.W., Small Unmanned Aircraft (2012), pp.43-50, Princeton University Press.
- 片柳亮二, 飛行機設計入門 (2009), pp.38, 39, 68, 日刊工業新聞社.
- 片柳亮二, 飛行機の翼理論 (2016), pp.22-26, 成山堂書店.
- 室津義定, 航空宇宙工学入門 (2005), p.10, 森北出版.
- Overschee, P.V., N4SID: Subspace Algorithms for the Identification of Combined Deterministic-Stochastic Systems, Automatica, Vol.30, No.1 (1994), pp.75-93.
- 嶋田有三, 佐々修一, 飛行力学 (2017), pp.1-37, 森北出版.
- 山名正夫, 中口博, 飛行機設計論 (1968), pp.293, 294, 養賢堂.
- Octave Forge, Function Reference: n4sid (<https://octave.sourceforge.io/control/function/n4sid.html>).

4. 飛行実験

2章で説明した飛行方向変更制御の有効性を飛行実験により検証する。飛行実験は、手動操縦による円旋回からウェイポイントを中心とする円旋回への遷移飛行を行う。

4・1 実験機の構成

飛行実験の装置について説明する。実験機の概観を図 4.1, 設計図を図 4.2 に示す。機体の全長は 1.08 m, 全幅は 1.22 m, 主翼面積は 0.39 m², 重量は 1.06 kg である。手動操縦および自動操縦への切り替えは, 双葉電子工業製の送信機 T14SG と受信機 R7008SB を用いて行う。機体の駆動系は, サーボモータ (RB-S035D, ROBIN), ブラシレス DC モータ (FC2830-12 980KV, FSD), プロペラ (LP 10038SF / 10038SFP, APC), スピードコントローラ (FLYFUN18A, HOBBYWING) から構成される。バッテリーは, 駆動系に容量 1000mAh, セル数 3S の KYPOM 製リチウムポリマバッテリー, 制御系に容量 320mAh, セル数 2S の Hyperion 製リチウムポリマバッテリーを用いた。

姿勢角は, 6 章にて説明する CNN を用いた手法と Madgwick フィルタを用いた手法 [Madgwick, 2011] で計測される。位置は地上に設置されたステレオカメラを用いて計測される。対気速度は 5 章にて説明する超音波を用いた手法で計測される。

機体の制御系は, マイクロコンピュータ (ESP-WROOM-32, Espressif Systems), IMU (LSM6DS33, Adafruit) (MPU6050, InvenSense), 磁気センサ (LIS3MDL, Adafruit), 対気速度計, カメラ (ELP-SUSB1080P01-LC1100-J1, Ailipu Technology) による地上計測システム, マイクロ SD カードスロット (MicroSD card breakout board+, Adafruit) から構成される。マイクロコンピュータは, IMU と磁気センサの計測値を 50 Hz, 対気速度計の計測値を 10 Hz で I2C 通信を用いて取得し, 地上計測システムの計測値を 10 Hz で Wi-Fi 通信を用いて取得する。

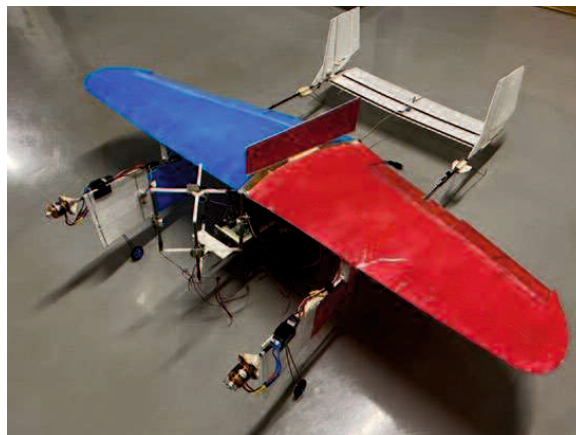
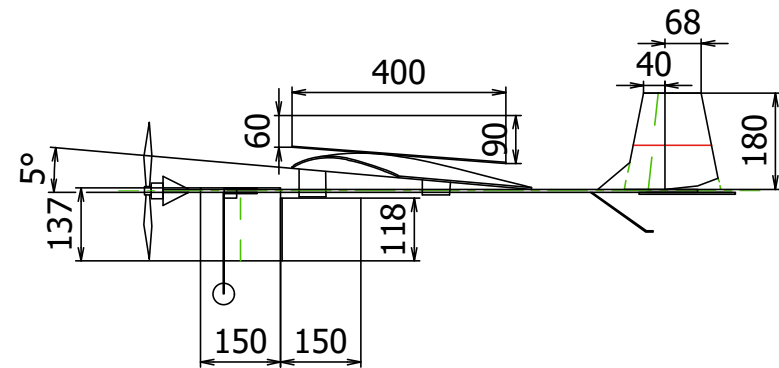
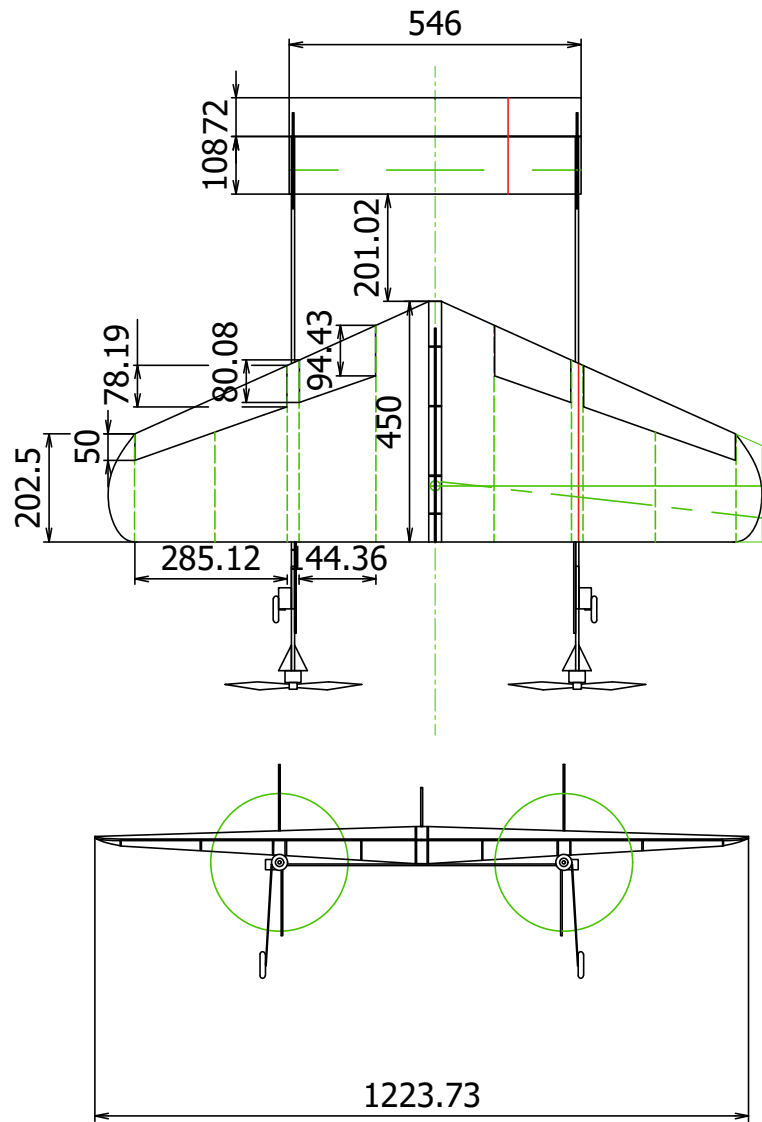


Fig. 4.1 実験機の概観



4	水平尾翼・エレベータ	発砲ポリプロピレン・デylon
3	垂直尾翼・ラダー・横力板	発砲ポリプロピレン・デylon
2	胴体	カーボンパイプ
1	主翼	ベニア・発砲ポリプロピレン
部番	名称	材料
山口大学 計測情報 工学研究室		Fig. 4.2 実験機的设计図
尺度		
1 : 10		

4・2 飛行実験の結果

目標ロール角を 0 deg, 目標ピッチ角を 35 deg としてロール角とピッチ角を制御し, ラダー, 横力板を手動で操作して円旋回させたのち, ウェイポイントを $x_w = 22$ m, $y_w = 10$ m, 目標旋回半径を $R_w = 6$ m として飛行方向変更制御に切り替えた. 旋回方向は右回りとし, $\lambda = 1$ とした. 制御周期はロール角制御, ピッチ角制御を 20 msec, 飛行方向変更制御を 100 msec とし, 制御ゲインは試行錯誤により表 4.1 のように決めた. 推力は高度を一定とするように手動で操作した. 左右の推力差を決める旋回率の比例定数 K_T は 0.1 とした.

Table 4.1 シミュレーションにおける制御ゲイン

制御量	操作量	制御ゲイン		
		P	I	D
ロール角	エルロン舵角	25	12	5
ピッチ角	エレベータ舵角	29	22	3
飛行方向	ラダー舵角, 横力板舵角	75	0	0

飛行実験の結果を図 4.3, 4.4 に示す. 飛行経路を見ると, ウェイポイントを中心として円旋回し, 飛行方向を変更できていることがわかる. また, シミュレーションと同様に飛行方向は定常速度偏差が残り, 旋回半径も定常位置偏差が -1 m 程度残った. ロール角について, 式 (3.23) で表される RMSE を計算すると 1.52 deg でおおむね安定しており, 非バンクを維持できていることがわかる. ただし, RMSE の計算には図 4.3 で示した $N = 2940$ 個の値を用いた.

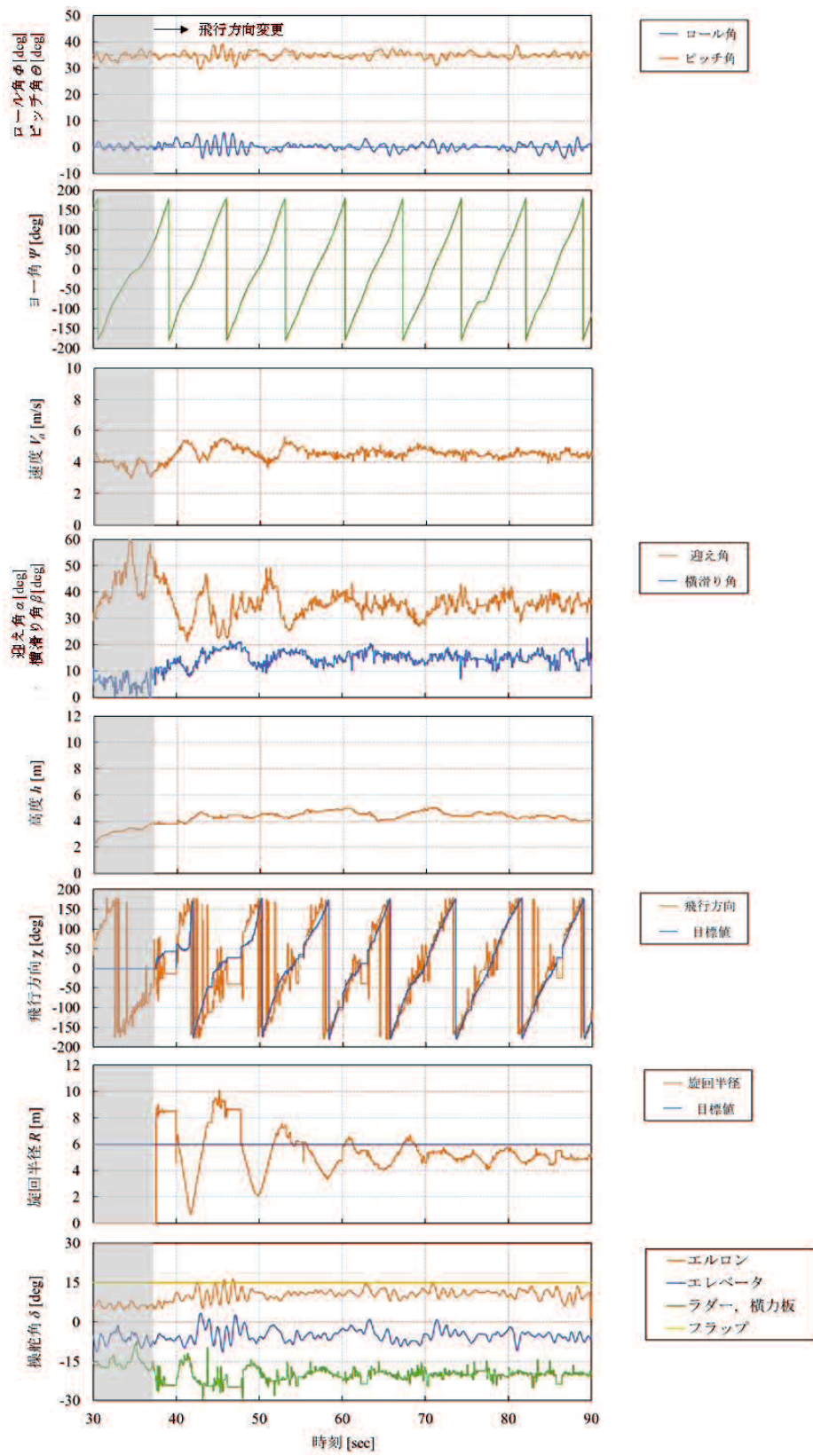


Fig. 4.3 飛行実験の結果

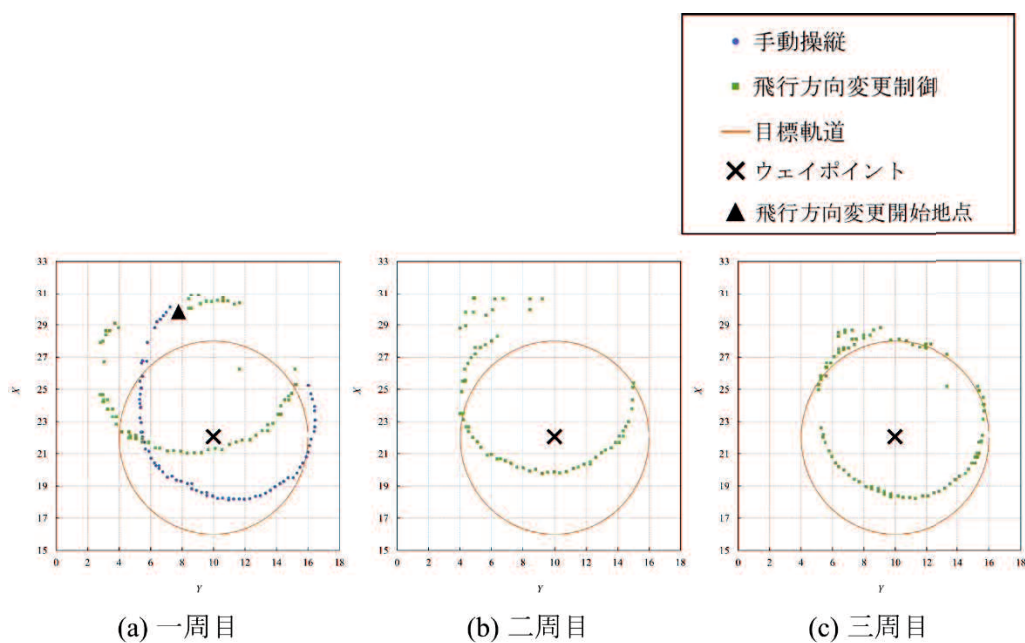


Fig. 4.4 飛行実験における飛行経路

文献

Madgwick, S.O.H., Harrison, A.J.L., Vaidyanathan, R., Estimation of IMU and MARG Orientation Using a Gradient Descent Algorithm, IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics, DOI: 10.1109/ICORR.2011.5975346 (2011).

5. 超音波を用いた対気速度計

本章では、2章にて説明した速度制御に必要な対気速度計の計測手法を提案する。対気速度とは大気との相対速度であり、地面との相対速度である対地速度と風速との和に等しい。対気速度計は、超音波を用いた時間差法と位相差法を併用する。超音波とは、一般に20 kHz以上の高い周波数の音響振動である。超音波は高い周波数で低速の短い波長の波であるため、超音波を用いた計測は空間分解能が高い。また、中心周波数が低い送受信器は小型で軽量である。このため、小型で軽量の対気速度計による高い分解能で応答性の良い計測を可能にする。本章では、時間差法と位相差法について説明し、校正を行ったのちに飛行実験にてIMUやステレオカメラによる計測値と比較する。

5・1 計測原理

5・1・1 対気速度計に対する要求仕様

本稿では、小型 UAV 用対気速度計への要求仕様を以下のように設定する。計測値に関しては、小型 UAV が飛行する地表付近の風外乱に想定される 20 m/sec 程度までを計測範囲に含み、低速飛行で想定される 5 m/sec 以下の対気速度において 0.1 m/sec の分解能を示すこととする。応答性に関しては、通常 10 Hz から数百 Hz である慣性航法の制御周期に適合するため、速度変化を 10 Hz の出力レートで検出できることとする。分解能は 50 m/sec 程度で飛行する小型航空機に搭載される対気速度計の場合 1 m/sec 程度であるため、相対的に同程度の性能を要求することになる。

小型 UAV の対気速度計測は困難である。通常の航空機に使われるピトー管流速計では、応答性に関する仕様を満たせない。また、対気速度が 4 m/s で差圧が 1 mmH₂O となるので、傾斜マノメータや高感度の圧力変換器が必要となって小型化や軽量化が難しく、積載重量に制限がある小型 UAV への搭載には適していない。低流速の計測でよく使われる熱線流速計は、熱線の機械的強度が低く、熱線の酸化や塵埃の付着、計測環境の変化により熱線の特性が変化するため、様々な環境で飛行する小型 UAV の計測器として適していない。レーザ流速計は機器が大掛りで高価であり、レーザ光が誤って人の目に入る危険性もある。

5・1・2 時間差法による対気速度計測

風上方向と風下方向のそれぞれの伝播時間を受信信号のエンベロープ検波により計測する時間差法について説明する。時間差法は従来から風速計などで使われるが、分解能と応答性が 5・1・1 項に示した要求仕様を満足しない。

伝播速度差法などで計測する風速計を航空機に搭載すると、計測値の大きさは風速と対地速度の和である対気速度となり、風向は対気速度と逆向きとなるので、これに注意して風

速計を対気速度計として使えば良い。

時間差法による風速の計測原理を図 5.1 に示す。風速 V の空気中において、距離 l で隔てた一対の送受信器を用いて超音波を送受信させる。静止空気中の音速を V_s として、伝播速度は風下方向では $V_s + V$ となり、風上方向では $V_s - V$ となる。このことから、風下方向の伝播時間 t_1 に比べて風上方向の伝播時間 t_2 は長くなる。時間差法による風速の計測値 V_t は次式となる。

$$V_t = \frac{V_s^2(t_2 - t_1)}{2l} \quad (5.1)$$

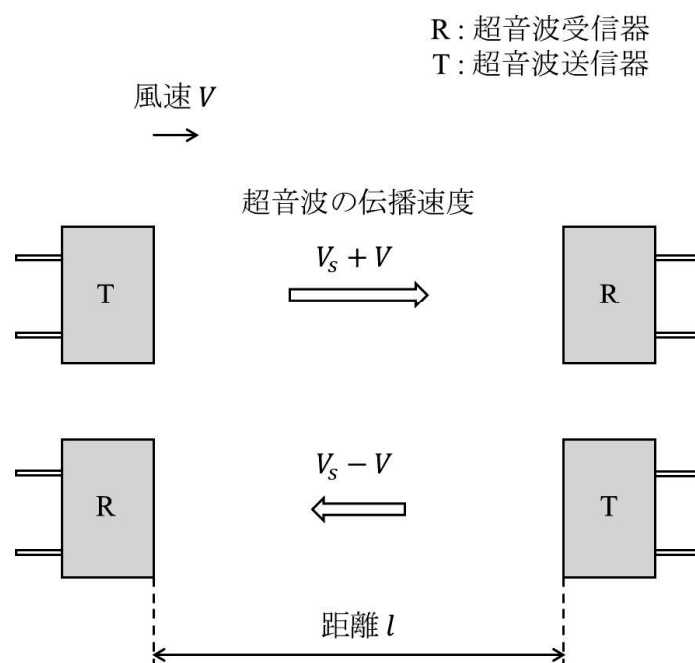


Fig. 5.1 風上方向と風下方向の伝播速度差を利用した風速計測

対気速度は式 (5.1) から算出されるが、小型 UAV の対気速度に対して分解能が低い。伝播時間の計測手法を図 5.2 に示す。伝播時間 t_1 , t_2 は受信信号が振幅の大きさの閾値に達するまでの時間であるため、伝播時間差 $t_2 - t_1$ の分解能は受信信号の半周期に相当し、対気速度の分解能は受信信号の周波数に依存する。例えば、受信信号の周波数が 40 kHz のとき、おおよそ 4 m/sec である。低速飛行時の対気速度を計測するような高い分解能が要求される場合、複数回の計測値を平均すればこの要求は満たされる。しかし、計測器が計測値を出力する時間は対気速度を参照する制御ループの制御周期より短くなければならぬので、この方法では応答性の要求が満足できない。他にも、高い周波数の超音波を用いて分解能の向上が図られる。しかし、超音波は周波数が高いほど空気によるエネルギーの損失が大きくなって振幅が減衰するので、この方法は受信信号の S/N 比が劣化して計測誤差が生じる。こ

のため、風速計には 300 kHz 程度までの超音波が使われる。300 kHz の超音波を用いた時間差法の分解能はおおよそ 0.5 m/sec で、複数回の計測値を平均しなければ、5・1・1 項に示した分解能の要求仕様を満足できない。また、300 kHz の超音波は空気中の減衰が大きいので、受信信号の S/N 比の劣化を防ぐために高電圧の電子デバイスが必要で、小型化や軽量化の妨げとなる。以上より、時間差法は 5・1・1 項に示した分解能と応答性の要求仕様を満足できない。

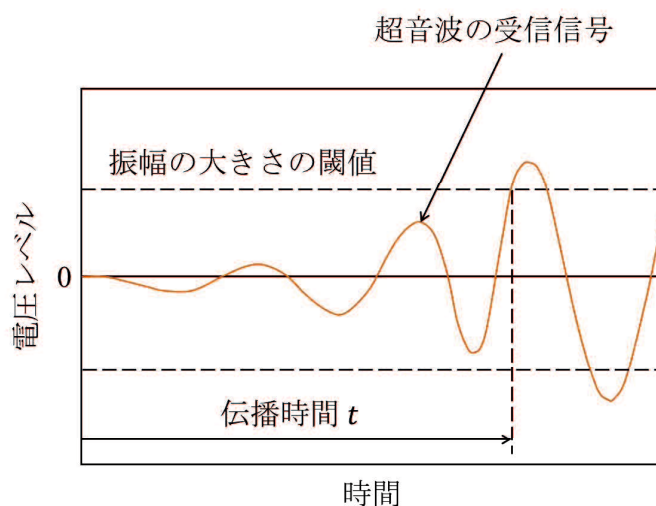


Fig. 5.2 エンベロープ検波による伝播時間の計測方法

5・1・3 位相差法による対気速度計測

直交変換により受信信号を復調して位相を計測する位相差法について説明する。近年の電子デバイス技術の発達により短いサンプリング時間で A/D 変換が可能になったが、超音波において位相差法を利用した実例は見られない。位相差法を用いると高い分解能で応答性良く対気速度を計測できるが、単独では計測範囲が 5・1・1 項に示した要求仕様よりも狭くなってしまう。

風下方向に伝播したときの受信信号を $A_1 \sin(\omega t + \varphi_1)$ 、 $A_1 > 0$ と仮定する。位相 φ_1 は、周期が T で、充分発達した受信信号の n 周期にわたり積分することで、次式のように表される。

$$\varphi_1 = \arctan \frac{I_2}{I_1} \quad (5.2)$$

ただし、

$$I_1 = \int_0^{nT} \sin \omega t A_1 \sin(\omega t + \varphi_1) dt \quad (5.3)$$

$$I_2 = \int_0^{nT} \cos \omega t A_1 \sin(\omega t + \varphi_1) dt \quad (5.4)$$

風上方向に伝播したときの受信信号 $A_2 \sin(\omega t + \varphi_2)$, $A_2 > 0$ の位相 φ_2 も同様にして計算できる. 位相差法による風速の計測値 V_φ は次式となる.

$$V_\varphi = \frac{V_s^2(\varphi_2 - \varphi_1)}{2l\omega} \quad (5.5)$$

位相を計測して得られる伝播時間は受信信号の半周期より高い分解能で計測されるため, 位相差法は時間差法より対気速度の分解能が高く, 5・1・1項に示した分解能と応答性の要求仕様を満足できる. しかし, 計測範囲が狭い. 式(5.2)から分かるように, 位相 φ_1 と φ_2 は $(-\pi, \pi]$ の範囲で逆正接から計算される. 式(5.5)から算出される対気速度は, 位相差 $\varphi_2 - \varphi_1$ が $(-2\pi, 2\pi]$ の範囲であるので, 計測範囲は受信信号の周波数に依存する. 例えば, 受信信号の周波数が40kHzのとき, おおよそ-8 m/secから8 m/secである. 低い周波数の超音波を用いれば計測範囲の拡大が図られる. しかし, 可聴周波数に近い周波数の超音波を用いた計測は, 機体や周囲からの音波の影響を受けて受信信号のS/N比が劣化し, 計測誤差が生じる. 以上より, 位相差法は5・1・1項に示した計測範囲の要求仕様を満足できない.

5・1・4 時間差法と位相差法の併用による対気速度の計測

時間差法と位相差法を併用することで5・1・1項に示した分解能, 応答性, 計測範囲の要求仕様を満足できる. 時間差法で算出した伝播時間差から位相差法で算出した位相差をアンラップする手法を説明する.

アンラップ処理の手法を図5.3に示す. 伝播時間差 $t_2 - t_1$ と位相差 $\varphi_2 - \varphi_1$ は次の関係がある.

$$\omega(t_2 - t_1) = (\varphi_2 - \varphi_1) + 4\pi N \quad (5.6)$$

ただし, N は整数であり, 円周率を π とした. 伝播時間差 $t_2 - t_1$ の分解能が半周期に相当するので, $\omega(t_2 - t_1)$ の分解能は π である. また, 位相差 $\varphi_2 - \varphi_1$ の範囲が $(-2\pi, 2\pi]$ であるので, $(\varphi_2 - \varphi_1) + 4\pi N$ の範囲は $(2\pi(2N - 1), 2\pi(2N + 1)]$ である. 以上より, 伝播時間差 $t_2 - t_1$ は整数 N を調べる上で十分な分解能を有しており, 位相差 $\varphi_2 - \varphi_1$ をアンラップできる. 即ち,

小型 UAV の対気速度に対して時間差法は分解能が低く、位相差法は計測範囲が狭い問題を解決でき、小型 UAV の対気速度を計測できる。

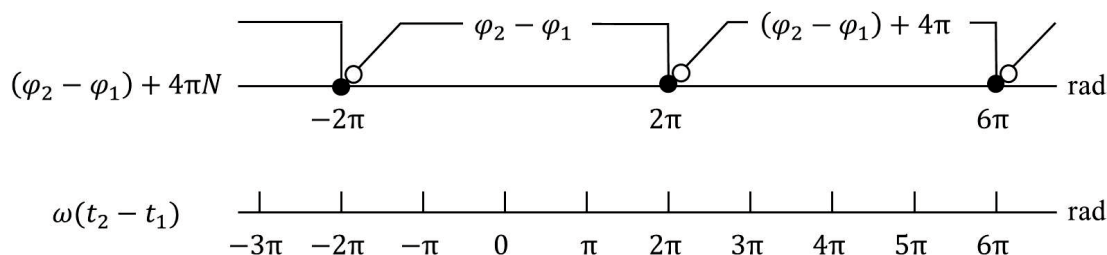


Fig. 5.3 位相アンラッピング

5・2 対気速度計の実験装置

製作した対気速度計について説明する．三対の送受信器を用いた対気速度計を製作した．対気速度の三次元情報を得るためには，三対の送受信器を用いてそれぞれの送受信器間で対気速度を計測すれば良い．それぞれの伝播経路が平行とならないように配置すれば三次元の対気速度を計測できるが，演算の処理を簡便とするため，直交するように配置した．対気速度計の概観を図 5.4，回路図を図 5.5 に示す．それぞれの送受信器間の距離は 150 mm で，送受信器とその支持具の重量は 0.067 kg，電子回路の重量は 0.104 kg，電源電圧は直流の 3.3 V である．計測システムは送受信器と送受信切り替えユニット，受信信号増幅ユニット，マイクロコンピュータ (dePIC33FJ64GP802, Microchip Technology) から構成され，機体の制御システムなどの外部システムに計測値を送信する．タイムチャートを図 5.6 に示す．マイクロコンピュータは 10 周期の電圧差 3.3 V_{p-p} で 40 kHz の矩形波の電圧信号を生成し，3 ステートバッファ (SN74HC125N, Texas Instruments) とアナログスイッチ (TC74HC4066AP, 東芝) からなる送受信切り替えユニットが送信する機能に指定した中心周波数 40 kHz の送受信器 (UT1612MPR / UR1612MPR, SPL (Hong Kong) Limited) に印加する．送受信切り替えユニットが受信する機能に指定した送受信器は超音波を受信して電圧信号を生成し，受信信号はオペアンプ (NJM2732D, 新日本無線) を用いた反転増幅回路からなる受信信号増幅ユニットにより増幅される．マイクロコンピュータは増幅された受信信号をサンプリング周波数 400 kHz，分解能 12 bit で A/D 変換して，倍精度浮動小数点数を用いて対気速度を算出し，外部システムに I2C 通信で送信する．対気速度計はサンプリング周波数 25 Hz で計測し，外部システムに出力するまで計測値を平均する．外部システムは，対気速度を参照する飛行制御の実装で必要と思われる 10 Hz で対気速度のデータを取得する．

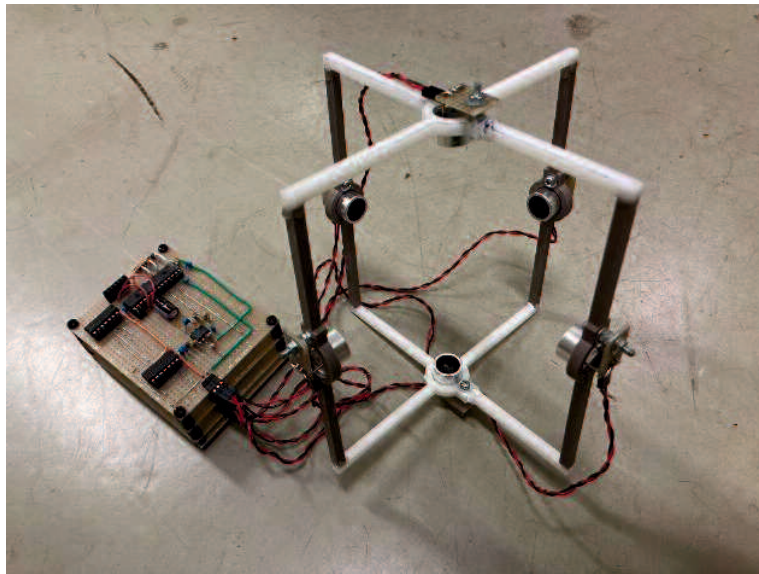


Fig. 5.4 対気速度計の概観

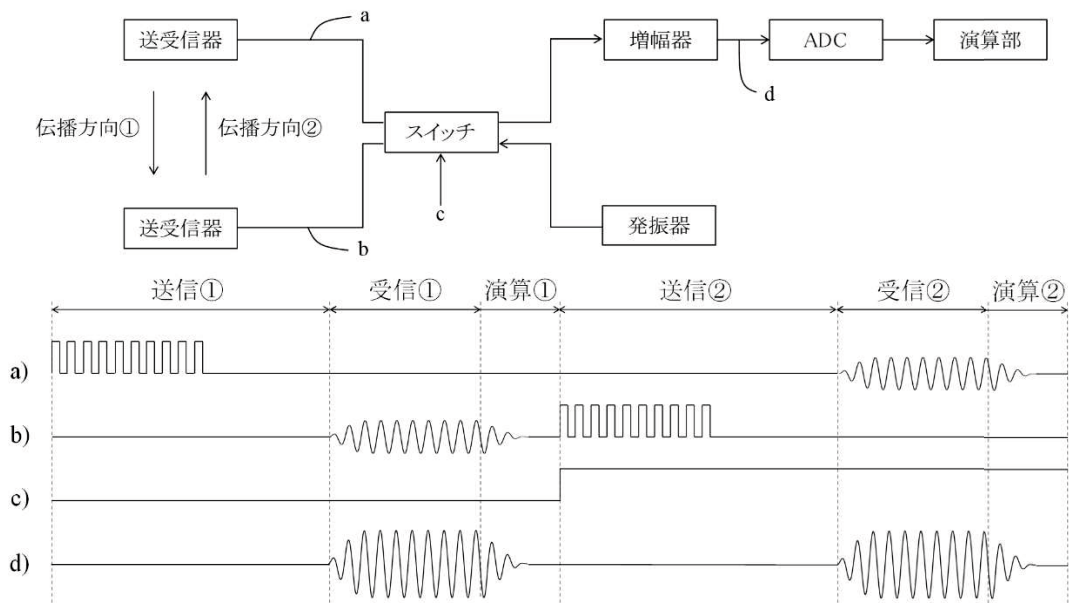
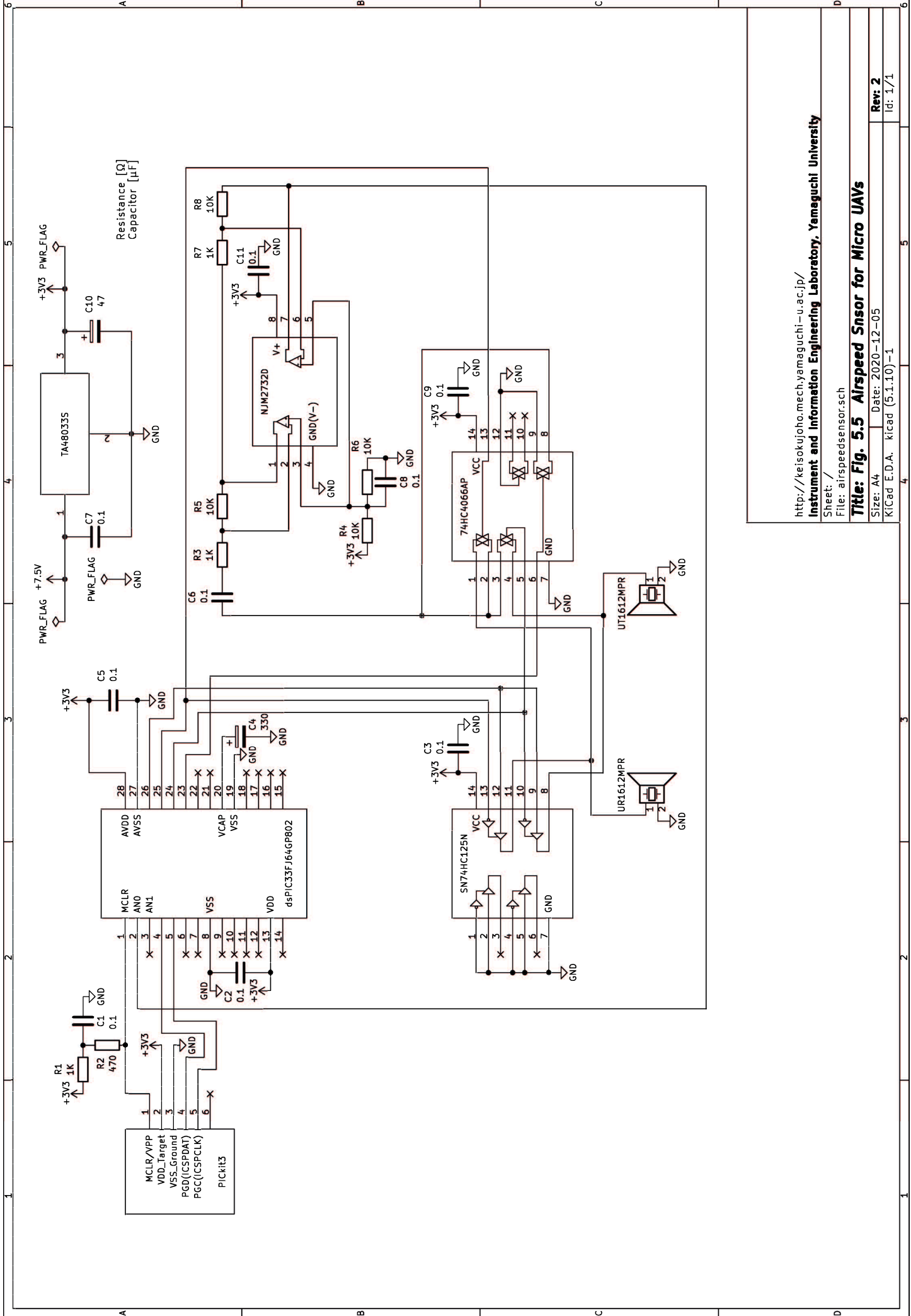


Fig. 5.6 タイムチャート



5・3 対気速度計の校正

5・3・1 距離計の校正

静止空気中では，伝播時間 t_1 ， t_2 と送受信器間の距離 l に次の関係が成り立つことを利用して，時間差法で用いる伝播時間を校正する．

$$t_1 = t_2 = \frac{l}{V_s} \quad (5.7)$$

これは，伝播時間から計測される距離を校正することにはほかならない．定規の測定値を基準に，伝播時間を連続して 1000 回計測して距離を校正した結果を図 5.7 に示す．他の二対の送受信器についても同様に校正を行った．校正結果から，エンベロープ検波により計測した伝播時間と送受信器間の距離に良好な線形性があることが確認できた．

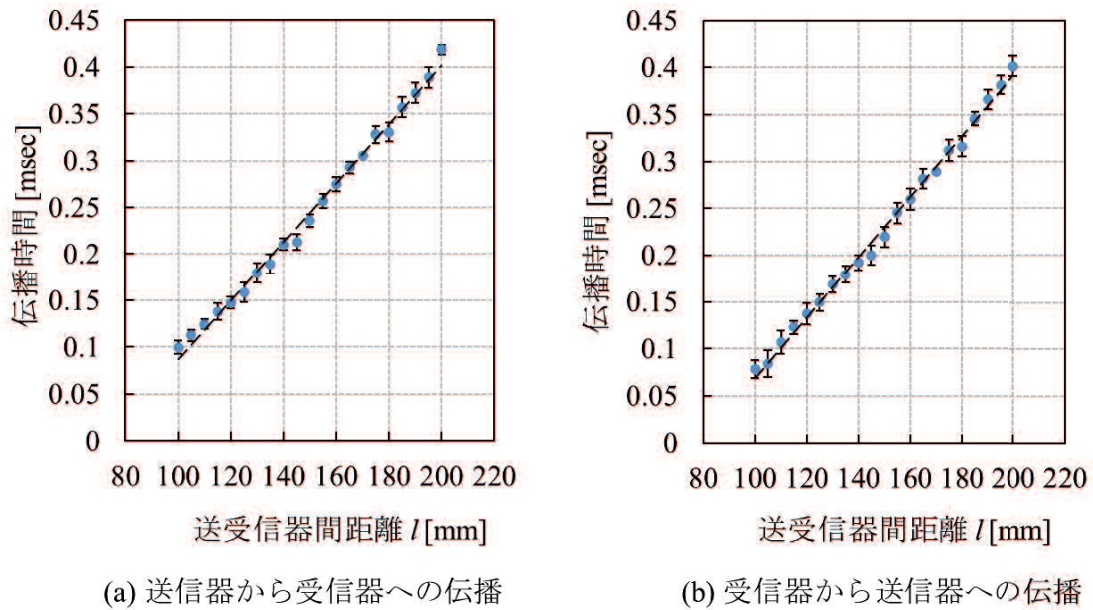


Fig. 5.7 距離計の校正結果

5・3・2 校正実験の方法

手押し車に対気速度計を搭載し，位相差法で計測される対気速度の校正を行う．一般に，流速計の校正はピトー管流速計を標準器として風洞内で行われるが，本研究で製作した対気速度計が対象とする微風速領域では空気供給量の変動や流れの乱れにより風洞内に一様な流れを作るのは難しい．そこで，静止空気中では手押し車を走行させて対気速度を計測するとともに，車輪に取り付けたロータリエンコーダで対地速度を計測して校正のための基準値とする [寺尾, 1990]．静止空気中であるため，対気速度は対地速度に等しい．

校正実験では、静止空気中で手押し車を人力で走行させ、図 5.4 の水平に向かい合う二対の送受信器を用いて対気速度を計測した。三対すべてを用いた三次元の計測を想定するならば、他の組み合わせの二対に対しても同様の実験を行えば良い。なお、対気速度計の支持具は後方にある伝播経路の流れを乱すおそれがある。このため、伝播経路が支持具の後方に入らないよう、手押し車の前方と 45 deg をなすように対気速度計を取り付けた。すなわち、図 5.8 に示すように、二対の送受信器の伝播経路 P1, P2 のうち P1 と手押し車の前方とのなす角 $\psi = 45 \text{ deg}$ である。また、支持具による流れの乱れの影響を確認するため、支持具の後方に伝播経路の一部が入る $\psi = 10, 20, 30 \text{ deg}$ の場合についても同様の実験を行った。

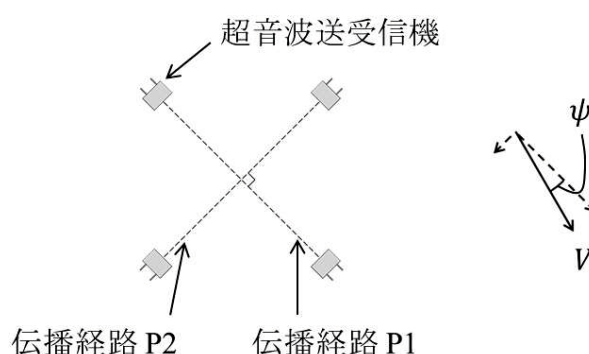


Fig. 5.8 伝播経路に対する校正する対気速度の方向

5・3・3 校正実験の装置

校正実験に用いた装置の概観を図 5.9 に示す。手押し車の先端に対気速度計が取り付けられており、車輪にはロータリエンコーダが取り付けられている。ロータリエンコーダの回路図を図 5.10 に示す。ロータリエンコーダはインクリメンタル型で、フォトリフレクタ (RPR220, ローム) とオペアンプ (NJM2732D, 新日本無線) を用いた比較器で構成されている。ロータリエンコーダの概略図を図 5.11 に示す。ロータリエンコーダは 5・1・1 項に示した対気速度計の分解能、応答性、計測範囲の要求仕様をもとに、サンプリング周波数 10 Hz、分解能 0.1 m/sec、計測範囲 0.4 m/sec から 10 m/sec となるように設計し、フォトリフレクタのサンプリング周波数 160kHz、車輪の半径 180 mm、アルミ箔と黒画用紙を合わせた角度 10 deg とした。

計測値はマイクロコンピュータ (dePIC33FJ64GP802, Microchip Technology) により、データを保存するための外部システムに I2C 通信で送信される。外部システムは、マイクロコンピュータ (Arduino Micro, Arduino)、マイクロ SD カードスロット (MicroSD card breakout board+, Adafruit)、IMU (MPU6050, InvenSense) から構成され、対気速度計、ロータリエンコーダ、IMU の計測値をサンプリング周波数 10 Hz で保存する。



Fig. 5.9 校正実験に用いた装置の概観

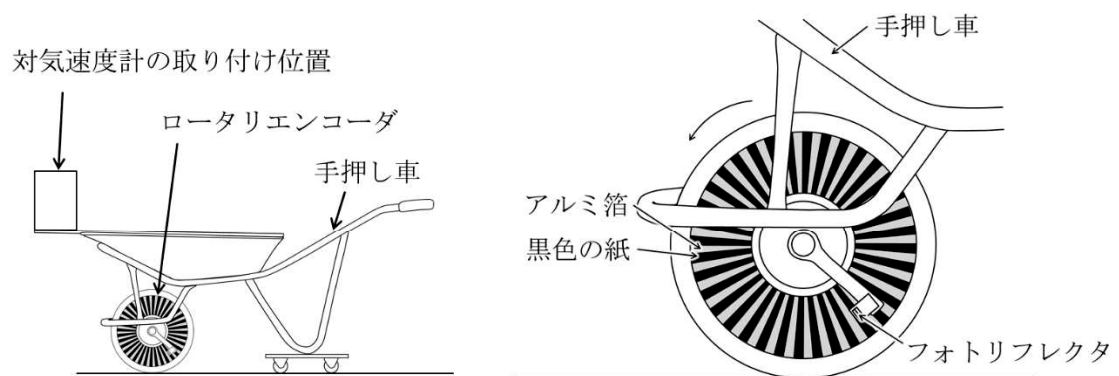
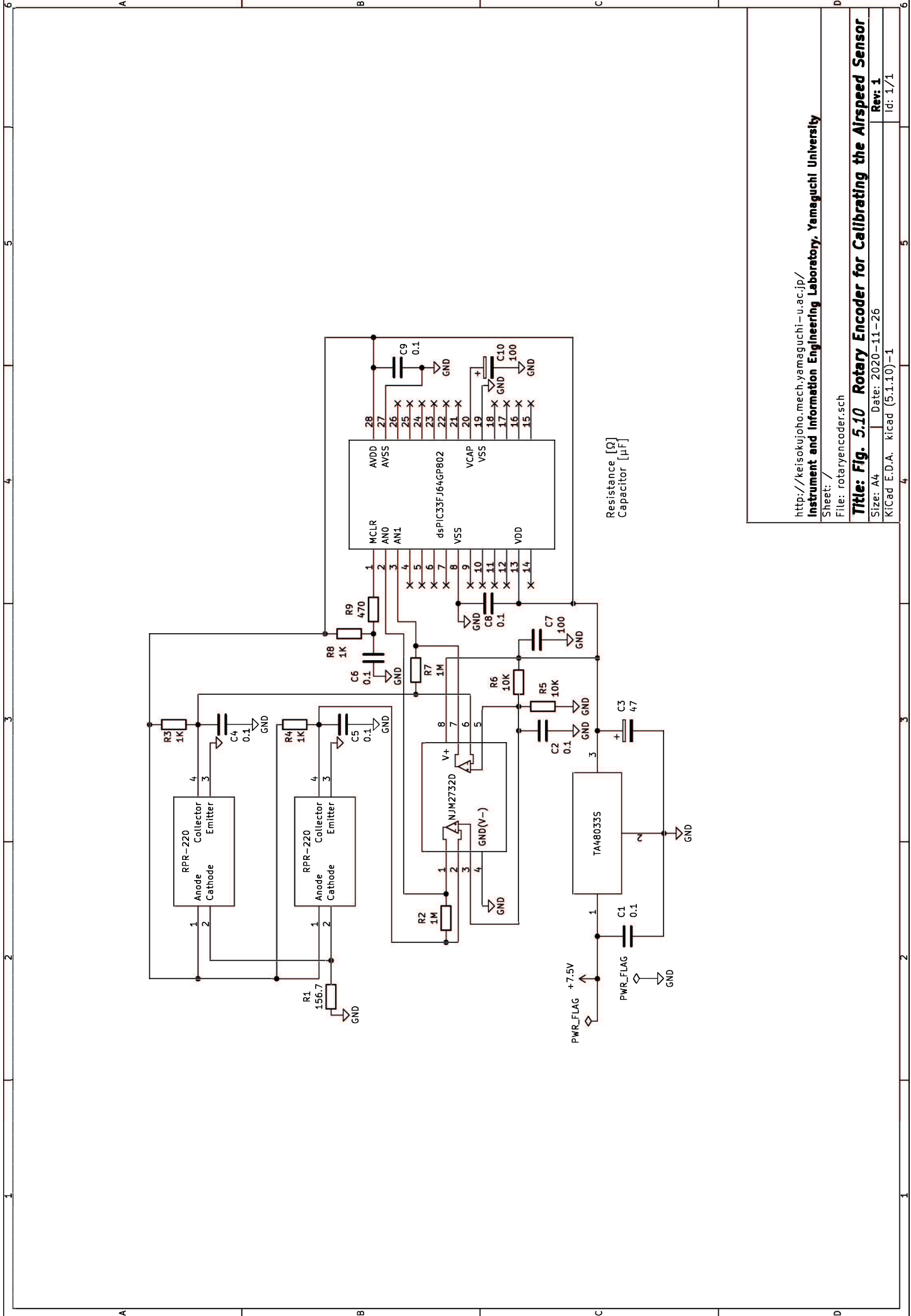


Fig. 5.11 ロータリエンコーダの概略図



<http://keisokujojo.mech.yamaguchi-u.ac.jp/>
Instrument and Information Engineering Laboratory, Yamaguchi University

Sheet: /
 File: rotaryencoder.sch

Title: Fig. 5.10 Rotary Encoder for Calibrating the Airspeed Sensor

Size: A4 | Date: 2020-11-26 | Rev: 1
 KiCad E.D.A. kicad (5.1.10)-1 | Id: 1/1

5・3・4 ノイズの影響の除去

対気速度計の計測値に含まれるノイズの影響を除去する。受信信号には支持具を伝播して受信器に到達する超音波の影響がノイズとして現れる。この伝搬経路を遮断するために支持具に吸音材を取り付けると、計測対象である流れを乱してしまう。そこで、ノイズへの対処は校正により行う。受信信号に加わるノイズを $A' \sin(\omega t + \varphi')$ 、 $A' > 0$ として考慮に入れると、受信信号の位相 φ_1 は式 (5.2) から次式に置き換わる。

$$\varphi_1 = \arctan \frac{I'_2}{I'_1} \quad (5.8)$$

ただし、

$$I'_1 = I_1 + E_s \quad (5.9)$$

$$I'_2 = I_2 + E_c \quad (5.10)$$

ここで、 E_s 、 E_c は支持具の形状や材質などにより決定する対気速度計の固有のパラメータであり、次式で表される。

$$E_s = \int_0^{nT} \sin \omega t A' \sin(\omega t + \varphi') dt \quad (5.11)$$

$$E_c = \int_0^{nT} \cos \omega t A' \sin(\omega t + \varphi') dt \quad (5.12)$$

位相 φ_2 に対しても同様のパラメータが定まる。これらのパラメータを計測値を用いて最小二乗法により推定する。対地速度 V_g と対気速度 V_φ が等しい場合、式 (5.5) より式 (5.7) は次式と等価である。

$$f(V_g, I'_1, I'_2) = (I'_1 - E_s) \tan \frac{l\omega V_g}{V_s^2} - I'_2 + E_c = 0 \quad (5.13)$$

実験で得られる V_g の計測値を $V_g(k)$ 、 $k = 1, 2, \dots, N$ とおく。また、 $V_g(k)$ と同時に受信信号から求まる I'_1 、 I'_2 の計測値をそれぞれ $I'_1(k)$ 、 $I'_2(k)$ とおく。パラメータ E_s 、 E_c はこれらの値に対する残差の二乗和

$$J = \sum_{k=1}^N f^2 (V_g(k), I_1'(k), I_2'(k)) \quad (5.14)$$

を最小にする値として定める。通常，送受信器の特性にばらつきがあるので，これらのパラメータは位相 φ_2 についても推定する必要がある。

以上の方法を5・3・2項の校正実験で $\psi = 45 \text{ deg}$ とした場合に得られた $N = 81$ 個の計測値に適用した。得られたパラメータ E_s ， E_c の推定値を表5.1に示す。

Table 5.1 対気速度計の固有のパラメータの推定値

伝播経路	位相	パラメータ	
		E_s	E_c
P1	φ_1	0.47708	0.032315
	φ_2	0.06269	-0.065334
P2	φ_1	0.33130	0.19575
	φ_2	-0.28758	-0.56777

5・3・5 校正実験の結果

ノイズの影響を除去して得られた校正結果を図5.13に示す。負の対地速度のとき，すなわち手押し車を後退させるとき，手押し車を操作する人が対気速度計の上流を乱すため，計測値がばらついていることがわかる。そこで，手押し車を前進させるときのみについて校正を行う。対気速度計の計測値 $V(k)$ ， $k = 1, 2, \dots, N$ に対して，対地速度の計測値 $V_g(k)$ への回帰直線 $V = a + bV_g$ の切片 a と回帰係数 b ならびに次式で計算される標準偏差 σ_V を表5.2に示す。

$$\sigma_V = \sqrt{\frac{1}{N-2} \sum_{k=1}^N (V(k) - a - bV_g(k))^2} \quad (5.15)$$

支持具による流れの乱れが小さい $\psi = 45 \text{ deg}$ の場合，切片 a は小さく，回帰係数 b は1に近く，標準偏差 σ_V は小さくなった。このことから，ノイズの影響が除去されて，高い計測精度が実現できたといえる。一方，支持具による流れの乱れが大きい $\psi = 10, 20 \text{ deg}$ の場合は計測精度が低くなった。このような計測誤差は，送受信器の配置や支持具の構造を改善することで低減できると考えられる。実際，気象観測用風速計や低速航空機用対気速度計に対しては，計測したい方向の流れを乱さない配置が考えられている [井之口, 2001]。

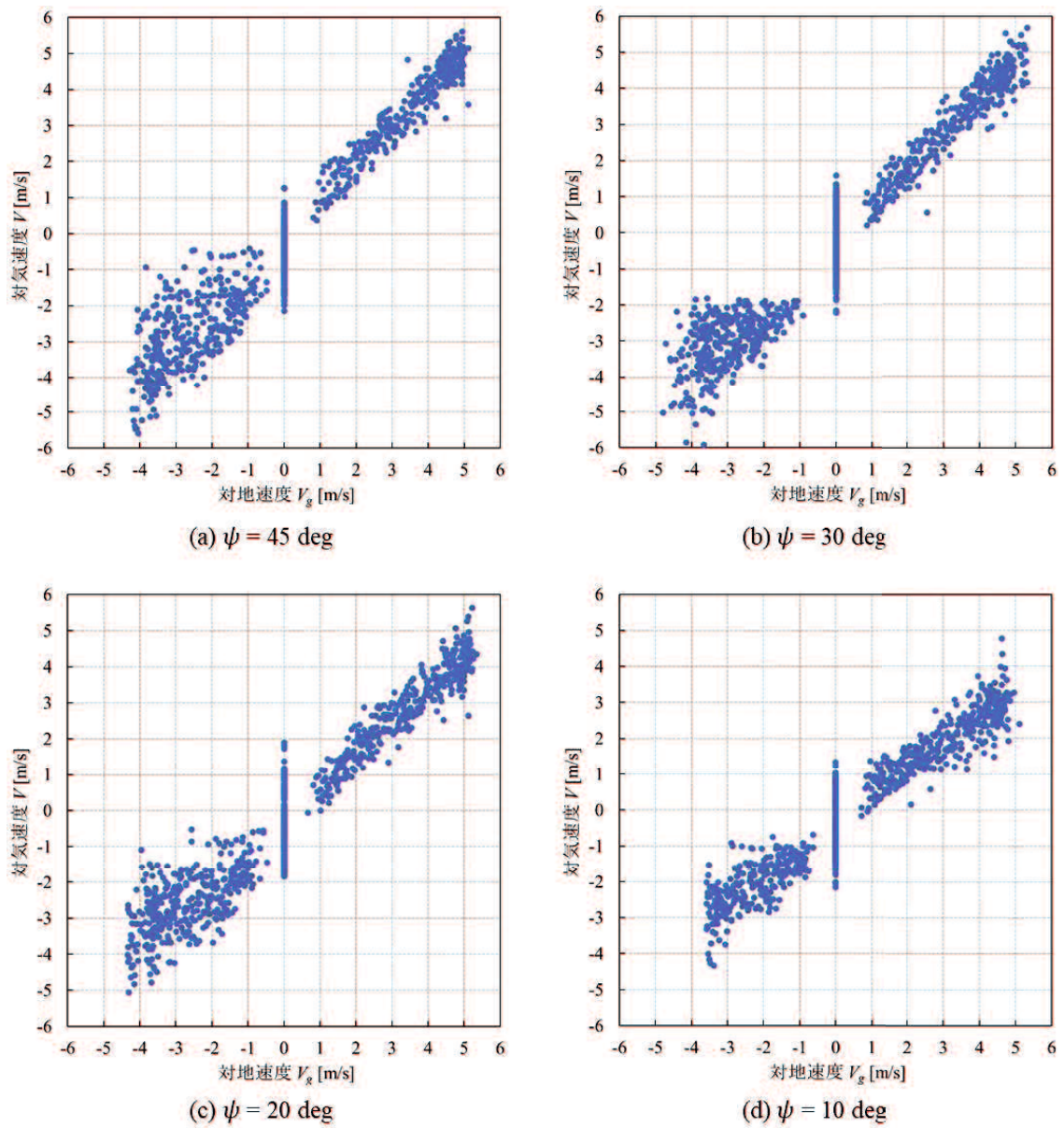


Fig. 5.13 対気速度計の校正結果

Table 5.2 回帰直線のパラメータと計測値の標準偏差

	ψ			
	45 deg	30 deg	20 deg	10 deg
切片 a [m/s]	0.09	0.14	0.32	0.47
回帰係数 b	0.93	0.91	0.74	0.52
標準偏差 σ_V [m/s]	0.37	0.33	0.36	0.55

5・3・6 他のデバイスとの比較

本研究で製作した対気速度計を小型 UAV に使用する上での利点を、市販のデバイスと比較して検証する。5・1・1 項に示したとおり、小型 UAV の飛行制御には 5 m/sec 以下の対気速度を分解能 0.1 m/sec、出力レート 10 Hz で計測できる小型で軽量の対気速度計が要求される。本研究で製作した対気速度計は 5 m/sec 以下の対気速度をサンプリング周波数 25 Hz で出力レート 10 Hz で計測できる。また、A/D 変換のサンプリング周波数 400 kHz、分解能 12 bit から推定される 5 m/sec 以下の対気速度の誤差は最大で 0.10 m/sec であるので、計測値の有効桁は小数点以下一桁までとなり、分解能は 0.1 m/sec である。さらに、送受信器間の距離が 150 mm、重量が 0.171 kg、超音波の周波数が 40 kHz、DC 電源電圧が 3.3 V と小型で軽量である。

航空機に広く用いられるピトー管流速計は、対気速度を差圧センサを用いて動圧として計測する。動圧 10 Pa は対気速度 4 m/sec に相当する。Honeywell の差圧センサ SSCDRRN002ND2A3 は、サンプリング時間は 1 msec と要求を満たすが、計測範囲が 160 Pa から 1 MPa であるため 5 m/sec 以下の対気速度を計測できない。他にも、Sensirion の差圧センサ ASP1400 は、計測範囲が 0.002 Pa から 100 Pa で分解能が 0.001 Pa と低速領域で高い分解能を示すが、サンプリング時間が 142 msec から 1280 msec と応答性が悪い。

超音波を用いた流速計では気象観測用風速計が実用化されている。クリマテックの超音波風速計 CYG-81000 は、サンプリング周波数が 160 Hz で出力レートが 4 Hz から 32 Hz、計測範囲が 0 m/sec から 40 m/sec、分解能が 0.01 m/sec であり、高い分解能で応答性良く計測できる。しかし、超音波の周波数が 245.7 kHz で DC 電源電圧が 24 V、重量が 1.7 kg であり、電源電圧が高く重量も大きいため小型 UAV への搭載は難しい。

5・4 飛行実験における対気速度計測

5・4・1 飛行実験の装置と手順

対気速度計を固定翼機に搭載して性能を実証する。対気速度計は 4 章にて示した実験機に搭載させ、計測値を機体の制御システム (ESP-WROOM-32, Espressif Systems) に I2C 通信により 10 Hz で送信した。固定翼機は対気速度の機首方向成分が最も重要な成分と思われるので、校正実験で計測誤差が小さかった伝播経路と 45 deg をなす方向が機首方向となるように対気速度計を設置した。また、演算を簡便とするために、機体軸系の $X_B Y_B$ 平面に二対の伝播経路からなる平面が平行となるように設置した。

飛行実験の手順について説明する。山口大学常盤キャンパス体育館にて、実験機を旋回飛行させて、それぞれの対気速度、迎え角、横滑り角を計測した。ピッチ角についてはエレベータ舵角を操作量とした目標値 25 deg の PID 制御を行い、高度については一定となるように推力を手動操作した。

5・4・2 IMUによる姿勢角計測との比較

左旋回時と右旋回時の計測結果を図 5.14 に示す。対気速度計による計測結果から、対気速度は 5 m/sec 程度、迎え角は 25 deg 程度であり、横滑り角は左旋回時で 22 deg 程度、右旋回時で -15 deg 程度であることが分かる。

対気速度計の計測精度を検証するため、計測値を IMU と比較する。計測値としては、対気速度ではなく迎え角を取り上げる。機体が静止空气中を一定の高度で飛行すると仮定すると、ピッチ角は迎え角に等しい。対気速度計による迎え角の計測値 $\alpha(k)$, $k = 1, 2, \dots, N$ に対して、IMU による同時刻のピッチ角の計測値 $\theta(k)$ との差 $e(k) = \alpha(k) - \theta(k)$ について次式で計算した平均 \bar{e} と標準偏差 σ_e の値を表 5.3 に示す。

$$\bar{e} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N e(k) \quad (5.16)$$

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N e(k)^2} \quad (5.17)$$

ただし、計測値としては図 5.14 で示した $N = 400$ 個の値を用いた。計測値の差の平均 \bar{e} と標準偏差 σ_e はともに小さい。また、図 5.14 に示した迎え角の挙動はピッチ角とおおむね一致しており、対気速度計は IMU と同程度の精度で迎え角を計測できることが分かった。飛行実験では機体の振動やプロペラの風切り音などが受信信号のノイズとなり、特に本研究で製作した対気速度計のような送受信器の出力が小さい場合、受信信号の S/N 比が低下して計測誤差が生じる。しかし、IMU と対気速度計の計測値の比較から、この計測誤差は小さい。これは、直交変換による受信信号の復調が狭い周波数帯のフィルタとなってノイズを除去したためであると考えられる。このことから、位相差法は送受信器の出力を低減できるため、低電力の電子デバイスを採用でき、対気速度計の小型化と軽量化に寄与できると考えられる。

実験機は横力板から向心力を得る外滑り旋回飛行をするため、横滑り角は左回りのとき正で、右回りのとき負となる。このことは対気速度計の計測値と一致しており、風向を検出できたと考えられる。

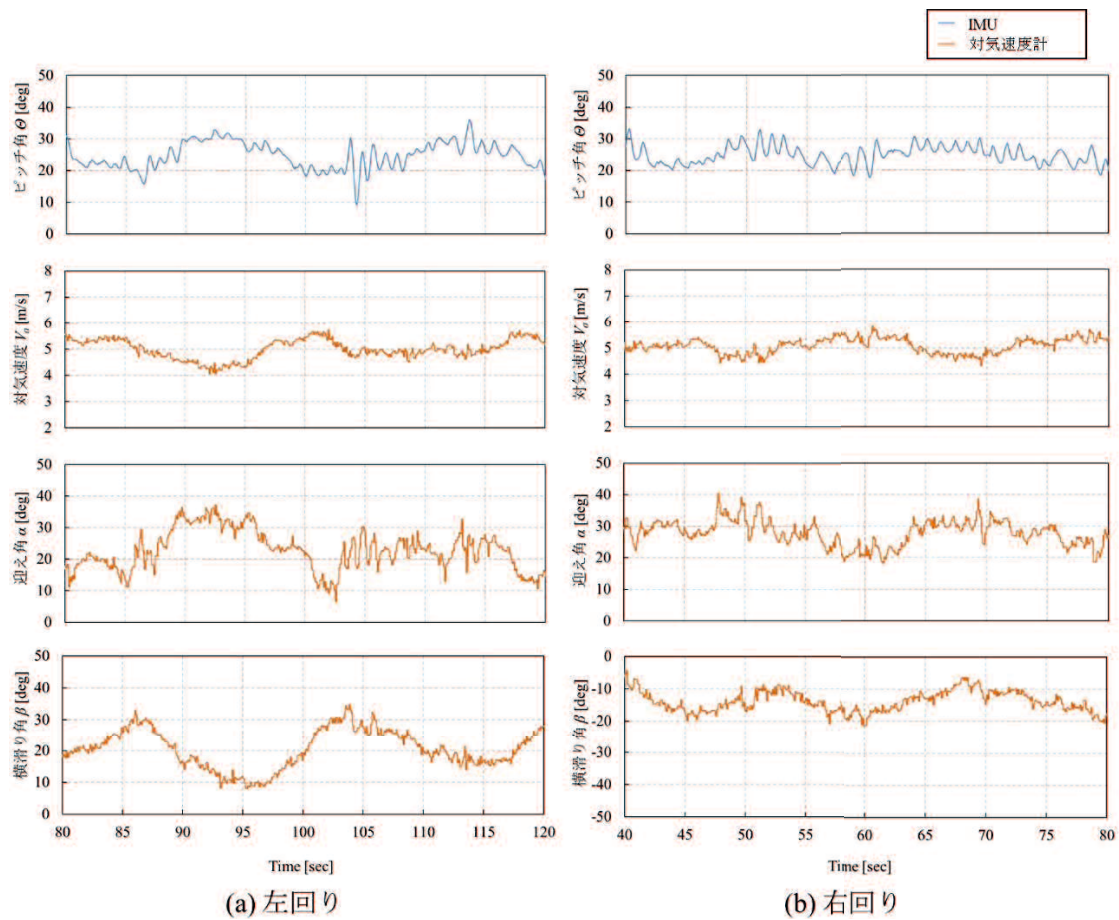


Fig. 5.14 IMUによる姿勢角計測との比較

Table 5.3 迎え角の計測値の平均と標準偏差

	左旋回	右旋回
平均 \bar{e} [deg]	-1.93	3.10
標準偏差 σ_e [deg]	5.49	4.97

5・4・3 ステレオカメラによる位置計測との比較

対気速度計の計測精度を検証するため、計測値をステレオカメラと比較する。機体が静止空气中を飛行すると仮定すると、対気速度は対地速度と等しい。 X_E 方向の対地速度 $\dot{x}_e(k)$ は、ステレオカメラによる位置の計測値 $x_e(k)$ から次のように求めた。

$$\dot{x}_e(k) = \frac{x_e(k+1) - x_e(k-1)}{2\Delta t} \quad (5.18)$$

Y_E 方向および Z_E 方向の対地速度 $\dot{y}_e(k)$, $\dot{z}_e(k)$ についても同様に求めた。計測結果を図 5.15

に示す. X_E 方向, Y_E 方向, Z_E 方向の対気速度と対地速度のそれぞれの差 $e(k)$ について式 (3.23) で表される RMSE を計算すると, 1.4 m/s, 0.8 m/s, 0.4 m/s であった. ただし, RMSE の計算には図 5.15 で示した $N = 200$ 個の値を用いた. 式 (5.18) による数値微分は, 図 5.15 を見ても分かるように振動的となるため RMSE が悪くなるが, 対気速度の挙動は対地速度とおおむね一致しており, 対気速度計はステレオカメラと同程度の精度で対気速度を計測できることが分かった.

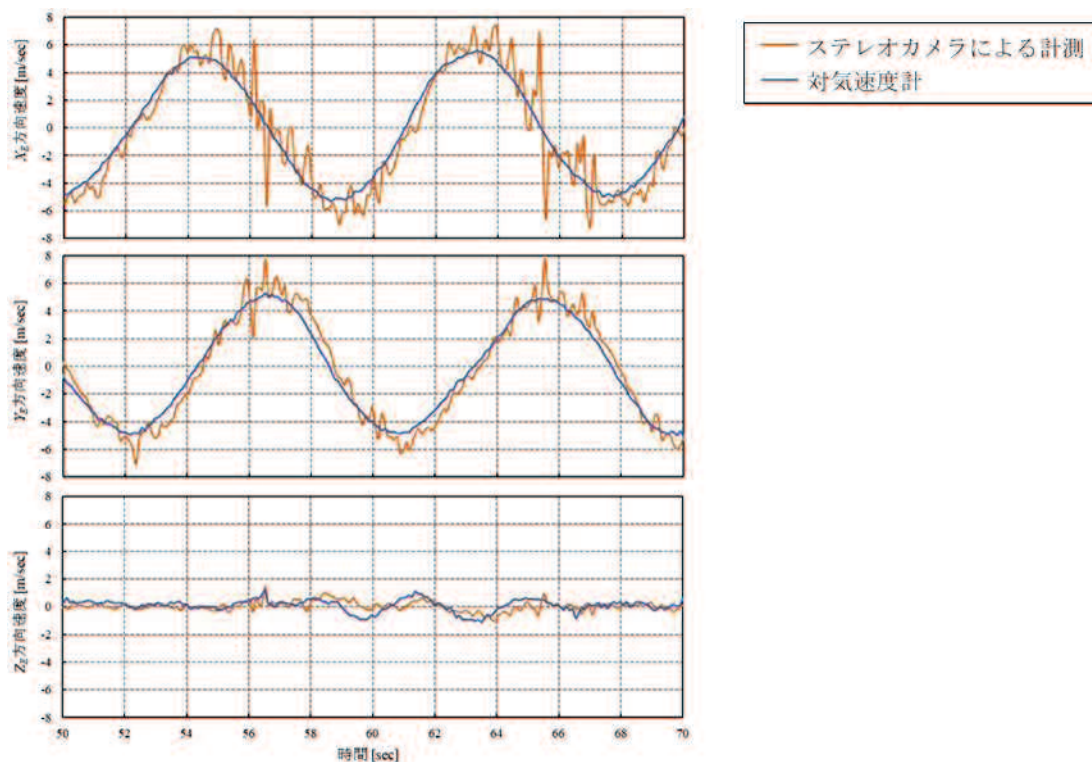


Fig. 5.15 ステレオカメラによる位置計測との比較

文献

- 井之口浜木, 航空機用超音波式対気速度センサ, 特開 2001-278196 (2001) .
 河原遼太, 小河原加久治, 新銀秀徳, 超音波を用いた小型 UAV の対気速度の計測, 日本機械学会論文集, Vol.86, No.887 (2020) , DOI: 10.1299/transjsme.19-00429.
 野波建蔵, ドローン産業応用のすべて (2018) , pp.41-46, オーム社.
 大石進一, 精度保証付き数値計算の基礎 (2018) , pp.91-107, コロナ社.
 Taylor, J. R., 計測における誤差解析入門 (2000) , pp.46-97, 187-213, 東京化学同人.
 寺尾吉哉, 高本正樹, 走行台車を用いた機体低流速標準の研究, 計測自動制御学会論文集, Vol.26, No.1 (1990) , DOI:10.9746/sicetr1965.26.1.

6. CNNによる姿勢角推定

姿勢角の計測では、IMU と磁気センサを用いたカルマンフィルタや相補フィルタがよく知られている。しかし、ビルや橋梁の周辺などの磁場外乱が生じる環境下では、磁気センサに補正が困難な誤差が生じてヨー角を正確に計測できない。本章では、磁場外乱の影響を受けない地上のカメラから撮影される機体画像を用いて、CNNによりヨー角を推定する手法を提案する。昨今はカメラによる監視システムがいたるところで構築されており、このカメラで撮影された機体画像からヨー角を推定できれば、新たな機器が不要で導入コストを低く抑えられる。CNNは深層学習を画像認識に適応させた手法であり、現在までに高い認識精度を誇る様々なネットワーク構造が提案されており、医療画像や衛星画像などに適用され、成果を上げている。本研究では、機体画像をヨー角に応じて分類する多クラス分類問題として適用し、 $(-180, 180]$ deg の範囲のヨー角を分解能 1 deg で推定する。

6・1 CNNの学習

6・1・1 学習方法

ネットワークの学習方法を説明する。ネットワークのパラメータ \mathbf{w} はモメンタムを導入した Stochastic Gradient Descent により最適化される。更新式は、モメンタム項の修正量を $\Delta \mathbf{w}^{(t-1)} \equiv \mathbf{w}^{(t)} - \mathbf{w}^{(t-1)}$ として次式で表される。

$$\mathbf{w}^{(t+1)} = \mathbf{w}^{(t)} - \eta \frac{\partial E_t(\mathbf{w}^{(t)})}{\partial \mathbf{w}^{(t)}} + \alpha \Delta \mathbf{w}^{(t-1)} \quad (6.1)$$

ここで、 η は学習率、 α は慣性の強さを決めるパラメータであり、 $\eta = 0.001$ 、 $\alpha = 0.9$ とした。また、損失関数 E_t は次式で表されるミニバッチ D_t が含む全サンプル数 N_t に対するクロスエントロピー関数である。

$$E_t(\mathbf{w}^{(t)}) = -\frac{1}{N_t} \sum_{n \in D_t} \sum_{k=1}^K d_{nk} \log y_k(\mathbf{x}_n; \mathbf{w}^{(t)}) \quad (6.2)$$

ここで、 $\mathbf{x}_n = [x_{n1}, \dots, x_{nK}]$ はネットワークの入力、 $\mathbf{d}_n = [d_{n1}, \dots, d_{nK}]$ は目標出力、 $\mathbf{y}(\mathbf{x}_n; \mathbf{w}^{(t)}) = [y_1(\mathbf{x}_n; \mathbf{w}^{(t)}), \dots, y_K(\mathbf{x}_n; \mathbf{w}^{(t)})]$ は出力であり、 $N_t = 720$ とした。出力 y_k はそのニューロンのクラス k に属する確率であり、推定ヨー角は最大値を出力するニューロンのクラスであると解釈する。目標出力は正解クラスのニューロンの出力が 1 でその他が 0 の

One-hot ベクトルとなる。クロスエントロピー関数は正解クラス確率の大きさを評価できるが、推定ヨー角の誤差を正しく評価できない。そこで、評価関数には次式で表される RMSE を用いた。

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{N_t} \sum_{D_t} (\psi_d - \Psi)^2} \quad (6.3)$$

ここで、 Ψ はヨー角、 ψ_d は推定ヨー角である。

6・1・2 ネットワーク構造

本研究では、 $(-180, 180]$ deg の範囲のヨー角を分解能 1 deg で推定するので、出力が 360 クラスで合計 1 の確率分布のネットワークを構築した。CNN の層数や各層のフィルタ数の決め方は現在のところ定見がないため、表 6.1 に示すような畳み込み層 4 層と全結合層 3 層を積層したネットワークと、VGG16 [Simonyan, 2015] の学習結果を比較する。VGG16 のような代表的なネットワークは、誰でも簡単に事前学習されたネットワークを入手して転移学習できるという利点がある。本研究では、表 6.2 に示すように VGG16 の全結合層以降の層を置き換え、ImageNet 事前学習モデルを採用して転移学習させる（以降、このネットワークを単に VGG16 と呼ぶ）。学習環境の都合上、入力の機体画像は 7 層のネットワークでは $48 \times 48 \times 3$ （縦 × 横 × チャンネル数）、VGG16 では $64 \times 64 \times 3$ とした。

Table 6.1 7 層のネットワーク構造

	フィルタサイズ / ストライド	活性化関数	出力サイズ
入力層	-	-	$48 \times 48 \times 3$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$48 \times 48 \times 64$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$48 \times 48 \times 64$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$24 \times 24 \times 64$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$24 \times 24 \times 128$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$24 \times 24 \times 128$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$12 \times 12 \times 128$
全結合層	-	ReLU	1024
全結合層	-	ReLU	1024
全結合層	-	Softmax	360
出力層	-	-	360

Table 6.2 VGG16 のネットワーク構造

	フィルタサイズ / ストライド	活性化関数	出力サイズ
入力層	-	-	$64 \times 64 \times 3$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$64 \times 64 \times 64$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$64 \times 64 \times 64$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$32 \times 32 \times 64$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$32 \times 32 \times 128$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$32 \times 32 \times 128$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$16 \times 16 \times 128$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$16 \times 16 \times 256$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$16 \times 16 \times 256$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$16 \times 16 \times 256$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$8 \times 8 \times 256$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$8 \times 8 \times 512$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$8 \times 8 \times 512$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$8 \times 8 \times 512$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$4 \times 4 \times 256$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$4 \times 4 \times 512$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$4 \times 4 \times 512$
畳み込み層	$3 \times 3 / 1$	ReLU	$4 \times 4 \times 512$
最大値プーリング	$2 \times 2 / 2$	-	$2 \times 2 \times 512$
全結合層	-	ReLU	1024
全結合層	-	ReLU	1024
全結合層	-	Softmax	360
出力層	-	-	360

6・1・3 学習データ

4章にて示した実験機に合わせて、図 6.1 に示すような簡易的な 3D モデルを作成し、これを回転させて 3DCG 画像を作成した。3D モデルの作成には OpenGL を用いた。機体軸系の原点は、投影面に垂直な方向に現実空間で 20 m に相当する距離だけ平行移動させた。姿勢角は $-10 \leq \phi < 10$, $0 \leq \theta < 40$, $-180 \leq \psi < 180$ の範囲でそれぞれ 1 deg 刻みで回転させて、309960 通りの画像を作成した。作成した 3DCG 画像のうちピッチ角が偶数の 158760 通りの画像を訓練データとし、ピッチ角が 27, 29, 31, 33 deg の 30240 通りの画像を検証データとした。

3DCG 画像に切り出し、背景付与、リサイズ、ガンマ変換の加工を施して学習画像とした。

背景付与では，4章にて示した飛行実験の実験場所を撮影した写真（図 6.2）からアスペクト比を固定せずに無作為に切り出し，RGB チャンネルをランダムに入れ替えて 3DCG 画像と合成する．リサイズでは，ある圧縮率で 3DCG 画像を圧縮したのち，元の画像サイズに復元することで特徴を削減する．圧縮率は， $[0.75, 1]$ の範囲で一様乱数とした．ガンマ変換では，次式を用いて 3DCG 画像の画素値 I_{in} を I_{out} に変換する．

$$I_{out} = I_{max} \left(\frac{I_{in}}{I_{max}} \right)^\gamma \quad (6.4)$$

ここで， I_{max} は画素値の最大値であり， γ は $[0.25, 4]$ の範囲で一様乱数とした．

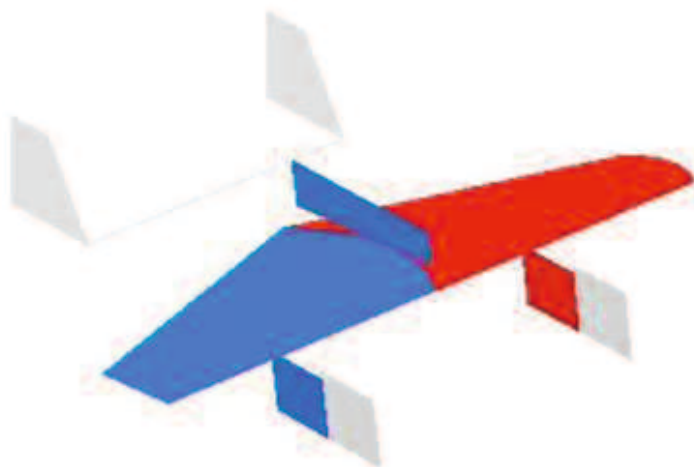


Fig. 6.1 学習のための 3D モデル



Fig. 6.2 合成する背景画像

6・1・4 学習結果

学習曲線を図 6.3 に示す。用いた計算機は、CPU が Intel Core i7-8565U、メモリが 16GB、GPU が NVIDIA GeForce GTX1660Ti であり、学習時間は、7 層のネットワークが 2592 sec、VGG16 が 16144 sec であった。

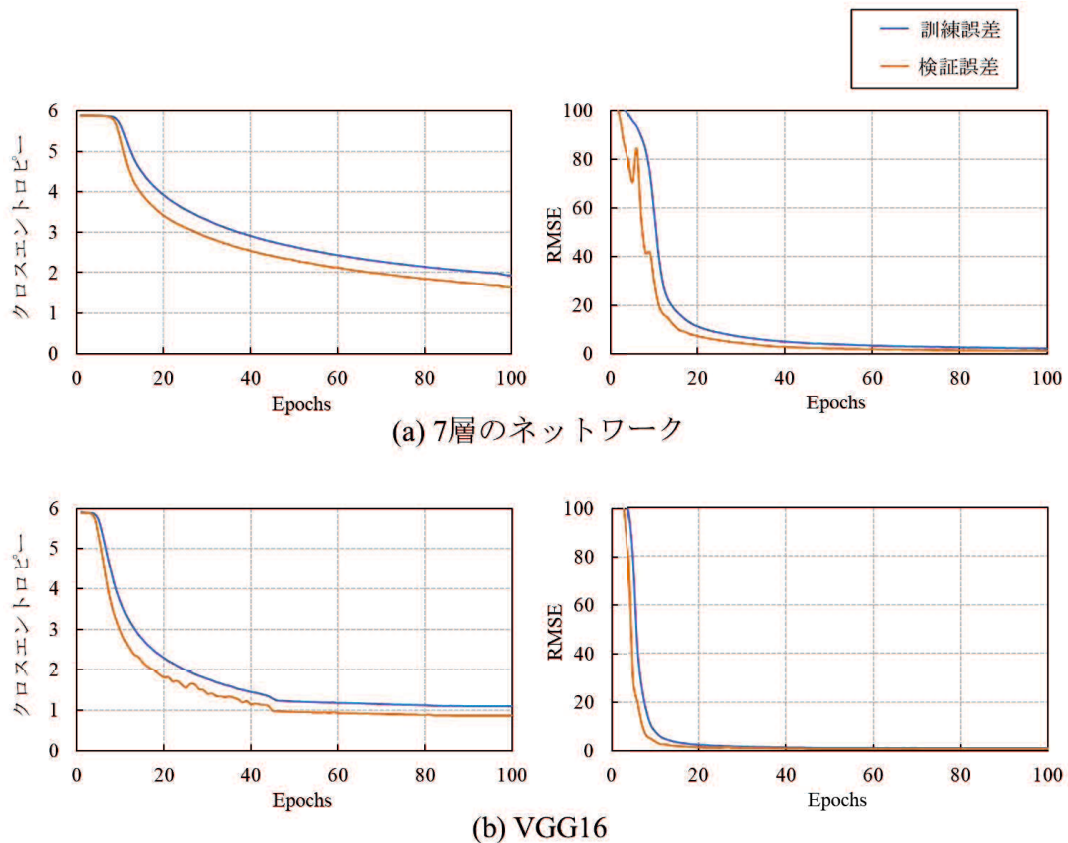


Fig. 6.3 学習結果

6・2 飛行実験における姿勢角推定

飛行している機体の姿勢角を推定して性能を実証する。山口大学常盤キャンパス体育館にて、4 章にて示した実験機を手動で旋回させ、地上に設置したカメラ (ELP-SUSB1080P01-LC1100-J1, Ailipu Technology) を用いて 10 fps で撮影した。CNN の入力は、撮影した画像から機体を正方形で切り出し、画像サイズを変換して作成した。作成した機体画像を図 6.4 に示す。

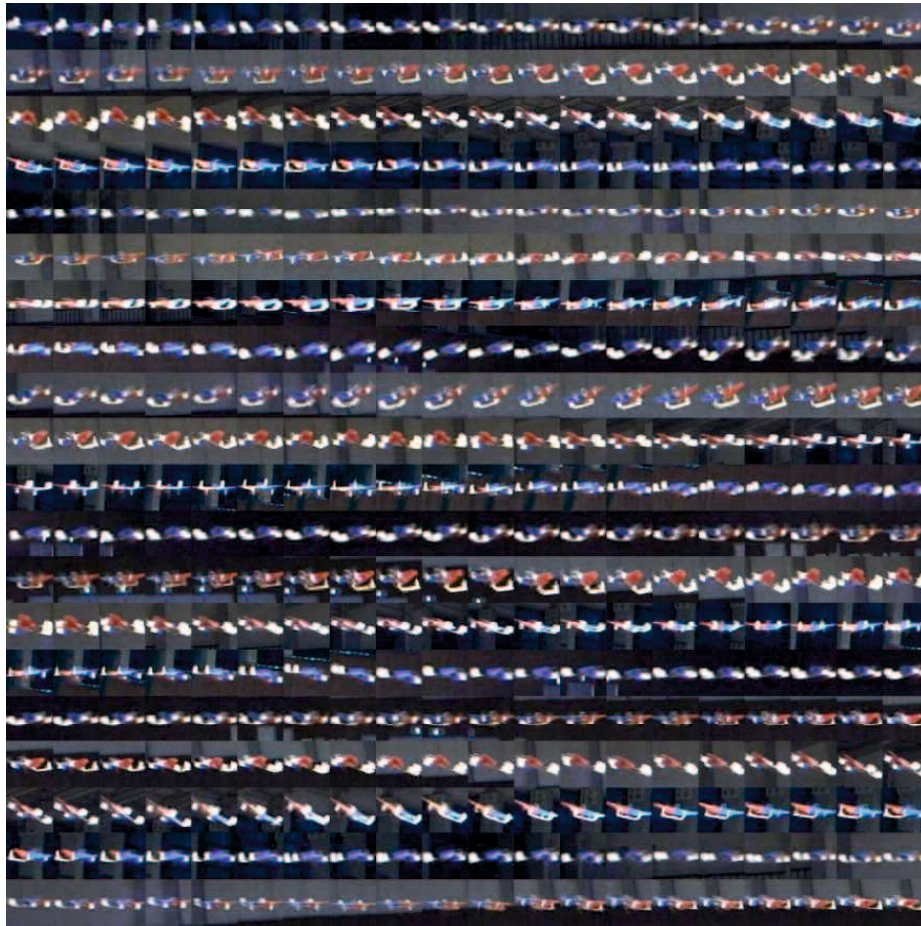
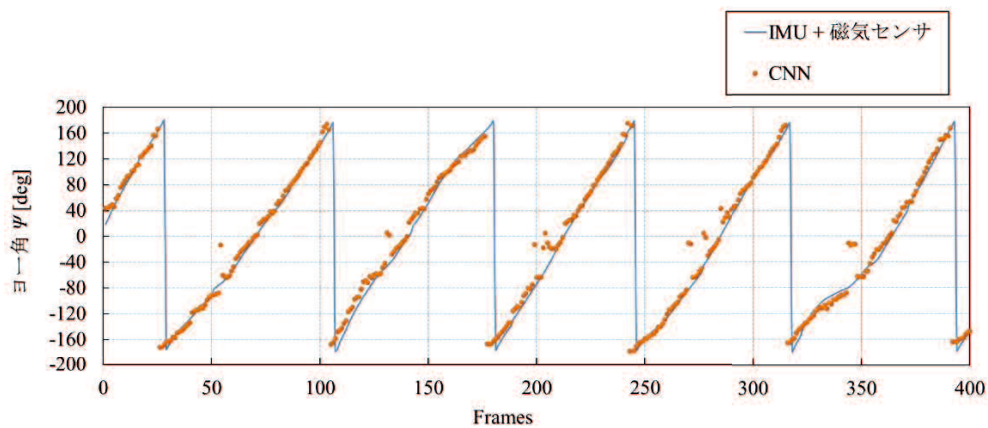


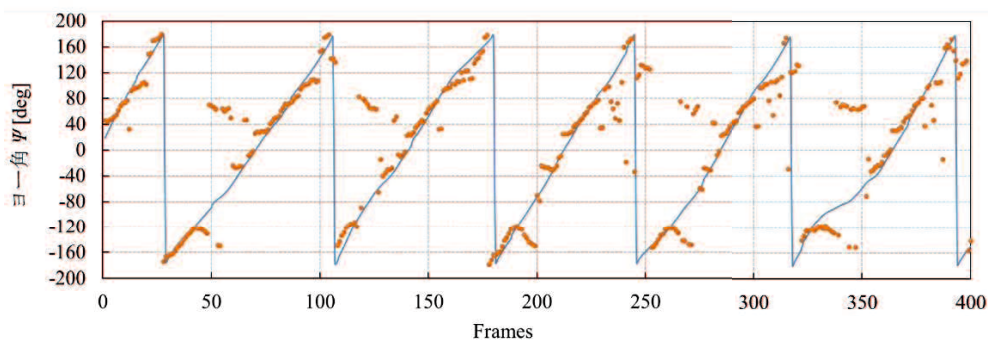
Fig. 6.4 飛行実験にて作成した機体画像

ヨー角の推定結果を図 6.5 に示す。ヨー角の RMSE は、7 層のネットワークでは 14.78 deg, VGG16 では 51.92 deg であった。7 層のネットワークは特徴抽出器として畳み込み層を 4 層しか持たないのに対し、VGG16 は 13 層の畳み込み層を持ち、特徴表現の自由度が高いため、3DCG 画像に対して最適化してしまい誤推定が多くなったと考えられる。

7 層のネットワークの誤推定について考察する。推定値の誤差が大きい 130 frame と 344 frame の画像とそれらに類似する学習画像を図 6.6 に示す。130 frame について、学習画像では翼が操舵されていないのに対し、機体画像ではラダーが大きく操舵されているため、それぞれの画像内での操舵面の占める面積が異なる。344 frame について、機体画像でのロール角は 10 deg であり、学習画像を作成したときのロール角の範囲を超えている。このことから、翼を操舵した画像を学習データに加えたり、学習画像の姿勢角の範囲を拡張したりすることで誤推定を抑制できると考えられる。



(a) 7層のネットワーク



(b) VGG16

Fig. 6.5 ヨー角の推定結果



(a) 130 frame

(b) 344frame

Fig. 6.6 7層のネットワークが誤推定した機体画像と類似する学習画像

文献

Kawahara, R., Ogawara, K., Shingin, H., Hino, N., Yamamoto, T., Attitude Estimation of a Micro UAV with Side-Force Fins Using a Convolutional Neural Network, AIAA SciTech Forum, DOI: 10.2514/6.2021-1161 (2021).

Madgwick, S.O.H., Harrison, A.J.L., Vaidyanathan, R., Estimation of IMU and MARG Orientation Using a Gradient Descent Algorithm, IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics, DOI: 10.1109/ICORR.2011.5975346 (2011).

Simonyan, K., Zisserman, A., Very Deep Convolutional Networks for Large-Scale Image Recognition, ICLR (2015).

OpenGL (<https://www.opengl.org/>).

7. 結言

本稿では小型 UAV に分類される固定翼機を研究対象として、旋回率が変化する遷移を伴う非バンク旋回の制御方法を提案し、シミュレーションと飛行実験により有効性を検証した。提案した制御系は、エルロン操舵と旋回内側のプロペラ後流増大により非バンクの維持し、ラダーと重心付近に搭載した横力板の操舵により飛行方向を制御する。飛行方向は、機体からウェイポイントまでの距離を考慮して直線飛行から円旋回へとなるように徐々に変更する。また、推力による速度の予見制御により、旋回率が変化する遷移飛行時に対気速度の機首方向成分が減少することで生じる高度低下を抑制する。飛行実験を行うにあたり、従来手法では計測困難であった小型 UAV の対気速度の計測手法を提案した。さらに、着陸時に高精度な計測が必要となる方位角の推定手法を提案した。これらの手法による計測器と IMU を用いて、非バンクを維持した飛行方向変更の飛行実験に成功した。しかし、シミュレーションと飛行実験ともに飛行方向と旋回半径に定常偏差が残り、制御方法の改良や定常円旋回の制御への切り替えなどの工夫が必要であることが分かった。本稿で提案した定常円旋回制御と飛行方向変更制御の組み合わせにより、任意の経路での非バンク飛行の実現に期待する。

謝辞

本論文は、著者が山口大学工学部機械工学科 / 大学院創成科学研究科 計測情報工学研究室にて、2018年4月から2022年3月までの4年間で取り組んだ研究を取りまとめたものです。

本論文の主査を務めていただいた山口大学大学院創成科学研究科 教授 小河原加久治先生には、研究を進めるにあたり適切かつ丁寧なご指導をいただきました。厚くお礼申し上げます。山口大学大学院創成科学研究科 教授 江鐘偉先生，教授 三上真人先生，教授 間普真吾先生，准教授 新銀秀徳先生には，お忙しいところ本論文の副査を引き受けていただき，貴重なご意見をいただきました。深く感謝申し上げます。

山口大学工学部機械工学科 / 大学院創成科学研究科 計測情報工学研究室の在学生，卒業生の皆様には大変お世話になりました。特に UAV に関する研究と一緒に取り組んでくださいました卒業生の竹下知宏さん，末広将嵩さん，山本赳之さん，澤村久佳さん，日野匠峻さん，三輪俊介さん，今村駿介さん，山川朝空さん，在学生の池田貴裕君，伊藤翔平君，佐道暉君，高野海聖君，岡崎杜君，中村悠人君，能崎祐大君，長谷川優稀君には，飛行実験などを通じて様々なご支援をいただきました。深く感謝申し上げます。

最後に，筆者が大学で研究を行うにあたり応援してくれた家族に感謝を記し，謝辞といたします。

2022年3月
河原 遼太