

氏名	おおせど あつし		
授与学位	大瀬戸 篤司 博士(工学)		
学位授与年月日	平成26年3月26日		
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項		
研究科, 専攻の名称	東北大学大学院工学研究科(博士課程) 航空宇宙工学専攻		
学位論文題目	Design and Implementation of a Quadrotor Tailsitter Unmanned Aerial Vehicle and Its Flight Control System (4ロータテールシッタ無人航空機及びその制御システムの設計と実装)		
指導教員	東北大学教授 内山 勝		
論文審査委員	主査	東北大学教授 内山 勝	東北大学教授 浅井 圭介
		東北大学教授 吉田 和哉	教授 近野 敦
			(北海道大学)

論文内容要旨

本論文では4ロータテールシッタ UAV (Quadrotor Tailsitter Unmanned Aerial Vehicle) について研究を行った。

近年、技術の進歩によるセンサやコンピュータの小型高性能化が進んだことにより、大型から小型まで UAV の開発は増加している。UAV は人間が搭乗しないことから、搭乗員の生命・身体に対する安全を考慮する必要がなく、小型であることから製造や運用にかかるコストは有人機と比較して安い。そのため 3D (Dangerous・Dirty・Dull) と呼ばれるような作業全般に対して、有人機よりも UAV が適しているといえる。これまでの UAV の主な用途は空撮であったが、近年では通信のリレーや、植物の種子や農薬の散布、科学的な調査など広く利用され始めている。特に災害時の被害状況の調査や救援物資を運搬するために、垂直離着陸が可能な VTOL (Vertical Takeoff and Landing) UAV の需要が高まっている。

これまでに様々なタイプの VTOL UAV が開発されてきたが、VTOL 時の安定性能と長距離飛行性能を両立することは困難であった。本研究では、まず4ロータヘリコプタに注目した。4ロータヘリコプタは4個の推進器のみを持った単純な構成の機体で、高い位置・姿勢制御能力を持つ。しかし、エネルギー効率が悪く、長距離を飛行することが困難であった。次にテールシッタ航空機に注目した。テールシッタ航空機は、機体に固定された推進器ごと機体の姿勢を水平から垂直へと変化させて、VTOL を実現する航空機であり、単純な構造で VTOL を実現する。しかし、VTOL 時は舵面への空気流量が低下することから、安定性に不安があった。

本研究では、VTOL 時の安定性能と長距離飛行性能を両立した4ロータテールシッタ UAV の研究を行った。4ロータテールシッタ UAV は、4ロータヘリコプタに固定翼を装備した機体である。4ロータテールシッタ UAV は単純な構造で VTOL を実現し、4ロータヘリコプタと同様の高い位置・姿勢制御能力を持つ。さらに固定翼を利用した水平飛行により、長距離飛行も可能な汎用性の高い UAV である。しかし4ロータテールシッタ UAV については、これまで十分研究がなされておらず、設計方法や

水平飛行中の自動制御方法について議論された例はない。そこで本研究では、4ロータールシッタ UAV の機体開発及びその制御系の構築と実験による検証を行った。4ロータールシッタ UAV の実用化のために、以下の3つの内容に取り組んだ。

- (1) 4ロータールシッタ UAV の機体開発
- (2) 4ロータールシッタ UAV の制御系の設計と実験による検証
- (3) 4ロータールシッタ UAV の飛行制御戦略の構築と実験による検証。

まず、機体の開発を行った。これまで4ロータールシッタ UAV の設計プロセスや、機体構成、必要な制御機器については十分議論がされていなかった。そこで、災害調査という具体的な任務を遂行することを目指し、必要となる設計要求を明確にした。その設計要求を満たすように、推進器と制御機器の選定を行った。結果として設計要求は以下のように決定された。翼幅は1.5[m]以内、重量は2.0[kg]以下、最大ペイロードは1.5[kg]、飛行可能距離は10[km]以上、推力重量比は2以上とする。

これらの設計要求を満たすように、構成の異なる2種類の機体を提案し、4機の実験機を開発した。1機がcross型 UAV、残り3機がasterisk型 UAVである。Cross型 UAVは推進器が固定翼に取り付けられた十字状の構成で、最も単純な構成の機体である。このため軽量化が可能であるが、推進器の発生するプロペラ後流が固定翼に当たることで、機体のYaw(Z軸)の姿勢制御能力を低下させることがわかった。一方で、asterisk型 UAVはプロペラ後流の問題を解決した機体構成である。固定翼は機体軸周りに45度回転して取り付けられており、プロペラ後流の影響を受けない。Cross型 UAVとasterisk型 UAVの姿勢制御能力を実験で比較した結果、asterisk型 UAVのほうが優れていることが明らかとなった。開発した最新のasterisk型 UAVの外観を図1に示す。固定翼は市販のラジコン航空機の部品を用いている。その他の機体部品は3D CADソフトで設計した上で、2次元図面へ変換し、レーザーカッターでMDF(中密度繊維板)から切り出しを行った。また機体形状は空力抵抗を考慮して、全翼機に近い形状になっている。翼端には、最大揚力係数と翼端渦の影響を改善するための翼端板が取り付けられている。さらに UAVの制御基板は独自に開発を行い、高い計算能力を持った基板を制作した。センサは慣性計測センサ、GPS(Global Positioning System)、超音波センサを持ち、地上システムに依らず目的地まで単独で飛行可能である。結果として最新のasterisk型 UAVの性能は以下のように計算され、設計要求を満たしている。翼幅は1.3[m]、重量は1.6[kg]、最大ペイロードは2.0[kg]、飛行可能距離は11[km]、推力重量比は2.5である。この機体の性能を従来の同じサイズの回転翼型 UAVと比較した場合、約3倍程度の距離を飛行できるという計算結果が得られた。この研究により、4ロータールシッタ UAVの設計プロセスが明確化された。

次に4ロータールシッタ UAVの制御系の構築を行った。従来のVTOL UAVと異なり、4ロータールシッタ UAVは全ての飛行状態において舵面を使用しない飛行制御を行う。しかし水平飛行中に舵面を使用せず飛行制御を行う方法については十分な議論がなされていない。そこで、推進器の発生する推力と反トルクのみを用いた4ロータールシッタ UAVの飛行制御方法を構築した。制御系はPID制御を元に設計を行った。さらにテールシッタ航空機のような姿勢の変化が大きい航空機のための姿勢偏

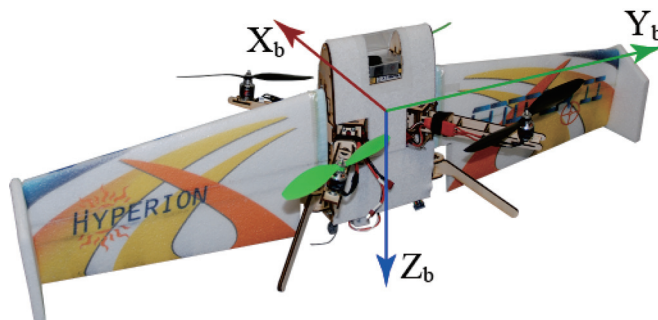


図1. 開発した4ロータールシッタ UAV

表 1. 遷移飛行結果の比較

戦略	通常遷移	最小時間遷移	高度一定最小時間遷移
遷移時間 [s]			
シミュレーション	1.98	1.66	1.74
実験	3.34	1.97	2.41
高度変化 [m]			
シミュレーション	-4.04	1.98	-0.87
実験	-1.80	1.46	0.36

差の計算手法である Resolved Tilt-Twist Angle Feedback Control を実装し、安定した飛行の実現を目指した。構築した制御系は開発した UAV に実装され、実験により妥当性が検証された。

さらに本研究では、4 ロータールシッタ UAV の飛行制御戦略を構築した。4 ロータールシッタ UAV は高い推力重量比を持っているため、飛行中の姿勢の選択肢が多い。安全かつ効率のよい飛行のためには、飛行状態に応じた最適な姿勢を選択する必要がある。本研究では UAV の飛行状態を、ホバリング飛行、遷移飛行、水平飛行、複合領域飛行の 4 つに分類し、各飛行状態における問題を明確にし、制御戦略を構築することで、問題の解決をはかった。また、構築した制御系と制御戦略の検証のために、飛行シミュレータを開発した。開発には MATLAB を用いた。機体のスケールモデルを製作し、風洞試験により機体の空力係数を求めた。さらに機体のモデリングを行い、4 ロータールシッタ UAV の飛行を模擬可能な 3 次元の飛行シミュレータを開発した。

まずホバリング飛行時の制御戦略を構築した。ホバリング飛行時の問題として、横風により固定翼に大きな空気抵抗とモーメントが発生し、Z 軸周りに機体が回転しやすく、さらに位置がドリフトしやすいということ問題がある。この問題を解決するため、位置制御を実装した。GPS により目標位置と現在位置の誤差を計算し、誤差に基づいて UAV の姿勢を変化させ、位置制御を行う。ホバリング飛行実験の結果、UAV は目標位置と目標姿勢を保ったまま、定点ホバリングを行うことに成功した。しかし、横風は制御性能を低下させるため、横風の影響を減少させる必要がある。そこで、本研究では位置制御に発生するトリムを利用して、風の方向を推定する手法を検証した。シミュレーションによる検証の結果、風の方向を推定し、機体の Y 軸と風向を一致させ（風の流れと固定翼を平行にして）、風の影響を最小化することに成功した。

遷移飛行時には固定翼に失速が発生し、空力的に不安定になる。そこで遷移飛行中のパラメータの最適化を行い、安全な遷移飛行の実現を目指した。本研究では、通常遷移、最小時間遷移、高度一定最小時間遷移の 3 つの遷移戦略を提案した。通常遷移は、遷移中の姿勢と高度を PID 制御によって制御する単純な遷移である。最小時間遷移は、遷移時間を最小化する遷移戦略である。高度一定最小時間遷移は、一定の高度を保つという制限の下で、遷移時間を最小化する。これら 3 つの遷移戦略を、シミュレーションと実験により検証を行った。シミュレーションと実験結果を表 1 に示す。実験の結果、通常遷移は高度が低下した。これは、機体の姿勢変化が揚力の発生よりも早いためである。機体の速度がほとんど出ていないにもかかわらず、ピッチが水平に近づいてしまい、その結果、鉛直成分の力の釣り合いが保てず高度が低下した。最小時間遷移では、遷移時間は 3 つの遷移の中で最小になったが、高度が上昇した。これは推進器の応答が、姿勢の変化よりも早いためである。遷移開始時のホバリングに近い状

態で、推進器の推力が最大となったため、自重を上回る推力が出力され、高度が上昇した。高度一定最小時間遷移では、最適化計算により飛行速度に応じたピッチ角と総推力が計算され、データベースとして UAV に入力された。UAV は飛行速度に応じた目標ピッチと目標総推力を選択し、高度一定最小時間遷移を行う。実験の結果、遷移時間は通常遷移よりは短く、最小時間遷移よりは長くなったが、高度変化は最小化された。しかし最適化計算をしているにも関わらず、シミュレーション上においても高度は変化している。これは最適化計算において、UAV の姿勢応答の遅れや推進器の遅れを考慮していないためである。また開発した UAV は対気速度を正確に計測することが出来ないため、実験ではシミュレーションのプレイバック動作を行った。結果としてシミュレーションとは値が異なったが、高度変化は抑制されている。結果として、遷移時間と高度変化を最適化することに成功した。

水平飛行では、推進器のみで水平飛行中の飛行制御が可能であることを証明する。水平飛行実験を行った結果、空力現象に起因する Z 軸周りの振動が発生した。この問題を解決するため、翼端板を装備した。これによって、最大揚力係数が改善し、さらに翼端渦が減少することで、振動の発生頻度が低下した。しかし迎角が 20 度以上では、翼端板の有無にかかわらず振動が発生するため、水平飛行中の目標迎角は 20 度以下とした。次に、翼端板を装備して水平飛行実験を実施した。離陸した後、一定高度まで上昇し、最小時間遷移で水平飛行へ遷移する。水平飛行中は PID 制御によって一定の高度と姿勢を保ったまま飛行を行う。高度は推力のみによって制御される。実験の結果、一定の高度を保ったまま、水平飛行を行うことに成功した。これによって、推進器のみでも水平飛行中の高度・姿勢制御を行うことが可能であることが証明された。さらに、実際の任務を考慮した誘導制御のシミュレーションも行った。シミュレーションの結果、ウェイポイントに沿って飛行することに成功した。

複合飛行領域は、推力と揚力の両方で機体を保持している状態であり、VTOL 航空機独自の飛行状態である。この飛行状態においては、機体の移動方向によって飛行速度やエネルギーに大きな差が生まれることがわかっている。これを検証するために飛行実験を行った。実験では、UAV の X 軸方向と Y 軸方向に同じ迎角で飛行した場合の飛行速度と消費エネルギーを計測した。実験の結果、大迎角で X 軸方向に移動した場合は、飛行速度とエネルギー効率の両方が悪化することが明らかとなった。この結果より、複合飛行領域において制御戦略を構築する必要があることが明らかになった。

本研究では、4 ロータールシッタ UAV の機体と制御系の設計及び実装を行った。設計プロセスと設計要求を明確にして、実際に機体の開発を行った。さらに 4 ロータールシッタ UAV の制御系と制御戦略を構築し、実験によりそれらの有効性を検証した。検証の結果、4 ロータールシッタ UAV は全ての飛行状態において推進器のみで飛行制御が可能であることを証明した。また制御戦略によって、ホバリング飛行中の風の影響の最小化と、遷移飛行中の遷移時間と高度変化を最適化することに成功した。

論文審査結果の要旨

災害発生時に、被災者捜索や物資の運搬を行うための垂直離着陸無人航空機の需要が高まっている。しかし、従来の機体では垂直離着陸時の制御能力と長距離飛行性能の両立は非常に困難であった。本論文は、この問題を解決するために、高い制御能力と長距離飛行性能を実現する4ロータテールシッタ無人航空機に関する研究を行ったものである。機体と制御系の設計を行い、さらに安定飛行のための制御戦略を構築し、それらの有効性を実験にて検証し、全編6章からなる。

第1章は序論であり、本研究の背景、および目的を述べている。

第2章では、4ロータテールシッタ無人航空機の設計と機体開発について述べている。機体の設計手法を明確に示し、設計要求を満たす機体を実際に開発したという点で、無人航空機の開発において大きな意味を持つ。

第3章では、4ロータテールシッタ無人航空機のモデリングと制御系の構築について述べている。4ロータテールシッタ無人航空機の動力学モデルを明らかにし、そのモデルに基づいた制御系を構築しているという2点が、主な成果である。

第4章では、4ロータテールシッタ無人航空機の安定した飛行を実現するための制御戦略の構築とシミュレーションによる検証について述べている。構築した制御戦略によって、戦略がない場合に比べ、安定かつ効率的に飛行できることをシミュレーションで確認している。各飛行状態における問題を明確化したうえで制御戦略を構築し、その有効性を示したという点で、学術的に重要な成果である。

第5章では、第2章で開発した無人航空機に、構築した制御系及び飛行制御戦略を実装し、実験にて有効性の検証を行っている。実験により、4ロータテールシッタ無人航空機の従来の航空機に対する優位性を示しただけでなく、構築した制御戦略の有効性を、明確に実証したという点で、実用的に重要な成果である。

第6章は結論である。

以上要するに本論文は、高い制御能力と長距離飛行性能を有する無人航空機の実現と、その制御戦略を構築する研究であり、その有効性を実機による実験とシミュレーションで確認したもので、開発された無人航空機の従来航空機に対する優位性、制御戦略の有効性を考慮すると、航空宇宙工学およびロボット工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士(工学)の学位論文として合格と認める。