

## 研究成果報告書

### 研究題目：空力特性にもとづくVTOL UAVの飛行制御系構築

神戸大学大学院システム情報学研究科

浦久保 孝光

#### 1. はじめに

マルチコプタタイプの UAV は垂直離着陸性能により離着陸場所を選ばず、その活用が急速に広がっている。しかし、輸送等への本格的な活用に向けては、より長距離を高速で飛行できる UAV が求められている。VTOL (Vertical Take Off and Landing) タイプの UAV は、回転翼機モードと固定翼機モードを切り替えることで、垂直離着陸性能と長距離高速飛行性能を両立可能であり、現在その研究開発が世界中で進められている。

著者らは、2010年よりティルトロータ型 UAV の開発を進めてきた。2015年にはエアロセンス株式会社と図1の機体を共同開発し、VTOL 機としての飛行を実現している。この機体では、胴体中央部の二重反転式のメインロータをティルトすることで、飛行モードを切り替える。また、機首部、左右主翼部に埋め込まれたサブロータによって、回転翼機モード時の姿勢を安定化する。さらに、2020年には、固定翼機モード時の飛行効率を高めた改良機体(図2)を製作するとともに、エアロセンスが開発したクアッドプレーン型の VTOL UAV (図3)、JAXA が開発したティルトウイング型の VTOL UAV の研究開発にも着手している。

VTOL UAV は幅広い速度域を飛行するため、機体に加わる空気力は速度や飛行状態に応じて複雑に変化する。現在の VTOL UAV の飛行制御は保守的なものであり、空力解析を通して VTOL UAV が持つ飛行性能を明らかにし、自在に制御するための飛行制御系を構築することが求められている。本研究では、図2の機体に対する空力解析および図3の機体に対する制御系設計を行った。ここでは、その内容および成果について報告する。



図1 ティルトロータ型 VTOL UAV  
(2015年開発、翼長 2.2m)



図2 ティルトロータ型 VTOL UAV  
(2020年開発、翼長 1.9m)



図3 クアッドプレーン型 VTOL UAV  
(2020年エアロセンス開発、翼長 2.1m)

#### 2. 研究内容と成果

##### 2.1 ティルトロータ型 VTOL UAV に対する空力解析

図1および2のタイプの機体に対しては、以前より空力解析を進めてきた。回転翼機モード(ティルト角0度)での低速前進時には、メインロータおよびサブロータによって下向きの空気の吹

き下ろしが存在し、メインロータ、サブロータが機体に囲われていることから、モーメントムドラッグと呼ばれる速度に比例する抗力が発生する。このことは、数値流体力学 (CFD、Computational Fluid Dynamics) 計算、飛行実験データを用いたシステム同定を通して確認された。また、固定翼機モード時 (ティルト角 90 度) の空気力についても、通常の固定翼機と同様に、揚力、抗力などを確認してきた。本研究では、モード間遷移時の空気力を明らかにするため、図 2 の機体を対象に、とくに固定翼機モード付近 (ティルト角 90 度~60 度) における CFD 計算を行った。また、この結果をティルト角 90 度および 60 度での飛行実験の結果と比較した。

前述の回転翼機モードの場合と同様に、ティルト角に応じてメインロータ後流には下向きの成分が存在する。これは機体周りの空気の流れを大きく変え、機体に発生する空気力に大きな影響を与えらる。そこで、本研究では、機体が各ティルト角において 20m/s の速度で水平定常飛行を行っている状態を考え、その状態での空気力を ANSYS Fluent を用いた CFD 計算によって求めた。すなわち、図 4 に示すように、各ティルト角  $\gamma$  に対して、縦運動の力の釣り合う状態に対する揚力  $L$ 、抗力  $D$ 、ピッチモーメント  $M$  を求めた。

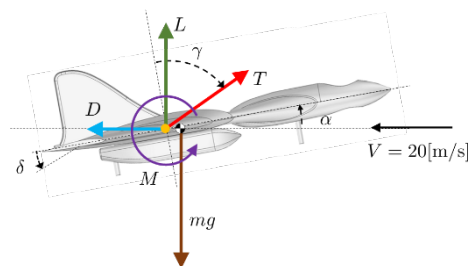


図4 縦運動の力の釣り合い

ただし、事前には、力が釣り合い状態となる推力  $T$  および迎え角  $\alpha$  は分からない。そこで、 $\alpha = 4, 6, 8$  [deg] の場合に対してメインロータの回転数  $n$  を変えながら CFD 計算を繰り返し、 $L$ 、 $D$ 、 $T$  を  $\alpha$  の 2 次までの関数と考えて近似的に力が釣り合い状態となる  $T$  および  $\alpha$  を探索した。多くの CFD 計算を繰り返す必要があるが、探索方法の詳細については 4 節に示した発表論文 [1] を参照いただきたい。まず、前後、上下の力の釣り合いのみを考慮して求めた釣り合い状態とそのときの  $L$  および  $D$  は表 1 のようになる。また、このときのロータ回転数  $\tilde{n}$  を用いて、 $\alpha$  を変化させたときの揚抗比  $L/D$  の値を図 5 に示す。

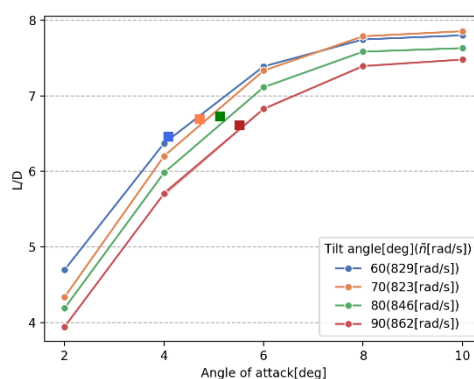


図5 異なるティルト角での揚抗比 (図中の■印は表1の状態に対応)

表1 異なるティルト角での CFD 解析の結果 (並進力の釣り合い状態)

$\gamma$ [deg]	$\tilde{\alpha}$ [deg]	$\tilde{T}$ [N]	$\tilde{n}$ [rad/s]	$L$ [N]	$D$ [N]	$L/D$
90	5.51	8.51	862	56.01	8.47	6.61
80	5.12	8.41	846	54.63	8.12	6.73
70	4.72	8.74	823	53.17	7.94	6.70
60	4.08	9.61	829	51.44	7.96	6.46

表1より、ティルト角 90 度～60 度の間では、20m/s での水平飛行時の揚抗比はほぼ同じであり、飛行効率は大きく変わらないと予想される。また、図5より迎え角 $\alpha$ が 6 度以下においては、ティルト角が小さくなるほど揚抗比が向上する傾向が見られる。

次に、前後、上下の力のみならず、ピッチモーメントについても考慮した釣り合い状態を、ティルト角が 90 度と 60 度の場合に、同様に CFD 計算を繰り返すことで求めた。そのときの結果を表2に示す。ここでピッチモーメントの釣り合いを考えるため、エレベータ舵角 $\delta$ についても探索する必要があることに注意する。また、表2では、ロータモデルを用いたエネルギー消費率の推算値 $W_e$ 、および、飛行実験との比較のため、速度 23m/s(ティルト角 60 度)の場合の結果も示している。表2より、ピッチモーメントを考慮した場合でも、ティルト角が 90 度、60 度の場合の揚抗比はほぼ同じであり、エネルギー消費率の推算値もほぼ同じとなる事が分かる。

表2 異なるティルト角での CFD 解析の結果(水平飛行状態)

$\gamma$ [deg]	$V$ [m/s]	$\tilde{\alpha}$ [deg]	$\tilde{T}$ [N]	$\tilde{n}$ [rad/s]	$\tilde{\delta}$ [deg]	$L$ [N]	$D$ [N]	$L/D$	$W_e$ [J/min]
90	20	7.56	9.43	878	-14.7	55.58	9.34	5.95	$1.88 \times 10^4$
60	20	5.72	10.76	825	-14.0	50.54	8.74	5.78	$1.76 \times 10^4$
60	23	4.03	11.79	900	-10.3	50.22	9.77	5.14	$2.22 \times 10^4$

さらに、図2の機体を用いてティルト角が 90 度と 60 度の場合に行った飛行実験の結果を表3に示す。手動操縦による飛行であったため、60 度の場合の前進速度が約 23m/s となったが、表2と比較すると、迎え角 $\alpha$ は CFD 計算結果と近い値を示している。エレベータ舵角 $\delta$ は大きく違うように見えるが、これは CFD 解析を片翼に2枚ある舵面のうちの1つを固定して行ったためであり、舵面面積に応じた補正を行うと、両者の結果は近いものとなる。エネルギー消費率 $W_e$ については、バッテリー残量からの粗い推定ではあるものの、表2の値とは大きく異なるものとなっている。ロータモデルの精緻化が今後の課題となるが、エネルギー消費率がほぼ変わらないという傾向は実験結果においても見られる。

表3 飛行実験において得られた定常飛行状態

$\gamma$ [deg]	$V$ [m/s]	$\tilde{\alpha}$ [deg]	$\tilde{\delta}$ [deg] (two surfaces)	$W_e'$ [J/min]
90	about 20	about 7.4	about -10	$3.23 \times 10^4$
60	about 23	about 3.0	about -7	$3.49 \times 10^4$

以上より、図2の機体に対しては、前進速度 20m/s 程度の水平定常飛行では、エネルギー消費の観点からは、ティルト角 90 度～60 度の間で差が見られないことが分かった。これは、次に述べるマヌーバラビリティなどの他の指標にもとづいて飛行状態を選ぶことが可能であることを示唆している。なお、これらの結果は、4節に示した文献[1][3][5]において発表した。

## 2.2 クアッドプレーン型 VTOL UAV に対する飛行制御系構築

2.1 節に述べたとおり図2のティルトロータ型 VTOL UAV では、ティルト角に応じてその空力特性が大きく変化すると考えられる。また、その解析には非常に多くの状態に対する CFD 計算を必要とする。これらのことを考慮して、本研究では、図3のクアッドプレーン型 VTOL UAV に対して、空力モデルにもとづくマヌーバラビリティ (Maneuverability、機動性) の解析と最適飛行軌道の計算を行った。この機体に対しても精緻な空力モデルは得られていないが、粗い近似モデルを構築することで、マヌーバラビリティを飛行性能の指標として用いることを提案し、その有効性を検証したものである。

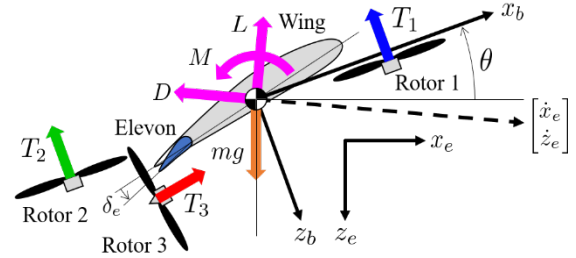


図6 クアッドプレーン型 VTOL UAV の縦運動モデル

図6に示す縦運動モデルを考えると、 $\mathbf{v} = [\dot{x}_e, \dot{z}_e, \dot{\theta}]^T$  に対する運動方程式は次の形に表される。

$$\mathbf{M}_l \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_a + \mathbf{H}(\theta)\mathbf{T} \quad (1)$$

ここで、 $\mathbf{F}_g$  は重力による項を表し、 $\mathbf{F}_a$  は、揚力、抗力、ピッチモーメントの空気力を含む項である。また、 $\mathbf{T}$  はロータ推力である。ここで、 $\mathbf{F}_a$  は、いくつかの CFD 解析の結果と平板の失速モデルを組み合わせて失速領域まで込めて粗い近似モデルを構築することにより、飛行状態に応じて算出される。 $\mathbf{T}$  の値は、モータの等価回路モデル、ロータのブレード翼素論モデル、ブレードメーカの公表データなどをもとに構築したロータモデルによって算出される。これにより、飛行状態に応じて推力の上下限値が与えられる。このとき、各飛行状態に対して、マヌーバラビリティ、すなわち、機体に発生可能な加速度は以下のように算出される。

$$\mathcal{A}(\mathbf{v}, \theta) = \{\mathbf{M}_l^{-1}(\mathbf{F}_g + \mathbf{F}_a + \mathbf{H}\mathbf{T}) \mid \mathbf{T} \in \mathcal{T}\} \quad (2)$$

ただし、推力はその上下限値により以下のような集合で表される。

$$\mathcal{T}(\mathbf{v}, \theta) = \{\mathbf{T} \mid T_{i \min} \leq T_i \leq T_{i \max}\} \quad (3)$$

(2) 式のマヌーバラビリティを解析した結果の一例を図7に示す。図中の青、緑、赤色で描かれた四角が(3)式の推力を用いたときに機体に発生可能な並進加速度の範囲を示している。この図より速度 20m/s においては、ピッチ角を 10 度付近にすると、必ず上昇してしまうことが分かる。一方で、ピッチ角 20 度付近では、上昇しない場合でも必ず減速する。このようなマヌーバラビリティを明らかにすることが、VTOL 機の多様な飛行状態における飛行性能を把握する上で重要であると考えられる。

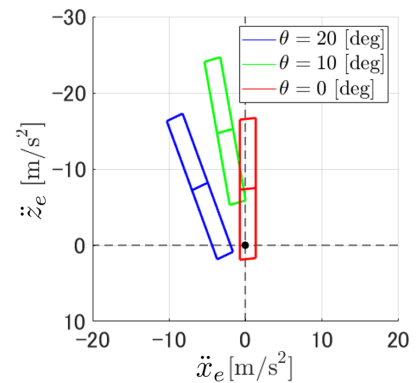


図7 速度 20m/s でのマヌーバラビリティ

本研究では、まず、固定翼機モードから回転翼機モードへと遷移(逆遷移)する際に、高度上昇せず水平飛行を保ちながら

最大減速するピッチ角の目標値をマヌーバラビリティ解析から求めた。すなわち、減速率を  $d$  として、 $d$  を最大化するピッチ角  $\theta$  および推力  $\mathbf{T}$  を(2)式をもとに求める。前進速度  $V_a$  に対して、求めた減速

率 $d$ およびピッチ角 $\theta$ を赤色の線で図示したのが、図8である。図中の色付きの面は、上下加速度およびピッチ角加速度が0となる $V_a$ 、 $d$ 、 $\theta$ の組み合わせを表している。図より、速度22m/s付近でピッチ角を不連続に大きくして失速領域を用いることで最大減速を得ることができる。ただし、赤色の線が白い領域を通過しており、この領域では機体が上昇してしまう。素早いピッチ角の変化によって上昇量を小さく抑えられるが、このためのピッチ角制御と上昇量の評価については、今後の課題である。なお、別途、このようなピッチ角の不連続な変化を避けてピッチ角目標値を生成した研究も行っており、飛行実験により上昇を抑えつつ大きな減速率を得て逆遷移できることを確認している。

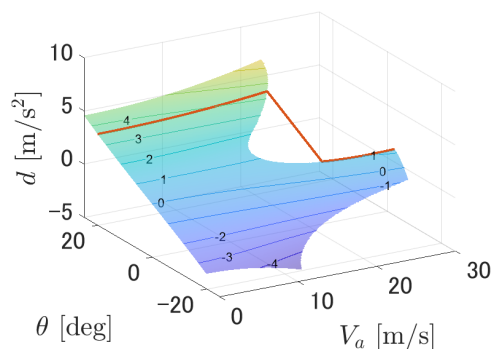


図8 最大の減速率を与えるピッチ角

次に、回転翼機モードから固定翼機モードへと順遷移する場合の最適遷移軌道を数値最適化によって求め、得られた軌道におけるマヌーバリティを調べた。最適化のための評価関数は、構築したロータモデルに用いて遷移時のバッテリー消費量とした。軌道を10セグメントからなるBスプライン曲線で表し、MATLABを用いてこの曲線のパラメータを数値最適化する。得られた軌道は図9の通りである。

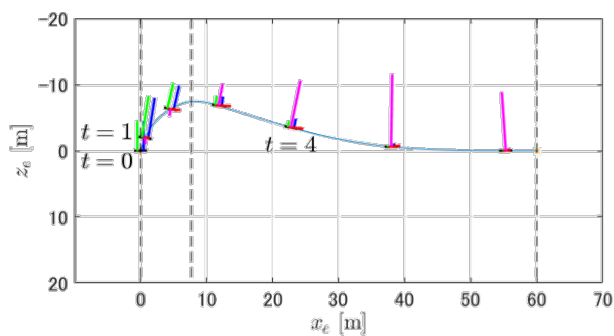


図9 順遷移における最適軌道

この軌道においては、2つの前進加速のパターンが見られる。1つ目は、時刻1s付近であり、回転翼機のように負のピッチ角にすることで、推力軸を前方に向け加速を行っている。低速時は主翼揚力が得られないとともに、固定翼機用ロータでの加速は効率が悪いので、妥当な加速方法と考えられる。このときの加速度を図10において●印で示している。2つ目は、時刻4s付近であり、やや降下するとともに固定翼機用ロータを用いて加速している。負のピッチ角を取ることによって、マゼンタ色で表した空気力自体も前方成分を持っている。図10のマヌーバリティに示すように大きな前進加速度が得られていることが分かる。

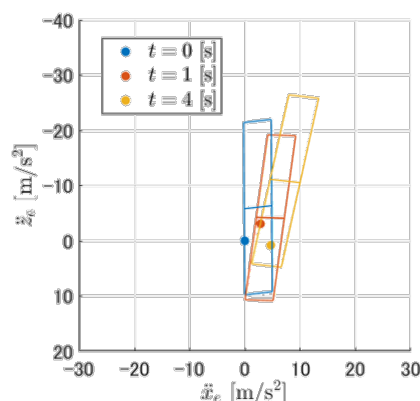


図10 最適軌道におけるマヌーバリティ

以上より、図3の機体に対して、マヌーバリティを解析し、それにもとづいて飛行軌道の計画ができること、最適軌道の評価ができることを確認できた。マヌーバリティは原理的な機体の飛行性能を表現するものであり、今後さらに多様な飛行制御方法の考案へと発展可能と考えている。なお、これらの結果は、4節に示した文献[2][4]において発表した。

### 3. まとめと今後の課題

本研究では、図2のティルトロータ型 VTOL UAV に対して、CFD 計算による空力解析を行った。高速飛行時においてもティルト角が空力特性に影響を与えるが、対象機体ではエネルギー効率はそれほど変わらないことが明らかになった。今後、他の速度、ティルト角に対しても空力特性を調べ、精緻な空力モデルを構築する必要がある。本研究でも繰り返し多くの CFD 計算を行ったが、すべての飛行状態を網羅的に解析することは難しく、利用が想定される飛行状態を中心に効率的に解析を進める必要がある。

また、図3のクアッドプレーン型 VTOL UAV に対して、そのマヌーバラビリティを解析し、それにもとづく飛行計画および最適飛行軌道の評価を行った。マヌーバラビリティは機体が本来発生可能な加速度を明らかにする。例えば、高速飛行中に、従来の飛行では使用しない回転翼機用ロータを使用すれば、より大きな上下方向の加速度が得られる。従来にない急上昇や急旋回が可能となると考えられる。このような VTOL UAV の持つ入力冗長性を生かした飛行方法、飛行制御方法へと今後研究を進める所存である。

さらに、空力特性およびマヌーバラビリティは、図2、図3などの機体形態によって大きく異なる。各機体に対して解析を進めることで、機体形態ごとの特性を明らかにして、VTOL UAV の設計、飛行力学、飛行制御に関する知見を体系化していくことが今後の課題である。

### 4. 成果発表について

国際会議での論文発表 2 件および国内会議での論文発表 3 件を行った。なお、国際会議発表論文のうち 1 件は、Best Paper Award を受賞した。

国際会議論文発表 2 件：

- [1] T. Urakubo, K. Wada, K. Sabe and S. Hirai : Aerodynamic Analysis of a Tilt-rotor UAV in Level Flight with Different Tilt Angles, Proc. the 18th International Conference of Intelligent Unmanned Systems, pp. 295-300, 2022 (ICIUS 2022 Best Paper Award 受賞)
- [2] C. Kikumoto, T. Urakubo, H. Yoneda, K. Sabe and Y. Hazama : Optimization of Transition Flight Trajectory for a Dual Propulsion VTOL UAV, Proc. the 18th International Conference of Intelligent Unmanned Systems, pp. 307-312, 2022

国内会議論文発表 3 件：

- [3] 和田, 浦久保, 佐部, 平井 : ティルトロータ UAV における異なるティルト角での空力特性解析, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2022 講演論文集, 1A1-J11, 2022
- [4] 菊本, 浦久保, 佐部, 裕間 : マヌーバラビリティにもとづく VTOL ドローンの遷移制御に関する考察, 第 66 回システム制御情報学会研究発表講演会講演論文集, pp.26-28, 2022
- [5] 和田, 浦久保, 佐部 : ティルトロータ UAV における異なるティルト角での水平飛行時のエネルギー効率, 第 58 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会講演論文集, SBM000019, 2021

最後に、これらの研究成果と今後の研究展望を得る機会を与えていただいた本助成に対して、心より感謝申し上げます。