垂直カナードを持つ無人航空機の開発と飛行制御

Development and Flight Control of an Unmanned Aerial Vehicle That Has a Vertical Canard

呉 健太 〇 正 近野 敦 松本 剛明 大瀬戸 篤司 増子 弘二 正 内山 勝 (東北大)

Kenta Go, Atsushi KONNO Takaaki MATSUMOTO, Atsushi OOSEDO, Kouji MASUKO, and Masaru UCHIYAMA, Tohoku University

Recent downsizing and high performing of the computer enable aircrafts to fly without pilot. Such aircrafts are called Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). UAVs are mainly operating risky mission which is difficult to execute by manned aircrafts. In particular, the aerial photography is primary mission of UAVs. The conventional aircraft rolls when it changes direction and heading. But, a roll angle change causes a swing of the onboard camera and a poor reception of the GPS. Thus, a lateral directional motion without rolling is required. It is called a lateral translation mode. In this research, the UAV capable of a lateral translation mode was developed. It has a vertical canard as a means of a lateral translation mode. In addition, a control scheme that enables lateral translation is proposed and we carried out a lateral translation flight experiment.

Key Words: UAV, Vertical Canard, Direct Sideforce Control

1. はじめに

近年、電子機器類の小型高性能化に伴い、無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) の開発が世界中で活発に行われており、幅広い分野での応用が期待されている。UAVは無人であるという理由から、架線工事といった有人機には危険な場所やタスクで広く運用されている。また、有人機では困難な狭小空間での飛行や、曲芸飛行のような危険を伴う飛行を行わせることも可能であり、無人ならではの長が活かされている[1]。

現在民間分野で運用されているUAVの主要な任務は空撮である[2]。しかし、従来機は横方向の並進の自由度を持たず、ラダーのみでは十分な旋回が不可能なため経路変更の際にロールが伴い、撮影中に経路変更を行うと機上カメラの撮影範囲が大きく振れるという課題がある。また、多くのUAVはGPSの位置情報を基に飛行しているため、飛行中の機体姿勢の変化はGPSの受信環境の悪化に繋がる。そのため、本研究では、機体をロールすることなく横移動可能なUAVの開発を行う。

その手法として、本研究では垂直カナードによる、直接横力制御を用いる。垂直カナードとは、機体重心前方に設けられた垂直尾翼と同じ形態をした動翼である。直接横力とは、機体の横方向の並進運動で、垂直カナードによって実現可能となる。近年、航空機の運動性能向上に向けた研究が進められており、現在ではカナード翼を用いることで6自由度での飛行が可能となった[3][4]。しかし、これらは有人の軍用機によるもので、垂直カナードをUAVに適用した例は少ない。

本論文では垂直カナード使用して、機体を従来の四つの自由度に直接横力制御を加えた5自由度で制御して、ロールなしでの横移動可能なUAVを開発し、飛行実験を行った。

2. 垂直カナードを持つ機体の運動

本項では、前項で提案した垂直カナードを持つ航空機の運動について記述する。従来機と、垂直カナード (以下、カナードと呼ぶ) を持つ機体の横方向の運動の違いを図1に示す。

図1(a)は従来機のヨーイングのメカニズムである。ラダーによって重心に加わるモーメント M_r で首振り動作を実現している。図1(b)はカナードを装備する機体のものである。従来機と同様にラダーが重心に加えるモーメント M_r は同じである

Fig. 1 Lateral rotation mechanism comparison.

Fig. 2 Lateral motion comparison.

が、そのモーメントをカナードにより重心に発生するモーメント M_c で打ち消すことで、機体はヨーイングすることなく図中では右斜め前方に飛行することができる。このカナードの装備によって得られる運動を左右遷移飛行と呼ぶ。カナードを装備する機体は従来の4自由度に、左右遷移飛行を加えた5自由度での飛行が可能となる。カナード舵角を $0[^\circ]$ に保てば従来機と同様にヨーイングを行うことも可能である。図2に航空機が経路を変更するために左右遷移飛行を用いたものと従来の方法によるものの違いを示す。図2のような軌道を飛行する際、従来機では左右一回ずつのロールが必要であるのに対し、カナード機では機体を水平に保ったまま同様の軌道を飛行することが可能となる。また、カナードを装備する機体は、左右遷移飛行以外にも他の舵面との組み合わせにより、平面旋回や首振りモードを行うことが可能である[3]。

Fig. 3 Proposed UAV.

Table 1 Specification of the fuselage.

Length [mm]	1120
Width [mm]	990
Wight [kg]	0.83
Wing area [m ²]	0.213

3. 機体

3.1. 機体設計

本研究で使用する機体は市販のラジコン機をベースに設計した。ベースにした機体はHyperion社製SNIPER 3Dである。この機体の主翼、尾翼をそのまま用い、胴体は新たに設計しカナードを装備した。本機体は軽量化と墜落時の衝撃吸収のために素材にEPP（発泡ポリプロピレン）を使用している。本機体は単発のプロペラ推進である。作製した機体の外観および機体座標系を図3、仕様を表1に示す。

3.2. システム構成

本機体のシステム構成を図4に示す。本機体では、GPSによる位置情報、IMU（慣性計測装置）による姿勢情報、超音波センサによる高度情報を機体に搭載されたマイクロコンピュータに集約し、制御計算を行った後、各動翼のサーボモータに制御コマンドを出力することで機体の姿勢を制御する。また、推進用プロペラはモータコントローラを介してフィードバック制御を行っている。また、飛行中の制御プログラムの変更や非常時の遠隔操作手段としてRC受信機とRC送信機を搭載した。

4. 左右遷移飛行制御則

左右遷移飛行での制御量は横方向の変位である。左右遷移飛行を行うためには図1に示す、カナードによるヨーイングモーメント M_c とラダーによるモーメント M_r を釣り合わせる必要がある。飛行中の両者の値が既知であれば、カナードおよびラダーの舵角を一意に決定することが可能である。しかし、これらの値は飛行中のプロペラ回転数、飛行速度、横滑り角などによって支配され、飛行中に刻々と変化するため、両翼の舵角を決定することは難しい。そこで本研究では、カナードとラダーを使用して、それぞれ独立の二つのパラメータを制御する各軸独立制御を提案する。本研究で提案する方法は、ラダーは従来機と同様にヨー姿勢を制御し、カナードで横方向の位置を制御するものである。カナードには横方向目標位置が、ラダーには現在のヨー姿勢を維持するように制御入力を与えられる。横方向の目標位置が入力されると、カナードはその方向に横力を発生させるように動作する。それ

Fig. 4 System configuration.

Fig. 5 Blockdiagram of lateral translation flight.

に伴って機体にはヨーイングモーメントが作用するが、ラダーは初期ヨー角を維持するように動作するため、カナードによるヨーイングモーメントを打ち消す方向に働く。その結果、カナードとラダーによるヨーイングモーメントが釣り合い、機体には横力が作用する。その横力により左右遷移飛行が実現される。 Y_e を横方向位置偏差とすると、カナードは式(1)に示すPID制御則によって制御される。

$$\delta_c = \left(K_p Y_e + K_i \int Y_e dt + K_d \dot{Y}_e \right) \quad (1)$$

δ_c はカナード舵角、 K_p 、 K_i 、 K_d は比例、積分、微分ゲインである。一方、 ψ_e を機体のヨー角と目標ヨー角との偏差角とすると、ラダーは式(2)に示すPID制御則によって制御される。

$$\delta_r = - \left(K_p \psi_e + K_i \int \psi_e dt + K_d \dot{\psi}_e \right) - \delta_{ro} \quad (2)$$

δ_r はラダー舵角、 δ_{ro} はカナードの動作に対するラダーへの補償項である。提案した制御則ではカナードによるヨーイングが生じた後でラダーでヨー姿勢を修正することになり、ラダーが動作するためにはヨー姿勢の変化が必要となる。これでは左右遷移飛行開始までに遅れが生じることから、本研究ではカナードの動作に対するラダーへの補償を行っている。

Fig. 6 Lateral translation flight experiment.

補償項は式 (3) で与えられる.

$$\delta_{ro} = K_{ro} \delta_c \quad (3)$$

$$K_{ro} = \frac{S_c C_{Fcl_c}}{S_r C_{Fr} l_r}$$

S は翼面積, C_F は空力係数, l は各翼空力中心と機体重心間の距離である. その他の姿勢は, ロールをエルロン, ピッチをエレベータで制御している.

5. 左右遷移飛行実験

5.1. 実験概要

左右遷移飛行実験は離陸・左右遷移飛行・水平飛行・着陸の四つのフェーズから構成されている. 本実験では飛行中の姿勢制御のみを行い, カナードによる位置制御は行わない. カナードには地上から手で舵角を入力し, それにより発生するヨーイングモーメントをラダーで打ち消し, 本機体が水平を維持したまま横方向に遷移可能であるのかを検証する. 本実験の構成を図 6 に示す. 本実験は離陸フェーズから開始する. 機体に与える目標値は, 目標ピッチ角を 40° , 目標ロール角を 0° , 目標ヨー角を初期ヨー角, プロペラ回転数を 7000 [rpm] とした. 初期ヨー角とは離陸時のヨー角である.

次に, 左右遷移飛行フェーズではこれまで 0° であったカナードに 48° の舵角を手動で入力する. 本フェーズでの目標姿勢は, ピッチ角が 15° , 目標ロール角を 0° , 目標ヨー角を初期ヨー角, 目標回転数が 6500 [rpm] と与えた.

次の水平飛行フェーズではカナード舵角を 0° とし, 目標姿勢は目標ピッチ角を 15° , 目標ロール角を 0° , 目標ヨー角を初期ヨー角, プロペラ回転数を 6500 [rpm] とした.

着陸フェーズでは, 地上からの手動操作で着陸を行った.

本実験はこれらの四つのフェーズを離陸・左右遷移飛行・水平飛行・左右遷移飛行・着陸の順番に実行する. 2回の左右遷移飛行の間に水平飛行フェーズを挟む理由は, 左右遷移飛行の実現を明確に確認するためである. 飛行中はカナードとラダーの効果によらない急な横風等の外乱によって機体が流されて横方向に移動することも考えられる. そこで本実験では遷移飛行中に巡航フェーズを挟むことでカナードとラダーの効果を明確にする.

5.2. 実験結果

本実験中の機体の姿勢変化を実行されているフェーズと重ねて図 7~9 に示す. 飛行中のロール角の変化を図 7 に示す. 飛行中のロール角は離陸から着陸まで目標値に追従している. 飛行中のピッチ角の変化を図 8 に示す. 飛行中のピッチ角も目

Fig. 7 Roll angle change of lateral translation flight experiment.

Fig. 8 Pitch angle change of lateral translation experiment.

Fig. 9 Yaw angle change of lateral translation experiment.

Fig. 10 Flight path of level flight experiment.

標値におおむね追従している. 飛行中のヨー角の変化を図 9 に示す. 本実験の目標ヨー角は -35.1° であった. ヨー角は離陸から着陸まで目標値に追従している. この結果より, 機体の姿勢は終始目標値通りであったことから, 飛行中の機体は姿勢を一定に保持していたと言える. 着陸フェーズ中に姿勢の変化が見られるが, これは着陸が手動操作であるためである.

本実験中の GPS の位置データによる飛行軌跡を図 10 に示す. 横軸と縦軸は離陸地点を原点とした機体座標系の X 軸と Y 軸である. カナードに舵角入力を行っていた区間を灰色で示す. その区間の飛行軌跡を見ると, 機体は横方向に移動している. 1 回目の左右遷移遷移飛行フェーズ後に水平飛行フェーズを挟んでいるが, 水平飛行フェーズに入ると機体は横移動をやめ, 直線飛行を行っている. 次に 2 回目の左右遷移飛行フェーズに入ると, 再び機体は横移動を開始している. 飛行中の姿勢は一定であったことから, 本実験では実機における

Fig. 11 Automatic lateral translation flight experiment.

左右遷移飛行に成功したといえる。図中の青線は本機体がカナードを使用せずに飛行した時の飛行軌跡であるが、両者を比較してもカナードの効果は明らかである。

6. 位置制御を適用した左右遷移飛行実験

6.1. 実験概要

左右遷移飛行実験において本機体が左右遷移飛行可能であることが明らかになった。左右遷移飛行実験ではカナードは手動による入力であったが、本実験では、第3節で提案した制御則を適用して、機体の位置と姿勢の制御を行う。本実験では離陸後にカナードに目標横方向移動距離20 [m]の指令を与えて、機体が指令値通りに遷移飛行可能であることを検証し、左右遷移飛行の自動化を目指す。本実験は離陸・左右遷移飛行・着陸の三つのフェーズから構成されている。本実験の構成を図11に示す。各フェーズで機体に与えた目標値は左右遷移飛行実験と同様である。

6.2. 実験結果

本実験中の機体の姿勢変化を実行されているフェーズと重ねて図12～14に示す。飛行中のロール角の変化を図12に示す。ロール角の変化は最大時で16 [°] (3.48秒付近)であったが、それ以外では全ての範囲で±10 [°]以下に収まっており、飛行中は水平を維持していたと判断した。飛行中のピッチ角の変化を図13に示す。飛行中のピッチ角は離陸から着陸まで目標値に追従している。飛行中のヨー角の変化を図14に示す。本実験の目標ヨー角は-30.3 [°]であった。ヨー角は離陸から着陸まで目標値に追従している。着陸フェーズ中の姿勢の乱れは、手動操作によるものである。以上より、機体の姿勢は終始目標値通りであったため、飛行中の機体は姿勢を一定に保持していたと言える。

本実験中のGPSの位置データによる飛行軌跡を図15に示す。離陸フェーズと着陸フェーズの区間を灰色で示している。離陸フェーズでは、目標横方向移動距離が与えられていないためカナードへの入力が行われず、直線的に飛行している。遷移飛行フェーズに移行後は目標横方向移動距離が与えられることでカナードが動作し、機体は横方向に移動している。機体はX軸方向70 [m]地点で目標横方向移動距離20 [m]に到達して、それ以降は直線飛行を行っている。若干の誤差は見られるが、機体は目標値通りの20 [m]の横移動を行っている。この結果より、左右遷移飛行の自動化に成功した。

7. おわりに

本研究では、カナードを持つ無人航空機を開発した。また、カナードを使用した左右遷移飛行制御則を提案した。提案し

Fig. 12 Roll angle change of automatic lateral translation flight experiment.

Fig. 13 Pitch angle change of automatic lateral translation experiment.

Fig. 14 Yaw angle change of automatic lateral translation experiment.

Fig. 15 Flight path of level flight experiment.

た制御則を開発機に適用して飛行実験を行い、完全自動による左右遷移飛行に成功した。

参考文献

- [1] 志茂 洋二 他: “小型無人ヘリコプタと、送電線監視の実用化に向けた開発”, 日本航空宇宙学会誌, vol. 54, no. 627, pp. 22-25, 2006.
- [2] 鈴木 真二: “固定翼系空中ロボティクス”, 日本ロボット学会誌, vol. 24, no. 8, pp. 9-12, 2006.
- [3] 金井 喜美雄: “フライトコントロール”, 横書店, 1985.
- [4] 山田 秀次郎 他: “T-2 CCVの開発概要”, 日本航空宇宙学会誌, 第35巻, pp. 25-31, 1986.