

## 論文

자전형 로터를 갖는 복합 자이로플레인 개념설계 기법과 프로그램 개발에  
관한 연구

이영재\*, 김지민\*, 부 앵\*, 이재우\*, 정인재\*\*

Conceptual Design Method and Program Development Study on  
Compound Gyroplane with Rotor and Wing

Young Jae Lee\*, Ji Min Kim\*, Ngoc Anh Vu\*, Jae-Woo Lee\* and In Jae Chung\*\*

## ABSTRACT

A design study has been performed to obtain configuration and weight of a compound gyroplane. A study of research trends and characteristics was performed to develop the compound gyroplane sizing program. Based on these results, the sizing program has been developed and its suitability has been validated using existing compound gyroplane data. The subject air vehicles was a Challis Heliplane UAV, Carter Coptet, FB-1 Gyrodyne, and Jet Gyrodyne. As results, the program was suitable to size a compound gyroplane at conceptual design phase, because the greatest error rate was less than 10% and the conceptual design allowance error rate is less than 15%.

**Key Words** : Compound Gyroplane(복합 자이로플레인), Reaction Driven System(반작용 구동시스템), Sizing Program(사이징 프로그램), Rotor Lift Sharing Factor(로터 양력분담률), and Bw/D (Wing Span / Rotor Diameter Ratio)

## 1. 서 론

## 1.1 복합비행체의 연구배경

복합비행체란 기존 회전익 항공기에 날개와 추가 추진 시스템을 장착한 비행체이다. 이를 통해 복합비행체는 고속에서 로터에 요구되는 하중을 줄임으로서 실속 및 압축성 효과에 의한 손실을 감소시켜 고속비행이 가능하다. 기존 회전익 항

공기가 고속에서 로터를 앞으로 기울여 추력을 발생시키는데 비해 복합비행체는 터보프롭 또는 터보팬 엔진을 이용해 추력을 발생시킨다.

복합비행체 연구의 중요성은 기술적, 산업적, 군사적 측면으로 나누어 볼 수 있다.

기술적으로 복합비행체의 개발은 선진국에서도 아직 연구단계에 있는 미개척 분야이므로 우리에게도 충분히 연구하여 운용할 가능성이 큰 분야이다. 산업적으로도 복합비행체는 고정익과 회전익의 장점을 고루 갖춘 항공기이므로 활주로를 건설하기 어려운 도심에서 바로 이착륙할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 따라서 인력 및 물자 수송용으로 개발을 한다면 수송비용과 시간을 대폭 감소시킬 수 있고, 이용의 편리성을 도모할 수 있다. 그리고 이는 도심의 극심한 교통 혼잡

2010년 06월 20일 접수~2010년 09월 10일 심사완료

\* 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

\*\* 국방과학연구소

연락처, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

문제를 해결할 수 있을 것으로 전망하고 있다. 또한 도심과 산림의 화재 발생 시 화재진압용으로 사용이 가능하다. [1]

또한 복합비행체는 산악이 많은 한국 지형에서 탁월한 기동성을 발휘할 수 있고 화학 무기로 인해 오염된 지역에서도 운용이 가능하므로 국방력 강화에 크게 일조할 것으로 예측되어 군사적인 중요성도 가지고 있다.

## 1.2 국내외 연구동향



Fig 1. 헬리플레인 [2]

1930년대 초 시에르바(J. Cierva)가 개발한 C-30을 마지막으로 한동안 복합비행체의 연구는 미미했다. 그러나 70년이 지난 근래에 이르러 복합비행체의 연구와 개발이 다시 활발하게 이루어지고 있다. 기존 항공기가 지닌 한계를 극복하기 위해서이다.

미국은 이미 틸트로터(Tilt Rotor)를 실전에서 운용하고 있는 만큼 CRW(Canard Rotor/Wing), 복합 자이로플레인과 같은 비행체 연구 개발도 활발히 진행하고 있다. GBA(Groen Brothers Aviation)사에서는 Hawk라는 자이로플레인을 개발하여 민간 용도로 운용을 하고 있다. Hawk4의 경우, 2001년 12월에 유타주의 동계 올림픽 공식 안전 통제 지원기로 임대하는 계약을 체결하였고, 최근에는 스페인의 Aragon 지방청과 Hawk5를 공동개발하고 있는 것으로 알려졌다. [3]

미국 Carter Aviation Technology사는 Carter Copter라는 복합 자이로플레인을 개발중이다. 비슷한 계열의 비행체에서는 가장 먼저 시험기를 개발해 비행에 성공한 사례를 가지고 있다. 다양한 군용 복합 자이로플레인에 대한 연구를 진행함과 동시에 NASA로부터 수주한 소형 PAV(Personal Air Vehicle) 복합 자이로플레인 연

구 개발도 진행 중이다.

DARPA(미 국방 고등 연구 기획청)에서 주도하고 GBA사와 조지아공대에서 공동으로 연구 개발 중인 헬리플레인 (Fig 1)은 과거 미국에서 개발하고 비행에 성공한 Fariey사의 로터다인(Rotodyne)과 비슷한 복합 자이로플레인이다. 헬리플레인은 CRW와 같이 반작용 구동시스템을 적용시키고 있다. 이 점은 복합 자이로플레인이 완전한 정지비행이 불가능하다는 점을 고려하였을 때 장점으로 부각되지만 한편으로는 무게가 그만큼 증가한다는 단점이 적용된다. [4]

국내 한국항공우주연구원에서 주관하는 스마트 무인기 기술개발 사업에서는 고성능, 고안전성 및 지능형 자율비행능력을 보유하고 수직이착륙과 고속비행, 장시간 비행이 가능한 무인기 시스템 개발을 목표로 하여 틸트로터 형태의 무인기를 개발하고 있다.

국내 기업인 동해기계항공은 2000년 5월, 자이로플레인 ‘담비’의 개발에 착수해 2003년에 개발을 완료하였다. 23m의 이륙거리와 3m의 착륙거리가 필요한 담비는 레이저뿐만 아니라, 환경감시, 관측, 농약살포에도 사용될 것으로 전망하고 있다. [5]

CRW와 복합 자이로플레인에 대한 연구도 이루어지고 있다. 건국대학교에서는 스마트 무인기 사업의 일환으로 CRW 형상 설계 및 성능해석 프로그램을 개발하였고 [6], 이어 2008년부터는 복합 자이로플레인의 형상 설계 및 성능해석 프로그램을 개발을 진행하고 있다.

## 2. 복합비행체 특성 연구

### 2.1 복합비행체의 특성

복합비행체는 이착륙 시, 또는 저속비행 시에는 회전익 항공기처럼 로터 또는 회전이 가능한 날개가 회전하여 비행한다. 반대로 고속비행 시에는 고정익 항공기처럼 주익에서 양력을 받아 고속비행을 한다. 즉, 비행영역으로 봤을 때 고정익과 회전익 항공기의 중간에 위치하고 있다. 따라서 이 두 항공기가 가지는 한계를 극복하는 영역에서 운용이 가능하다.

복합비행체는 일반적인 고정익 항공기와 비교했을 때 단거리 이착륙이 가능하고, 정지비행 또는 정지비행에 준하는 저속으로 비행이 가능하다. 국내 스포츠용 자이로플레인인 담비의 경우, 약 18노트의 저속비행이 가능한데다 어떠한 경우

에도 로터가 항상 자전하여 양력을 발생시키므로 실속이 발생하지 않는다. 회전익기와 비교하였을 때에도 복합비행체는 훨씬 더 빠른 속도로 비행이 가능하다는 장점을 가지고 있다.

과 주익을 장착한 복합형 헬리콥터, 그리고 복합 자이로플레인으로 구분된다. 가장 먼저 다중모드 비행체는 이미 실용화된 틸트로터 항공기, 틸트 윙항공기, 그리고 CRW로 구분된다. 틸트로터와

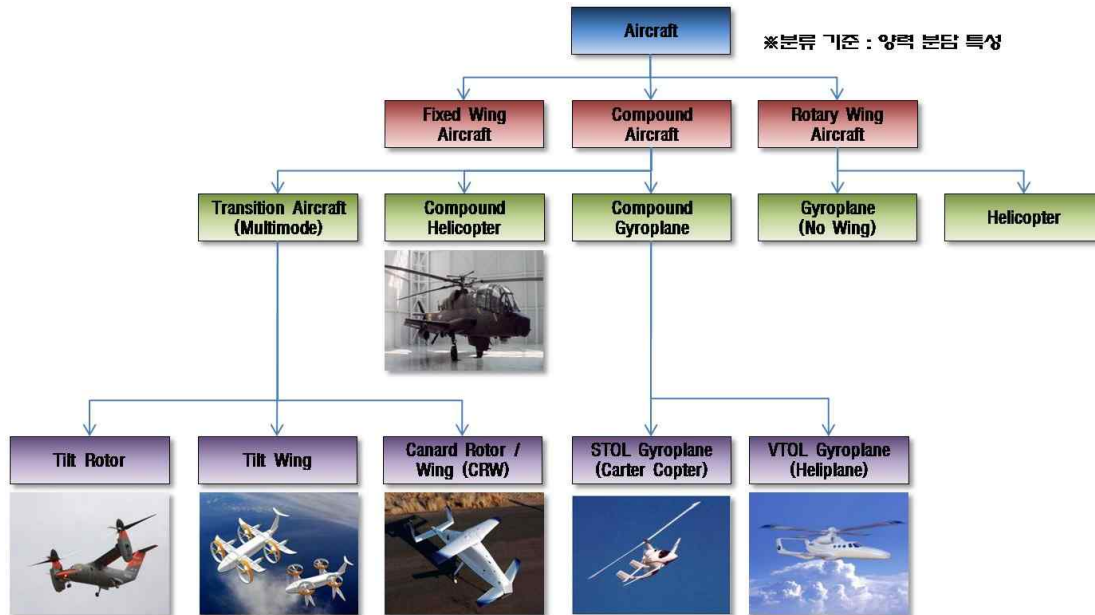


Fig 2. 복합비행체의 분류

복합 자이로플레인은 로터로 향하는 별도의 동력전달장치를 필요로 하지 않아 제작비와 운용비가 절감된다. 이 비행체의 주요 장점으로 꼽는 것은 ‘안전성’이다. 그 이유는 로터가 항상 자전(Auto-rotation)하므로 엔진이 비행 중 멈추어도 로터에 의한 자전으로 실속 없는 낮은 속도로 하강하여 착륙이 가능하기 때문이다. 그러나 로터가 존재하여 고속비행 시 로터에 항력이 크게 발생하여 양항비가 낮아져 고정익 항공기에 비해 고속·장거리 비행에는 비효율적이다. 또한 별도의 동력전달장치나 반작용 구동시스템이 없는 경우 완전한 정지비행이 불가능하다는 단점이 존재한다. 틸트로터와 CRW의 경우에는 비행 모드 변환을 위한 추가 장치가 들어가 중량과 제작비가 증가한다는 단점이 작용한다.

## 2.2 복합비행체의 분류

복합비행체는 Fig 2와 같이 비행특성에 따라 다양한 형태로 분류된다. 먼저 이착륙에서 순항으로 비행 상황이 바뀔시 천이를 거치는 다중모드 비행체와 기존 헬리콥터에 추가 추진 시스템

틸트윙 항공기는 이착륙 시 기체 엔진이 지면에 수직으로 향하여 추력을 발생시키고, 충분한 고도에 다다른 후에 엔진이 수평방향으로 움직여 추력을 생성하여 전진 비행을 하는 비행체이다. CRW는 이착륙 시 주익이 회전익 항공기의 로터 처럼 회전을 하지만 전진비행 시에는 로터가 주익처럼 수평으로 고정이 되어 비행을 하는 항공기이다. CRW에는 반작용 구동시스템을 적용하고 있는데 이착륙 시에는 동체 내부에 있던 엔진이 생성한 추력을 차폐시켜 덕트를 통해 로터 끝단으로 전달하여 분출시키고, 전진 비행 시에는 덕트를 차폐시키고 후면을 개방하여 추력을 분출시킨다.

복합형 헬리콥터는 AH-56 사이언이 대표적인 예이다. 한편 복합 자이로플레인은 기존 자이로플레인에 주익을 장착하여 이착륙 시, 또는 저속 비행 시에는 로터에서 양력을 발생시키고 고속 전진 비행에서는 날개에서 대부분의 양력을 발생시킨다. Carter Copter와 헬리플레인이 이 범주 안에 속한다.

### 3. Sizing 프로그램 개발

#### 3.1 기반 프로그램



Fig 3. 프로그램 구성 모듈

본 연구에서는 복합비행체중 복합 자이로플레인의 Sizing 프로그램 개발에 초점을 맞추었다. 기반프로그램은 미국 보잉 버톨(Boeing Vertol)사에서 개발한 회전익 비행체 Sizing 프로그램인 HESCOMP와 건국대학교의 CRW Sizing 프로그램이다. 이 중 HESCOMP는 다양한 형태의 회전익 항공기 Sizing이 가능한데, 이중 복합 자이로플레인과 가장 유사한 Winged Helicopter를 모체로 프로그램을 개발하였다. [7]

#### 3.2 개발 시 고려사항

복합 자이로플레인은 독립적으로 터보팬 또는 터보프롭 엔진을 사용하므로 별도의 엔진 사이클 해석 프로그램이 필요하다. 형상과 중량해석 모듈에서도 기존 헬리콥터에서 추가로 날개가 장착되어 있는 형태를 고려하였고 테일로터가 없는 대신 수평·수직 미익에 대한 해석을 고려하였다. 또한 복잡한 허브를 가지고 있는 헬리콥터와는 달리 복합 자이로플레인의 허브는 매우 단순한 형태이므로 허브의 무게와 크기를 감소시켰

다. 로터의 경우, VTOL(Vertical Takeoff and Landing), STOL(Short Takeoff and Landing) 복합 비행체 모두 이륙을 할 때에 양력의 전부를 로터에서 생성하는 것으로 가정하고 Sizing을 수행하게끔 하였다. STOL의 경우에도 로터에 빠른

RPM을 가해 순간적으로 수직에 가깝게 이륙하는 'Jump Takeoff' 기동이 가능하기 때문이다. 날개의 경우 순항을 할 때에 로터의 자전성을 고려하여 날개의 면적을 계산해야 하므로 순항 시의 로터 양력분담률(Rotor Lift Sharing Factor)을 이용해 계산하도록 하였다. 주의 Span의 경우에는  $Bw/D$ (Wing Span / Rotor Diameter Ratio)를 적용하여 계산이 가능하도록 구성하였다.

한편 헬리콥터의 경우, 로터에서 100% 양력과 추력을 발생시키지만 복합 자이로플레인은 엔진에서 추력을 발생시키고 비행 상태에 따라 주익과 로터에서 각각 양력을 분담한다. 따라서 이에 적합한 공력해석 모듈과 요구동력해석 모듈을 구성하였다. 여기서 주익과 로터의 양력분담률과 비행체에 유입되는 공기의 유입방향(Inflow), 그리고 그에 따른 로터와 주익사이의 간섭(Interference)을 고려하였다. 헬리콥터의 경우 공기의 유입이 로터위에서 아래로 향하지만 복합 자이로플레인은 기체의 아래에서 로터를 거쳐 위로 향하므로 간섭이 많이 발생하지 않는다. [8]

### 3.3 구성 모듈 및 프로세스

복합 자이로플레인 Sizing 프로그램은 Fig 3과 같이 총 8개의 모듈로 구성되어 있다. 로터의 요구동력과 항력 등을 계산하는 로터성능해석 모듈(트립 모듈), 임무별 연료량을 구해 총 연료량을 계산하는 임무해석 모듈, 양력과 항력을 계산하는 공력해석 모듈, 엔진을 선정하는 엔진 사이클 해석 모듈, 형상을 결정하는 형상해석 모듈, 구성 요소의 중량과 이륙총중량(TOGW)을 계산하는 중량 해석 모듈, 대기의 압력과 밀도 등을 계산하는 대기조건 해석 모듈, 그리고 VTOL의 경우 반작용 구동 시스템의 덕트 손실과 질량 유량을 계산하는 Tip Jet 모듈 등이 있다.

비행조건과 엔진 파라미터, Bw/D, 그리고 로터 양력분담률 등, 초기 값을 입력하면 먼저 비행체의 형상을 결정하게 된다. 이 때 얻어진 형상 결과 값들은 공력해석 모듈과 엔진 사이클 해석 모듈의 입력 값으로 사용된다. 다시 공력해석 모듈에서 얻어진 양력과 항력 등의 결과들은 엔진 사이클 해석 모듈의 입력 값으로 들어가 요구동력을 계산하게 되고 여기에서 얻어진 엔진의 동력은 중량해석 모듈에서 형상 결과 값들과 함께 입력되어 자체 중량 (Empty Weight)을 도출하게 된다. 각 모듈에서 얻어진 자체 중량, 항력, 형상 데이터들은 임무해석 모듈로 입력되어 임무별 연료량을 계산하는데 쓰인다. 각 임무별 연료량이 모두 더해져 총 연료 중량이 구해지면 다시 페이로드 중량, 자체 중량과 더해져 이륙총중량(TOGW)을 얻게 된다. 이륙총중량을 초기값과 비교하고 서로 다르면 계산이 다시 반복되지만 같은 경우에는 형상 수치, 전체중량 및 부분별 중량, 동력, 각종 공력계수 등의 결과 값을 도출한다. [9] 본 논문 뒤편에 위치한 Fig 4는 프로그램의 전체 프로세스를 나타낸다.

### 3.4 프로그램 검증

실제 개발되고 있는 복합 자이로플레인 데이터를 이용하여 코드의 적합성을 검증하였다. STOL은 Carter Copter [10], Challis사의 Heliplane UAV [11], 그리고 FB-1 Gyrodyne을 대상으로 선정하였으며, VTOL은 1950년대에 개발된 Jet Gyrodyne을 대상으로 선정하였다. [12] Table 1부터 4까지는 검증 결과를 나타낸다.

Table 1부터 5까지, STOL 복합 자이로플레인과 VTOL 복합 자이로플레인 모두 결과 오차율이 10% 미만을 보이는 것을 알 수 있다. 일반적

으로 개념설계 단계에서의 허용 오차율이 15%인 점을 감안하면, 본 연구를 통해 개발된 Sizing 프로그램은 개념설계 단계에 적합하다고 할 수 있다. [13] 그러나 현재까지 개발된 복합 자이로플레인의 수가 극히 드문 만큼 다른 유사한 비행체와 새로운 복합 자이로플레인을 통한 지속적인 검증과 CFD(Computational Fluid Dynamics) 기반 프로그램 또는 공력 실험을 통한 비행체 형상 및 비행가능성 여부 확인이 추가적으로 진행되어야 한다.

Table 1. Heliplane UAV 검증 비교 (STOL)

구분	비행체	코드결과	오차율
TOGW	1480 lbs	1426 lbs	2.3%
Empty W.	920 lbs	1002 lbs	8.9%
Power	419 hp	434 hp	3.6%
Length	26.67 ft	24.60 ft	7.8%
Rotor D	25.16 ft	22.80 ft	9.4%
MW Span	12.5 ft	11.4 ft	8.8%
HT Span	5.83 ft	5.80 ft	0.5%

Table 2. Carter Copter 검증 비교 (STOL)

구분	비행체	코드결과	오차율
TOGW	3200 lbs	3032 lbs	5.3%
Empty W.	2000 lbs	1943 lbs	2.9%
Power	600 hp	619 hp	3.2%
Length	26.5 ft	27.7 ft	4.5%
Rotor D	33.6 ft	35.9 ft	6.8%
MW Span	32.0 ft	32.3 ft	0.9%
MW Area	77.0 ft <sup>2</sup>	72.1 ft <sup>2</sup>	6.4%

Table 3. FB-1 Gyrodyne 검증 비교 (STOL)

구분	비행체	코드결과	오차율
TOGW	4789 lbs	4629 lbs	3.3%
Empty W	3592 lbs	3297 lbs	8.2%
Power	520 hp	555 hp	5.7%
Length	25.0 ft	25.6 ft	2.5%
Rotor D	51.9 ft	54.3 ft	6.0%
MW Span	19.0 ft	20.1 ft	5.8%
HT Span	12.0 ft	12.7 ft	6.7%

Table 4. Jet Gyrodyne 검증 비교 (VTOL)

구분	비행체	코드결과	오차율
TOGW	4800 lbs	4896 lbs	2.0%
Empty W	3600 lbs	3588 lbs	0.3%
Power	520 hp	481 hp	7.5%
Length	25.0 ft	26.6 ft	6.4%
Rotor D	51.0 ft	55.8 ft	9.4%
MW Span	19.0 ft	20.7 ft	8.9%
HT Span	12.0 ft	12.4 ft	3.3%

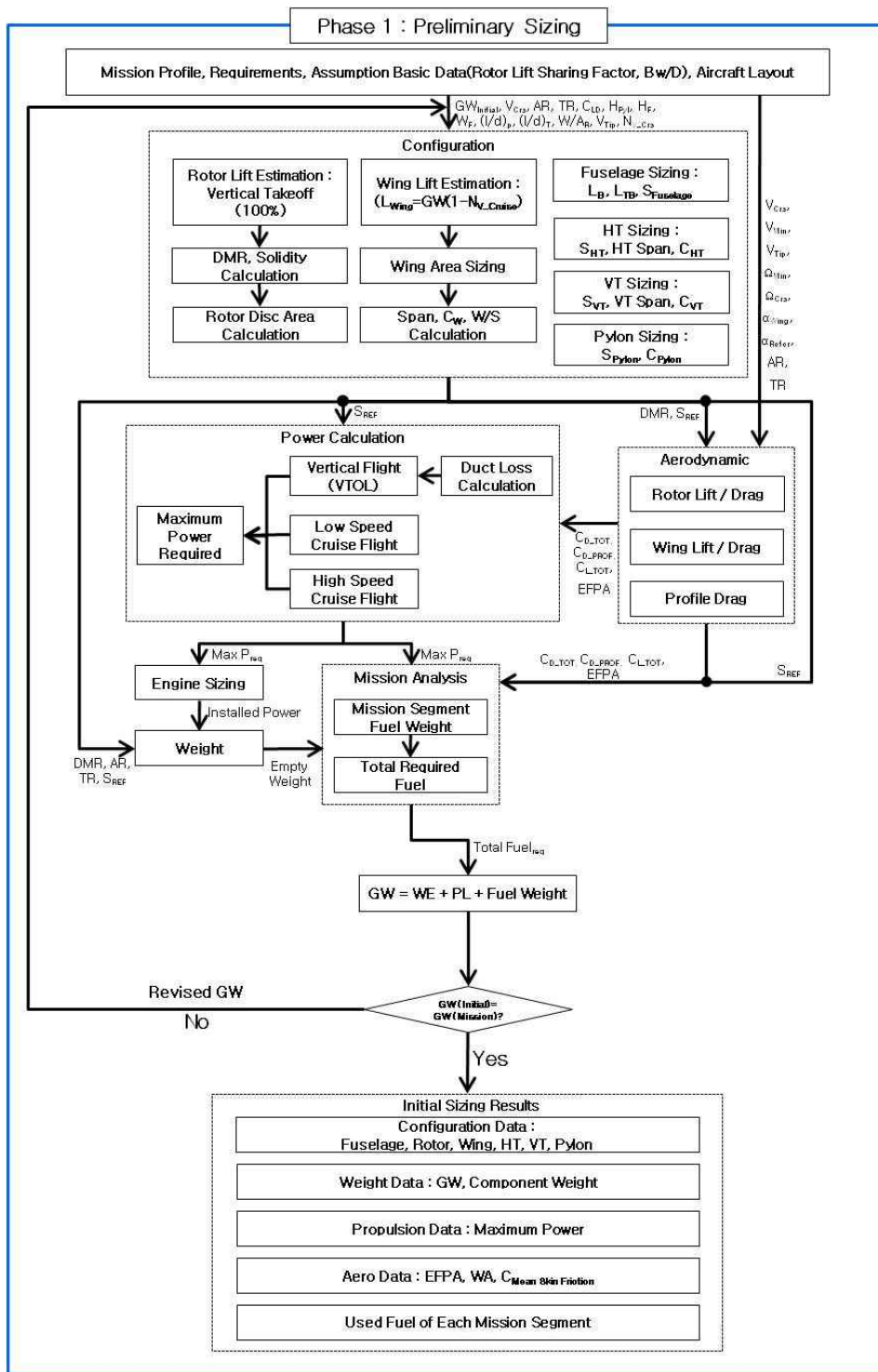


Fig 4. 복합 자이로플레인 Sizing 프로그램 프로세스



#### 4. 비행체 형상 구현

Sizing 프로그램을 통해 얻어진 데이터를 토대로 실제 형상과 얼마나 유사한지를 확인하기 위해 비행체 형상을 구현해 보았다. 시뮬레이션을 통한 비행 성능 테스트를 위해 X-Plane [14]을 이용해 형상을 구현하였으며, 구현된 형상 결과는 Fig 5와 같다. 비행체 데이터는 Carter Copter를 기반으로 하였으며, 구현된 비행체 형상 결과 보면 실제 Carter Copter와 상당부분 유사함을 알 수 있다.

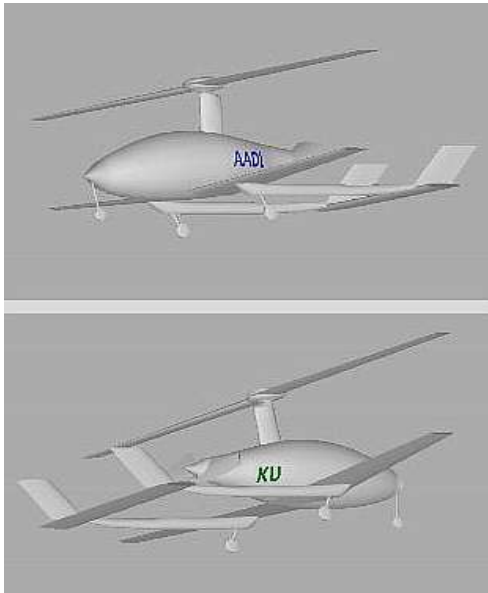


Fig 5. 비행체 형상 구현 결과

#### 5. 결 론

본 연구를 통해 복합비행체의 특성과 장단점, 국내외 연구동향을 분석하고 Sizing 기법을 연구하여 프로세스를 정립하였다. 개념 설계 단계에서는 로터 양력분담률과 Bw/D가 형상 결정에 가장 큰 영향을 미치는 변수이므로 이를 토대로 설계가 진행되도록 Sizing 프로그램을 개발하였다. 이러한 결과들을 가지고 실제 개발된 비행체를 통해 프로그램의 적합성을 검증하였다. 검증 결과 개발된 Sizing 프로그램은 10% 미만의 오차를 보여 개념설계 단계에 적합하다는 사실을 입증하였다. 그러나 복합 자이로플레인 연구 개발

사태가 극히 적으므로 향후 더 많은 비행체를 통해 프로그램의 적합성을 향상시켜야 한다. 또한 로터 양력분담률과 Bw/D가 변화함에 따라 형상이 어떻게 정해지는지를 연구하고 이를 토대로 형상최적설계도 함께 진행시켜야 할 것이다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소 지원으로 수행되는 복합비행체 Sizing 프로그램 및 자동형상구현 시스템 구축 사업(UE085095JD)과 국방과학연구소 비행체 특화센터의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- 1) 이재우, “복합비행체 Sizing 프로그램 및 자동형상구현 시스템 구축”, 국방과학연구소 연구용역 제안서, 건국대학교 산학협력단, 2008.10.
- 2) Dr. Dan Schrage, “DARPA Heliplane”, Georgia Tech
- 3) Jay Groen, “Groen Borthers Aviation : Autogyros in the 21st Century”, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition : The Next 100 Years, 14-17th July, 2003, Dayton, Ohio, USA
- 4) 이영재, 강호정, 김지민, 이재우, 정인재, “복합비행체의 오늘과 미래”, KSAS 매거진, 한국항공우주학회, 2009.7
- 5) 동해기계항공 항공사업부, 담비 홈페이지, [cafe.naver.com/dambiair](http://cafe.naver.com/dambiair)
- 6) 김종환, “다중 비행 모드를 갖는 Canard Rotor/Wing 항공기 최적 설계에 관한 연구”, 건국대학교 대학원 항공우주공학과, 2003.12
- 7) S. Jon Davis, J. S. Wisniewski, User's Manual for HESCOMP, The helicopter Sizing and Performance Computer Program, Boeing Vertol Company, 1973.9
- 8) Byung Ho Ahn, Han Gil Chae, “Gyroplane Level 1 Trim Analysis”, Theory Manual, Alpha Engineering, 2009.9
- 9) 이영재, 김지민, 강호정, 부 앵, 이재우, 정인재, “복합 자이로플레인의 형상설계 및 Sizing 기법에 관한 연구”, 한국항공운항학회 추계학술대회 논문집, 2009.11.25, pp90-95.
- 10) Carter Aviation Technologies Website, <http://www.cartercopters.com>
- 11) Challis Heliplane UAV Inc. <http://www.challis-heliplan.com/v3/>

- 12) Fairey Jet gyrodyne, Wikipedia,  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Fairey\\_Jet\\_Gyrodyne](http://en.wikipedia.org/wiki/Fairey_Jet_Gyrodyne)
- 13) 최석민, “다정밀도 해석 기법을 이용한 무인항공기 다분야통합 최적설계에 관한 연구”, 한석사학위논문, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템 공학과, 2010.2.
- 14) Laminar Research, “X-Plane 9 Program“, Graphsim entertainment