

卒業論文要旨

大迎角を考慮した4発テイルト翼 VTOL 機の制御則設計

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1220164 森本 拓馬

1. 諸言

航空機は一般に回転翼機と固定翼機の2種類に大別され、それぞれの特性は大きく異なる。回転翼機は垂直離着陸が可能で地上に滑走路等は必要ないが、高速巡行や長時間運航には向かない。一方、固定翼機は高速巡行、長時間運航が可能であるが、離着陸に滑走路を要するため、離着陸のために地理的制約がある。回転翼機と固定翼機の特徴を併せ持った垂直離着陸機 (Vertical Take Off and Landing:VTOL 機) を用いることにより、これらの欠点を補うことが出来るためその需要は高まりつつあり、災害現場などでの運用が期待されている。

本研究では4発テイルトウイング機(Quad Tilt Wing:QTW)を対象とする。これはVTOL機の一つであり、前後左右に4つの可動翼を持つ機体である。本機体は離陸時には翼を地面に対して垂直にすることで垂直離陸を行い、離陸後は翼を水平に遷移させながら飛行する。水平状態では固定翼機と同様に揚力を得る事で高速巡行が可能である。

試作された機体に対して風洞実験を行い、機体動特性の微係数推算を行った。結果、揚力係数が通常議論されるよりも大きな値を算出していることがわかった。⁽¹⁾これは風洞試験設備に対して作成機体が大型であることで、風洞内の流路を圧迫し機体周りの動圧が上昇することが原因であると推察される。従って、得られた微係数の精度は高くないと判断した。

本研究では風洞試験ではなく数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics) ソフト Ansys Fluent を用いて微係数推算を行い、機体の制御則を得る事を目的とする。

制御則設計において、作成された機体モデルを基にフラップペロンを入力とするピッチ角制御をPIコントローラを用いて行った。⁽¹⁾結果、ピッチ角制御に10秒以上要し、即応性に問題のある結果となった。本研究では、同様の機体ダイナミクスにおいて、最適レギュレーター (Linear Quadratic Regulator:LQR) 制御を用いて、縦の運動についての機体動特性の即応性改善も目的としている。

2. 大迎角を考慮した翼特性の解析

2.1 解析条件

以下の表1に解析の条件、図1に解析に使用したメッシュ図を示す。迎角の解析範囲について、一般に固定翼機の場合は翼特性の解析を行う際、翼の失速角周辺でのみ解析を行う。本研究では機体の特性上、失速角以上で飛行を行う事が考えられるため、迎角の解析範囲を0deg~80degと広範囲に設定した。0deg~10deg間では2deg毎に、10deg~12deg間では1deg毎に20deg~80deg間では10deg毎に迎角を変化させ、計17点の計算点を設けた。

12deg~20deg間については数値計算を行ったが、翼周りの流体の乱流度が非常に高く、本研究では定常値を計算することができなかつたため、12deg~20deg間は空気力が線形に減

少するものとしている。翼型については、機体と同じ翼型を用い、コード長は簡単のため1mとしている。レイノルズ数は、本機が14m/s程度で定常飛行を行うこと、機体のコード長を考慮し、 $Re \approx 200000[-]$ に設定している。

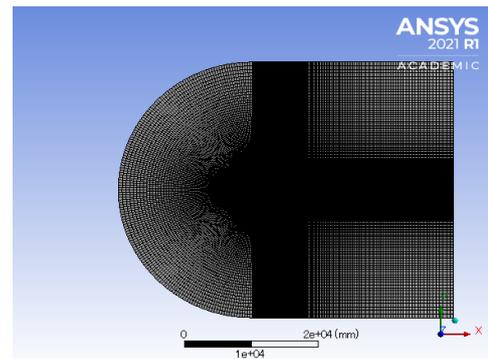


Fig. 1 Used Mesh

Table 1 CFD setting

Airfoil Detail	Epppler193 (Code:1m)
Analysis Area	X axis:31[m] Y axis:±20[m]
Number of mesh	312,000
Turbulence Model	k-omega model
Density	1.225[kg/m ³]
Air Speed	3[m/s]
Reynolds number	205,376[-]

2.2 解析結果

以下の図2,図3にそれぞれ揚力係数、抗力係数の計算結果を示す。

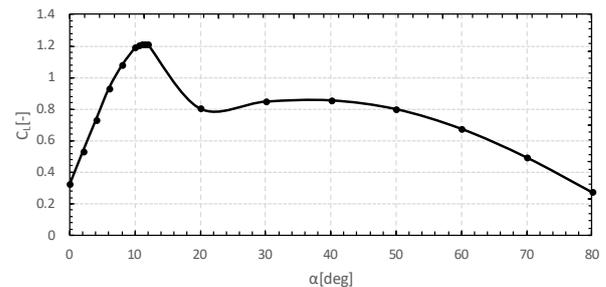


Fig. 2 Characteristics of Lift coefficient

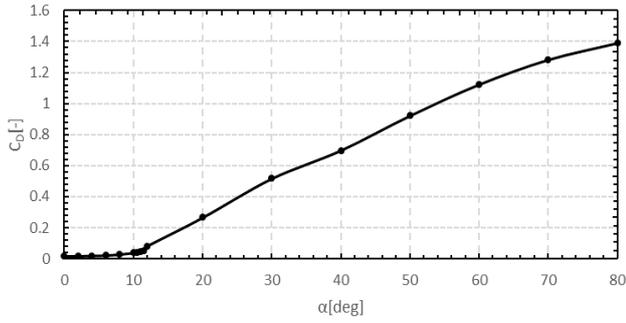


Fig. 3 Characteristics of Drag coefficient

図より、失速角以降も揚力は、減少しながらも発生し続けていることがわかる。また、抗力については失速角以降では急激に増加していることが結果からわかる。従って、迎角が失速角より小さいときは翼から発生する揚力を利用して飛行できるが、失速角以上を取る場合はプロペラから発生する推力を基に飛行するのが最適であると考えられる。

3. LQR 制御器による飛行制御

記号の説明

U_0, W_0	: X 軸及び Z 軸方向定常釣り合い速度 [m/s]
θ_0	: 定常釣り合いピッチ角 [deg]
q_0	: 定常釣り合いピッチ角速度 [deg/s]
$\delta_{flf}, \delta_{flr}$: 前後フラップ舵角 [deg]
$\delta_{thf}, \delta_{thr}$: 前後スロットル位置 [%]

3.1 概要

本機はティルト角 τ が変化すると機体特性が大きく変化する。本研究ではティルト角が $10deg \leq \tau \leq 80deg$ の範囲で行われる遷移飛行について検証する。遷移飛行中はティルト角 $10deg$ 毎に合計 8 つの機体ダイナミクスとそれに伴う制御ゲインを設計する。機体ダイナミクスは状態変数を $\mathbf{x} = [u \ w \ q \ \theta]^T$ 制御入力を $\mathbf{u} = [\delta_{flf} \ \delta_{flr} \ \delta_{thf} \ \delta_{thr}]^T$ 、とする状態空間表現で表される。機体ダイナミクスは各ティルト角ごとに定常釣り合い飛行を釣り合い点としその近傍で線形化した微小擾乱方程式である。例として以下の表 2、表 3 にそれぞれ $\tau = 40deg$ と $\tau = 50deg$ 時の定常釣り合い飛行パラメーターまたは定常入力値についてまとめる。

Table 2 Condition of Steady Flight $\tau = 40[deg]$

U_0 [m/s]	6
W_0 [m/s]	0
θ_0 [deg]	0
q_0 [deg/s]	0
δ_{flfo} [deg]	0
δ_{flro} [deg]	0
δ_{thfo} [%]	40
δ_{thro} [%]	40

Table 3 Condition of Steady Flight at $\tau = 50[deg]$

U_0 [m/s]	5
W_0 [m/s]	0
θ_0 [deg]	0
q_0 [deg/s]	0
δ_{flfo} [deg]	0
δ_{flro} [deg]	0
δ_{thfo} [%]	40
δ_{thro} [%]	40

3.2 シミュレーション結果

以下の図 4 にティルト角を $\tau = 40[deg]$ から $\tau = 50[deg]$ に変化させた際の matlab-simulink 環境における飛行シミュレーションの結果を示す。シミュレーションの結果、機体速度及び角速度は 2 秒以内に定常釣り合い飛行に安定化されており、即応性には問題ないことがわかる。入力に関して、前後のフラップがそれぞれ 2 秒間に $40deg, 20deg$ 変化していることがわかる。本シミュレーションでは、アクチュエーターの動作時間は考慮されていないことから現実的なシミュレーションではないことが推察される。前後の推力入力に関して、前後共瞬間的にモーター出力を変化させているのがわかる。そのため、バッテリーおよびモーターへの瞬間的な負荷による故障などが考えられる。本実験ではゲイン設計時の入力重み行列は単位行列で設定しているため、設定次第ではバッテリーへの負荷を抑えることもできる推察される。

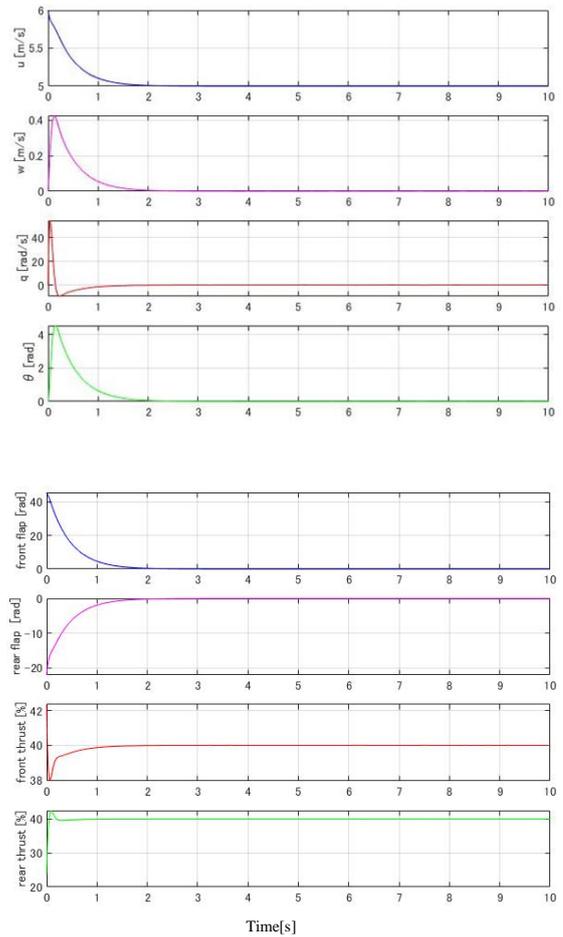


Fig. 4 Flight simulation

4. 結言

本研究では CFD ソフトを用いた、大迎角を考慮した翼特性解析と LQR 制御を用いた遷移飛行シミュレーションを行った。翼特性解析では失速角以降でも揚力が迎角と共に減少しながらも発生し続けることがわかった。今後は翼特性解析に限らず、機体全体の空力特性の推算と動特性の微係数を再決定し機体ダイナミクスの再構築を行う。

飛行シミュレーションにおいては、線形と考えられる微小運動内での即応性の改善が見られた。しかし、翼のティルト時間やフラップの作動時間などは考慮せず現実的なシミュレーションではなかったと考えられる。今後については非線形性や遅れ系の導入などにより、現実的な飛行シミュレーション

ョンに近づけていく。

参考文献

- (1)三田侑弥, “4 発ティルト翼 VTOL 機の制御則設計”,
高知工科大学附属情報図書館, 2021 修士論文
- (2)佐藤昌之, 村岡浩治, “4 発ティルト翼 VTOL 無人機の遷
移飛行実証”, 日本航空宇宙学会論文集, 2013
- (3)佐藤昌之, 村岡浩治, “Quad Tilt Wing 無人航空機の飛
行制御”, 日本航空宇宙学会論文集, 2013
- (4)川田昌克, “MATLAB/Simulink による現代制御入門”,
森北出版株式会社, 2011. 6. 2