

# フォーメーションフライトを考慮した複数自律ヘリコプタの協調飛行制御 Cooperative Flight Control for Formation Flight of Multiple Autonomous Helicopters

80815832 小石隆文 (Takafumi Koishi) Supervisor: 村上俊之 (Toshiyuki Murakami)

## 1 序論

ヘリコプタは垂直離着陸・ホバリング・全方向旋回が可能であるなど多くの優れた移動性能を有しており、近年では災害救援・救命救急・物資の輸送・観測など様々な場面で活躍してきている。しかしながら、ヘリコプタ1機では可能な作業にも限度がある。そこで本研究では、ヘリコプタの作業適用範囲をさらに拡大することを目的として、汎用性のある複数自律ヘリコプタの協調飛行制御法を提案する。協調制御によってフォーメーションフライトを一般に実現させることにより、一つの重い荷物の複数機による協調搬送、ヘリコプタ同士による空中給油などが実現可能になるため、より幅広い場面での活躍が期待される。本論文では、様々な外乱に対しロバストな協調飛行を実現するため、協調コントローラ及び制御入力ジェネレータを提案し、実験によりその有効性を確認する。

## 2 モデリング

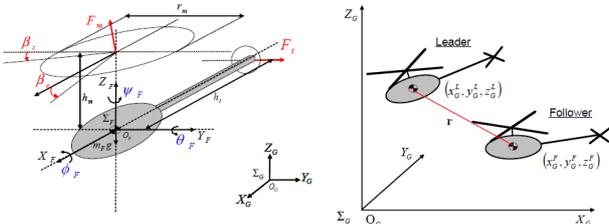


図1: ヘリコプタのモデル 図2: フォーメーションのモデル

図1, 2に示すようにヘリコプタ及びそのフォーメーションをモデル化する。ヘリコプタは、メインロータ推進力  $F_m$ 、テールロータ推進力  $F_t$ 、メインロータ面の前後の傾き  $\beta_c$ 、左右の傾き  $\beta_s$  の4つを制御入力として用いることで、位置  $(x, y, z)$  及び姿勢  $(\phi, \theta, \psi)$  の6自由度の制御を行う。本研究では、複数機による協調飛行の第一段階として、大きさの異なる2機によるLeader-Following型のフォーメーション飛行を行う。まず、 $r_u = [x_G^L \ r]^T = [x_G^L \ y_G^L \ z_G^L \ x_G^F \ y_G^F \ z_G^F - z_G^L]^T$  で表された相対距離ベクトルに対し、式(1)のように協調やコピアン  $J_c$  を定義すれば、運動学は式(2)で表せる。このとき逆運動学は重みつき擬逆行列  $J_c^+$  を用いて式(3), (4)で表せる。 $\eta$  は零空間入力、 $W_c$  は重み行列である。ただし  $p_c = [x_G^L \ \Phi_L \ x_G^F \ \Phi_F]^T$  である。

$$\dot{r}_u = J_c \dot{p}_c \quad (1)$$

$$\ddot{r}_u = J_c \ddot{p}_c + \dot{J}_c \dot{p}_c \quad (2)$$

$$\ddot{p}_c = J_c^+ \ddot{r} + (I - J_c^+ J_c) \eta \quad (3)$$

$$J_c^+ = W_c^{-1} J_c^T (J_c W_c^{-1} J_c^T)^{-1} \quad (4)$$

## 3 制御系設計

### 3.1 協調コントローラ

提案する協調コントローラ(図3)は、上記モデルに基づいて設計される。この制御器のメインタスクとして、作業空間においてヘリコプタ間相対距離とLeader機位置を制御する。さらに、このシステムが冗長システムであることを活かし、零空

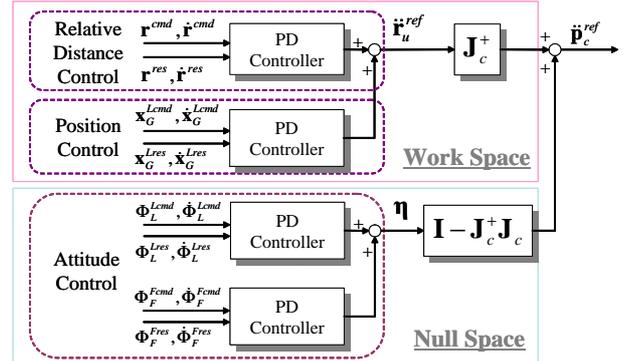


図3: 協調コントローラ

間制御によるヘリコプタ姿勢の安定性向上をサブタスクとして考慮する。各々の空間における加速度参照値は、PDコントローラにより以下のように決定される。

$$\begin{aligned} \ddot{r}_u^{ref} &= \begin{bmatrix} \ddot{p}_G^{ref} \\ \ddot{r}^{ref} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} K_{pw}^L (\alpha_G^{Lcmd} - \alpha_G^{Lres}) + K_{vw}^L (\dot{\alpha}_G^{Lcmd} - \dot{\alpha}_G^{Lres}) \\ K_{pr} (\mathbf{r}^{cmd} - \mathbf{r}^{res}) + K_{vr} (\dot{\mathbf{r}}^{cmd} - \dot{\mathbf{r}}^{res}) \end{bmatrix} \quad (5) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \eta &= \begin{bmatrix} \ddot{\Phi}_L^{ref} \\ \ddot{\Phi}_F^{ref} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} K_{p\Phi}^L (\Phi_L^{Lcmd} - \Phi_L^{Lres}) + K_{v\Phi}^L (\dot{\Phi}_L^{Lcmd} - \dot{\Phi}_L^{Lres}) \\ K_{p\Phi}^F (\Phi_F^{Fcmd} - \Phi_F^{Fres}) + K_{v\Phi}^F (\dot{\Phi}_F^{Fcmd} - \dot{\Phi}_F^{Fres}) \end{bmatrix} \quad (6) \end{aligned}$$

### 3.2 制御入力ジェネレータ

ここでは、劣駆動システムであるヘリコプタに対し、制御入力ジェネレータ(図4)による飛行制御法を提案する。 $\beta_c$  と  $\beta_s$  の設計については、非ホロノミック拘束を考慮し位置制御器と姿勢制御器を縦列に配置したカスケードコントローラ(図5)によって行われる。ヘリコプタの姿勢制御を内側ループとすることで、外側ループの位置制御よりもサンプリングタイムの短い早い制御を実現でき、安定性も向上する。また、作業空間における風やヘリコプタ同士のインタラクションによる外乱の影響を補償するため、作業空間オブザーバ(WOB)を設計することでシステムのロバスト性を高める。

本研究に用いるヘリコプタの実験システムは無線通信による時間遅延が存在する。制御システム内に存在する時間遅延は、フィードバック制御系においてシステムのパフォーマンスに大きな影響を及ぼし不安定にする要因となるため、通信外乱オブザーバと外乱推定オブザーバによるヘリコプタ時間遅延補償器(HTDC)を設計し、時間遅延の影響を補償する。

以上のように設計した制御系全体の概要を図6に示す。

## 4 零空間ゲインチューニング

零空間による姿勢制御における安定性について、一般に理論的解析を行うことは非常に難しい問題であるため、シミュレ

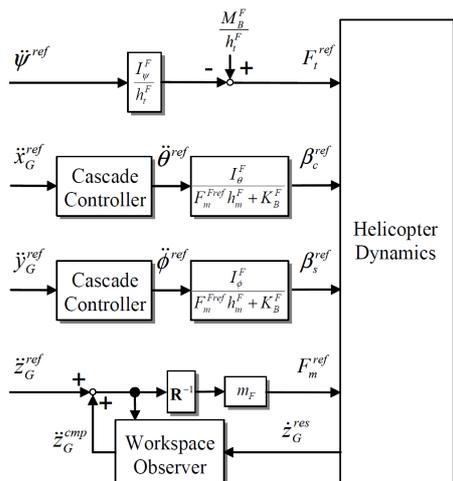


図 4: 制御入力ジェネレータ

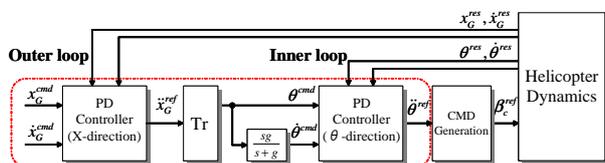


図 5: カスケードコントローラ

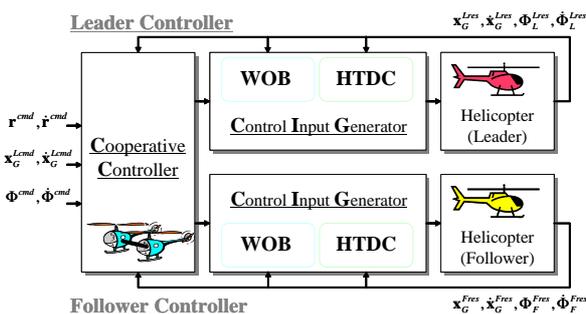


図 6: 全体の制御系

シミュレーションにより数値的に解析を行う。特に、本研究で用いるシステムは非ホリノミック拘束を有する劣駆動システムであり、位置と姿勢による連成項が存在するため、零空間における姿勢安定化が有効に機能する範囲を検証する必要があると考えられる。そのため、2次系で表される姿勢角まわりにおいて、異なる零空間ゲインを用いた場合を複数シミュレーションし、比較・検討を行う。また、ヘリコプタ姿勢の安定性を明確にするため、ピッチ角の標準偏差に基づいた指標  $S$  を導入する。この値が小さいほど、ピッチ角のばらつきが小さく安定であることを示す。

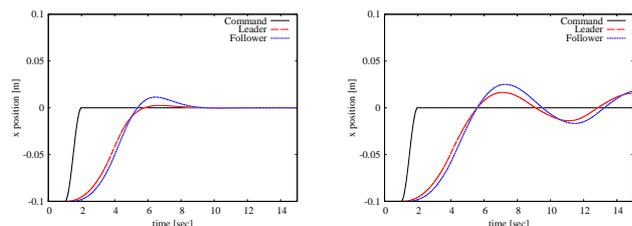
まず、零空間において  $\zeta = 1.0$  で一定とし、 $\omega_n$  を  $0.0 \sim 10.0$  の範囲で変化させた場合のヘリコプタの応答をシミュレーションした (図 7)。 $\omega_n = 8.0$  まで大きくすると作業空間の収束性が極端に悪化しているため、零空間ゲインを決定する際は、 $\omega_n < 8.0$  となるよう設計する。

続いて、 $\omega_n = 5.0$  とし、 $\zeta$  を  $0.0 \sim 2.0$  の範囲で変化させた場合の応答をシミュレーションし、各々における指標  $S$  の値を表 1 にまとめた。 $\zeta = 1.5$  まで大きくすると作業空間の収束性が極端に悪化したため零空間ゲインを決定する際は、 $\zeta < 1.5$  となるよう設計する。また、 $0.3 < \zeta < 0.6$  の範囲ではその他に比べて比較的安定であることが示された。

以上より、零空間ゲインは  $\omega_n < 8.0$  かつ  $0.3 < \zeta < 0.6$  の範囲で設計することが望ましい。そこで本論文では  $\omega_n = 5.0$ 、 $\zeta = 0.4$  を用いることとする。

表 1: ピッチ角の安定性指標

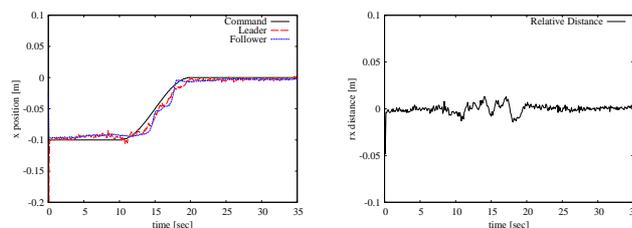
減衰比 ( $\zeta$ )	零空間ゲイン ( $K_{p\theta}, K_{v\theta}$ )	指標 ( $S$ )
$\zeta = 0.0$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 0.0$	368.798
$\zeta = 0.3$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 3.0$	69.4333
$\zeta = 0.4$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 4.0$	41.4360
$\zeta = 0.5$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 5.0$	47.8969
$\zeta = 0.6$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 6.0$	90.9698
$\zeta = 0.75$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 7.5$	218.037
$\zeta = 1.0$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 10.0$	597.101
$\zeta = 1.2$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 12.0$	1053.73
$\zeta = 1.5$	$K_{p\theta} = 25.0, K_{v\theta} = 15.0$	1415079



(a) 位置応答 ( $\omega_n = 5.0$ )

(b) 位置応答 ( $\omega_n = 8.0$ )

図 7: シミュレーション結果



(a) 位置応答

(b) 相対距離応答

図 8: 実験結果

## 5 実験

提案手法の有効性を確認するため、2機の異なる RC ヘリコプタを用いて実験を行った。今回用いる実験機は、安全性と定量的評価を行うことを考慮し、 $Y$  および  $\phi$  方向にレールによる物理的拘束を設けている。目標軌道を Leader 機に与え、かつ相対距離を一定とする指令を与えた場合の結果を図 8 に示す。

Leader 機は目標軌道に沿って飛行し、Follower 機もそれを追従できている。その時の相対距離の誤差は  $\pm 1\text{cm}$  以内であり、レール摩擦などの外乱が存在する環境下において、精度の良いフォーメーションフライトが実現されている。

## 6 結論

本研究では、フォーメーションフライトを考慮した複数自律ヘリコプタの協調飛行制御手法を提案した。提案した制御系は、運動学をベースとして構築するため汎用性の高いシステムであると言える、容易に拡張することが可能である。これまでヘリコプタ 1 機では不可能だったタスクに対して、複数機を用いて簡単に実現させる礎を示した。実験により、提案する協調コントローラおよび制御入力ジェネレータの有効性を確認した。

## 参考文献

- [1] Alberto Isidori, Lorenzo Marconi and Andrea Serani: "Robust Nonlinear Motion Control of a Helicopter" *IEEE Trans. on Automatic Control*, Vol.48, No.3, pp.413-426, March, 2003
- [2] J.Shan, H.-T.Liu and S.Nowotny: "Synchronised trajectory-tracking control of multiple 3-DOF experimental helicopters" *IEE Proc. Control Theory Appl.*, Vol.152, No.6, pp.683-692, November, 2005