

전진모터를 활용한 쿼드로터의 모델링 및 비행성능 분석

정성민*, 이동우, 정우영, 박준우, 방효충

한국과학기술원

Modeling and Flight Performance Analysis of Quadrotor with Forward Motor

Sungmin Jung*, Dongwoo Lee, Wooyoung Jung, Junwoo Park, Hyochong Bang

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle(무인기), Multirotor(멀티로터), Personal Aerial Vehicle(개인용 비행체), Forward Motor(전진 모터), Flight Experiment(비행 실험)

1. 서 론

군사목적으로 개발되었던 무인기는 최근들어 산업 및 민간분야에 활용되면서 중요성이 부각되고 있다. 특히 미래운송수단으로써 PAV의 개발이 국내외에서 활발히 이루어지고 있다.

멀티로터는 구조가 간단하고, 수직 이착륙이 가능한다는 점에서 주로 활용되고 있다. 하지만 상대적으로 고정익에 비해 속력이 느리고 운용시간이 짧다는 단점을 가지고 있다.

이를 해결하기 위해 고정익과 회전익 형태를 혼합한 구조를 적용하여 각각의 장점을 활용하려는 노력이 계속되고 있다. 하지만, 이러한 구조는 복잡도가 상대적으로 증가하고, 고정익 날개로 인해 기체가 좌우로 넓어져 공간적인 제약을 받을 수 있다.

일반 멀티로터는 과소구동기 시스템이기 때문에 속력을 증감시키기 위해서는 자세를 변경해야 한다. 이러한 자세변경은 최대유상하중의 제한을 야기하여 탑재중량 또는 기체의 자세를 제약할 수 있다. 또한 유인탑승시 속력증가를 위한 기체의 자세변화는 탑승자의 시야제한을 유발하여 불안감을 발생시킨다.

이에 본 연구에서는 일반 쿼드로터에 추가적인 추력장치(푸셔)를 장착하여 자세변화없이 속력을 낼 수 있는 방법을 제시했다. 이를 위해 전진비행시 일반 쿼드로터의 유상하중과 속력을 비교하고, 실험을 통해 성능을 검증하였다.

Fig. 1.과 같이 등속직진수평비행하는 쿼드로터에 작용하는 힘을 각 x 축과 z 축으로 나누었을 때, 각 축에 작용하는 힘을 식(1)로 정의할 수 있다.

$$F_z = F_t \cos\theta - mg = 0 \quad (1)$$

$$F_x = m\dot{v} = (F_t \sin\theta - F_{drag}) = 0$$

여기서 F_{drag} 는 다음과 같다.

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho S C_d v^2 \quad (2)$$

식(1), (2)를 속력에 대해 정리하면 다음과 같다.

$$v = \sqrt{\frac{2F_t}{\rho S C_d} \sin\theta} \quad (3)$$

추가적인 추력장치를 장착한 경우에는 자세변화가 없기 때문에 ($\theta = 0$), 위의 식(1)과 (3)은 다음과 같이 정리된다.

$$F_z = F_t \cos\theta - mg = 0 \quad (4)$$

$$F_x = m\dot{v} = (F_{pusher} - F_{drag}) = 0$$

$$v = \sqrt{\frac{2F_{pusher}}{\rho S C_d}} \quad (5)$$

2. 본 론

2.1 종단 속력 모델링

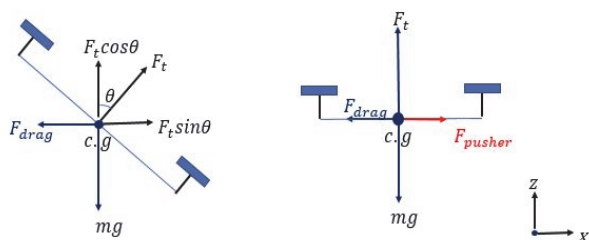


Fig. 1. Forces acting on body
(left: Quad type, Right: Pusher type)

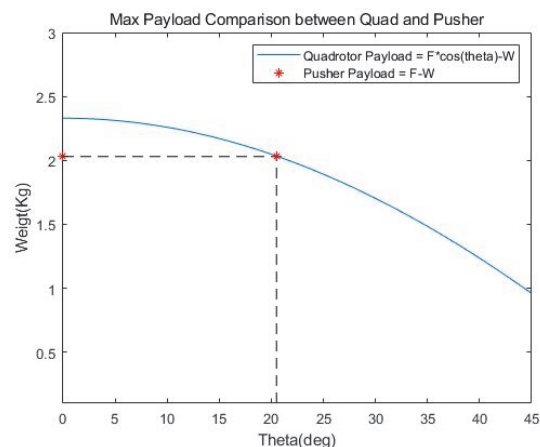


Fig. 2. Comparison of Maximum Payload

위의 Fig.2 에서 일반 쿼드로터는 θ 값에 따라 유상하중이 달라지지만, 푸셔형은 자세변화에 제약이 없을 뿐 아니라 z 축으로 작용하는 힘을 손실없이 사용할 수 있다.

위 식 (3)과 (5)을 이용하여 도식화하면 아래 Fig.3 과 같다. 여기서 S 와 C_d 는 θ 에 따라 변화하는 값⁽¹⁾을 사용했다. 푸셔타입의 경우 속력이 출력에 비례하기 때문에 속력 비교를 위해 x 축을 일반 쿼드로터의 θ 에 따른 최대추력으로 변환했다.

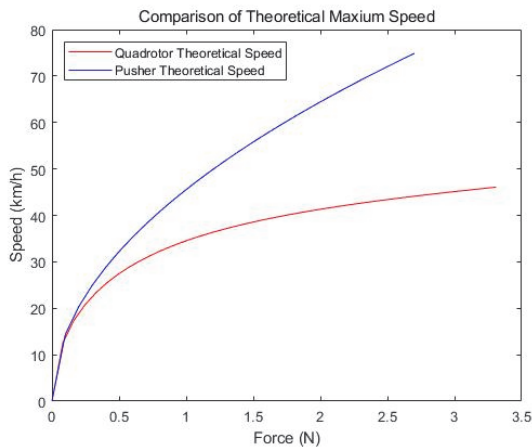


Fig. 3. Comparison of Theoretical Speed

2.2 비행 실험

두 기체의 전진 속력을 비교하기 위해 Fig. 4 및 Table 1.과 같이 기체를 구성했다.

Table 1. Components of Quadrotor

Components	Specification
Flight Computer	N3_ag
Propeller	1255 prop
Motor	Tarot 6s 4108 kv 380 / Max Thrust : 1420g
Pusher	FMS Preadator 3060 Kv 1900 / Max Thrust : 2700g
Battery	5000 mah / 6cell / 0.75kg
Total Weight	2.65kg



Fig. 4. Attitude of Quadrotor and Pusher on Forward Flight(left: Quad, Right:Pusher)

비행실험은 쿼드로터의 경우 θ 를 9° , 18° , 27° , 36° 45° 로 설정했으며, 푸셔형은 출력을 20%, 40%, 60%, 80%, 100%로 설정했다. 또한 속력측정을 위한 기준 거리는 60m로 설정하여 시간을 측정했다.

Table 2. Flight test results

Quad type			Pusher type (pitch 0)		
pitch ($^\circ$)	Max speed (km/h)	time (s)	F_{pusher} output (%)	Max speed (km/h)	time (s)
45	48.675	8.4	100	74.674	3.55
36	42.439	10.25	80	68.806	4.41
27	25.541	16.2	60	37.397	9.53
18	10.759	28.75	40	26.997	11.47
9	3.28 (wind)	-	20	3.28 (wind)	-

비행실험 결과 Table 2.와 같이 쿼드로터는 자세에 의해 속력이 결정되고, 푸셔형은 자세와 관계없이 푸셔 출력에 따라 속력이 결정됨을 확인할 수 있다.

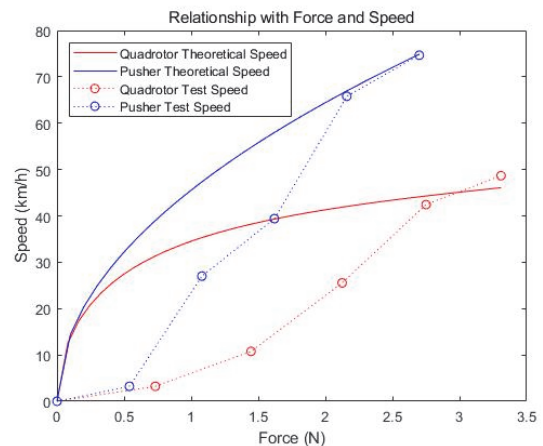


Fig. 5. Comparison between Theoretical Speed and Experimental Speed

위의 Fig.5 비행실험에서 얻은 자료를 바탕으로 이론값과 비교했을 때, 이론값의 초기 경향을 실험값이 따라가지 못한다. 이는 이론값에서 추정된 C_d 값과 실험시 바람 등의 환경조건과 가속구간의 존재로 인한 것으로 보인다.

3. 결 론

본 연구에서는 수평축에 대한 추가적인 추력장치(푸셔)를 장착하여 전진비행시 유상하중에 대한 효율과, 비행실험을 통한 비행속력 비교를 통해 푸셔형을 사용했을 때 자세변화 없이도 속력이 쿼드로터에 비해 향상됨을 확인했다.

이번 실험에서는 푸셔 작동을 위해 스위치 형식으로 입출력을 제어했으나, 추후 비행제어를 위한 동역학 및 제어시스템 모델링을 통해 시스템을 완성한다면, 이동 및 운송수단에 적용가능한 방법으로 기대된다.

참고문헌

- 1) Quan Quan, "Introduction to Multicopter Design and Control", Springer, Singapore 2017, chapter 4, 85p