自動復帰型姿勢・速度安定化制御による
小型無人ヘリコプタ用操縦訓練支援システムの開発磯村 直道^{*1}, 藤原 大悟^{*2}Development of operator training support system for small-scale helicopters
by automatic recovery control with attitude and velocity stabilizationNaomichi ISOMURA^{*1} and Daigo FUJIWARA^{*2}^{*1, *2} Chiba Univ. Graduate School of Engineering
1-33 Yayoi-cho, Inage-ku, Chiba-shi, Chiba 263-8522, Japan

Received 15 December 2015

Abstract

Applications of small unmanned helicopters are rapidly growing in the civilian and commercial field such as pesticide spraying, aerial filming, and inspection. However, accidents often happen from deficient of operator skill, which leads to a large demand for reliable and skilled pilot. This paper describes the development of operator training support system that improves manual operation skill of the helicopter in safety under an actual environment. When attitude angle, velocity, or position exceed threshold values as a result of poor maneuvering or wind effect, manual inputs are automatically switched to control inputs and the helicopter is recovered to stabilized hover. The recovery controller is designed using quaternion-based formulation for nonlinear helicopter kinematics. The angular rate commands are calculated from quaternion error defined as the minimum-angle rotation required to decrease translational speed. To execute a high speed tracking control of angular rate, two-degrees-of-freedom servo system is applied to the inner loop dynamics. Nonlinear simulation and experiment result with this controller show smooth recovery maneuver from large attitude angle to hover state as if controlled by skilled pilot. A series of flight test with the operator training support system demonstrated the validity of the proposed architecture for accident avoidance during operator training. This system will contribute to safe and efficient operator training of unmanned helicopters.

Key words : Small unmanned helicopter, Operator training, Accident avoidance, Quaternion based control, Large attitude angle, Angular rate tracking control, Recovery control

記 号

P_N	x_N, y_N, z_N 軸に関する機体胴体の重心の位置ベクトル, ($= [P_{XN} \ P_{YN} \ P_{ZN}]^T$), m
q_{NB}	機体姿勢を表すクォータニオン
T_B	x_B, y_B, z_B 軸に関するメインロータとテールロータによる推力ベクトル, N
u_{COL}	コレクティブの操作入力, 推力増加負, μs
u_{DIR}	方向の操作入力, μs
u_{LAT}	横の操作入力, 右傾き正, μs
u_{LON}	縦の操作入力, 機首上げ正, μs
u_{THR}	動力モータの操作入力, μs

No.15-00661 [DOI: 10.1299/transjsme.15-00661], J-STAGE Advance Publication date : 12 May, 2016

^{*1} 千葉大学大学院工学研究科 (〒263-8522 千葉県千葉市稲毛区弥生町 1-33)^{*2} 正員, 千葉大学大学院工学研究科

E-mail of corresponding author: daigo_fujiwara@faculty.chiba-u.jp

V_N	x_N, y_N, z_N 軸に関する機体胴体の重心の速度ベクトル, $(= [V_{XN} \ V_{YN} \ V_{ZN}]^T)$, m/s
Δ	トリム飛行状態での値からの差分
ϕ_B, θ_B, ψ_B	機体胴体のロール・ピッチ・ヨーのオイラ角, rad
Ω	メインロータの回転角速度, rad/s
ω_B	x_B, y_B, z_B 軸に関する機体胴体の角速度ベクトル, $(= [p_B \ q_B \ r_B]^T)$, rad/s

Superscript:

des	コマンド値
trm	トリム値

1. 緒 言

無人ヘリコプタは空撮や農薬散布などに積極的に利用され、今後もその用途や使用規模は拡大の傾向にある。しかし、ヘリは飛行特性が本質的に不安定であり、操縦が難しく、農業用無人ヘリだけでも毎年 30 件前後の物損事故や人身事故が起きている(消費・安全局, 2014)。近年では飛行制御を用いた自動操縦に関する研究が盛んに行われているが、風に煽られた場合や制御装置が誤動作した場合には、人間の手動操縦による対応が求められるのが現状である。また、人や障害物の多い場所での低高度飛行では柔軟で直観的な精密誘導が求められるため、手動操縦の方が都合の良い場面も多い。これらの理由から、無人ヘリの安全性・信頼性を保障しかつ効率的に運用するために、十分な技能を持つ操縦者の需要が高まっており、現在では専門的教育課程を設ける大学も出てきているほどである(Fottrell, 2014)。

従来行われる手動操縦の訓練方法であるフライトシミュレータは、機体喪失や事故の危険がなく、時間と場所を問わずに訓練することが可能だが、実際の機体との運動特性や視界に本質的な違いがあり、機体を使用した実環境での訓練は欠かせない。機体を用いた飛行訓練では、1 機の操縦に 2 台の操縦装置を用い、一方を熟練操縦者が、もう一方を被訓練者が持ち、被訓練者が操縦を失敗した際に操縦を熟練操縦者側に切り替えて安全を確保する方法が挙げられる。しかし、常に熟練操縦者が常同していなければならず、こうした恵まれた環境で訓練できるケースは限られる。この他、機体が操縦者から遠く離れた際に自動帰還するもの(Walkera)や、操縦者が機体の姿勢を把握できなくなった際に姿勢をウィングレベルに戻す装置(bavarianDEMON)が実用化されているが、前者は大きな姿勢角に対応することはできず、後者は速度の安定化は行われない。また、いずれも被訓練者の適切なスイッチ操作が前提とされている。

そこで本研究では、実環境で安全に操縦技能の向上に取り組むことが可能な小型無人ヘリ用操縦訓練支援システムを開発する。対象機体は、有人機・無人機問わず広く普及しており機動性に富んだ飛行が可能であるシングルロータヘリとする。本システムでは、飛行訓練中に機体の姿勢、速度、位置が過大でないかを常時判定し、それらが危険な飛行状態だと判定された場合に、自動で制御入力へ切替わりホバリング状態への復帰・安定化を行う。このとき、操縦の訓練・習熟を目的とすることから可能な限り被訓練者の手動操縦を維持する構成をとり、最小限必要な場合にのみ制御入力に切替え安全を確保する。すなわち、熟練操縦者による補助を自動制御システムに置き換えるというものである。(三輪他, 2010)は、機体の飛行特性を常時安定化しつつ操縦者の指令通りに動作させる制御装置を開発したが、熟練した操縦技能を不要にするという方向性であり、本研究で提案するものとは目的が異なる。

操縦訓練支援システムを構築する上で技術課題となるのが、復帰動作に使用する制御器の設計である。この制御器は、操縦ミス等で姿勢が大きく崩れている状態から制御を開始し、素早くホバリング近傍まで到達させることが求められる。しかし、これまで行われてきた無人ヘリの自動制御(Alvarenga et al., 2015)の殆どは、トリム(釣り合い)飛行状態近傍を仮定した制御であるため、操縦ミス等によりそこから逸脱した状態に対しては適用できない。著者らが設計したホバリング近傍モデルに基づく全軸集中制御器(磯村他, 2015)についても、姿勢が大きく崩れた状態で使用すると、姿勢と速度のオーバーシュートが大きく満足な性能が得られなかった。また、大きな姿勢角を扱うアクロバット飛行の制御を行った研究(Gavrilets et al., 2002)(Abbeel et al., 2007)はあるが、予め熟練操縦者が行った飛行データを模倣し目標軌道や制御入力を生成するため、本研究のような制御開始時の姿勢や速度に応じて軌道が毎回異なる場合に適用することはできない。

そこで著者らは、トリム飛行から逸脱した状態からホバリング飛行状態まで復帰させることを想定し、非線形

な姿勢変化に対応しかつ過渡応答性に優れる制御系を設計する。速度・姿勢・角速度の制御を直列に構成し、それぞれに適した制御則を用いて組み合わせる。速度制御器では、速度減少に要する姿勢と現在姿勢の差を誤差クォータニオンで表現し、姿勢制御器では、この値を収束させる角速度目標値を計算する。オイラ角ではなくクォータニオンを用いることで、特異点を回避できることに加え、必要な最小姿勢変化を最短軌道で追従することが可能となる。角速度制御では、ブレード角度を状態量に含んだ MIMO 線形モデルに 2 自由積分型最適サーボ系を適用する。線形制御でありながらも、縦・横・方向の干渉が反映され、フィードフォワード入力による素早い追従性能が得られる。非線形機体運動モデルを用いたシミュレーションおよび飛行実験により、提案する制御系の構成が、大きな初期姿勢角からの素早い姿勢追従性能を満たし、熟練操縦者が行うような軽快な復帰動作を可能とすることを実証する。そして、提案制御器を実装した操縦訓練支援システム全体の模擬実験を行い、本システムの構成法の妥当性を示し、安全かつ効率的な操縦訓練が実現されることを示す。

次章では、想定する復帰動作と操縦訓練支援システムの構成を述べ、第 3 章で復帰動作を行うための制御系設計を行う。第 4 章で非線形シミュレータによる検証を行い、第 5 章で飛行実験機を用いて屋外で行った検証実験の結果を示し、第 6 章で結論を述べる。

2. 操縦訓練支援システムの構成

2.1 想定する復帰動作

操縦訓練中に制御器による安定化が求められるケースとして、例えば次のような状況が挙げられる。

- (1) ホバリング訓練中、風に煽られて姿勢が崩れた。
- (2) 視界が遮られて機体の位置を見失った。
- (3) 木・壁などの障害物に衝突しそうになる。
- (4) カメラ映像による遠隔操縦の訓練中に、映像が乱れて操縦不可能になった。
- (5) 対面飛行の訓練中に左右の舵を逆に打ち間違え、姿勢が大きく崩れて墜落しそうになる。

本稿では、要求される制御性能が比較的高い (3),(5) に関して、図 1 に示す機体の動きによって復帰することを考える。(3) に対応するクイックストップは、巡航中に出現した機体前方の障害物への衝突を回避する際に素早く静止させる飛行であり、有人ヘリ飛行訓練の項目の 1 つにもなっている。(5) に対応するロール復帰は、機体がローリングして姿勢が大きく傾き、そのまま速度が増加している状態から行う復帰動作で、本研究で考案したものである。制御系設計では、これらの復帰動作がいずれも実行可能な制御器を設計する。

2.2 操縦入力切替則

提案する操縦訓練支援システムのフローチャートを図 2 に示す。被訓練者が操縦している間、姿勢角、速度、位置の取得を継続し、それらの絶対値のいずれかが予め設定した閾値 $\phi_B^S, \theta_B^S, V_N^S, P_{XN}^S, P_{YN}^S, P_{ZN}^S$ に達したとき、自動で SafeMode へ移行する。または、被訓練者自身が RC (ラジコン) 送信機のスイッチを切替えて SafeMode へ移行することもできる。SafeMode が ON になると、始めに復帰制御器による姿勢と速度の安定化が行われる。続いて、姿勢角と速度の絶対値が全て閾値 $\phi_B^P, \theta_B^P, V_N^P$ 未満になったとき、自動で位置制御器へ切り替わる。位置目標値は、SafeMode への切替時、位置制御への切替時、或いは訓練開始時の位置に設定でき、目標位置到達後はホバリング制御を継続する。その後、被訓練者が RC 送信機のスイッチを操作することで手動操縦へ切替わり、訓練を再開できる。

操縦訓練支援システムには、SafeMode で用いる復帰制御器と位置制御器の 2 つが必要となる。位置制御器には、著者らが以前に設計し屋外検証実験を終えた全軸集中制御器 (磯村他, 2015) を使用する。この制御器は、3 軸速度、方位角、メインロータ回転速度の計 5 つを目標値入力とした最適サーボ系で構成されており、ホバリング飛行状態近傍を維持した誘導制御が可能である。復帰制御器は次章で新たに設計する。

2.3 ハードウェア・ソフトウェアの構成および対象機体

上述の機能を実装し操縦訓練を行うための操縦訓練支援システムの実験用ハードウェア構成を図 3 に示す。本稿で対象とする機体はヒロボー株式会社製の小型電動ヘリ Lepton-EX であり、メインロータ径 955 mm、胴体全

Fig. 1 Recovery maneuvers.

Fig. 2 Inputs switching logic of operator training support system.

長 760 mm, 質量 2.50 kg である。機体には, IMU (慣性センサ), GPS, ロータ回転数センサ, 飛行制御用コンピュータ, データ記憶装置などから成る飛行制御装置を搭載し, これが従来の熟練操縦者による補助の代わりとなる。地上には, 被訓練者が操作する RC 送信機と, システムの動作状態をモニタリングする PC がある。被訓練者の操縦入力はラジコン電波を介して飛行制御用コンピュータに入力される。飛行制御用コンピュータではセンサで得た値をもとに機体姿勢が 200 Hz, 位置と速度が 100 Hz で算出され, それらをもとに上述の制御器や切替則が計算される。そして, 訓練状況に応じて, 被訓練者の操縦入力または制御器による制御入力を選択されてヘリ機体を操舵する RC サーボモータおよび動力モータ用アンプへ入力される。被訓練者は, SafeMode に入っているかや復帰制御と位置制御のどちらが行われているかを, 無線データ通信を介して PC のモニタで確認することができる。

Fig. 3 System configuration for operator training support system.

3. 制 御 系 設 計

3.1 復帰制御器の全体構成

図 4 に復帰制御器の全体構成を示す。本制御系は, 応答の早い変数で応答の遅い変数を制御するという考え方に基づく多重ループ構造であり, 複数の制御ブロックで構成される。このような時間スケールの分離に基づいた制御系は, 分離された動特性の干渉を無視する仮定を伴うが, 対象モデルの非線形性が扱いやすくなるほか, 段階的に算出される追従目標値に上下限値を設定できるといった利点がある。以下では各制御ブロックで行う計算を順に述べる。なお, オブザーバは(磯村他, 2015)で設計したものを使用する。

制御系設計には 2 つの座標系を使用する。1 つ目が慣性系とみなした地面固定座標系 (N 座標系) であり, 地上の任意の点を原点にとり, x_N を磁北, y_N を東, z_N を鉛直下方向とする。2 つ目が機体固定座標系 (B 座標系) であり, 機体の重心を原点にとり, x_B を機体前方, y_B を機体右方, z_B を機体下方とする。

Fig. 4 Recovery controller structure.

3.2 クォータニオンの定義および性質

速度・姿勢の制御では、非線形な姿勢変化を扱うためクォータニオンを用いて機体姿勢を表現する．本節ではその準備として、クォータニオンの定義式と主要な関係式を求める (Bacon, 2012)．クォータニオンは4つの成分から構成され、3次元空間の回転を表現する．A座標系に対するB座標系の姿勢を表すクォータニオンは、

$$\mathbf{q}_{AB} = \begin{bmatrix} \cos(\varepsilon_{AB}/2) \\ \mathbf{n}_{AB} \sin(\varepsilon_{AB}/2) \end{bmatrix} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T \quad (1)$$

と定義される．ここで、 $\mathbf{n}_{AB}$ は回転軸を表す単位ベクトル、 ε_{AB} は回転角であり、A座標系を $\mathbf{n}_{AB}$ の右回りに ε_{AB} 回転させるとB座標系に一致する．A座標系に対するC座標系のクォータニオンを $\mathbf{q}_{AC}$ 、B座標系に対するC座標系のクォータニオンを $\mathbf{p}_{BC}$ とすると、クォータニオンの積は記号 $*$ を用いて次のように定義される．

$$\mathbf{q}_{AC} = \mathbf{q}_{AB} * \mathbf{p}_{BC} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 p_0 - q_1 p_1 - q_2 p_2 - q_3 p_3 \\ q_0 p_1 + q_1 p_0 + q_2 p_3 - q_3 p_2 \\ q_0 p_2 - q_1 p_3 + q_2 p_0 + q_3 p_1 \\ q_0 p_3 + q_1 p_2 - q_2 p_1 + q_3 p_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$\mathbf{q}_{AB}$ の逆クォータニオンは、 $\mathbf{q}_{AB}^{-1} = [q_0 \ -q_1 \ -q_2 \ -q_3]^T$ と定義され、次式が成り立つ．

$$\mathbf{q}_{AB} * \mathbf{q}_{AB}^{-1} = \mathbf{q}_{AB}^{-1} * \mathbf{q}_{AB} = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (3)$$

また、 $\mathbf{q}_{AB}$ を次のように用いると、ベクトル $\mathbf{v} \in \mathbb{R}^3$ を表現する座標系がA座標系からB座標系へ変換される．

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{v}_B \end{bmatrix} = \mathbf{q}_{AB}^{-1} * \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{v}_A \end{bmatrix} * \mathbf{q}_{AB} \quad (4)$$

クォータニオンの時間微分と、B座標成分で表された角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega}_{AB}$ との間には、次の関係式が成り立つ．

$$\dot{\mathbf{q}}_{AB} = \frac{1}{2} \mathbf{q}_{AB} * \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_{AB} \end{bmatrix} \quad (5)$$

最後に、クォータニオンと角速度に関する式の表記を簡単化するため、行列 $\mathbf{Q}_{AB1}, \mathbf{Q}_{AB2}$ を導入する．

$$\mathbf{q}_{AB} * \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_{AB} \end{bmatrix} = \mathbf{Q}_{AB1} \boldsymbol{\omega}_{AB}, \quad \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_{AB} \end{bmatrix} * \mathbf{q}_{AB} = \mathbf{Q}_{AB2} \boldsymbol{\omega}_{AB}, \quad \mathbf{Q}_{AB1} = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q}_{AB2} = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & q_0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$\mathbf{Q}_{AB1}$ を用いると、式(5)は行列とベクトルの積で表すことができる．

$$\dot{\mathbf{q}}_{AB} = \frac{1}{2} \mathbf{Q}_{AB1} \boldsymbol{\omega}_{AB} \quad (7)$$

Fig. 5 Point mass model for velocity controller.

3.3 速度制御器

最も外側のループである速度制御器は, (Cutler and How, 2012)(Johnson and Kannan, 2005) と同様に, 機体を質点とみなした並進の運動方程式に基づいて設計する. 機体胴体に働く外力が, メインロータとテールロータによる推力ベクトル T_B と, 重力ベクトル $g_N = [0 \ 0 \ g]^T$ のみと仮定し, 機体質量を m とすると, 並進運動の基礎式は,

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{V}_N \end{bmatrix} = \frac{1}{m} q_{NB} * \begin{bmatrix} 0 \\ T_B \end{bmatrix} * q_{NB}^{-1} + \begin{bmatrix} 0 \\ g_N \end{bmatrix} \quad (8)$$

と表される. 上式を T_B について解き, 重力項の補償を含んだ推力ベクトルコマンド T_B^{des} を得る.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ T_B^{des} \end{bmatrix} = q_{NB}^{-1} * m \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{V}_N^{des} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ g_N \end{bmatrix} \right) * q_{NB} \quad (9)$$

所望の加速度 $\dot{V}_N^{des}$ は速度偏差の比例制御で与える.

$$\dot{V}_N^{des} = K_{pv} (V_N^{des} - V_N) \quad (10)$$

本制御系は機体を停止させることが目的であるため, 目標速度は $V_N^{des} = [0 \ 0 \ 0]^T$ である.

次に, 図 5 に示すように現在の推力ベクトル T_B の向きを T_B^{des} の向きに一致させることを考える. ヘリは機体の姿勢を傾けることで推力ベクトルの向きを変化させる. したがって, 向きを一致させるには, 両ベクトルが成す面に垂直な軸周りに, 両ベクトルが成す角だけ姿勢を回転させればよい. これらはベクトルの外積と内積で計算することができ, 必要な姿勢変化を表す誤差クォータニオン q_e は次のように得られる.

$$q_e = \begin{bmatrix} \cos(\epsilon_e/2) \\ n_e \sin(\epsilon_e/2) \end{bmatrix}, \quad n_e = \frac{T_B \times T_B^{des}}{\|T_B \times T_B^{des}\|}, \quad \epsilon_e = \cos^{-1} \left(\frac{T_B \cdot T_B^{des}}{\|T_B\| \|T_B^{des}\|} \right) \quad (11)$$

T_B にはホバリング状態における推力ベクトル T_B^{tm} を用いる. なお (Markley, 2002) では, 表記上の違いはあるが, 式 (11) の算出法が 2 つのベクトルの向きを一致させる最小の姿勢変化になることが述べられている. 推力制御器に与えるメインロータの推力コマンドは, T_B^{des} の z_B 成分とする.

$$T_{zB}^{des} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} T_B^{des} \quad (12)$$

3.4 姿勢制御器

クォータニオン制御器 (Bacon, 2012) を設計し, 式 (11) で求めた q_e から角速度コマンド ω_B^{des} を算出する. この制御法を用いると, オイラ角で生じる特異点を回避できることに加えて, ロール・ピッチ・ヨーの 3 つの角度を用いるよりも単純に角速度→姿勢の逆ダイナミクスを記述でき, 所望の姿勢変化を達成する角速度をより正確に算出することが可能となる. 以下では, その計算法を述べるが, 詳細は (Bacon, 2012) を参照されたい.

まず, 目標の姿勢を表す座標系を C 座標系と定義すると, 誤差クォータニオンは次のように表せる.

$$q_e = q_{NB}^{-1} * q_{NC} = q_{BC} \quad (13)$$

よって、 $\mathbf{B}$ 座標系を $\mathbf{C}$ 座標系に一致させ、 $\mathbf{q}_e = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ とすることが制御目的となる。誤差クォータニオンの時間微分 $\dot{\mathbf{q}}_e$ の式を求めるために、 $\mathbf{q}_{NB} * \mathbf{q}_e = \mathbf{q}_{NC}$ の両辺を微分すると

$$\dot{\mathbf{q}}_{NB} * \mathbf{q}_e + \mathbf{q}_{NB} * \dot{\mathbf{q}}_e = \dot{\mathbf{q}}_{NC} \quad (14)$$

$\dot{\mathbf{q}}_{NB}, \dot{\mathbf{q}}_{NC}$ に式 (5) を用いると、

$$\frac{1}{2} \mathbf{q}_{NB} * \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_B \end{bmatrix} * \mathbf{q}_e + \mathbf{q}_{NB} * \dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \mathbf{q}_{NC} * \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_C \end{bmatrix} \quad (15)$$

$\mathbf{q}_{NB}^{-1}$ を左から乗じて整理すると $\dot{\mathbf{q}}_e$ の式が得られる。

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} \left(\mathbf{q}_e * \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_C \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_B \end{bmatrix} * \mathbf{q}_e \right) \quad (16)$$

$\boldsymbol{\omega}_C$ は、 $\mathbf{C}$ 座標で表された目標姿勢の角速度である。 $\mathbf{q}_e = [q_{e0} \ q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3}]^T$ とおき、式 (6) を用いて行列とベクトルの積に書き換える。

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \frac{1}{2} (\mathbf{Q}_{e1} \boldsymbol{\omega}_C - \mathbf{Q}_{e2} \boldsymbol{\omega}_B) \quad (17)$$

$\mathbf{Q}_{e2}$ が $\mathbf{Q}_{e2}^T \mathbf{Q}_{e2} = \mathbf{I}_3$ を満たす直交行列であることを用いると、式 (17) を $\boldsymbol{\omega}_B$ について解くことができ、要求される $\dot{\mathbf{q}}_e$ の回転運動を与える角速度コマンド $\boldsymbol{\omega}_B^{\text{des}} = [p_B^{\text{des}} \ q_B^{\text{des}} \ r_B^{\text{des}}]^T$ が得られる。

$$\boldsymbol{\omega}_B^{\text{des}} = -\mathbf{Q}_{e2}^T (2\dot{\mathbf{q}}_e^{\text{des}} - \mathbf{Q}_{e1} \boldsymbol{\omega}_C) \quad (18)$$

ここで、 $\dot{\mathbf{q}}_e^{\text{des}}$ は誤差クォータニオンの追従偏差 $\Delta \mathbf{q}_e = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T - \mathbf{q}_e$ の比例制御で与える。

$$\dot{\mathbf{q}}_e^{\text{des}} = \mathbf{Q}_{e1} \mathbf{Q}_{e1}^T K_{pq} \Delta \mathbf{q}_e \quad (19)$$

式 (18) の計算に使用する $\boldsymbol{\omega}_C$ は、 $\mathbf{q}_{NC} = \mathbf{q}_{NB} * \mathbf{q}_e$ の数値微分から計算する。

$$\boldsymbol{\omega}_C(k) = 2\mathbf{Q}_{NC1}^T(k) \dot{\mathbf{q}}_{NC}(k) \quad (20)$$

以上の計算式により、 $\mathbf{q}_e$ を収束させる角速度コマンドが得られるが、復帰制御への適用に際し (Bacon, 2012) から 3 点変更を加えた。1 点目は r_B^{des} は常に 0 としたことである。これは、復帰時の機体の方位角は意味をもたないため目標値を与えないことと、 $\mathbf{T}_B$ の z_B 成分以外は値が小さく方位角と姿勢変化 $\mathbf{q}_e$ は干渉しないとみなせることが理由である。2 点目は式 (18) で算出する $p_B^{\text{des}}, q_B^{\text{des}}$ に上下限值を与え、追従困難な大きな値となることを避けたことである。3 点目は式 (19) において微分・積分ゲインを除き比例ゲインのみ与えたことである。微分操作は角速度センサのノイズが大きいと、積分操作は、制御開始時の大きな姿勢追従誤差と 2 点目に述べた上下限值により、Windup 現象が生じる事を防ぐため除いた。速度制御器の式 (10) を比例制御としたのも同じ理由である。積分補償が無いと速度と姿勢には定常偏差が生じるが、本稿の場合は閾値 $\phi_B^P, \theta_B^P, v_N^P$ により位置制御器へ切替えられるため、これらの値を適切に与えれば実用上の問題はない。

3.5 角速度制御器

角速度の追従制御には、2 自由度積分型最適サーボ系 (藤崎, 池田, 1991) を使用する。この制御系では、制御対象にモデル化誤差や外乱が存在する場合にのみ積分補償の効果が現れ、存在しない場合は積分補償が働かない構造がとられている。また、安定性を保ちつつ積分補償のハイゲイン化が可能であり、目標値への応答を早めることが容易であるという利点がある。

包括的非線形シミュレータ (藤原, 太田, 2014) のトリム・線形モデル計算モジュールを用いて、ホバリング飛行近傍 MIMO 線形モデルを算出・低次元化し、応答の早い状態変数からなる次の線形モデルを得る。

$$\dot{\mathbf{x}}_a = \mathbf{A} \mathbf{x}_a + \mathbf{B} \mathbf{u}_a \quad (21)$$

$$\mathbf{y}_a = \mathbf{C} \mathbf{x}_a \quad (22)$$

Fig. 6 2-degrees-of-freedom servosystem for angular velocity control.

ここで, $\mathbf{x}_a = [\Delta A_{0\text{FMR}} \ \Delta A_{1\text{FMR}} \ \Delta B_{1\text{FMR}} \ \Delta A_{0\text{LMR}} \ \Delta A_{1\text{LMR}} \ \Delta B_{1\text{LMR}} \ \Delta A_{1\text{FMRs}} \ \Delta B_{1\text{FMRs}} \ \Delta p_B \ \Delta q_B \ \Delta r_B \ \Delta \delta_1 \ \Delta \delta_2 \ \Delta \delta_3 \ \Delta \delta_{\text{DIR}}]^T$, $\mathbf{u}_a = [\Delta u_{\text{LAT}} \ \Delta u_{\text{LON}} \ \Delta u_{\text{DIR}}]^T$, $\mathbf{y}_a = [\Delta p_B \ \Delta q_B \ \Delta r_B]^T$ である. $A_{0\text{FMR}}, A_{1\text{FMR}}, B_{1\text{FMR}}$ はメインブレードフラッピング角の定常・縦・横成分 [rad], $A_{0\text{LMR}}, A_{1\text{LMR}}, B_{1\text{LMR}}$ はメインブレードドラッグ角の定常・縦・横成分 [rad], $A_{1\text{FMRs}}, B_{1\text{FMRs}}$ はスタビライザフラッピング角の縦・横成分 [rad] である. $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_{\text{DIR}}$ はアクチュエータサーボの舵角 [rad] であり, 制御入力 $u_{\text{COL}}, u_{\text{LAT}}, u_{\text{LON}}, u_{\text{DIR}}$ との関係式は, 定数からなる分配則を含めた一次遅れ系で模擬されている. 具体的な関係式は(磯村他, 2015)を参照されたい.

式 (21),(22) の線形モデルに 2 自由度積分型最適サーボ系を図 6 のように構成する. $\mathbf{x}_{a0}$ は $\mathbf{x}_a$ の初期値である. $\mathbf{F}_0$ は最適レギュレータ理論から求めたものを用いる. 重み行列を $\mathbf{Q}, \mathbf{R}$ とおくと, 評価関数

$$J = \int_0^\infty (\mathbf{y}_a^T \mathbf{Q} \mathbf{y}_a + \mathbf{u}_a^T \mathbf{R} \mathbf{u}_a) dt \quad (23)$$

を最小化するフィードバックゲインは Riccati 方程式の半正定解 $\mathbf{P}$ を用いて算出される.

$$\mathbf{F}_0 = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P}, \quad \mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{C}^T \mathbf{Q} \mathbf{C} = \mathbf{0} \quad (24)$$

得られた $\mathbf{F}_0$ から $\mathbf{F}_1, \mathbf{H}_0, \mathbf{G}$ を次のように計算する.

$$\mathbf{F}_1 = -\mathbf{C}(\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{F}_0)^{-1}, \quad \mathbf{H}_0 = [-\mathbf{C}(\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{F}_0)^{-1} \mathbf{B}]^{-1}, \quad \mathbf{G} = \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{F}_1 \mathbf{B})^T \mathbf{W} \quad (25)$$

ここで, $\mathbf{W}$ は可調整ゲインであり, 任意の正定な行列である. 以上より, 制御入力 は次式となる.

$$\mathbf{u}_a = \mathbf{H}_0 \mathbf{y}_a^{\text{des}} - \mathbf{F}_0 \mathbf{x}_a + \mathbf{G} \left\{ -\mathbf{F}_1 (\mathbf{x}_a - \mathbf{x}_{a0}) + \int_0^t (\mathbf{y}_a^{\text{des}} - \mathbf{y}_a) dt \right\} \quad (26)$$

なお $\mathbf{x}_a$ に含まれる状態量のうち, 直接観測できない角速度以外の変数はオブザーバの推定値 $\hat{\mathbf{x}}_a$ を使用する.

次に, 得られた角速度制御系に関して応答特性と安定余裕を解析する. 設計パラメータは, 次章以降の性能検証で良い結果が得られた式 (29) の値とする. よって, 以下に示される応答特性と安定余裕が得られれば, 復帰動作に必要なとされる角速度追従が実現できると考えてよい. 図 7 に, ω_B^{des} への単位ステップ入力 $[1 \ 0 \ 0]^T, [0 \ 1 \ 0]^T, [0 \ 0 \ 1]^T$ に対する応答を示す. p_B, q_B の立上り時間は 0.071 s, 0.078 s, オーバシュートはそれぞれ 9.9 %, 19.7 % であり, フィードフォワードゲイン $\mathbf{H}_0$ の効果により良好な過渡応答特性が得られていることが分かる. 一方 r_B はオーバシュートはなく立上り時間 0.41 s と比較的応答が遅いが, これは復帰動作において機体の方位角はさして重要でないことと, 過大なゲインによるハンチングを避けることを考慮して重み行列のチューニングを行ったからである.

続いて, 図 6 において $\mathbf{H}_0$ と定値入力 $\mathbf{F}_1 \mathbf{x}_{a0}$ を取り除いた閉ループ系の安定余裕を確かめる. 対象とする系は MIMO であるため, 閉ループ系の一箇所をループを開き, そこを入出力とした開ループ系を解析する. これは, ゲイン・位相の不確定要素が開いた箇所集中するとみなす解析手法であり, 航空機の安定余裕を調べる際によく用いられる. センサ出力, オブザーバの推定, 制御入力の遅れをそれぞれ考慮して, $\mathbf{x}_a$ の $A_{0\text{FMR}} \sim B_{1\text{FMRs}}$ に 0.03 s, $\mathbf{x}_a$ のそれ以外の成分と制御入力 $\mathbf{u}_a$ に 0.01 s のむだ時間を線形モデルの入出力端に付加する. 制御入力と制御出力でループを開いた場合のゲイン余裕 GM, 位相余裕 PM を表 1 に示す. ω_{gc} はゲイン交差角周波数, ω_{pc} は位相交差角周波数である. いずれの変数に関してもゲイン余裕 6 dB, 位相余裕 45° 以上であり, こちらも特に縦・横に関して大きな安定余裕が確保されていることが分かる. 以上の過渡応答特性・安定余裕を設計時の指標として角速度追従器を設計すれば, 良好な結果が見込まれると判断してよい.

Fig. 7 Step response of angular velocities. Feedforward inputs allow for quick tracking performance, especially for lateral and longitudinal axis.

Table 1 Stability margins of the angular velocity control system with time delay.

Breaking point	GM [dB]	ω_{pc} [rad/s]	PM [°]	ω_{gc} [rad/s]	Breaking point	GM [dB]	ω_{pc} [rad/s]	PM [°]	ω_{gc} [rad/s]
u_{LAT}	14.5	53.4	87.3	8.68	p_B	12.2	27.2	74.1	5.20
u_{LON}	20.8	57.4	90.4	4.41	q_B	18.1	19.2	77.2	3.16
u_{DIR}	13.6	76.1	59.4	16.5	r_B	12.4	41.0	52.0	11.6

3.6 推力制御器・回転数制御器

メインロータの推力 T_{ZB} と回転速度 Ω の制御では、角速度制御器に使用したものと同一線形モデルにおけるトリム値からの差分で表し、それぞれ比例制御、比例積分制御によって制御入力を計算する。

$$\Delta u_{COL} = K_{pT}(T_{ZB}^{des} - T_{ZB}) \quad (27)$$

$$\Delta u_{THR} = K_{p\Omega}(\Omega^{des} - \Omega) + K_{i\Omega} \int_0^t (\Omega^{des} - \Omega) dt \quad (28)$$

推力ベクトル T_{ZB} は、ホバリング飛行状態において機体重量を支える T_{ZB}^{lim} からの変化は小さいと仮定し、 $T_{ZB} = T_{ZB}^{lim}$ として計算する。 Ω の目標値は線形モデルのトリム値とし $\Omega^{des} = \Omega^{trim}$ と与える。

4. シミュレーション検証

包括的非線形シミュレータ (藤原, 太田, 2014) を用いて、設計した制御器と操縦訓練支援システムを検証する。制御器のサンプリング周期は飛行実験と同様に 100 Hz とする。式 (21) の線形モデルは、 $\Omega = 200$ rad/s, 海拔高度 100 m のホバリング飛行状態近傍で線形化されたものを使用する。設計パラメータの値を次に示す。

$$\begin{aligned} K_{pV} &= 1.5, & K_{pq} &= 2.0, & Q &= \text{diag}\{1000, 1000, 3000\}, & R &= \text{diag}\{1, 1, 1\} \\ W &= \text{diag}\{30000, 30000, 35000\}, & K_{pT} &= 2.0, & K_{p\Omega} &= 3.5, & K_{i\Omega} &= 8.0 \end{aligned} \quad (29)$$

p_B^{des}, q_B^{des} の上下限値は ± 1.0 rad/s とする。位置制御器における速度目標値は、位置偏差の比例制御

$$V_N^{des} = K_{pP}(P_N^{des} - P_N), \quad K_{pP} = 0.5 \quad (30)$$

とし、各成分には ± 1.0 m/s の上下限値を与える。復帰制御から位置制御への切替条件に関しては、 $\phi_B^P = 15^\circ, \theta_B^P = 15^\circ, V_N^P = 1.5$ m/s とする。

本章では、図 1 に示した 2 種の復帰動作のうち、釣り合い飛行からの逸脱がより大きいロール復帰を対象に、シミュレーション検証の結果を示す。ホバリング飛行を初期状態として、被訓練者の操縦ミスで u_{LAT} のステップ入力に模擬する。図 2 における SafeMode への切替条件はロール角のみ $\phi_B^S = 60^\circ$ を設定し、位置制御器における目標位置と目標方位角は、それぞれシミュレーション開始時の値とする。なお、次章に示す飛行実験結果との比較のため、シミュレータの機能を用いて 3 m/s の北北西の定常風を与えた上で、SafeMode 開始時の方位角とトラック角がそれぞれ実験と同じになるよう、初期方位角と模擬手動入力の u_{LON}, u_{DIR} を調整している。

図 8 にシミュレーション結果を示す。図 8(a) におけるオイラ角の目標値は q_{NC} を変換した値であり、図 8(e) の $n_B = [n_{XB} \ n_{YB} \ n_{ZB}]^T$ は機体の加速度である。図 8(a)~(f) に引かれた 2 本の縦線は SafeMode 開始時刻と位置制御

器への切替時刻を表す．すなわち，1.5 s までは模擬された手動操縦入力，1.5~4.0 s は復帰制御器による制御入力，4.0 s 以降は位置制御器による制御入力を与えられている．図より， $\phi_B = \phi_B^S$ となった時刻で復帰制御が開始され，速度はオーバシュートすることなく減少していることが分かる．復帰時には角速度が目標値に素早く追従し，約 1.5 秒間で q_e が収束している．図 8(g) は時刻 0~15 s の機体の軌跡である．位置制御器により，復帰後にもとの位置へ到達していることが確認できる．

このシミュレーション結果から，提案する制御系と操縦訓練支援システムにより，ロール角 60° のような大きな姿勢角からホバリング状態へ安定化可能であることが示された．特に角速度制御器について，線形モデルを用いて解析した追従性能が非線形モデルに対しても十分に満たされることが確かめられた．なお，本章ではロール復帰の検証結果のみ示したが，クイックストップに関しても同様に良好な結果が得られている．

5. 実験検証

5.1 制御性能の検証結果・考察

図 3 に示した構成により，設計した制御器・切替則を実装して飛行実験を行った．設計パラメータと閾値 $\phi_B^P, \theta_B^P, V_N^P$ はシミュレーションと同じ値を使用するが，制御入力にはシミュレーションでの変動幅を考慮して $-194 \mu s < u_{COL} < -104 \mu s$ ， $-150 \mu s < u_{LAT}, u_{LON} < 150 \mu s$ ， $-210 \mu s < u_{DIR} < 90 \mu s$ ， $-21 \mu s < u_{THR} < 181 \mu s$ の上下限値を与える．位置制御器の目標位置は，シミュレーションと異なり SafeMode 開始位置に設定する．

本節では先に，ロール復帰の実験によって提案制御器の性能が十分であることを検証する．手動操縦で横の入力 u_{LAT} を与え，ロール角が大きくなった時点で手動で SafeMode に切替える．地上では風速 3 m/s の北北西の風が吹いており，機体の右方から風を受けるような機体の向きで実験を行っている．

図 9 に実験データを，図 10 に復帰動作の様子を示す．復帰制御に切替えられる時刻 780.5 s においてロール角 60° ，速度 5 m/s，方位角 -114° ，トラック角 -13° であり，図 8 のシミュレーションとほぼ同じ初期状態から復帰が開始されている．復帰動作時には姿勢がシミュレーションと同様の軌道で目標値に追従し，特に垂直荷重が重力の約 2 倍となる時刻 781.3 s 付近で速度の減少率が大きく，約 2.2 秒間で位置制御へ切替えられている．メインロータ回転速度は，SafeMode 開始時の約 230 rad/s と目標値 200 rad/s の差が大きかったため u_{THR} が短時間飽和したが，位置制御への切替時点では目標値近くの 197 rad/s へ変化している．なお，位置制御の途中である時刻 789.0 s に手動操縦へ切替えたため，図 9(g) にはその時刻までの軌跡を示している．これらの飛行実験結果から，シミュレーションで得られた制御性能が実制御対象に対しても得られていることが確かめられた．通常行われる操縦訓練では姿勢角が 60° に達するような状況は頻繁には起こらないと考えられるが，本制御系はそのような危険な状態からでも復帰可能であり，操縦訓練支援システムにおける安全確保の役割を十分に満足するといえる．

以下，復帰制御の結果に関して考察を加える．復帰を行っている間ピッチ角 θ_B の変動は小さいが，時刻 781.0 s には q_B^{des} が 1.0 rad/s 近い値であり，縦の入力 u_{LON} が u_{LAT} と比較しても大きい．この結果には，姿勢・角速度制御が縦・横の干渉を考慮した制御であることがよく現れている．これについては，熟練操縦者が行ったロール復帰の操縦入力データを見ても同じ傾向があり，熟練操縦者自身も u_{LAT} と同時に u_{LON} を少し入れることを経験的に意識していると述べていた．よって，こうした巧みな操縦技能が本制御器により実現されていることが分かる．一方， u_{LAT}, u_{LON} の最大値は $\pm 91 \mu s$ であり，アクチュエータ最大可動範囲の約 40 % しか使用されていない．これは p_B^{des}, q_B^{des} の段階で上下限値を与えたことで，制御入力が抑制されたからであり，設計時に意図した通りの結果である．しかし，より厳しい状況下からの復帰には大きな制御入力を用いたほうが良いと推測されるため，行う飛行訓練のアグレッシブさに応じてこの上下限値を調整するのが良いと考えられる．その他，復帰動作時に方位角が約 45° 変化した，これはシミュレーションでも共通しており，重み行列のチューニングで対処可能と見込まれる．

5.2 操縦訓練の模擬飛行実験

SafeMode への切替え方を閾値による自動切替にし，図 2 の訓練の流れに則った操縦訓練支援システム全体の模擬実験を行った．実験時の操縦は，ラジコンヘリ開発品の評価を仕事として行っている熟練操縦者に依頼した．本実験は，2.1 節で述べたような状況に陥った場合に，適切に安全が確保されるかを検証するため，SafeMode への切替条件は $\phi_B^S = 30^\circ, V_N^S = 5 \text{ m/s}$ と設定し，操縦者にはこの条件に達するような操縦を依頼した．実験時の風速・

(a) Euler angles and angular velocities.

(b) Quaternion error.

(c) Velocity norm.

(d) Main rotor speed.

(e) Acceleration.

(f) Control inputs.

(g) Trajectory.

Fig. 8 Simulation results of roll-recovery for operator training support system. Vertical dashed lines at 1.5 s and 4.0 s show the start time of recovery control and position control respectively. The helicopter is stabilized after switching to SafeMode.

(a) Euler angles and angular velocities.

(b) Quaternion error.

(c) Velocity norm.

(d) Main rotor speed.

(e) Acceleration.

(f) Control inputs.

(g) Trajectory.

Fig. 9 Experimental results of roll-recovery from $\phi_B = 60^\circ$ and $\|V_N\| = 5.0$ m/s. Vertical dashed lines at 780.5 s and 782.7 s show the start time of recovery control and position control respectively. Translational velocity and attitude are stabilized just like simulation results.

Fig. 10 Series of snapshots throughout a recovery maneuver.

風向は前節と同様である。

図 11 は実験データの一部である。各図の 2 本の縦線は、前節のものと同様に 2 回の切替時刻を表す。図 11 (A) では前節と同様に、右に横風を受けながら右に姿勢を傾ける入力を与え、図 11 (B) では向かい風になる向きで、前進飛行を維持しつつ徐々に速度を増加させた。それぞれ、設定された $\phi_B = 30^\circ$, $\|\mathbf{V}_N\| = 5 \text{ m/s}$ において SafeMode へ自動で切替わり、どちらも 2 秒以内に 1.5 m/s 以下まで速度が減少していることが確かめられる。位置制御切替後は、ホバリング飛行状態近傍を維持したまま SafeMode 切替時の位置へ円滑に誘導され、同時に方位角も切替時の値に収束していることが確認できる。どちらの実験でも、13 秒以内には目標位置で完全なホバリング状態に安定化され、訓練を再開できる状態に達している。なお、図示した以外にも同様の実験を合計 20 回以上行ったが、全ての場合でホバリング制御に到達することに成功した。

この結果から、本システムの構成方法が、操縦ミス等による危険な飛行状態からの確に安全を確保し、絶え間の無い効率的な訓練を可能とすることが確かめられた。実験の協力を依頼した熟練操縦者からは、自身が同じような状況で復帰動作を行うときの飛行軌道とよく似ており、安心して補助を任せられるといったコメントが得られている。

6. 結 言

本稿では、実環境で安全に無人ヘリコプタの操縦訓練を行うことができる操縦訓練支援システムを開発した。本システムを用いれば、飛行訓練中に操縦ミスや風により姿勢や速度が増大した場合でも、安定化されたホバリング状態へ戻ることができる。また、予め決めた閾値により自動で制御入力へ切替わるため、被訓練者の的確なスイッチ操作を必要とせず、操縦が未熟な人でも安全な訓練が可能である。

小型シングルロータヘリを対象に、姿勢の非線形性を考慮しクォータニオンを用いた速度・姿勢制御器と、2 自由度積分型最適サーボ系による角速度制御器を組み合わせ、復帰動作に特化した制御系を設計した。トリム飛行から逸脱した状態に陥っても、速度を減少させる目標姿勢へ最短軌道で追従するため、迅速な復帰動作が可能となる。非線形シミュレーションと飛行実験による性能検証では、ロール角 60° の極めて危険な状態から制御を開始した場合でも、ホバリング飛行近傍へ安定化することに成功し、本制御系の有効性が実証された。

本制御系を組み入れた操縦訓練支援システムの模擬実験を行い、実環境にて実用性を評価した。安定化制御へ切替える閾値をロール角 30° 、速度 5 m/s に設定し、この条件に達する操縦を熟練操縦者に依頼し、試験した。結果、20 回以上の全ての場合で、閾値で正常に制御入力へ切替わり、安定化されたホバリング状態に到達することに成功した。一連の復帰動作は円滑に行われ、十数秒で訓練を再開できる状態に達した。実験を依頼した熟練操縦者からは、安心して補助を任せられるシステムが実現されているとの評価が得られた。これらの結果から、提案するシ

Fig. 11 Flight tests for operator training support system. Manual inputs are automatically switched to control inputs according to threshold values. After that, the helicopter is stabilized and guided to switched position keeping near-hover state.

システムが操縦訓練中の安全確保に有用であることが示された。本稿では2通りの復帰動作を示したが、ピッチ角を変化させた場合や後ろ向きに進む飛行のほか、位置に閾値を与えた場合等においても同様の結果が期待される。

本制御システムを使用することで、フライトシミュレータではなく実際の機体を用いながら、熟練操縦者の支援を必要としない操縦訓練が可能となる。また、機体喪失や人身事故を大幅に減少させるものと期待でき、今後需要が増えると予想される無人ヘリコプタ操縦者の効率的な育成に貢献するものと見込まれる。

文 献

- Abbeel, P., Coates, A., Quigley, M. and Ng, A. Y., An application of reinforcement learning to aerobatic helicopter flight, *Advances in Neural Information Processing Systems 19 : Proceedings of the 2006 Conference* (2007), pp.1–8.
- Alvarenga, J., Vitzilaios, N. I., Valavanis, K. P. and Rutherford, M. J., Survey of unmanned helicopter model-based navigation and control techniques, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol.80, No.1 (2015), pp.87–138.
- Bacon, B. J., Quaternion-based control architecture for determining controllability/maneuverability limits, *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (2012), Paper No. 2012-5028.
- bavarianDEMON, 3SX Instructions, available from <http://www.bavariandemon.com/>, (参照日 2015 年 12 月 15 日).
- Cutler, M. and How, J. P., Actuator constrained trajectory generation and control for variable-pitch quadrotors, *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (2012), Paper No. 2012-4777.
- 消費・安全局, 平成 26 年度以降に向けた無人ヘリコプターの安全対策の徹底及び平成 25 年度の事故情報の報告状況について, available from http://www.maff.go.jp/j/syouan/syokubo/boujyo/120507_heri_mujin.html, 農林水産省, (2014)(参照日 2015 年 12 月 15 日).
- Fottrell, Q., 若者の夢は無人機操縦士? 米大学がこぞってコース開設, available from <http://jp.wsj.com/>, The Wall Street Journal, (2014)(参照日 2015 年 12 月 15 日).

- 藤崎泰正, 池田雅夫, 2 自由度積分型最適サーボ系の構成, 計測自動制御学会論文集, Vol.27, No.8 (1991), pp.907–914.
- 藤原大悟, 太田雅人, スタビライザ付き小型電動ヘリのブレード翼素解析に基づくモデリングと検証実験, 日本機械学会論文集, Vol.80, No.817 (2014), DOI: 10.1299/transjsme.2014tl0279.
- Gavrilets, V., Martinos, I., Mettler, B. and Feron, E., Control logic for automated aerobatic flight of a miniature helicopter, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (2002), Paper No. 2002-4834.
- 磯村直道, 塩川貴之, 謝思陽, 藤原大悟, シングルロータヘリの最適状態フィードバックによる 5 軸集中ホバリング制御, 第 14 回「運動と振動の制御」シンポジウム講演論文集 (2015), pp.455–460.
- Johnson, E. N. and Kannan, S. K., Adaptive trajectory control for autonomous helicopters, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.28, No.3 (2005), pp.524–538.
- Markley, F. L., Fast quaternion attitude estimation from two vector measurements, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.25, No.2 (2002), pp.411–414.
- 三輪昌史, 木下健太郎, 中松将太, 南潔, 松浦良彦, リモートコントロールサポートシステムによる無人ヘリ操縦支援方法の評価, 第 53 回自動制御連合講演会講演論文集 (2010), pp.1034–1036.
- Walkera, WALKERA G400 instruction manual, available from (<http://www.walkeraonline.com/>), (参照日 2015 年 12 月 15 日).

References

- Abbeel, P., Coates, A., Quigley, M. and Ng, A. Y., An application of reinforcement learning to aerobatic helicopter flight, Advances in Neural Information Processing Systems 19 : Proceedings of the 2006 Conference (2007), pp.1–8.
- Alvarenga, J., Vitzilaios, N. I., Valavanis, K. P. and Rutherford, M. J., Survey of unmanned helicopter model-based navigation and control techniques, Journal of Intelligent & Robotic Systems, Vol.80, No.1 (2015), pp.87–138.
- Bacon, B. J., Quaternion-based control architecture for determining controllability/maneuverability limits, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (2012), Paper No. 2012-5028.
- bavarianDEMON, 3SX Instructions, available from (<http://www.bavariandemon.com/>), (accessed on 15 December, 2015).
- Cutler, M. and How, J. P., Actuator constrained trajectory generation and control for variable-pitch quadrotors, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (2012), Paper No. 2012-4777.
- Food Safety and Consumer Affairs Bureau, Thoroughness of safety measures of the unmanned helicopter for after 2014 and the situation report of the accident information in 2013, available from (http://www.maff.go.jp/j/syouan/syokubo/boujyo/120507/heri_mujin.html), Ministry of Agriculture, Forestry and Fisheries, Japan, (2014)(accessed on 15 December, 2015)(in Japanese).
- Fottrell, Q., Get a degree in drones: earn \$100,000 a year, available from (<http://www.marketwatch.com/>), MarketWatch, (2014)(accessed on 15 December, 2015)(in Japanese).
- Fujisaki, Y. and Ikeda, M., Synthesis of two-degree-of-freedom optimal servosystems, Transactions of the Society of Instrument and Control Engineers, Vol.27, No.8 (1991), pp.907–914 (in Japanese).
- Fujiwara, D. and Ota, M., Analytical modeling and verification experiments of small electric helicopters with stabilizers based on the blade-element approach, Transactions of the JSME (in Japanese), Vol.80, No.817 (2014), DOI: 10.1299/transjsme.2014tl0279.
- Gavrilets, V., Martinos, I., Mettler, B. and Feron, E., Control logic for automated aerobatic flight of a miniature helicopter, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (2002), Paper No. 2002-4834.
- Isomura, N., Shiokawa, T., Xie, S. and Fujiwara, D., 5-axis centralized hover control of single-rotor helicopters with optimal state feedback, Proceedings of the 14th Conference on Motion and Vibration Control (2015), pp.455–460 (in Japanese).
- Johnson, E. N. and Kannan, S. K., Adaptive trajectory control for autonomous helicopters, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.28, No.3 (2005), pp.524–538.
- Markley, F. L., Fast quaternion attitude estimation from two vector measurements, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.25, No.2 (2002), pp.411–414.
- Miwa, M., Kinoshita, K., Nakamatsu, S., Misami, K. and Matsuura, Y., Evaluation of remote control support system for unmanned helicopter, Proceedings of the 53rd Japan Joint Automatic Control Conference (2010), pp.1034–1036 (in Japanese).
- Walkera, WALKERA G400 instruction manual, available from (<http://www.walkeraonline.com/>), (accessed on 15 December, 2015).