

## 1.서론:

1.1 소속 대학/ 학과, 팀명, 팀참가자 명단

1.2 설계작품의 이론적 배경

## 2. UAM의 설계요구조건 설정

- 운영요구조건/ 성능요구조건

## 3. 설계 과정 기술

- 설계요구조건을 충족하는 유사 기체 데이터 조사
- 개념 스케치/ 탑승객
- 개념 설계
- 날개 및 동체/ 모터수

## 4. 설계 결과( 디지털 모델링 )

4.1 임무 및 용도

4.2 제원 및 성능 (전장, 전폭, 전고)

4.3 설계 형상 결과

## 5. 설계 특징

## 6. 디지털 설계 결과

## 7. 향후 계획

## 8. 참고 문헌

### 3. 설계 과정

#### 3.1 유사 기체 조사

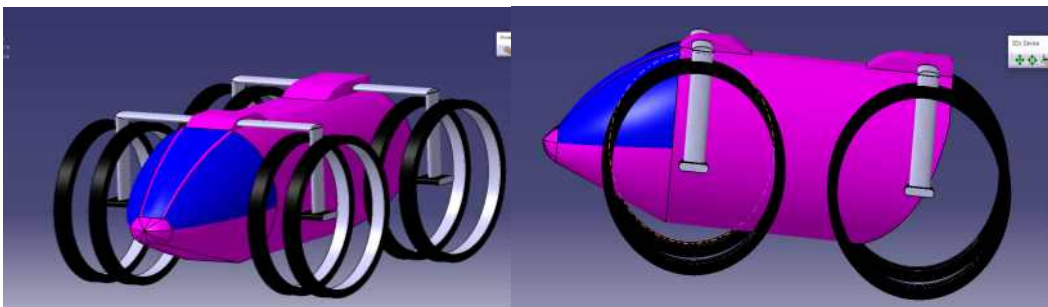
대회 본 기체는 시티에어버스(CityAirbus)와 같은 멀티 콥터형 기체를 참고하였다.

시티에어버스는 2019년 5월에 첫 비행테스트를 시작하였고 2023년 상용화를 목표로 하고 있다. 4개의 덕티드 고양력 추진 장치를 한 형상을 가지고 있으며 탄소 섬유로 된 8개의 프로펠러는 전기모터에 의해 대략 950RPM으로 구동되어 일반 헬기보다는 낮은 소음을 보장한다.

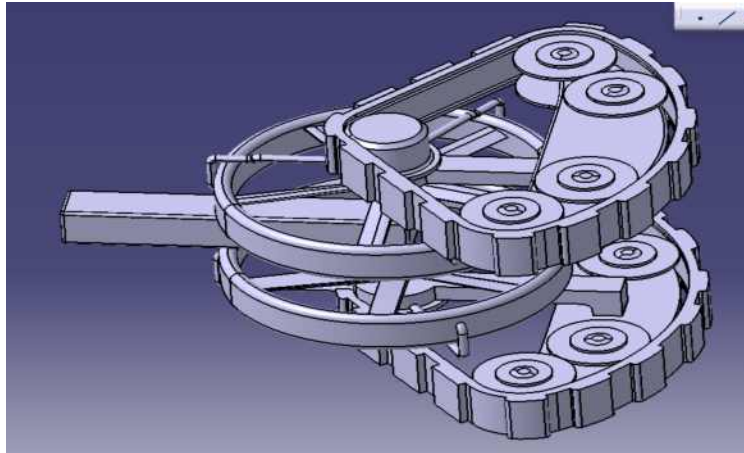
#### 3.2 개념 스케치



<UTAM 외형, 비행 모드>



<UTAM 외형, 지상 모드>



<UTAM 롤러 장치 개념 스케치>

UTAM은 공중과 지상을 동시에 이동할 수 있는 플랫폼이 목적이며 지상에서 이동할 수 있는 롤러가 덕티드팬 쪽에 장착되어 있다.

롤러의 작동 방식은 전차와 같이 좌우 모터의 속도 차이로 좌회전 및 우회전을 할 것이다. 우회전을 하게 된다면 좌측 롤러가 우측 롤러에 비해 속력이 빠르게 돌아갈 것이고 좌회전이면 우측롤러가 좌측 롤러보다 더 빨리 돌아갈 것이다.

### 3.3 기체 개념설계

(1) 질량  $M = 1200\text{kg}$

	UTAM	JBOY S4
하중 (kg)	1200	2183.594
로터 직경 (m)	1.8	2.89
모터 개수	6	8
디스크 로딩 ( $\text{kg}/\text{m}^2$ )	58.97	55.5

본 기체는 질량을 1200kg로 설정하였다. UTAM 목표는 지상에서 운행하다 이륙하여 원하는 목적지 근처로 착륙하여 이동하는 것이다. UTAM의 지상 운행방식은 덕티드 팬 안에 있는 롤러가 추진력을 만들어주는 방식으로 운행한다. 따라서 덕티드 팬이 너무 크면 동체 밑부분과 바닥부분의 간격이 너무 커져 탑승이 불편하고 그렇다고 작년 UTAM처럼 덕티드 팬을 작게 하면

디스크 로딩 및 추력이 문제가 될 수 있다. 위 두 문제를 종합하여 UTAM을 최대한 경량화하며 인원수를 조종자 및 탑승객 각 1명으로 운행 목표를 1200kg 중량을 목표로 잡았다.

## (2) 호버링시 동력

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

<호버링하는 로터의 유동 속도>

$$\dot{m} = \rho A V_i = \rho A_\infty$$

<질량유량 식>

유동 속도를 구하기 위해 두 가지 가정을 하였다.

가. UTAM의 운용고도는 해발 300미터 이내로 공기밀도는 해수면 기준으로 한다.

나. 덕티드팬에서 추가 추력을 30% 발생한다고 가정하여 요구되는 추력은  $T_{ducted} = 10006.2N$  로 한다.

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{10006}{2 \times 1.225 \times (0.9)^2 \times \pi}} = 20.036m/s$$

<MTOW 1.2T일 때 호버링 유동 속도 >

$$P = k \times \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}}$$

<호버링 동력식>

UTAM은 디스크 직경이 1.8미터로 매우 작은 프로펠러를 가지고 있기 때문에 디스크로딩을 줄이고 추력을 보강하기 위해 시티에어버스와 마찬가지로

동축반전 로터 방식을 채택하고 있다.

k는 동축 반전 로터에 의한 유동 간섭 영향을 고려하는 계수이다. UTAM은 프로펠러 사이가 매우 가깝고 또 중간에 롤러가 들어가기 때문에 k의 최댓값인  $\sqrt{2}$ 를 사용하였다.

$$P = \sqrt{2} * \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} = \sqrt{2} * \frac{(10006.2)^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 * 1.225 * (0.9)^2 * \pi}} = 283.5 \text{ KW}$$

<호버링 동력 계산>

### (3) 순항 시 동력

UTAM의 순항목표는 공중에서 100km/h로 순항하는 것이 목표이다. 따라서 순항 속도  $V = 33\text{m/s}$ 로 설정하여 계산을 진행하였다.

$$\frac{P}{P_h} = \frac{P}{Tv_h} = \frac{T(V\sin\alpha + v_i)}{Tv_h} = \frac{\lambda}{\lambda_h}$$

<순항 동력 계산 식>

$$v_i = \frac{v_h^2}{\sqrt{(V\cos\alpha)^2 + (V\sin\alpha + v_i)^2}}$$

<전진 비행시 유도 속도>

위 두 계산 식을 구하기 전에 멀티콥터 항공기가 몸을 기울여 순항할 범위를 정한 뒤 순항과 호버링시 유입비를 구하여 순항동력을 구할 것이다.

$$-0.28 \leq \frac{V\sin\alpha}{(v_h)_e} \leq 0$$

<VRS 효과를 고려한 멀티콥터 받음각 각도 범위 식>

evtol에서 기존 회전익 기체에서 발생하는 VRS(Vortex Ring State) 효과가

발생할 수 있는 여지가 있기 때문에 제약을 설정하였다.

$$(v_h)_e = \sqrt{\frac{2T_{rotor}}{2\rho A}}$$

<동축 반전로터의 호버링시 유효 유도 속도>

VRS를 피하기 위해 동축 반전 로터의 호버링시 유효 유도 속도를 구한다.

$$(v_h)_e = \sqrt{\frac{2T_{rotor}}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{2*2501}{2*1.225*(0.9)^2*\pi}} = 14.16m/s$$

$$T_{rotor} = \frac{T_{ducted}}{4} = 2501N$$

유동속도와 순항속도를 이용하여 받음각 각도 범위 식을 계산하면 받음각 범위는  $0 \leq \alpha \leq 6$  이다.

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha + v_i}{\Omega R}$$

$$\lambda_h = \sqrt{\frac{C_T}{2}}$$

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2}$$

<전진 비행시 발생하는 유입비와 호버링시 유입비>

$$C_T = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2} = \frac{10006}{1.225 * (0.9)^2 * \pi * 77.12^2} = 0.135$$

$$\lambda_t = \sqrt{\frac{C_t}{2}} = \sqrt{\frac{0.135}{2}} = 0.260$$

추력계수와 호버링 시 유입비를 구하고 받음각에 따른 유동속도와 전진 동력을 구해보았다.

$\alpha$	Vi(m/s)	$\lambda$	$\frac{\lambda}{\lambda_h}$	P(kw)
0	11.4887347	0.094347825	0.628128654	135.4799824
1	11.43317425	0.098621201	0.656579016	141.6163917
2	11.37884606	0.102903256	0.685087158	147.7652635
3	11.32571708	0.107192278	0.713641684	153.9241399
4	11.27375569	0.111486567	0.742231284	160.0905812
5	11.22293167	0.115784439	0.77084473	166.262166
6	11.17321608	0.120084219	0.799470879	172.4364905

<순항 시 받음각에 따른 동력 계산 표>

##### (5) 하중 추론

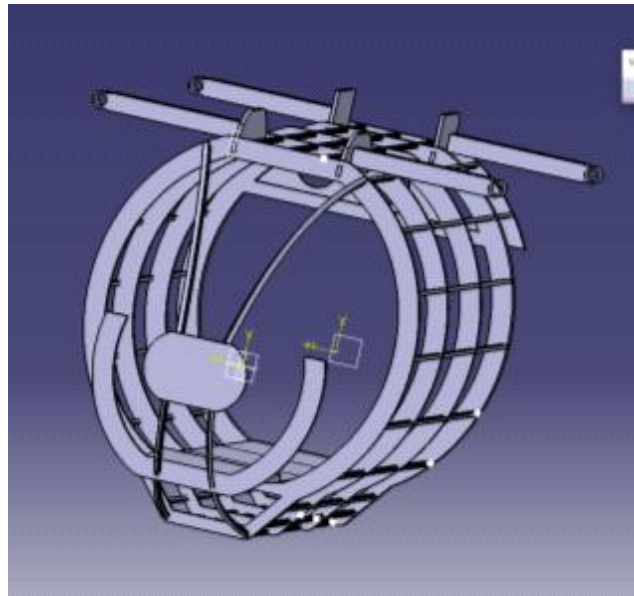
하중	중량(kg)
W_crew	100
W_passenger	100
W_batterty	400
W_duct	80
W_motor	176
W_fuselage	150
W_propeller	80

하중 추정 식에서 배터리를 추정하지 못하였다. 기존에 사용되는 방식이 아닌

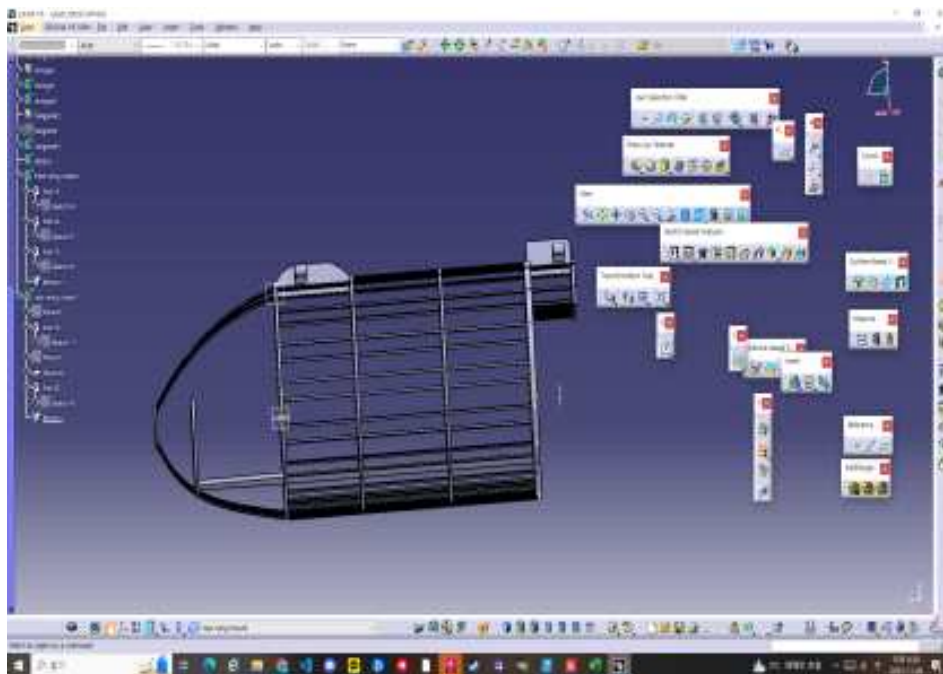
지상 모드 버전 전력도 고려해야하기 때문에 기존에 있는 UAM 용 배터리를 사용할 수가 없었다.

UAM 배터리 발전 동향을 보며 리튬황 이온과 같은 고밀도 배터리가 출시된다는 가정하에 우리 UTAM의 최대 배터리 무게는 400kg으로 가정하였다. 승객과 조종사는 도심간 이동으로 많은 양의 짐이 필요하지 않다는 가정하에 5kg 몸무게, 화물 무게는 15kg 생각하였다. 모터는 사이트에서 공개된 무게 22kg x8 176kg이다.

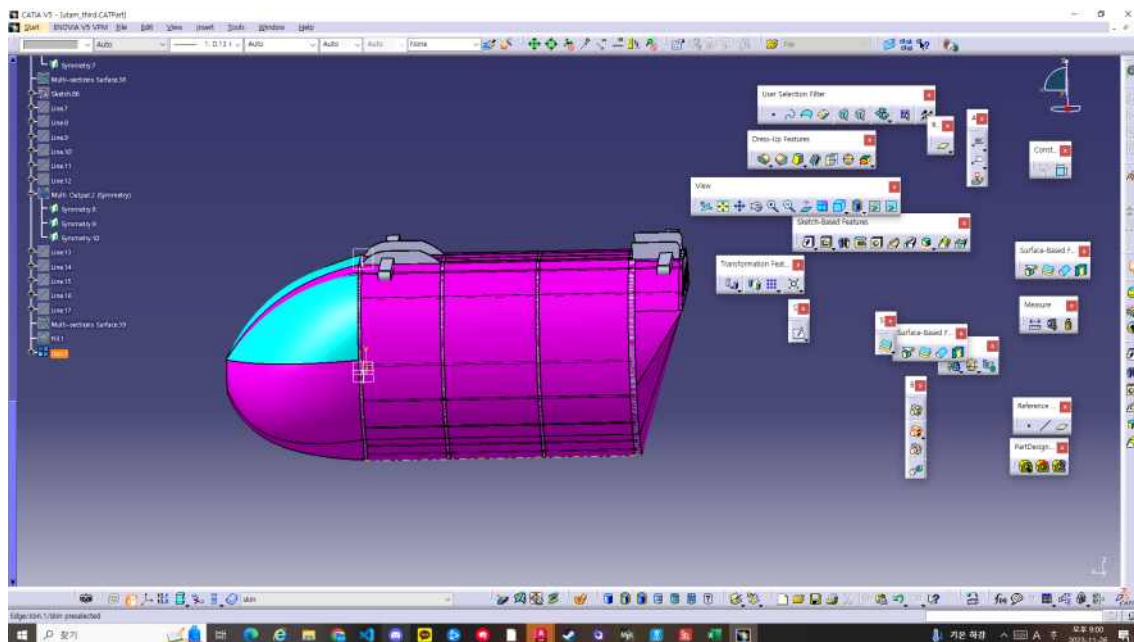
### 3.4 동체 설계





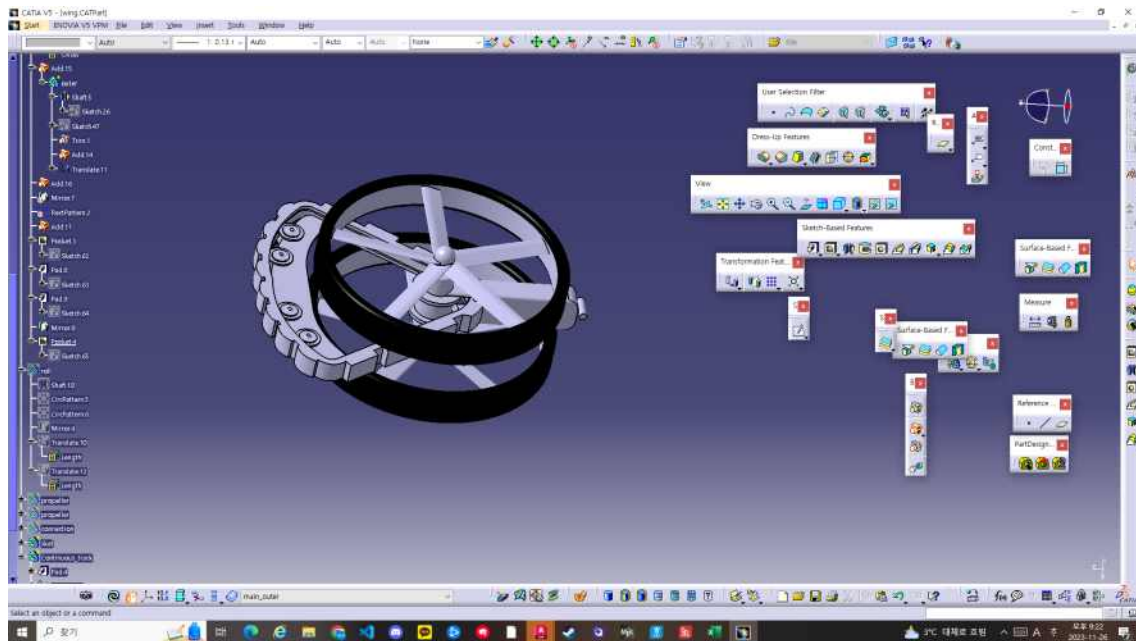


<세미 모노 코크 구조 설계>



<외피로 덮은 모습>

### 3.5 날개 설계



<롤러가 장착된 덕티드 팬 >

UTAM이 장착된 덕티드 팬은 틸팅이되는 덕티드팬으로 특징으로는 롤러가 달려있다.

앞서 개념설계에서 얻은 파워를 참고하여 실제 모터를 선정하였다.

선정된 제품은 COMPRO사의 REB 90이다

**80 KW ELECTRIC MOTOR - REB 90**



 torque	<b>300 Nm</b>	 max power <sup>1</sup>	<b>80 kW</b>
 rpm <sup>2</sup>	<b>1500-4000</b>	 max continuous power <sup>1</sup>	<b>60-70 kW</b>
 diameter	<b>270.2 mm</b>	 voltage	<b>400-800 V</b>
 motor sensors	<b>sensored or sensorless</b>	 cooling	<b>air/hybrid (fluid/air)</b>

 **PROVEN & HIGH QUALITY MATERIALS**
 **COMPACT AND DURABLE DESIGN**
 **UNIVERSAL USAGE**

#### <선정된 모터 사진>

#### <선정된 모터 규격>

UTAM은 해당 모터를 8개를 장착하여 운영할 예정이고 추가로 롤러를 돌릴 수 있는 모터도 탑재할 계획이다. 비행하는데 필요하는 모터는 충분히 기존 제품에서도 찾을 수 있지만 롤러에 사용되는 모터를 찾을 수 없었다.

## 4. 설계 결과

### 4.1 임무

UTAM의 임무는 앞서본 이동 상상도와 같이 도심 내에서 지상에서 공중으로 공중에서 지상으로 이동하여 화물 및 승객을 수송하는 것이 목표이다.

도심 내 이동이므로 지상 모드에서는 최대속도 80km/h로 300km, 공중모드에서는 45km를 100km/h로 순항하는 것이 목표이다.

#### <UTAM 이동 상상도 >

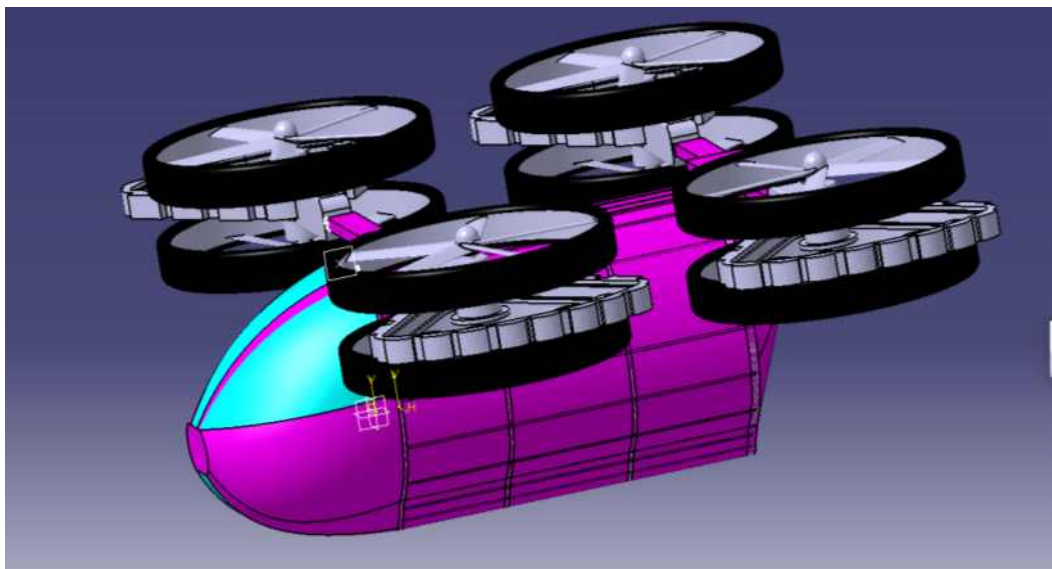
목표 고객에 따라 더 자세히 임무를 구체화해보았다.

### 4.2 제원 및 성능

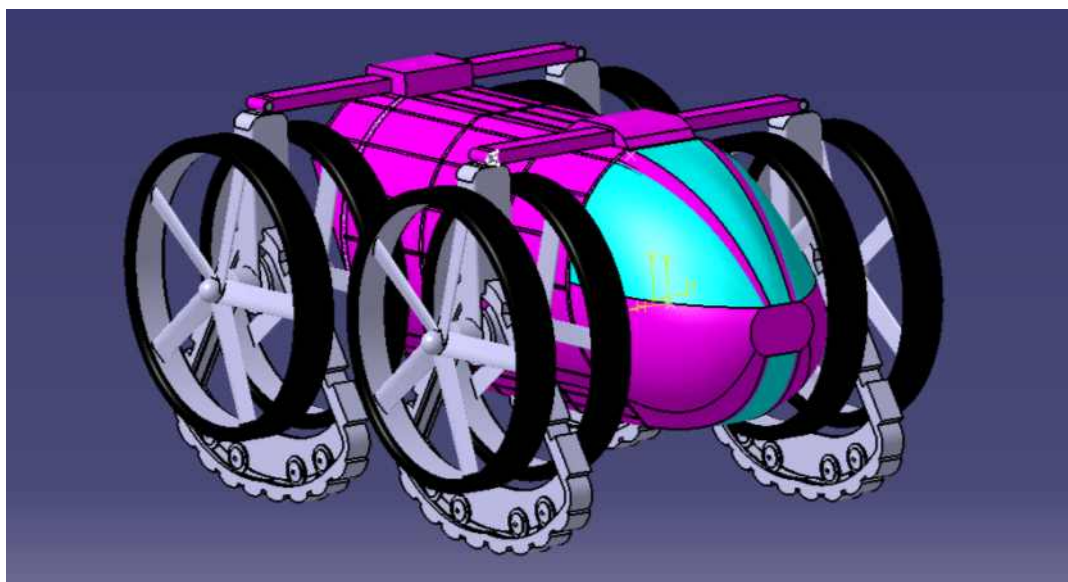
제원	
이륙중량	1200kg
항속거리	45km
항속시간	순항 기준 최대 50분
최대속도	120km/h
순항속도	100km/h
탑승인원	2명 기준, 페이로드 포함시 3명

페이로드	120kg
사이즈(가로 세로 높이)	지상모드: 2850 x 4250 x 2358 (mm) 공중모드: 7941 x 4250 x 2011 (mm)
프로펠러	1.8D 프롭 X 8개
모터	전기 추진 REB 90 모터 X 8개

#### 4.3 설계 형상



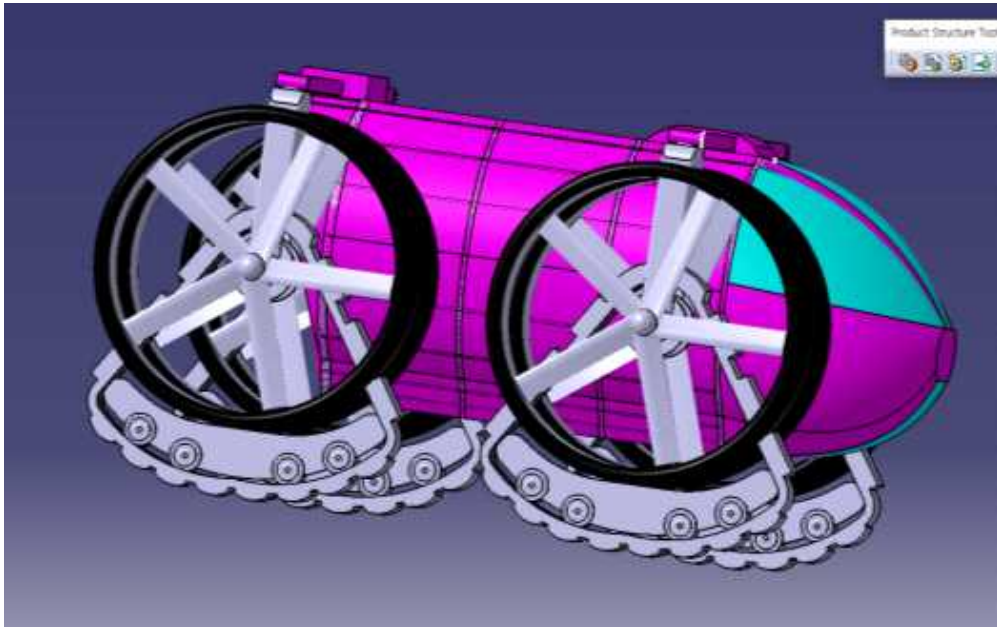
<UTAM 비행모드>



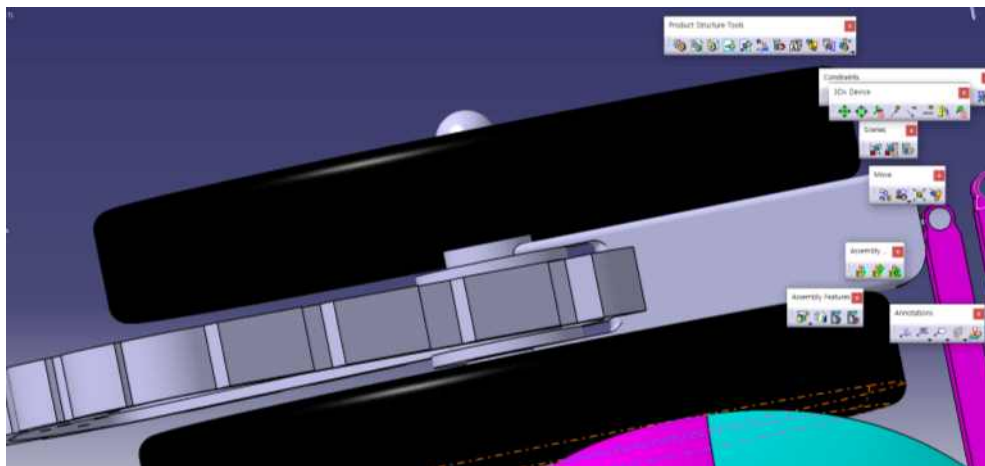
<UTAM 지상모드>

## 5. 설계 특징

본 기체에서는 덕티드팬이 틸팅이 되어 덕티드 팬 안 속의 롤러를 이용하여 도로를 주행하는 것이 큰 특징이다.



<UTAM 옆면도>



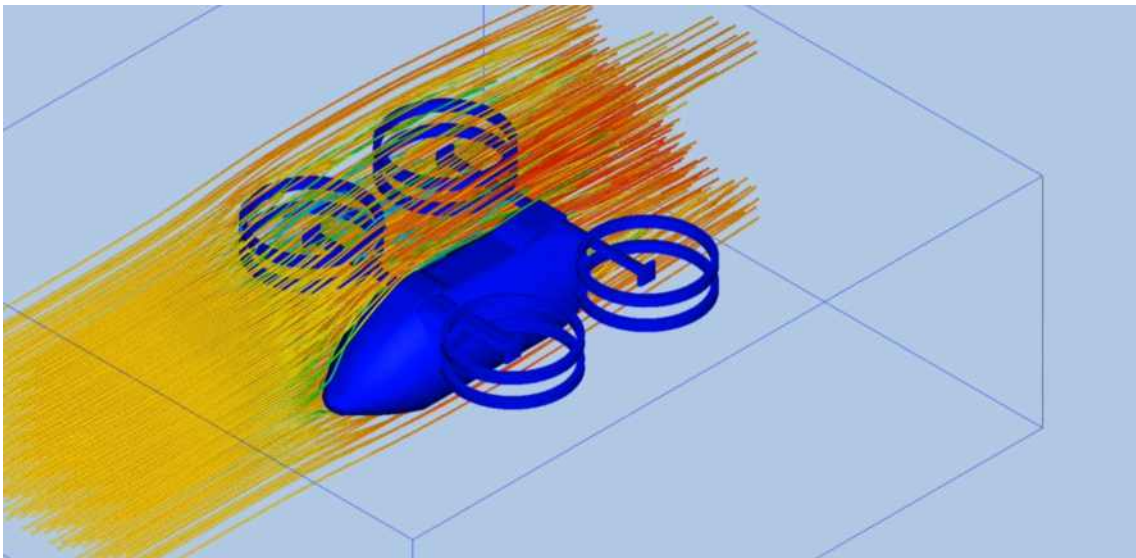
<덕티드 팬 옆면도>

롤러가 프로펠러를 방해하지 않게 무한궤도 회전을 담당하는 부품들은 덕티드 팬 밖으로 튀어나오게 설계하였으며 무한궤도를 움직이는 모터는 프로펠러를 회전 시키는 프로펠러 사이에 존재한다. 덕트를 기울여서 지상을 주행해야



하기에 프로펠러를 크게 만들 수 없다. 줄어드는 프로펠러 직경 만큼 디스크 로딩이 늘어나기 때문에 동축 반전 덕티드 팬으로 비행 추진을 만들어내어 추력을 보강하는 동시에 디스크 로딩 문제도 해결하였다.

## 6. 디지털 설계 결과



<AutoDesk CFD를 이용한 100km/h 순항 시 기체 디지털 설계>