

ニューラルネットワークによる同軸二重反転ヘリコプタのパラメータ最適化

Parameter Optimization of Co-Axial Helicopters Using Neural Network

○喜熨斗理央¹, 内山賢治², 増田開²

*Rio Kinoshi¹, Kenji Uchiyama², Kai Masuda²

A coaxial-rotor helicopter is more compact and superior to high-speed stability compared to a single-rotor helicopter. However, the problem of the coaxial-rotor helicopter lies in complex aerodynamic interactions between the two rotors and external factors. We propose a neural network (NN)-based parameter optimization to address the nonlinear problem. NN learns the relationship between ascent speed, thrust, and torque from training data and inversely determines optimal parameters. Numerical simulations validate the effectiveness of the proposed method in tracking complex flight paths.

1. 諸言

ヘリコプタの一種である同軸反転ローターヘリコプタは、シングルローターヘリコプタと比較すると、小型かつ高速性能の特徴を有する。しかし、各ローターに発生する相互作用や外部要因による空気力学的な影響は非常に複雑になる。そのため、飛行中に適切なローター回転数やコレクティブピッチを決定することは非常に難しい。

本研究では、この問題を解決するためにニューラルネットワーク(NN)の適用を試みる。まず、NNを用いて、回転数やコレクティブピッチ、大気流速、それによって発生する推力やトルクのデータを事前に学習させる。これにより、逐次必要とされる推力やトルクを生成するためのローター回転数とコレクティブピッチを決定する。数値シミュレーションでは、任意の参照軌道に対する追従制御を実行し、モデルの妥当性を検証するとともに、同軸二重反転ヘリコプタの制御性能について確認する。

2. ローターダイナミクスのモデル化

2.1 空力ダイナミクス

本研究における教師データの作成、および空気力の算出には、翼要素運動量理論^[1](BEMT)を用いる。この理論では、翼を回転軸から先端にかけて微小円環に分割し、その空間に対して運動量法則を適用している。

微小円環部における無次元流速を算出する式は、吹きおろしの影響の有無によって選択する。その影響がない部分の無次元流速 λ_u は、無限遠における無次元流速 λ_∞ 、半径 r 、迎角 θ 、揚力傾斜 α 、補正係数 F_{cf} 、翼硬さ σ を用いて(1)式で表される。また、当該部分の無次元流速 λ_l は、上記の定数に加えて吹きおろし影響面

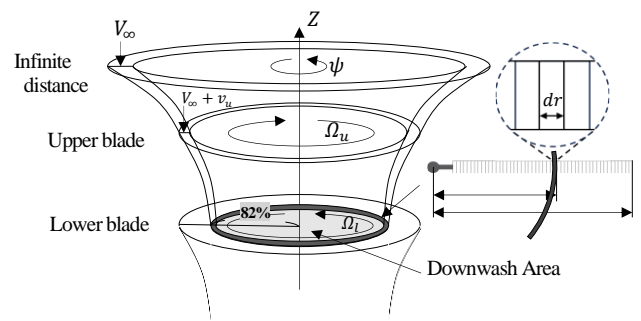


Figure 1. Downwash and micro-wingspan

積の比率 (A/A_d) 、同一円空間の上部ローターの無次元流速 λ_u を用いて(2)式のように表される。

$$\lambda_u(r) = \sqrt{\left(\frac{\sigma_u a_u}{16F_{cfu}} - \frac{\lambda_\infty}{2}\right)^2 + \frac{\sigma_u a_u}{8F_{cfu}} \theta_u r} - \left(\frac{\sigma_u a_u}{16F_{cfu}} - \frac{\lambda_\infty}{2}\right) \quad (1)$$

$$\lambda_l(r) = \sqrt{\left(\frac{\sigma_l a_l}{16F_{cfl}} - \frac{\lambda_\infty + (A/A_d)\lambda_u}{2}\right)^2 + \frac{\sigma_l a_l}{8F_{cfl}} \theta_l r} - \left(\frac{\sigma_l a_l}{16F_{cfl}} - \frac{\lambda_\infty + (A/A_d)\lambda_u}{2}\right) \quad (2)$$

また、補正係数は各ローターにおける翼枚数 $N_b (= 2)$ 、1つ内側の微小円環における無次元流速 $\lambda(r_{n-1})$ を用いて以下の式で表される。

$$F_{cf}^n = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left(-\frac{N_b}{2} \frac{1-r}{\lambda(r_{n-1})} \right) \right) \quad (3)$$

求められた無次元流速を基に、以下の式を用いて上部および下部のローター係数を算出する。

$$C_T = \int_{r=0}^{r=1} dC_T = 4 \sum_{k=1}^n F_{cf} \lambda(k)^2 r dr \quad (4)$$

1: 日大理工・院(前)・航宇 2: 日大理工・教員・航宇

$$C_p = \int_{r=0}^{r=1} \lambda dC_T = 4 \sum_{k=1}^n F_{cf} \lambda(k)^3 r dr \quad (5)$$

以上により、推力とトルクは次式を用いて算出される。

$$T_u = C_{T_u} \rho A_u (\Omega_u R_u)^2 \quad (6)$$

$$Q_u = C_{P_u} \rho A_u (\Omega_u R_u)^2 R_u / \Omega_u \quad (7)$$

$$T_l = C_{T_l} \rho A_l (\Omega_l R_l)^2 \quad (8)$$

$$Q_l = C_{P_l} \rho A_l (\Omega_l R_l)^2 R_l / \Omega_l \quad (9)$$

2. 2 Neural Network

本研究では、空力等の非線形性を考慮したうえで回転数とコレクティブピッチを決定するためにニューラルネットワークを用いる。本稿で用いるニューラルネットワークは、3入力かつ4出力、中間層を3層とし、入出力関係は以下の図の通りである。また、中間層に適応される活性化関数は全てReLU関数であり、ニューロン数は1層目から1000, 1000, 600である。

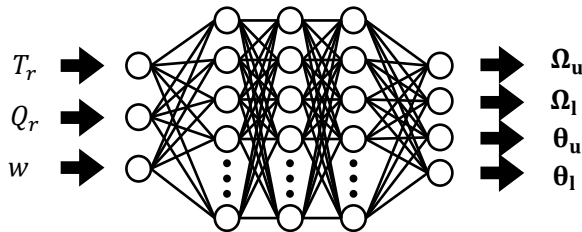


Figure 2. Neural Network

2. 3 運動方程式

このモデルの運動は以下の運動方程式^[1]によって記述される。

$$m\ddot{x} = -T_u \beta_{cu} - T_l \beta_{cl} + rv - qw - g \sin \theta - D_x \quad (10)$$

$$m\ddot{y} = T_u \beta_{su} + T_l \beta_{sl} - ru + pw + g \sin \phi \cos \theta - D_y \quad (11)$$

$$m\ddot{z} = -T_u - T_l + qu - pv + g \cos \phi \cos \theta - D_z \quad (12)$$

$$I_{xx} \dot{p} = \beta_{su} (K_b + T_u h_u) + \beta_{lu} (K_b + T_l h_l) \quad (13)$$

$$I_{yy} \dot{q} = \beta_{cu} (K_b + T_u h_u) + \beta_{cl} (K_b + T_l h_l) \quad (14)$$

$$I_{zz} \dot{r} = Q_u - Q_l \quad (15)$$

上式における $[x \ y \ z]^T$, $[p \ q \ r]^T$ は機体座標系における位置と角速度であり、 β はロータのハブ角度、 u , v , w は機体速度、 ϕ , θ はオイラー角、 K_b はハブ硬さ、 h は重心からハブまでの距離を表している。

3. 数値シミュレーション

数値シミュレーションでは、同軸二重反転ヘリコプタの軌道追従を行う。ヘリコプタのハブには、空気力以外にも機体の回転速度や翼からの空気力に起因するモーメントなど様々な要素からの影響がある。その際一定の条件を満たすとハブに加わるモーメントが急増

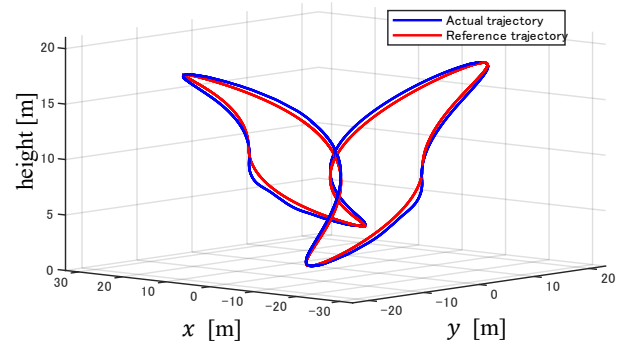


Figure 3. Trajectory of coaxial-rotor helicopter

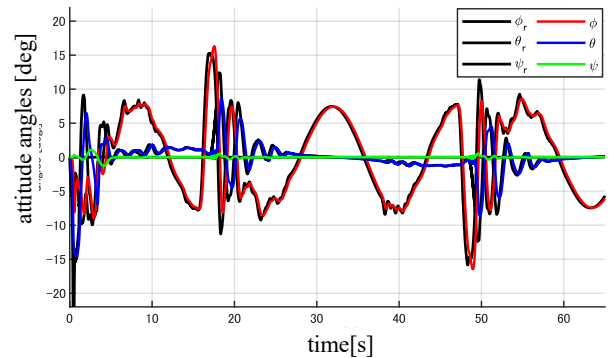


Figure 4. Time responses of attitude angles

するため制御が難しくなる^[2]。ロバスト性に優れたスライディングモード制御により軌道追従制御を行う。

Figure 3 と Figure 4 に目標方位角は 0 [rad]としたときの計算結果を示す。Figure 3 において、赤線は参照軌道、青線は機体の軌道を示す。Figure 4 に示す姿勢角時間応答では、ダイナミクスの非線形性に起因する振動が見られるが、Figure 3 を見ると機体は参照軌道に追従するように制御されていることが分かる。さらに、機体の方位角は、ほぼ指令通りに制御されていることから、推力とトルクが NN による計算通りの値を算出していることが確認できる。

4. 結言

本研究では、二重反転ロータのダイナミクスをモデル化し、NN を用いて推力及びトルクの計算式を示した。その妥当性を数値シミュレーションによって確認した。

参考文献

- [1] Mohammad Harun-Or-Rashid, et al., “Unmanned Coaxial Rotor Helicopter Dynamics and System Parameter Estimation”, Journal of Mechanical Science and Technology 28”, 2014, pp.1-4.
- [2] Vladislav Gavrillets, “Autonomous Aerobatic Maneuvering of Miniature Helicopters”, Massachusetts Institute of Technology 2003, pp.31-43.