論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(6), 455-462(2017)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.6.455
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

# VTOL 타입의 복합형 비행체에 적용가능한 다수 프로펠러 기반 자세제어기법의 개발

성명훈*, 한상혁**, 김종철*, 공현철*

# Development of the Multi-Propeller based Attitude Control Method for VTOL type Compound Aircraft

Myeonghun Seung*, Sanghyuck Han**, Jongchul Kim* and Hyeon Cheol Gong*
Future Aerospace Technology Team of Korea Aerospace Research Institute*,**

## ABSTRACT

In recent decades, many researchers have been struggling to developing the compound aircraft that is capable high speed and VTOL flight. And in recent years, multi-copters are very popular because of having advantages of VTOL and easy handling, but they are lack of doing long-range mission. Therefore, we presents simple aircraft architecture which is equipped fixed wing, multi propellers and no control surfaces. In this paper, we designed the attitude control for the compound aircraft prototype and measured the attitude control performance with flight test for validating prototype's performance. We analysed the attitude control test result comparing with similar size of a fixed wing aircraft. The performance was almost same as fixed wing aircraft.

## 초 록

지금까지, 고속 비행과 수직이착륙의 장점을 갖는 비행체에 대한 많은 연구가 있었다. 최근 대중화된 멀티콥터 형태의 드론은 수직이착륙과 다루기가 쉬운 장점을 가지나, 수십 Km 이상의 장거리 임무에는 적합하지 않다. 이에, 본 연구에서는 다수의 프로펠러를 고정익에 결합한 복합형 시제기를 설계 및 제작하였다. 복합형 시제기는 멀티콥터와 고정익의 단순한 결합이 아닌, 멀티콥터의 다수 프로펠러가 자세제어를 수행하여 고정익의 조종면을 대신할 수 있도록 설계하고 비행시험을 통해 자세제어 성능을 확인하였다. 복합형 시제기의 자세제어 성능을 유사급 고정익 비행체와 비교한 결과 다수 프로펠러 기반 자세제어의 성능이 고정익 비행체의 자세제어 성능과 유사한 성능을 보였다.

**Key Words :** Compound aircraft(복합형 비행체), VTOL(수직이착륙), Multicopter(멀티콥터), Fixed wing(고정익), Multi propeller(다수 프로펠러), Attitude control(자세제어)

† Received : April 4, 2016 Revised : September 7, 2016 Accepted : October 26, 2016
** Corresponding author, E-mail : shan@kari.re.kr

## Ⅰ. 서 론

지금까지, 고속 비행과 수직이착륙(VTOL; Vertical Take-off and Landing)의 장점을 갖는 비행체에 대한 많은 연구가 있었다[1-3].

최근, 멀티콥터 방식의 드론이 활용 범위가 넓어지고 있는데, 고속 비행이 어렵고 임무 반경도 제한되어 수십 km 이상의 넓은 지역에서의 임무 수행에는 적합하지 않다. 이에, 한국항공우주연구원 미래항공우주기술팀에서는 고정익과 멀티콥터를 결합하여 고속비행과 수직이착륙이 가능한 이륙중량 7~10 kg급의 복합형 소형 드론 시제기(이하 복합형 시제기)를 설계 및 제작하고 비행시험을 수행하였다.

제작된 고정익과 멀티콥터를 결합한 복합형 시제기는 120 km/h 이상의 고속비행이 가능하며, 공중 정지 임무 수행이 가능하며, 또한 고속비행 시 조종면 대신 멀티콥터로 자세제어를 수행한다. 일반적으로 고정익은 조종면으로 자세제어를 수행하는데, 복합형 시제기는 고정익과 멀티콥터의 프로펠러를 동시에 탑재하고 있어 고정익의 조종면을 사용하지 않고 멀티콥터의 프로펠러만으로 자세제어를 수행할 수 있는지를 비행시험을 통해 확인하였다.

본 논문에서는 고속비행과 수직이착륙이 가능한 복합형 시제기의 제작과정과 조종면 대신 다수의 프로펠러로 자세제어가 가능함을 비행시험을 통해 보이고, 유사한 크기의 고정익과의 자세조종 성능을 비교함으로써, 다수 프로펠러로 조종면을 대신하는 것이 가능함을 확인하였다.

## Ⅱ. 복합형 시제기 설계 및 제작

### 2.1 복합형 시제기 사양

고속비행과 수직이착륙이 가능한 복합형 시제기는 날개 너비 1.8 m, 길이 1.8 m, 이륙 중량 10 kg 급으로 Table 1과 같다. VTOL 추력 장치의 사양은 최대 추력이 이륙 중량의 1.4~2 배의 값을 갖도록 구성하였고, 고정익의 Wing loading은 10 kg/m$^2$ 미만으로 하여 저속 비행 시 발생할 수 있는 실속을 억제하고자 하였다.

Table 1. Compound aircraft Prototype specification[4]

| COMPONENT | VALUE |
|---|---|
| MAIN SPEC. | |
| Fixed wing flight time | 15 min. |
| VTOL flight time | 10 min. |
| Payload | - |
| Wing span | 1.8 m |
| Length | 1.8 m |
| Take off weight | 12 kg |
| AIR FRAME | |
| Wing area | 1.20 m$^2$ |
| Wing loading | 10 kg/m$^2$ |
| Airframe weight | 3 kg |
| QUAD-COPTER | |
| Max. thrust requirement/1 prop. | 3.7 kg |
| Propeller weight | 0.03 kg |
| Motor weight | 0.255 kg |
| Motor controller weight | 0.062 kg |
| Battery consumption @ hover/1 motor | 15 A |
| FIXED WING | |
| Propeller weight | 0.03 kg |
| Max. thrust requirement | 3.7 kg |
| Motor weight | 0.495 kg |
| Motor controller weight | 0.062 kg |
| Battery consumption @ cruising | 40 A |
| BATTERY | |
| Type | Li-Po |
| Voltage | 22.2 V |
| Capacity | 10 Ah |
| Energy density | 178.2 Wh/kg |
| Weight | 1.25 kg |
| ETC | |
| Misc. materials weight | 1.18 kg |

### 2.2 복합형 시제기 설계

복합형 시제기 설계 시 고려한 주요사항은 다음과 같다. 먼저, 고정익/멀티콥터 각각의 기본 형상을 유지한 결합 설계를 수행하여 단순 결합 시 나타나는 현상을 살펴보고자 하였다. 둘째로, 고정익의 조종면을 대신하여 다수의 프로펠러로 자세제어를 수행하도록 설계하였다. 세째로, 기체 무게를 최소화하면서도 강성을 유지하기 위해 소재로 카본섬유강화플라스틱(CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastic)을 적용하였다.

복합형 시제기의 형상은 Fig. 1과 같다. 고정익과 멀티콥터는 구조의 단순함을 위해 전익형(Flying Wing)과 쿼드콥터(Quadcopter) 형태를 적용하였고, 소모 에너지 측정과 취급의 용이함을 위해 전기에너지를 이용하는 시스템으로 구성하였으며, 사양은 2 m 미만의 크기와 이륙 중량 10 kg 미만으로 구성하였다. 비행체의 거동은 무게중심을 기준으로 나타나고, 프로펠러들은 추력 및 반토크를 설정한 한 방향으로만 발생시키므로 무게 중심을 원점으로 하는 롤, 피치축을 중심으

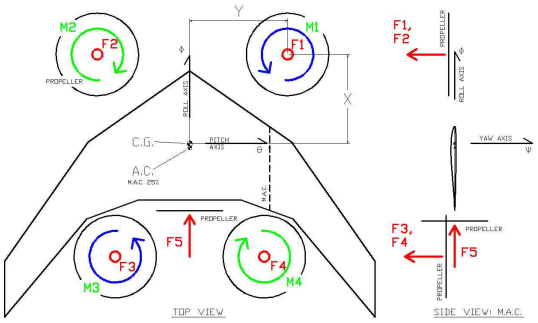


Fig. 1. Prototype shape[4]

Fig. 2. HS 522 Airfoil & Deformation[4][5][7]

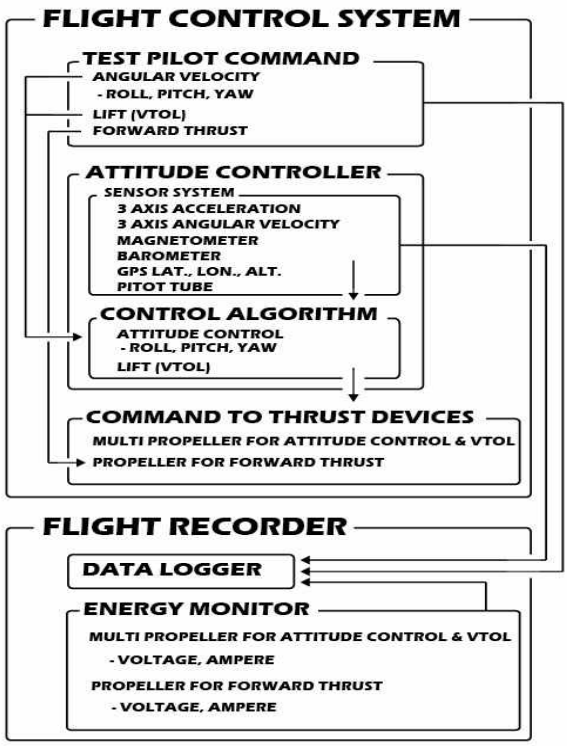


Fig. 3. Flight Control System

로 대칭이 되도록 배치하였다. 그리고, 고정익과 멀티콥터 기능 상호 간의 악영향을 줄이기 위해 고정익과 프로펠러 회전면이 겹치지 않도록 요소의 위치 및 형상을 구성하였다.

그 결과 고정익과 멀티콥터 각 기능의 기본적 제어 방식을 큰 수정 없이 적용할 수 있었다.

또한, 전면 투영 면적을 줄여 항력 계수를 감소시키고자 고정익의 에어포일은 Fig. 2와 같이 'HS 522'를 두께 방향으로 70% 수준으로 변형하

Table 2. 3DR Pixhawk specification

| Item | Content |
|---|---|
| Micro processor | • 32-bit STM32F427 Cortex M4 core with FPU<br>• 168 MHz/256 KB RAM/2 MB Flash<br>• 32 bit STM32F103 failsafe co-processor |
| Sensor | • ST Micro L3GD20 3-axis 16-bit gyroscope<br>• ST Micro LSM303D 3-axis 14-bit accelerometer / magnetometer<br>• Invensense MPU 6000 3-axis accelerometer/gyroscope<br>• MEAS MS5611 barometer |

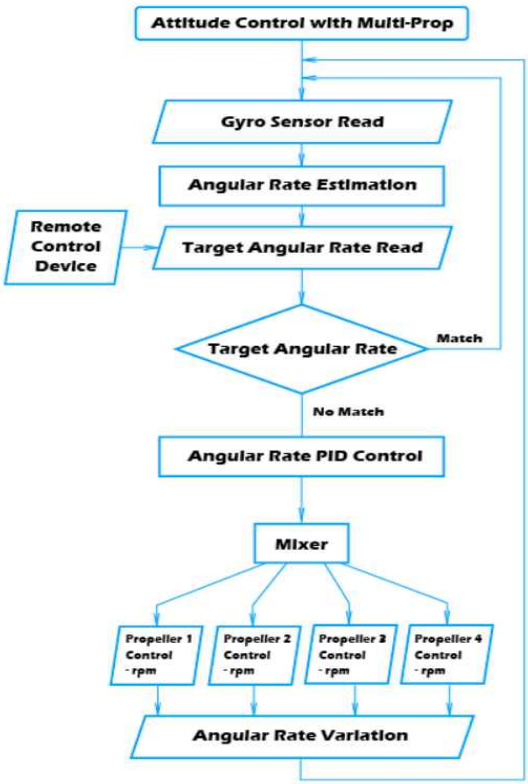


Fig. 4. Attitude control algorithm

여 적용하였다.

복합형 시제기의 비행제어시스템은 Fig. 3와 같이 명령 수신부, 자세안정화 장치, 명령 송신부, 에너지 소모 측정 장치, 그리고 데이터 기록 장치로 구성하였다. 비행제어시스템은 조종사의 조종 명령과 자세제어장치의 센서 데이터를 기반으로 자세제어 알고리즘을 통해 자세제어명령을 생성하고, 이를 추력장치로 전송하는 구조를 갖고 있다. 또한 비행 상태를 기록하기 위해 조종사의 명령, 각종 센서 데이터, 소모 에너지 데이

터 기록 장치를 추가로 구성하였다.

비행 데이터 기록은 Table 2와 같은 사양의 3DR 사 Pixhawk를 이용하였고, 자세, 자세 변화 각속도, 비행 속력, 비행 경로, 응답 특성, 소모 전력 등의 데이터를 획득할 수 있도록 구성하였다.

다수 프로펠러를 이용한 자세제어 알고리즘은 Fig. 4와 같이 각 위치의 프로펠러 rpm 조작을 통해 수행하며, 이에 비례하여 모멘트가 변화하면 결과적으로 각속도가 비례하여 변화한다. 3축에 대한 목표 각속도 값이 설정되고 차이가 발생하면, 이를 추종하기 위해 PID 제어가 개입하여 Mixer를 통해 각 위치의 프로펠러 rpm을 제어하도록 구성하였다.

### 2.3 복합형 시제기 제작

완성된 시제기 기체는 약 3 kg으로 Fig 5와 같다. 카본섬유강화플라스틱 반모노코오크(CFRP Semi-monocoque) 구조를 적용하였다. 기체의 구조 부재들은 카본섬유 프리프래그를 금형 위에 적층하여 진공포장(Vacuum Packaging) 공법으로 고압가마(Autoclave)의 고온·고압 환경에서 경화시켰고, 기타 부품들과 함께 하나의 구조물로 접착 결합하였다.

복합형 시제기의 이륙 중량은 약 12 kg이고 CAD 상에서의 관성모멘트 값은 Table 3과 같다.

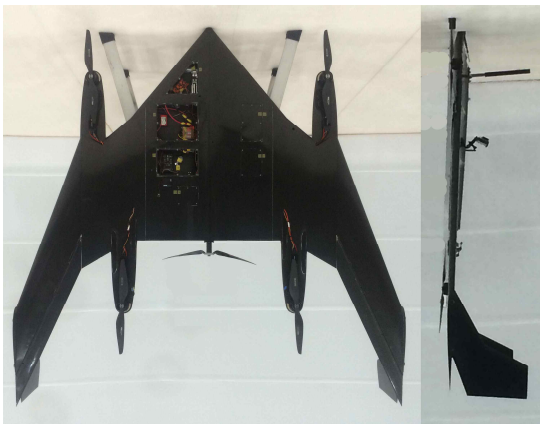

Fig. 5. Compound Aircraft Prototype[4]

Table 3. Centroidal Moment of Inertia[4]

| Centroidal Moment of Inertia [kg·m²] | |
|---|---|
| $I_{roll}$ | 2.92 |
| $I_{pitch}$ | 2.47 |
| $I_{yaw}$ | 5.33 |

날개 너비 방향으로 구조가 배치된 Flying wing 형태의 영향으로 롤축 방향의 관성모멘트가 피치축에 비해 큰 것을 확인할 수 있다.

## III. 복합형 시제기 비행시험을 통한 자세제어 성능 비교

본 논문에서 다루고자 하는 점은 '복합형 비행체의 고정익 모드 비행 시 자세제어 능력이 충분한가' 이다. 비행체의 자세제어 능력은 자세조종력에 의해 결정되고, 이를 평가하기 위해서는 각 축에 대한 모멘트 값을 측정해야 하나, 다음과 같은 오일러 운동 방정식의 예로 알 수 있듯이 이 값은 관성모멘트 관련 항과 p, q, r, 그리고 이의 미분값에 의하여 결정된다[8]. 따라서 본 장에서는 비행체 3축의 관성모멘트와 p, q, r 값 및 명령에 대한 응답 시간을 수집하여 다른 유사 기종과 비교함으로써 비행체의 모멘트 조종력을 간접적으로 확인하고자 한다.

$$L = I_x\dot{p} - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) - (I_y - I_z)qr \quad (1)$$

$$M = I_y\dot{q} - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) - (I_z - I_x)rp \quad (2)$$

$$N = I_z\dot{r} - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) - (I_x - I_y)pq \quad (3)$$

여기서 L, M, N은 각각 롤, 피치, 요 축에 대한 모멘트를 나타내고, p, q, r은 각속도, I는 관성모멘트 관련 항을 나타낸다.

### 3.1 유사급 고정익의 자세제어 성능

다수 프로펠러로 자세제어를 수행하는 복합형 시제기의 자세제어 성능을 확인하기 위해 유사한 크기의 비행체 중 비행 특성이 너무 민감하거나 둔

Fig. 6. Fixed wing aircraft

Table 4. Fixed wing aircraft specification

| | |
|---|---|
| Maker | BJ Craft |
| Type | Conventional<br>Main Wing & Tail Planes |
| Attitude control | Control Surfaces |
| Wing span | 2.5 m |
| Length | 2.3 m |
| Take off weight | 15 kg |
| Wing area | 1.04 $m^2$ |
| Wing loading | 14.5 $kg/m^2$ |
| Engine | 3W-56iB2 (57 cc) |
| User | SNU GNSS Lab.<br>KAU FCL Lab. etc. |

Table 5. Centroidal Moment of Inertia

| Centroidal Moment of Inertia [$kg \cdot m^2$] | | |
|---|---|---|
| $I_{roll}$ | 2.37 | 0.8 times of composite type |
| $I_{pitch}$ | 0.97 | 0.4 times of composite type |
| $I_{yaw}$ | 2.95 | 0.6 times of composite type |

Table 6. Fixed wing aircraft performance

| Axis | Tilt Angle Max. [deg] | Response Delay Max. [s] | Angular Velocity Max [deg/s] |
|---|---|---|---|
| Roll | ±45 | 0.3 | ±40 |
| Pitch | ±15 | 0.2 | ±30 |
| Yaw | - | 0.5 | ±20 |

하지 않은 2.5 m, 10 kg 급의 고정익 비행체를 선정하였고 형상은 Fig. 6, 제원은 Table 4와 같다.

고정익 비행체의 이륙 중량은 약 15 kg이고 CAD 상에서의 관성모멘트 값은 Table 5와 같다. 후퇴각이 없고 길이 방향으로의 구조물이 거의 없는 영향으로 피치축 관성모멘트가 복합형에 비해 작음을 확인할 수 있다. 또한 복합형에 비해 중량물이 무게중심 근처에 배치되어 있어 요축 관성모멘트가 작음을 확인할 수 있다.

고정익 비행체의 자세제어는 비행체 무게 중심에서 거리를 갖고 위치한 조종면의 각도 조작으로 발생하는 공기역학적 힘에 의한 모멘트를 이용하며, 조종면 각도에 비례하여 모멘트가 변화하면 결과적으로 각속도가 비례하여 변화하는 형태로 이루어진다.

선정한 고정익 비행체의 자세제어 성능은 Table 6과 같고, 이를 자세제어 성능 지표로 설정하였다.

Table 7. MOOG CROSSBOW NAV440 Attitude & Heading Reference System specification

| | | |
|---|---|---|
| Position /Velocity | Position Accuracy<br>1PPS Accuracy | <3.0 m CEP<br>±50 ns |
| Heading | Accuracy | <1.0° rms(magnetic)<br><0.75° rms(with GPS aiding) |
| Attitude | Range: Roll, Pitch Accuracy | ±180°, ±90°<br><0.4° |
| Angular Rate | Range: Roll, Pitch, Yaw<br>Bias Stability in run<br>Bias Stability over temp | ±200°<br><10°/hr<br><0.02°/sec |
| Acceleration | Input Range<br>Bias Stability in run<br>Bias Stability over temp | ±4 g<br><1 mg<br><4 mg |

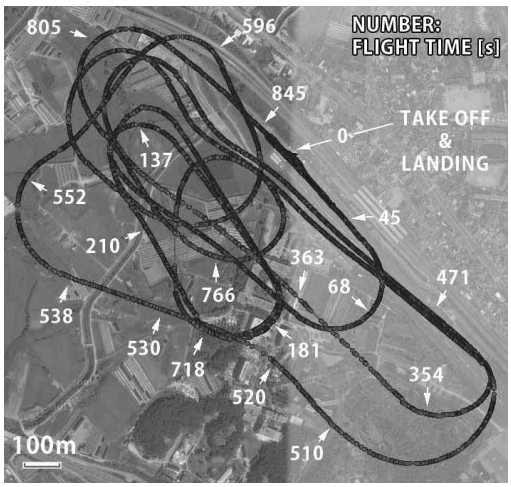


Fig. 7. Test Flight Waypoints[6]

Table 7은 고정익의 비행시험시 데이터를 측정한 센서의 주요성능을 나타낸다. 이 센서 시스템은 76x76x95 mm의 크기와 580 g의 무게로 2x2 m 미만의 소형 무인기에 사용하기에는 크고 무거운 편이지만 0.4° 미만의 롤, 피치축 측정 각도 정확도와 최대 데이터 출력 주기 100 Hz, 25,000 시간 이상의 평균 무고장 시간을 보장하는 신뢰성이 특징이다. 선정한 고정익 비행체는 이를 위한 충분한 탑재공간과 Payload 여유가 있어 이를 적용하였다.

고정익 비행체의 시험 비행은 Fig. 7과 같이 직선 및 선회를 반복하는 경로로 수행하였다.

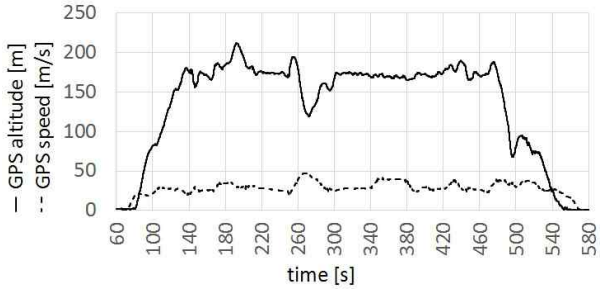


Fig. 8. Test flight altitude and speed of fixed wing aircraft

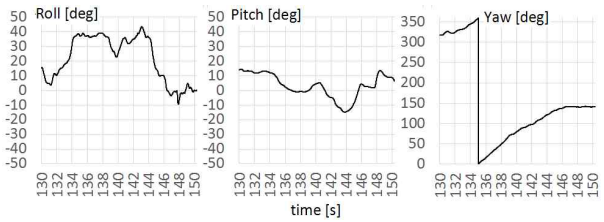


Fig. 9. Roll, pitch, yaw of fixed wing aircraft flight

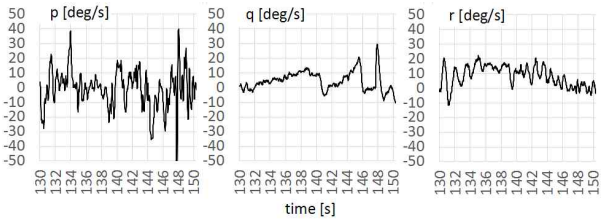


Fig. 10. 3 axis angular velocity data of fixed wing aircraft flight

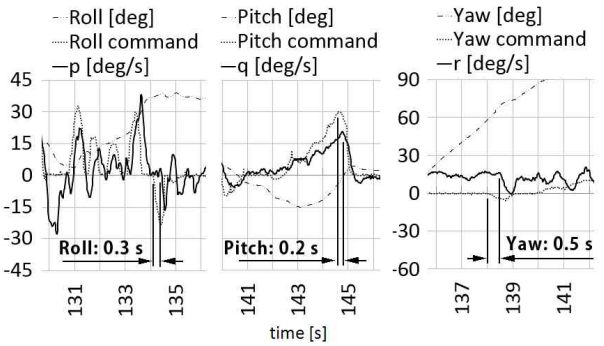


Fig. 11. 3 axis angular velocity data and response time of fixed wing aircraft flight

고정익 비행체의 자세제어 성능 결과는 Fig. 8~11과 같다. 비행시험은 고도 약 180 m에서 약 30 m/s의 속력으로 수행하였다.

비행 자세는 Fig. 9와 같이 롤축 ±45°, 피치축 ±15° 의 범위로 나타났다. 참고로 Fig. 8은 전체 비행 중 일부의 데이터로 한쪽 선회 비행 데이터만을 포함하고 있어서 롤축의 최대값이 '+' 성분만을 나타내고 있다.

3 축 각속도 변화는 Fig. 10과 같이 롤축 ±40 deg/s, 피치축 ±30 deg/s, 요축 ±20 deg/s의 범위로 나타났다.

3 축의 응답 시간은 Fig. 11과 같이 롤축 약 0.3 초, 피치축 약 0.2 초, 요축 약 0.5 초로 나타났다.

### 3.2 복합형 시제기 비행시험 결과

복합형 시제기의 시험 비행은 2015년 9월 경 수행하였다. 비행 시스템은 3축 각속도 센서 기반 자세안정화 알고리즘을 적용하였고 각속도 명령을 통해 비행체의 자세제어를 수행할 수 있도록 구성하였다. 따라서 시험 비행은 육안으로 비행체의 자세 및 위치를 확인하며 수행하였고 비행체 자세 및 위치 관련 데이터는 비행체 상에 적용한 기록 장치에 기록되도록 하였다.

시제기의 시험 비행은 Fig. 12와 같은 경로로 수직이착륙 및 최고 33 m/s의 속력으로 수행하

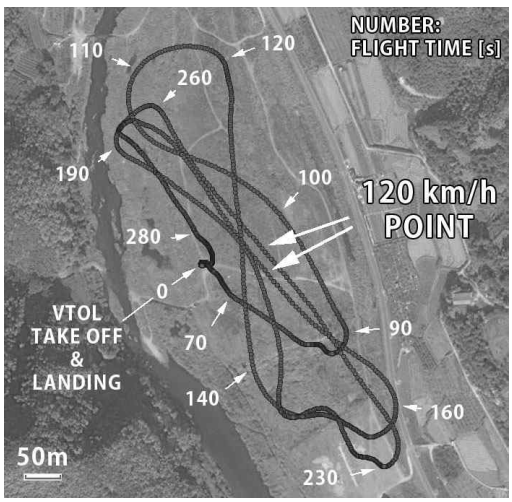


Fig. 12. Test Flight Waypoints[4][6]

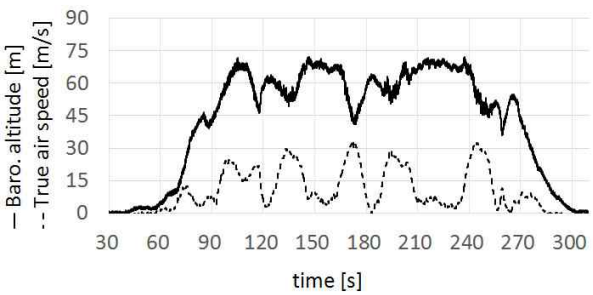


Fig. 13. Test flight altitude and speed of the prototype aircraft

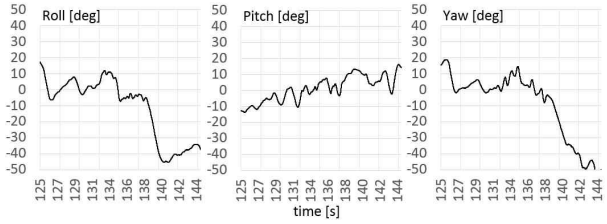


Fig. 14. Roll, ptich, yaw o the prototype flight

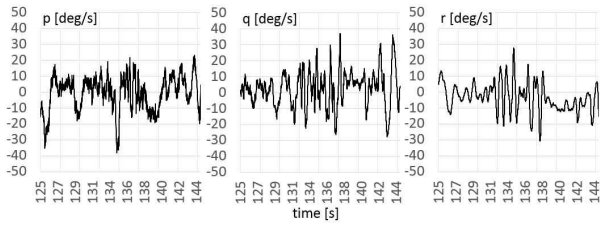


Fig. 15. 3 Axis angular velocity data of the prototype aircraft flight

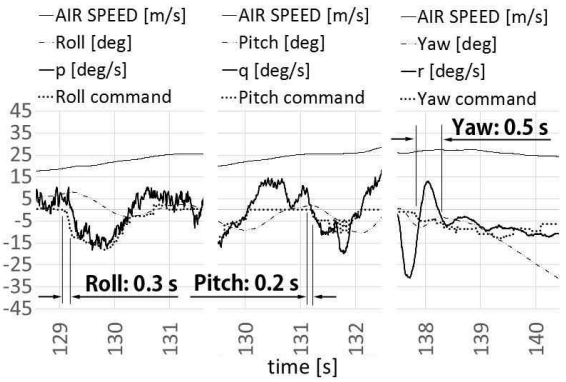


Fig. 16. 3 axis angular velocity data and response time of the prototype aircraft flight

였다.

시제기의 비행 데이터는 Fig. 13과 같이 고도 약 65 m에서 약 30 m/s까지 가속하였다가 감속하는 실험을 반복하며 획득하였다.

시제기의 고정익 모드 비행은 Fig. 14와 같이 롤축 ±45°, 피치축 ±20° 범위의 자세로 수행하였다.

고정익 모드 비행 시 3 축의 각속도 변화는 Fig. 15와 같이 롤축 ±40 deg/s, 피치축 ±40 deg/s, 요축 ±30 deg/s의 범위로 나타났다.

고정익 모드 비행 시 3 축의 응답 시간은 Fig. 16과 같이 롤축 약 0.3 초, 피치축 약 0.2 초, 요축 약 0.5 초로 나타났다.

### 3.3 다수 프로펠러 자세제어 성능 분석

다수 프로펠러로 자세제어를 수행하는 복합형 시제기의 자세제어 성능을 비교 대상 고정익 비행체와 비교한 결과는 Table 8과 같다.

Table 8. Attitude Control Performance Comparison

| | | Roll | Pitch | Yaw | Result |
|---|---|---|---|---|---|
| Centroidal Moment of Inertia [kg·m²] | F | 2.37 | 0.97 | 2.95 | Fixed wing aircraft is better for control |
| | C | 2.47 | 2.92 | 5.33 | |
| Tilt Angle Max. [deg] | F | ±45 | ±15 | - | Compound aircraft is better |
| | C | ±45 | ±20 | - | |
| Response Delay Max. [s] | F | 0.3 | 0.2 | 0.5 | Response and delay time are same |
| | C | 0.3 | 0.2 | 0.5 | |
| Angular Velocity Max. [deg/s] | F | ±40 | ±30 | ±20 | Comound aircraft is better |
| | C | ±40 | ±40 | ±30 | |

※ F : Fixed Wing Aircraft
C : Compound Aircraft

이 결과를 보면 복합형 시제기는 고정익 비행체 이상의 최대 기울임각을 나타내므로 기울임 능력이 우수함을 알 수 있고, 명령에 대한 반응 지연시간이 동일하므로 관성 극복 능력이 우수함을 알 수 있다. 최대 각속도 값은 획득값에 포함된 노이즈를 감안하였을 때 유사하거나 그 이상의 수준이므로 그 능력이 우수함을 알 수 있다. 여기서 주목할 점은, 복합형의 관성 모멘트가 전반적으로 보다 큰 조건에서 유사한 기울임각과 반응지연시간, 그리고 최대 각속도를 나타내는데, 이는 복합형의 모멘트 능력이 보다 높음을 의미하므로 우수한 자세제어 성능을 나타냄을 간접적으로 확인할 수 있다.

## Ⅳ. 결 론

지금까지, 수직이착륙과 고속 비행이 가능한 복합형 시제기의 제작과정과 복합형 시제기에 탑재된 다수 프로펠러만으로 자세제어가 가능한지 비행시험을 통해 확인하고, 유사한 크기와 무게를 갖는 고정익 비행체와의 자세제어 성능 비교를 수행하였다.

자세제어 성능은 비행시 얻어진 응답시간과

최대각속도를 비교하였는데, 복합형 비행체의 자세제어 성능과 유사급 고정익 비행체의 자세제어 성능이 유사함을 확인하였고, 다수 프로펠러를 사용하여 자세제어가 가능함을 확인하였다.

이 연구를 통해, 고정익과 다수 프로펠러가 탑재된 복합형 비행기는 고정익의 조종면을 제거하여 시스템을 단순화하거나, 조종면 고장 시 다수 프로펠러로 자세제어를 대신할 수 있음을 알 수 있다.

## References

1) Ahn, O., Kim, J., Lim, C., "Smart UAV Research Program Status Update: Achievement Of TILT-ROTOR Technology Development and Vision Ahead," ICAS, 2010.

2) K. R. Smith, Jr. and F. W. Belina, "Small V/STOL Aircraft Analysis," Vol. 1., NASA Report CR-2425, May 1974.

3) Ozdemir, U., Aktas, Y. O., Demirbag, K., Erdem, A., Kalaycioglu, G. D., Ozkol, I., Inalhan, G., "Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System," International Conference on Unmanned Aircraft Systems(ICUAS), 2013

4) Seung, M. H., et al., "Development of a Multicopter – Fixed Wing Compound Aircraft with Multi Propeller Attitude Control using Experimental Studies", *Spring Conference on the Society for Aerospace System Engineering(SASE)*, 2015.

5) http://www.xflr5.com

6) http://www.gpsvisualizer.com

7) http://www.aerodesign.de/english/profile/profile_s.htm#hs522

8) B. Etkin, L. D. Reid, "Dynamics of Flight Stability and Control" 3rd Ed. John Wiley & Sons. Inc., Canada, 1996., pp.100~105.