

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(11), 978-983(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.11.978

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 복합 자이로플레인의 한계 속도에 대한 탐색연구(2) : 속도 및 날개 사이징

신병준\*, 김학윤\*\*

## An Exploratory Study on the Speed Limit of Compound Gyroplane(2) : Speed and Wing Sizing

Byung-Joon Shin\* and HakYoon Kim\*\*

Department of Aeronautical System engineering, Hanseo University\* · \*\*

## ABSTRACT

A study on the speed limit and sizing of auxiliary fixed-wing of compound gyroplane was performed. The performance of the plane that uses the same rotor system and power of BO-105 helicopter was compared with that of BO-105 helicopter. The wing area which is used to compensate in lift, was calculated considering the aerodynamic characteristics and lift sharing ratio of the rotor. Achievable flight speeds were observed for two types of fuselage; BO-105 and streamlined bodies. The study showed that the autorotating rotor can share 1/2 of lift at high speed and the parasite power of compound gyroplane having streamlined body and small wing can be minimized, accordingly it can fly faster than helicopter with airspeed more than twice.

## 초 록

복합 자이로플레인의 최대 비행 속도 설정 및 부족한 양력을 보조하는 고정익의 사이징에 관한 연구를 수행하였다. BO-105 헬리콥터의 로터 시스템과 엔진을 사용하는 복합 자이로플레인의 성능을 BO-105 헬리콥터와 비교하였다. 로터의 공력특성과 양력분담률을 고려하여 고정익의 익면적을 계산하고 BO-105 동체와 유선형 동체의 형상에 따른 전진 비행 성능 변화를 관찰하였다. 해석 결과 자동회전이 가능한 속도 범위에서 로터는 자동회전으로 1/2의 양력 분담이 가능하고 나머지 절반의 양력을 담당하는 날개를 유선형의 동체에 부착할 경우 유해동력을 최소로 줄일 수 있으며 따라서 복합 자이로플레인 방식으로 비행할 때 헬리콥터보다 높은 속도로 전진 비행할 수 있을 것으로 예측되었다.

**Key Words** : Compound Gyroplane(복합 자이로플레인), Autorotation(자동회전), Transient Simulation Method(과도모사법)

## 1. 서 론

헬리콥터는 개발된 이후 구조 활동과 단거리 간의 운송 분야에서 빠르게 가치를 인정받았다.

하지만 낮은 비행 효율과 로터의 공력특성으로 인해 비행 속도와 순항거리에서 제한되었다. 이에 회전익 항공기의 비행 효율과 전진 속도 한계를 극복하기 위해 추진 방법과 추력 전환 방법에

† Received : April 6, 2015

Revised : October 12, 2015

Accepted : October 23, 2015

\*\* Corresponding author, E-mail : heligyro@hanseo.ac.kr

따라 다양한 복합 비행체의 실험적 연구개발[1]이 수행되었다. 로터의 자동회전을 이용하는 자이로플레인과 콤파운드 헬리콥터는 90년대 말부터 고속 VTOL기의 대안으로 주목받고 있으며, 이러한 항공기 개념을 제시한 것은 Catercopter사와 Groen사이다. Catercopter사는 고관성 로터를 이용하여 Jump 이륙을 하고, 자동회전하는 로터의 양력과 이를 보조하는 고정익의 양력을 이용하여 고속 비행하는 복합 자이로플레인의 개념을 제시하였다. Groen사는 FAA의 형식인증을 목적으로 중량 20,000lbs(9,071.8kg), 속도 300knot (555.6km/h), 500nm(804.6km)의 항속거리를 가지는 21세기형 중형 자이로플레인 Hawk4를 제안하였다[2].

로터의 자동회전은 헬리콥터가 출현하기 이전에 오토자이로의 비행실험과 풍동실험 등을 통해 연구되었고, 해석에 대한 연구가 시도되었으나 자동회전 성능을 해석적으로 예측하기가 어려워 최초의 회전익 형태의 항공기인 오토자이로는 성공적인 비행 이후 헬리콥터가 개발되면서 주로 실험용 레저항공분야에서 사용되고 있다.

이후 로터의 자동회전 성능을 예측하기 위한 연구가 수행되었으며 Niemi[3]가 회전운동방정식을 고려하는 로터의 자동회전 성능에 대한 수치해석을 시도하였다. 또한 김[4] 등은 플래핑 방정식과 회전운동 방정식을 시간전진 기법을 이용하여 연속적분하면서 최종적으로 자동회전에 적합한 변수의 조합을 구하는 과도모사법을 제시하였으며, 과도모사법을 이용하여 로터의 고속 자동회전 성능을 해석할 수 있음을 보였다[5~8].

본 연구에서는 복합 자이로플레인의 전진비행 성능 해석을 수행하였다. BO-105 헬리콥터의 로터 시스템과 동력장치를 동일하게 사용할 경우 복합 자이로플레인 방식으로 달성 가능한 최대속도 성능을 추정하고자 하였다. 이에 따라 (1)편에서는 과도모사법을 이용한 로터의 자동회전성능 해석을 수행하였으며 BO-105의 동체와 유선형 동체 형상에 대하여 전산유체 해석을 수행하여 동체 항력을 정량적으로 고려하였다. 본 논문에서는 고속에서 부족한 양력을 보조하는 고정익의 크기를 결정하기 위해 전산유체 해석된 익형의 공력특성을 고려하여 고정익-사이징을 수행하였다.

## II. 본 론

### 2.1 성능 해석

복합 자이로플레인 방식과 헬리콥터 방식의

비행 성능을 비교하기 위한 기종으로 BO-105를 설정하고, 복합 자이로플레인의 성능을 추정하기 위하여 로터, 동체, 고정익, 엔진으로부터 양·항력 성능 및 필요동력을 계산하였다.

헬리콥터의 경우 로터를 앞으로 기울여 전진추력을 발생시키지만 자이로플레인방식의 로터에서는 샤프트축이 뒤로 기울어지기 때문에 전진추력을 얻기 위한 별도의 동력기관이 필요하다. 헬리콥터 방식과 복합 자이로플레인 방식의 전진비행 성능을 비교하기 위해 전진추력을 얻기 위한 동력기관을 BO-105(2x425HP)엔진과 동일한 동력을 사용한다고 가정하고 비행 속도 영역을 설정했으며 날개 사이징을 수행했다. 전진추력을 발생시키기 위한 동력기관에 따른 동력전달효율은 고려하지 않았다.

#### 2.1.1 속도에 따른 트림 해석

복합 자이로플레인의 수평비행성능은 로터의 자동회전 가능 여부와 밀접한 관계가 있다. 로터의 자동회전 성능은 과도모사법(TSM: Transient Simulation Method)을 이용하여 계산되며 샤프트각, 속도, 콜렉티브 피치각에 따라 결정된다. 이때 변수의 조합에 따라 자동회전 성능이 크게 변화하므로 적절한 트림 영역을 설정해야 한다. Fig. 1에 트림영역을 설정하는 과정을 나타내었다. 과도모사법으로 해석된 로터의 성능 데이터를 입력받아 로터 양력  $L_R$ , 로터 양항비  $(L/D)_R$ 를 고려하여 트림 영역을 설정하였다. 로터의 양력이  $L_R > n_r \times W$  이며 양항비  $(L/D)_R$ 가 6 이상인 변수 조합에서의 변수 조합에 대하여 비행에 사용 가능한 트림 영역으로 판단하였다. 여기서  $n_r$ 은 로터의 양력분담률이며,  $W$ 는 총 중량이다.

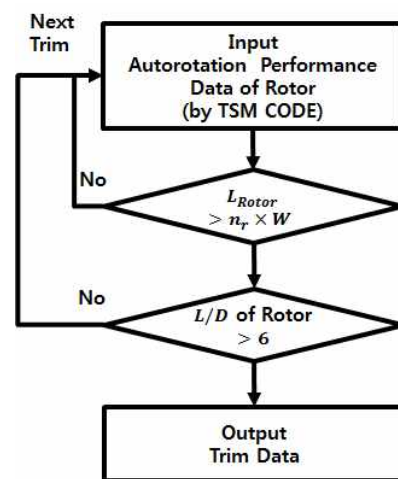


Fig. 1. Process of trim analysis

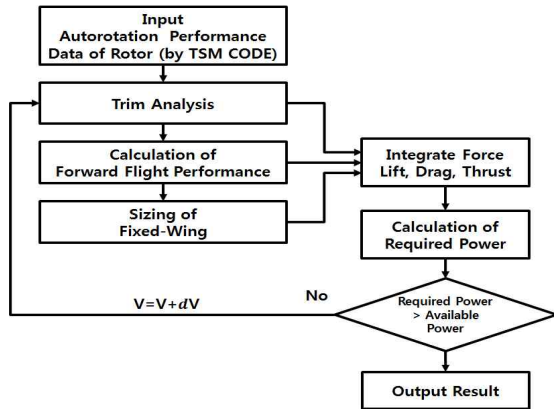


Fig. 2. Process of performance estimation and fixed-wing sizing

2.1.2 최대 속도 및 고정익 익면적 계산

Figure 2에 성능 계산 및 고정익-사이징 과정을 나타내었다. 과도모사법으로 로터의 자동회전 성능을 계산하고 트림영역을 설정하였다. 전진비행 속도를 증가시키며 로터, 동체, 고정익의 비행 성능을 계산하고 비행에 필요한 고정익의 면적을 계산하였다.

BO-105와 동일한 운항하중인 4620 lbs(2096kg)를 기준하중  $W$ 로 설정하고 로터, 동체, 고정익의 양력, 항력, 추력을 계산하였다. 고정익의 익형으로 NACA 23102를 사용하였으며, 공력 특성을 고려하기 위하여 2차원 압축성 Navier-Stokes 해석된 공력 계수 값을 사용하였다.

복합 자이로플레인은 로터의 자동회전 성능에 종속적인 비행 성능을 보인다. 따라서 로터의 자동회전 성능에 따라 최대 전진비행 성능이 결정된다. 주어진 샤프트각  $\alpha_s$ 와 전진비행 속도  $V$ 에 대하여 정상상태에 있는 로터의 추력각은 다음과 같다.

$$\alpha_T = \alpha_s + \frac{\beta_{max} + \beta_{min}}{2} \quad (1)$$

여기서,  $\beta_{max}$ ,  $\beta_{min}$ 은 최대, 최소 플래핑각으로 정상상태인 로터에서 계산된다. 로터의 양, 항력  $L_R$ ,  $D_R$ 은 평균추력  $T_{ave}$ 의 수직, 수평 성분이므로 다음과 같이 계산된다.

$$L_R(\alpha_s, \theta, V) = T_{ave} \cos \alpha_T \quad (2)$$

$$D_R(\alpha_s, \theta, V) = T_{ave} \sin \alpha_T \quad (3)$$

영 양력일때의 동체 받음각을 설정하여 동체의 양력은 무시하고 속도에 따라 설정된 로터의 트림으로 정상비행 할 때 고정익에서 필요한 양력  $L_W$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$L_W = W - L_R \quad (4)$$

$$= \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_{L_W}$$

본 연구에서는 부족한 양력을 보조하는 수단으로 사용하는 고정익의 양력분담률  $n_W$ 을 최대 전진 속도에서 50%로 설정하였다. 하지만 복합 항공기에서 회전익과 고정익의 양력분담률에 따라 공력특성이 크게 변화함으로 Trade Study를 통한 최적화가 요구된다.

식(4)를  $S_{ref}$ 에 대하여 정리하면 고정익의 익면적이 계산된다.

$$S_{ref} = \frac{W \times n_W}{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_W}} \quad (5)$$

본 연구에서는 전진비행만을 고려함으로 날개의 불입각  $\alpha_w$ 는 전진비행을 가정할 때 양항비가 최대  $(L/D)_{MAX}$ 일 때의 값으로 고정하고 고정익의 양력계수  $C_L$ 은 상수로 한다. 또한 2차원 익형에 대한 공력 계수는 3차원날개의 항력을 충분히 고려하지 못하므로 형상항력 계수  $C_{d_0}$ 와 유도항력 계수  $C_{d_i}$ 을 고려한 항력계수  $C_{D_w}$ 를 계산하고, 3차원 날개의 항력  $D_w$ 를 계산하였다. 스팬 효율인자  $e$ 는 테이퍼 날개 형상의 값을 사용하였고 3차원 양력 변화는 미소하므로 무시하였다.

$$C_{D_w} = C_{d_0} + \left( \frac{C_{L_w}^2}{\pi e A R} \right)_i \quad (6)$$

$$D_w = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_{D_w} \quad (7)$$

본 연구에서 사용한 유선형 동체는 외부 부착장비에 대한 고려를 하지 않았기 때문에 실제로 다 항력 값이 작게 계산될 것으로 예상되며, 신 [9,10] 등의 연구에서는 각종 안테나 및 윈드실드 와이퍼, 라이트 등 작은 외부 부착장비의 항력 총합은 로터를 제외한 전기체 항력의 약 11%임이 실험적 연구를 통해 제시되었다. 따라서 동체 항력보정계수  $k_{d_F} = 1.11$ 를 도입하여 동체 항력  $D_F$ 을 다음과 같이 계산하였다.

$$D_F = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_{D_F}(\alpha_F) \times k_{d_F} \quad (8)$$

필요동력  $P_R$ 와 전진추력  $T$ 는  $P_R = T \times V_\infty$ 로 표현할 수 있다. 이때 전진추력은 복합 자이로플레인에 발생하는 전체 항력과 같으므로,

$$T = D_R + D_F + D_W \quad (9)$$

수평비행에서 잉여 동력이 일정 수준 이하가 되는 점에서의 속도를 최대속도로 결정하였으며,  $P_a \geq P_R$  일 때 전진비행이 가능하다고 판단하였다.

## 2.2 해석 결과 및 고찰

### 2.2.1 비행 속도에 따른 성능 변화

(1)편에서의 계산 결과를 보면 샤프트각  $0^\circ \sim 6^\circ$ 에서는 로터의 최대 회전속도가 460RPM으로 계산되었으며, 콜렉티브 피치각을  $0.1^\circ$ 씩 스위핑시켜 전진 비행 속도  $100 \sim 540\text{ft/s}$ ( $109.7 \sim 592.5\text{km/h}$ )일 때 자동회전 가능한 변수의 조합이 탐색되었다. 고속 비행일 때 로터의 자동회전 거동 특성을 고려하기 위해  $500\text{ft/s}$ ( $548.64\text{km/h}$ ) 이상의 변수 조합만을 고려하였다.

Figure 3에 나타난 로터 양력 그래프를 보면 전진 비행 속도  $540\text{ft/s}$ ( $572.5\text{km/h}$ )로 비행할 때 샤프트각  $3^\circ$ 에서  $2750\text{lbs}$ ( $1247.3\text{kg}$ )( $\theta=4.5^\circ$ ,  $\Omega=226.262$  RPM), 샤프트각  $4^\circ$ 에서  $2940\text{lbs}$ ( $1333.6\text{kg}$ )( $\theta=3.8^\circ$ ,  $\Omega=226.262$  RPM),  $3090\text{lbs}$ ( $1401.6\text{kg}$ )( $\theta=3.9^\circ$ ,  $\Omega=226.262$  RPM), 샤프트각  $5^\circ$ 에서  $3250\text{lbs}$ ( $1474.2\text{kg}$ )( $\theta=3.2^\circ$ ,  $\Omega=226.262$  RPM)의 양력이 예상되었다. 그래프를 보면 콜렉티브 피치 트림 영역이 매우 협소한 것을 볼 수 있다. 이는 제어가 매우 어렵다는 것을 의미하며 실제의 비행에서는  $540\text{ft/s}$ ( $572.5\text{km/h}$ )보다 낮은 속도에서 비행 가능할 것으로 보인다.

Figure 4의 로터 양항비 그래프를 보면 샤프트각  $0 \sim 3^\circ$ 에서 양항비 8 이상을 나타내며 샤프트각  $4^\circ$ ,  $5^\circ$ 에서 양항비 7~10을 나타냈다. 샤프트각  $6^\circ$ 에서는 양항비 8 이하를 나타내어 비교적 작은 값을 나타내었지만 헬리콥터의 양항비에 비해 높은 값이다.

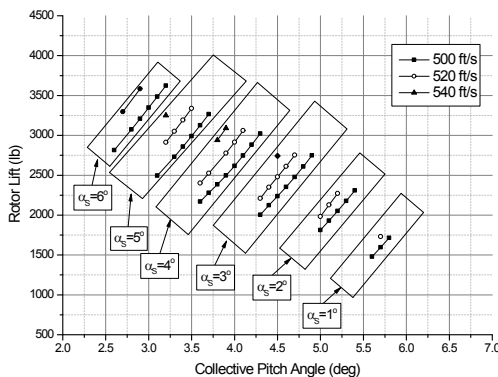


Fig. 3. Lift of autorotating rotor at forward flight speed 500~540ft/s

Figure 5에 나타난 그래프를 보면 같은 샤프트각 일 때 속도 증가에 따른 로터 회전수의 변화는 거의 나타나지 않으나, 샤프트각 증가에 따라 로터의 회전속도는 증가한다. 따라서 고속 비행에서는 로터의 회전수가 샤프트각과 밀접한 관계에 있음을 알 수 있다. 샤프트각  $0^\circ$ 에서 약 150~175RPM, 샤프트각  $3^\circ$ 에서 약 180~270RPM, 샤프트각  $6^\circ$ 에서는 약 270~310RPM으로 비교적 낮은 회전수를 나타낸다.

해석 결과를 종합해 보면, 낮은 샤프트각에서도 복합 자이로플레인 방식으로 고속 비행하기에 충분한 성능을 나타낼 수 있으나, 로터의 양력과 양항비, 로터의 양력분담률을 고려하면 샤프트각  $3^\circ$ 가 고속비행에 적합한 자세인 것으로 판단된다. 속도 영역을  $500\text{ft/s}$ ( $548.64\text{km/h}$ ) 보다 낮게 설정한다면 샤프트각  $0^\circ \sim 6^\circ$ 일 때 콜렉티브 피치 제어를 통해 더 높은 하중조건에서도 비행이 가능한 자동회전 트림이 존재함으로 중량 해석 및 임무 해석을 통해 중량화물 운송 임무 또는 다목적 복합 자이로플레인 설계에도 활용될 수 있을 것이다.

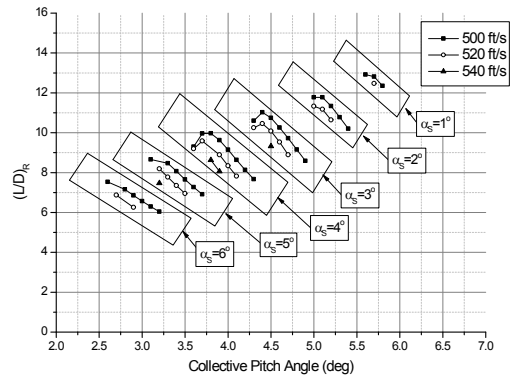


Fig. 4. L/D of autorotating rotor at forward flight speed 500~540ft/s

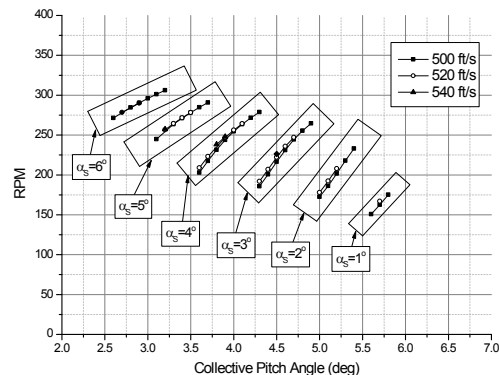


Fig. 5. RPM of autorotating rotor at forward flight speed 500~540ft/s

2.2.2 동력을 고려한 고정익-사이징

BO-105의 엔진 동력엔진이 850Hp인 것을 고려하면 로터의 자동회전 성능만을 고려할 때보다 최대 비행 속도가 80ft/s (87.7km/h) 감소한 460ft/s (504.75km/h)로 비행 가능한 것으로 예측되었다. 이는 낮은 샤프트각을 사용하는 복합 자이로플레인이 고속으로 비행할수록 동체와 고정익에서 발생하는 항력이 속도 제곱에 비례하여 높아지며 따라서 높은 동력을 요구하기 때문이다.

샤프트각이 3°이며 고정익의 가로세로비 AR이 8일 때 콜렉티브 피치에 따른 고정익의 필요 익면적을 계산하여 Fig. 6에 그래프로 나타내었다. 이 결과에서 콜렉티브 피치각 4.5°일 때 고정익의 필요면적은 최대 속도인 460ft/s(504.75km/h)에서 75.47ft<sup>2</sup>(7.01m<sup>2</sup>)이다. AR=8일 때 스패인 약 24ft(7.5m)인 고정익을 도입한다면 전진속도 460ft/s(504.75km/h)로 비행할 수 있다.

고정익의 가로세로비에 따라 고정익에서 발생하는 항력에 영향을 줄 수 있으므로 이와 관련한 적정성 검토가 필요하다. 또한 가로세로비를 조절하면 더 짧은 날개도 가능하며 이는 X-49A와 유사한 형태가 될 것이다.

2.2.3 전진속도에 따른 필요동력 변화

비교적 저속에서는 동체의 항력보다 로터의 항력이 높게 작용하였으나, 고속으로 비행 할 때는 동체의 항력이 지배적으로 높게 나타난다. 또한 속도가 증가함에 따라 로터의 항력이 크게 변화하지 않는 것을 확인할 수 있다. 엔진의 성능은 제한적임으로 항력을 감소시키는 문제는 전진속도를 향상시키는데 중요한 문제이다. 따라서 복합 자이로플레인 방식으로 고속 비행하기 위해서는 로터와 동체의 항력을 감소시켜야 한다.

복합 자이로플레인의 고정익 양력분담률을 50%로 설정하고, 설정된 최대속도에서 필요한 익면적과 이에 따른 요구동력을 계산하였다. 최대속도 설정에 따른 필요동력을 BO-105의 비행실험 데이터[11]와 비교하여 Fig. 7에 그래프로 표현하였다. 샤프트각이 증가함에 따라 필요동력도 증가하는 추세를 나타내며 샤프트각 0°와 3°에서 거의 동일한 필요동력이 계산되었다. 전진속도 125ft/s (137.1km/h)에서 필요동력을 비교하면 BO-105는 약 420HP, 복합 자이로플레인은 샤프트각 0°와 3°에서 약 160HP, 6°에서 약 230HP이다.

유선형 동체를 사용하는 복합 자이로플레인이 샤프트각 3°로 비행할 때 BO-105 요구동력의 1/2~1/3수준으로 같은 속도의 비행이 가능한

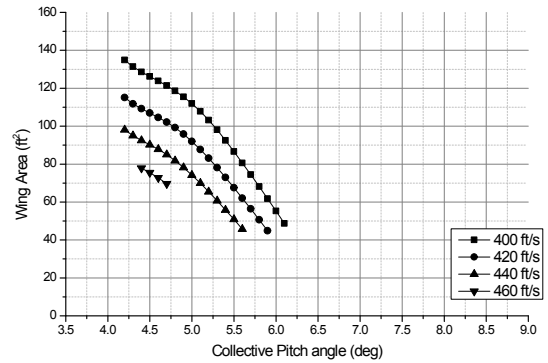


Fig. 6. Variation of Required Fixed-wing area at forward flight speed 400 ~ 460ft/s, shaft Angle= 3°, AR=8

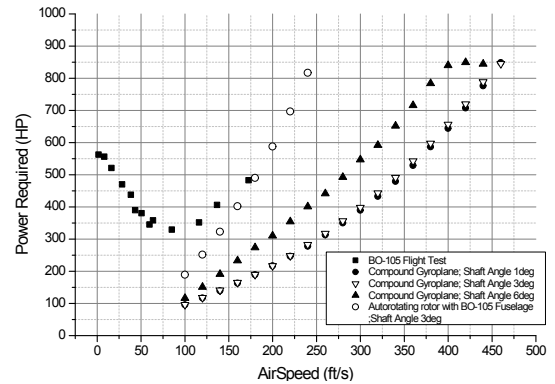


Fig. 7. Variation of required power with airspeed increase

것을 확인할 수 있다. 즉, 복합 자이로플레인 방식으로 비행하는 것이 헬리콥터 방식으로 비행하는 것보다 효율적이며 같은 동력 조건에서 더 높은 속도의 비행이 가능하다는 것을 의미한다.

BO-105의 동체를 이용하여 복합 자이로플레인 으로 비행할 때 최대 240ft/s(263.3km/h)까지 비행이 가능한 것으로 예측되었다. BO-105의 최대 속도가 200ft/s(219.4km/h)인 것을 감안하면 속도가 증가했음을 알 수 있다. 이는 Houston[12]의 해석 결과와 유사한 것이다. 하지만 유선형 동체를 이용할 때 보다 매우 낮은 속도이며 이는 동체의 항력이 매우 높게 작용했기 때문이다. 전진속도 100ft/s(109.7km/h) 일 때를 비교하면 유선형 동체를 사용하여 복합 자이로플레인 방식으로 비행하면 절반 수준의 동력으로 비행할 수 있다. BO-105와 같은 동력을 사용할 때 유선형 동체를 사용하는 복합 자이로플레인은 최대 460ft/s (504.75km/h)까지 비행할 수 있을 것으로 추정된다.

### III. 결 론

복합 자이로플레인의 전진비행성능 예측 기법에 대해 연구를 수행하였다. BO-105 헬리콥터의 로터 시스템과 동력장치를 동일하게 사용할 경우 복합 자이로플레인으로서 달성 가능한 최대속도 성능을 추정하고자 하였다. 로터와 동체의 공력 특성을 고려하여 고정익의 양력분담률을 정한 후 날개의 사이징을 수행하고 가로세로비, 테이퍼비를 매개변수로 설정하여 테이퍼형 고정익을 설계하였다. 자동회전하는 로터는 고속에서 작은 샵트각을 유지하여도 50%의 양력분담을 할 수 있으므로 비교적 작은 날개를 가지는 복합 자이로플레인을 설계할 수 있다. 주어진 동력에서 최고속도를 기준으로 로터의 양력분담률을 고려하여 고정익 크기를 결정할 수 있다. 로터의 컬렉티브 피치각을 조절함에 따라 로터의 양력분담률을 일정하게 조정하여 안정적인 비행을 확보할 수 있다. BO-105의 엔진을 기준으로 동력 설정을 하고 복합 자이로플레인 방식으로 비행할 때 필요동력을 계산한 결과 BO-105 보다 매우 높은 속도의 비행이 가능함을 확인하였다. 헬리콥터 방식에서는 로터의 한계로 인해 높은 속도의 비행이 제한되지만 자동회전을 이용한 로터시스템을 사용한다면 더 높은 속도의 비행이 가능할 것이다. 본 연구에서는 복합 자이로플레인 방식으로 비행할 때 속도한계를 추정하는 방법이 제시됨으로써 복합 자이로플레인의 개념설계와 속도영역, 트림 영역 설정, 성능 추정 등을 할 수 있음을 보였다. 향후 실험을 통한 결과 검증에 대한 연구가 요구되며 본 연구에서 제시된 설계 및 해석 기법은 복합 회전익 또는 자이로플레인의 설계 및 성능 추정에 활용될 수 있을 것이다.

### References

1) Edi P., Yusoff N., Yazid A. A., "New design approach of compound helicopter", WSEAS TRANSACTIONS on APPLIED and THEORETICAL MECHANICS 9, Vol. 3, pp. 799~808

2) Groen, J., "Groen Brothers Aviation: Autogiros in the 21st Century", AIAA JICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Y, 2003.7, pp.14~17

3) Niemi, E. E, JR., "A Method for Determining the Effects of Rapid Inflow Changes on the Dynamics of an Autorotating Rotor", Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical

and Aerospace Engineering, Univ. of Massachusetts Amherst, Massachusetts, U. S. A, 1974.4

4) Hak-Yoon Kim, "A numerical study on the autorotation range and characteristics of a rotor in forward flight", 2009, doctorate thesis, KAIST

5) Hak-Yoon Kim, "Performance Analysis of Autorotation(2) : Performance of High Speed Autorotaion", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 40, No. 1, 2012.1, pp.12-22,

6) Hak-Yoon Kim, Dong Jin Sheen, "An Unsteady Numerical Method of Autorotation and the Effect of 2D Aerodynamic Coefficients", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 37, No. 2, 2009.2, pp.121-130

7) Hak-Yoon Kim, Seong-Wook Choi, "Trim Range and Characteristics of Autorotation ( I ) : Rotor Speed Limit and Pitch Range", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 39, No. 6, 2011, pp.487-497

8) Hak-Yoon Kim, Seong-Wook Choi, "Trim Range and Characteristics of Autorotation(II) : Advance Ratio Variation and Flapping Characteristics", Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 39, No. 6, 2011, pp.498-504

9) Pil Gwon Shin, Hyeon Guk Kim, Jae Seung Choi, Yu Sang Hwang, Cheol Ho Kim, "Experimental Research on Aerodynamic Characteristic of Helicopter Fuselage", 2008.4, KSAS Spring Conference, 2008.4, pp.578-581

10) Pil Gwon Shin, Yong Jin Jang, Jae Won Kim, Sang Won Jeong, Cheol Ho Kim, "A Numerical Study on the Fuselage Aerodynamic Characteristics of LAH", 2013 KSAS Spring Conference, 2013.4, pp.840-843

11) Gareth D Padfield, Pierre-Marie Basset, Andre-Michael Dequin, Wolfgang Von Grunhagen, David Haddon, Henk Haverdings, Konstantin Kampa, Andrew T McCallum, "Predicting Rotorcraft Flying Qualities through Simulation Model", GARTEUR, The 22nd European Rotocraft Forum 17-19th, 1996.9

12) Houston, S. S., "The Gyrodyne - A Forgotten High Performer?", Journal of the American helicopter society, 52.4, pp.382-391, 2007