

Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2018.26.4.122>
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

전익기형 복합드론의 설계 및 임무 정확도 연구

성동규*, 고은학*, 김주찬*, 남용현*, 이정호*, 이재승*, 이찬빈*, 전영배*, 최철균**, 이재우***

Flying-wing Type Compound Drone Design and Mission Accuracy Analysis

Dong-gyu Sung*, Eun-hak Koh*, Ju-chan Kim*, Yong-hyeon Nam*, Jeong-ho Lee*,
Jae-seung Lee*, Chan-bin Lee*, Yeong-bae Jeon*, Cheol-kyun Choi**, Jae woo Lee***

ABSTRACT

A compound drone that combines a fixed wing and a rotary wing is an aircraft that can take off and landing vertically, and can increase flight time and fly faster with fixed wings. The compound drones are divided into many types depending on the method of adding the thrust vectoring or the lift fan and the position of the rotor. In this study, we designed and fabricated a composite drone with four V-TOL motors in a fixed-wing, and assigned missions to the aviation body, hence judged mission accuracy using the actual flight test. The design process and the mission evaluation process employed in this study can be utilized on the development of various unmanned aerial vehicle.

Key Words : compound drone(복합 드론), lift fan(리프트 팬), fixed wing(고정익), vertical takeoff and landing(수직이착륙), mission accuracy(임무정확도)

I. 서 론

최근 수직이착륙이 가능한 회전익 드론은 큰 이슈였다. 회전익 드론은 높은 연료소모율로 제한된 운용시간과 날개에서 일어나는 항력으로 순항속도의 한계가 있다. 반면, 고정익 드론은 빠른 속도로 순항 가능하나 활주로가 필요하고, Hovering이 불가능하여 정밀촬영이 어렵다. 따

라서 이 두 유형의 장점을 살린 복합비행체에 관한 연구는 오래 전부터 지속되어 왔고, 추력의 방향을 바꾸는 틸트 로터나 추력편향, 고정익 항공기에 수직이착륙을 도울 로터를 추가한 리프트 팬 방식 등 다양한 방향으로 연구되어왔다.[1] 본 연구에서는 리프트 팬 복합비행체의 장점을 부각하고 임무자유도를 개선하고자 하였으며, 이를 통해 복합비행체를 설계하는 방식을 제시했으며, 이후 여러 임무를 수행할 수 있는지 임무정확도를 평가했다.

II. 본 론

2.1 Wing 설계

2.1.1 요구조건 수립

Received : 25. Nov. 2018. Revised : 07. Dec. 2018.

Accepted : 23. Dec. 2018

* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

** 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과 석사과정

*** 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 교수

연락처 E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

연락처 주소 : 서울특별시 광진구 능동로120

건국대학교 공과대학

설계에 앞서, 무인기가 가져야 할 요구조건을 수립했다.

Table 1. Requirement

항목	목표
Aircraft type	Compound drone
Propulsion Type	Electric motor + Battery
Gross Weight	Under 5kg
Payload Mass	over 0.8kg
Endurance	over 1hour
Cruise Speed	Over 15m/s
Rate of Climb	over 3m/s
Range	over 45km
Price	Under 5000\$
Span	under 2.5m

각 항목은 현재 개발 중인 복합 드론들의 시장조사와 한국 국가분계선과 인접한 육군 사단과의 지도상의 거리를 고려하여 결정했다.

2.1.2 Mission profile

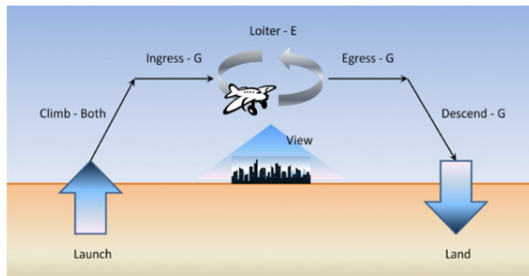


Fig 1. Mission profile [6]

- ① Take off : V-TOL Mode로 활주 없이 상승 (Rate of Climb 3초 이내로 3m/s 로 상승)
- ② Mode shift : 5초 이내 V-TOL mode 에서 C-TOL mode로 변환
- ③ Cruise : 목표 지점까지 속도 20m/s로 이동
- ④ mission : 사진 촬영 및 mission 수행
- ⑤ Cruise : 착륙 지점까지 속도 20m/s로 이동
- ⑥ Mode Shift : 5초 이내 C-TOL mode 에서 V-TOL mode로 변환
- ⑦ Take in : 착륙

2.1.3 개념 Sketch

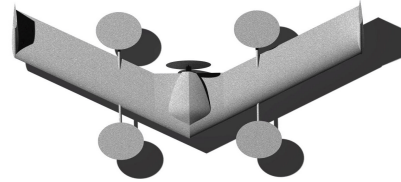


Fig 2. Sketch configuration

일반적인 항공기와 달리 동체와 꼬리날개가 없어 무게중심 추정이 간단해 V-TOL 모터와 C-TOL 모터 위치를 쉽게 선정할 수 있으며, 제작이 비교적 간단한 Flying wing 익형을 선정했다. 이는 Flame과 Wing을 따로 제작할 수 있어 팀원들의 Man hour를 효율적으로 배분할 수 있다. 또 Flying wing은 항력이 작아 운용시간이 증가하고 비용이 절감된다는 장점이 있다.[2]

2.1.4 에어포일 선정

Flying wing은 꼬리날개가 없어 수직안정성 확보를 위해 Reflex airfoil을 사용한다.[2] 항공기 효율을 위해 양향비를 우선순위에 두고 여러 Airfoil을 비교하여 NACA25112와 NACA22112를 선정했다.

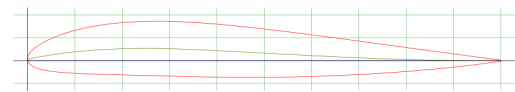


Fig 3. NACA 25112

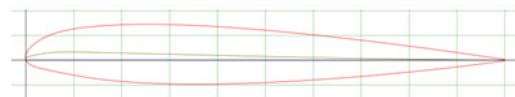


Fig 4. NACA 22112

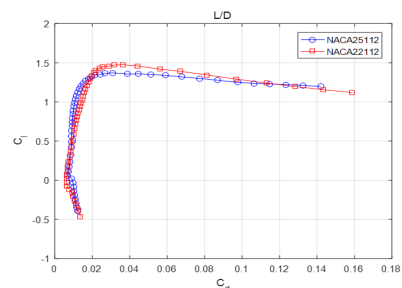


Fig 5. Airfoil lift/drag ratio

X-FOIL[3]을 이용하여 받음각에 따른 양력, 항력, 양항비를 비교한 결과 NACA25112를 본 기체의 익형으로 선정했다.

2.1.5 주 날개 설계



Fig 6. Fixed wing compound drone example [7]

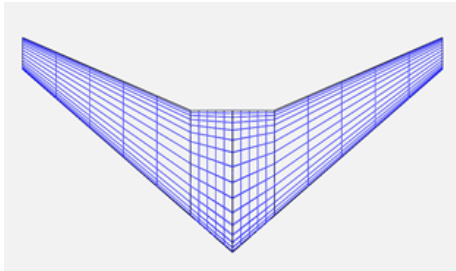


Fig 7. Wing configuration

주 날개는 현재 시장 내 Flying-wing 형태의 복합드론의 Span, Chord, 후퇴각 및 Taper비 경향성을 이용하여 설계 하였으며, 제원은 다음과 같다.

Table 2. Wing specification

Total Span	2000mm
Total Area	72.80mm ²
Mean Chord (area/span)	364mm
Mean Aerodynamic Chord(length)	414.12mm
Wing Aspect Ratio	5.49
Wing Taper Ratio	0.2
Sweep angle	40.0 degree

2.1.6 테이퍼, 후퇴각 및 winglet 설정

공력중심에서 winglet까지의 거리를 arm, 이 테이퍼와 후퇴각에 의해 결정되며 Winglet의 부피계수는 다음과 같다.

$$C_{VT} = (L_{VT}S_{HT}) / (b_w S_w)$$

$$L_{VT} = \text{arm} \quad S_{HT} = \text{Winglet 면적}$$

$$b_w = \text{Span} \quad S_w = \text{날개 면적}$$

프로펠러 모형항공기의 부피계수는 경향적으로 0.04일 때 안정적이며 후퇴각은 40도, 내부 구조를 고려하여 테이퍼는 0.3으로 설정했다.[5]

2.1.7 첫 번째 설계 결과

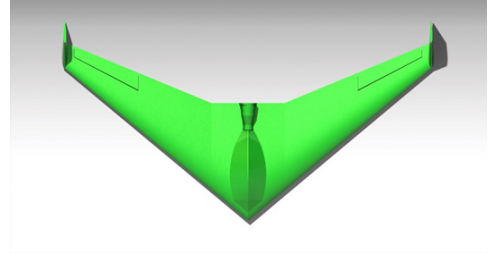


Fig 8. First design result

앞서 진행한 설계 절차에 따라 설계된 결과는 위의 그림과 같으며, 캐노피 안에 배터리 및 전선이 위치할 수 있도록 설계했다.

2.1.8 설계 변경

XFLR5[4]을 이용하여 형상 공력해석을 실시하였고. 받음각에 따른 모멘트 해석결과는 다음과 같다.

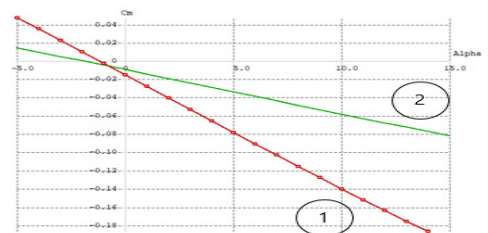


Fig 9. C_m according to angle of attack

①직선이 형상에 대한 C_m ②직선은 경상대학교 자작모형항공기 경진대회에 참가한 Flying wing 무인기로, 비행으로 안정성이 검증된 Flying wing C_m 그래프이다. 해석결과 설계형상은 받음각에 따라 음의 모멘트가 급격히 증가하여 세로안정성이 확보되지 못한다.

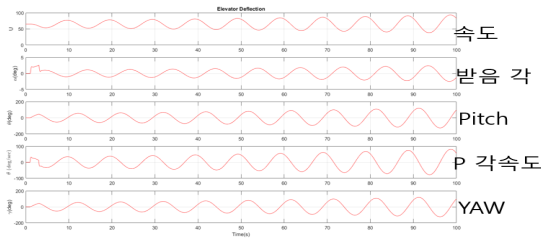


Fig 10. Simulation result 1

또한 조종면을 1초 동안 3도 각도변경 했을 때의 시뮬레이션 한 결과, Pitch각속도가 수렴하지 못하고 발산하였다. 따라서 세로안정성을 확보하기 위해 설계변경이 필요했다. 세로안정성은 Static margin을 증가시키거나 수평안정판을 키워 안정화될 수 있다.[2] 무게중심을 Nose에 가깝게 위치시키기 위해 Root chord 길이를 증가시키고, Root trailing edge 부분의 수평 부분을 증가시켜 수평안정판 역할 부분을 확대했다.

2.1.9 설계 변경 결과

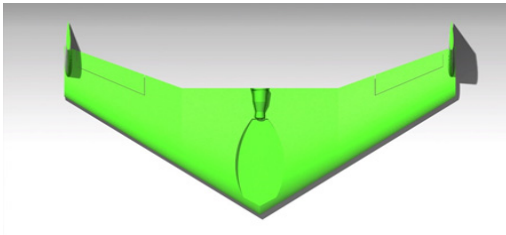
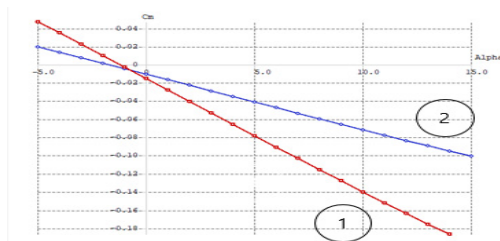


Fig 11. Design change result

세로 및 방향 안정성을 위해 수평 안정판을 확대하고, Root chord 길이 변화와 Winglet 위치변화 결과는 위의 그림과 같다.

2.1.10 설계 변경 후 개선사항

Fig 12. After redesign, C_m according to angle of attack

①직선이 설계 전 형상에 대한 C_m , ②직선은 설계 변경 후 C_m 그래프다. 설계 변경 후 받음 각에 대한 C_m 의 기울기가 완만해져 세로안정성이 개선되었다.

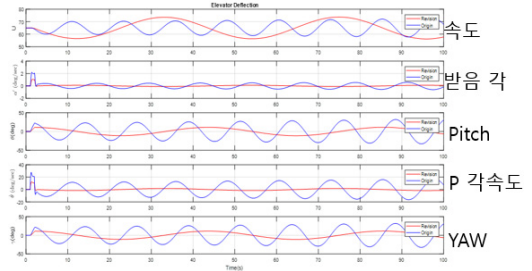


Fig 13. Simulation result 2

시뮬레이션 1과 똑같은 조건으로 시뮬레이션 시행한 결과 문제였던 Pitch 각속도가 수렴하며 다른 항목 또한 수렴하는 것으로 보아 세로안정성 및 방향안정성이 개선되었다.

2.1.11 모터 및 프로펠러 선정



Fig 14. Thrust tester (RC Benchmark 1580) [8]

예상한 무게로 추력/중량비 0.6 정도의 성능을 낼 수 있는 모터(RIMFIRE 50-55)와 input이 60%일 때 Hovering이 가능한 모터(T-MOTOR MN505)를 선정하여 추력테스트를 실시했다.

15 X 6		15 X 8		16 X 10	
23.49008	1446	24.01227	7.90071	74.68809	1448
23.50732	1449	23.942037	24.00812	8.06405	74.71093
23.52004	1447	24.01282	7.97880	74.73724	1451
23.56277	1448	24.01112	7.98950	74.73339	1449
23.61987	1450	23.954388	24.00739	8.08238	74.75585
23.70516	1453	23.99635	8.36462	74.85891	1453
23.6440	1451	24.00474	8.13776	74.80757	1452
23.6747	1452	23.99811	8.17889	74.8294	1452
23.73206	1453	23.9966	8.38388	74.82921	1456
				3.156362	23.84933
				10.3468	
				31.40664	1449
				31.49587	1450
				15.32811	1450
				12.30608	23.72495
				23.71825	11.47589
				23.71634	11.464
				23.71182	11.50096
				23.70887	11.63305
				23.70706	11.74207
				14.56	3.288957
				23.74048	11.67208
				23.53256	1445
				2.839122	23.78026
				9.19899	
				23.5608	1446
				23.77008	9.29377
				23.58451	1446
				23.77475	9.394318
				23.81023	1447
				23.77068	9.424379
				23.63605	1448
				23.7891	9.482318
				23.66213	1449
				2.871905	23.76006
				9.38056	
				23.69221	1450
				23.76005	9.394621
				23.72716	1451
				23.76251	9.483376
				23.74555	1451
				23.78144	9.600861

Input : 1400~ 1500

Thrust : 3kg이상

Current consumption : 10mh

Fig 15. Thrust test data

각 모터의 제조사에서 추천하는 프로펠러를 기준으로, Pitch 와 지름을 변경하여 테스트를 실시하였으며, 위의 기준으로 푸셔 프로펠러 15*8(inch), lift fan 프로펠러 15*4(inch)로 선정했다.

2.1.12 V-TOL Frame

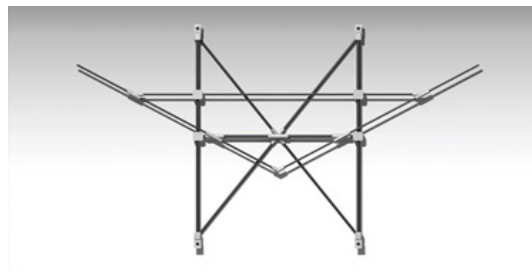


Fig 16. frame 3D model

Quad-copter에 주 날개가 장착 될 수 있도록 Quad-copter 위에 카본파이프를 설치했다. 날개의 공력중심에 카본파이프가 위치하며, 각각의 연결부는 3D 프린터로 제작했다.

2.1.13 3D Model

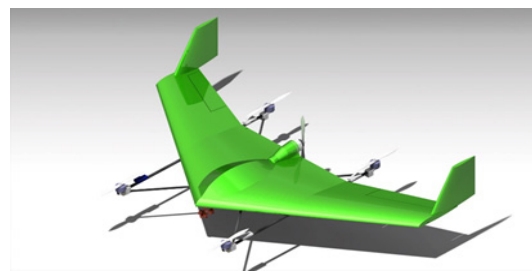


Fig 17. 3D model

설계한 Wing과 Frame을 조합한 결과는 위의 그림과 같으며, 실제 제작 결과는 다음과 같다.



Fig 18. Actual production result

비행 시험에 앞서 항공기 충격을 완화 시켜줄 완충장치를 각 모터 하단에 장착했다.

2.2. 비행시험 및 임무분석

2.2.1 제어 값 획득



Fig 19. Pixhawk.2 [9]

자동비행을 위해 Pixhawk.2 비행제어장치를 사용하였으며, Adupilot을 GCS(Ground Control Station)로 사용했다. Hovering 테스트로 Adupilot 내의 Quad-copter PID제어 값들을 찾았으며, 수동 조작으로 천이(Transition) 과정을 진행하여 비행체가 자동비행 가능한지 알 수 있었다.



Fig 20. Hovering test picture

2.2.2 Mission 부여

비행 장소는 서울시 광나루비행장이며, 비교적 간단한 임무를 부여하였다. 약 300m가량 비행하였고, 고도는 65m, 속도는 약 20m/s로 운행했다.

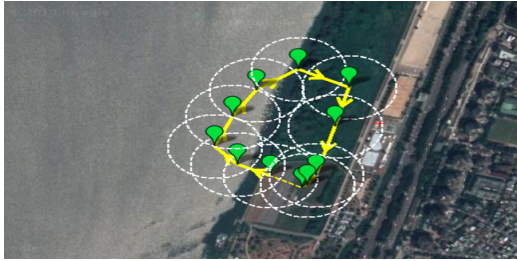


Fig 21. Mission trajectory

2.2.3 실제 자동비행 결과



Fig 22. Actual mission trajectory 1



Fig 23. Actual mission trajectory 2

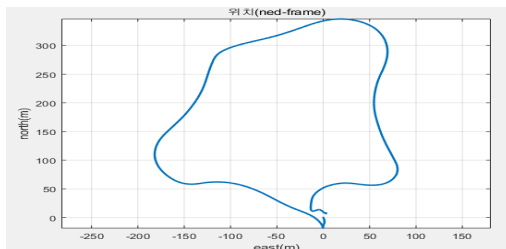


Fig 24. XY plane flight position based on the flight log

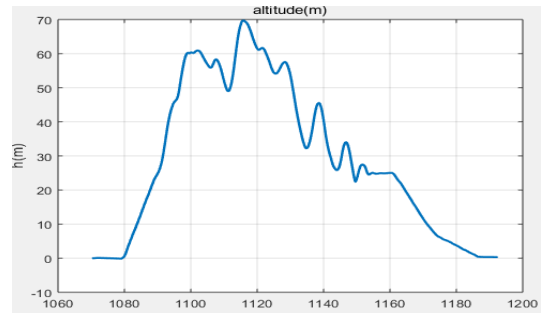


Fig 25. flight altitude based on the flight log

실제 자동 비행 결과, 주어진 임무에 비해 XY 평면상에서 임무계획 20%의 오차가 있었으며, 비행고도를 65m로 설정하였으나 실제 비행은 일정하지 않은 고도로 비행하였다. 이는 비행체가 고도를 GPS에 의존하여 제어하였으며, 이에 Pitot tube나 더 정밀한 Way point를 설정해 주면 오차를 줄일 수 있을 것으로 예상된다.

III. 결 론

초기 요구조건을 바탕으로, 복합드론의 개념 및 기본설계과정과 공력해석을 수행했다. 설계 과정에서 안정성과 성능을 예측하여 이를 제작 및 비행시험으로 검증 해보았으며, 실제 비행결과 XY평면에 비해 Z축 비행 임무 정확도 오차가 컸다. 이를 개선하기 위해 Pitot tube와 정밀한 Way point가 필요하며, 추후 비행시험을 통해 개선된 사항을 확인할 것이다. 또한 초기 설정된 요구조건을 만족할 수 있는지 Payload와 Stall speed, Endurance 등을 검증할 계획이다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부 프로젝트(Project No. N0002431), 민군협력진흥원 / 민군겸용기술사업 / 웨어러블 디스플레이 장치를 이용한 고신뢰성 무인비행체 시뮬레이터 기술 개발 과제 및 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 지원을 받아 수행된 연구입니다. 또한, 2018 한국항공운항학회 추계 학술대회 발표논문을 수정 보완하였습니다.

참고문헌

- [1] Kwon-Su Jeon, Yun Ki Jung and Jae-Woo Lee, "The Concept of Compound Aircraft, and the Development Trend and Future Prospects", Proceeding of the 2015 KSAS Spring Conference, 2015, pp. 497~500.
- [2] Karl Nickel, Michael Wohlfahrt, "Tailless Aircraft in theory & practice", Edward Arnold, London, 1994, pp. 8 ~ 94
- [3] Mark Drela, 2001, "X-FOIL 6.9 User Primer", URL : https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt
- [4] XFLR5, 2013, "XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers", URL : <https://ayera.dl.sourceforge.net/project/xflr5/Guidelines.pdf>
- [5] Aircraft Design Education Committee, "Aircraft Conceptual Design", KM, Seoul, 2001, pp. 145~168
- [6] Reserch Gate, Mission profile uploaded by Richard L. Warr
URL : https://www.researchgate.net/figure/Mission-profile-for-a-small-hybrid-electric-remotely-piloted-aircraft_fig3_269635945
- [7] Droneit, MILVUS-1
URL : http://droneit.co.kr/sub_en/main/main.php
Third Eye
URL : <http://thirdeye.co.kr/>
- [8] RC Benchmark 1580
URL : <https://www.rcbenchmark.com/>
- [9] Pixhawk
URL : <http://pixhawk.org/>