4로터 탠덤 방식

수직이착륙 비행체

사이클로콥터의 개발

1. 서 론

사이클로콥터는 사이클로이드 블레이드 시스템(CBS: Cycloidal Blade System)을 이용해 추력을 얻는 회전익 비행체이다. 이 사이클로이드 블레이드 시스템은 회전축에 평행하게 회전하는 다수의 블레이드로 구성되며 각각의 블레이드의 피치각은 회전 시 피치각 제어부에 의해 주기적으로 변화하게 된다. 이러한 주기적인 블레이드 피치각의 변화를 이용해 회전축에 수직한 임의의 방향으로 추력을 낼 수 있으며 피치각의 크기 변화를 통해 추력의 크기 또한 조절할 수 있다. 사이클로콥터는 이 사이클로이드 블레이드 시스템의 특성으로 인해 추력의 크기와 방향을 순간적으로 변환할 수 있으며 제자리비행, 수직이착륙, 저속 및 고속 비행을 구현해 낼 수 있다.

1.1 사이클로이드 블레이드 시스템

사이클로콥터는 사이클로이드 블레이드 시스템을 이용해 추력을 얻는 회전익 비행체로서, 수직 이착륙 및 제자리 비행, 저속 전진 비행 등이 가능하다. 사이클로이드 로터는 회전축과 평행하게 회전하는 다수의 블레이드로 구성되어 있으며, 회전 시 주기적인 피치각 변화를 통해 회전축에 수직한 임의의 방향으로 추력의 크기와 방향을 순간적으로 변화시킬 수 있어 높은 기동성을 갖는다. 그림 1.1은 사이클로이드 블레이드 시스템의 개념도를 나타내었으며, 로터 회전 시 블레이드 피치각은 0도와 최대각을 1 회전 당 두 번씩 주기적으로 반복하게 된다.

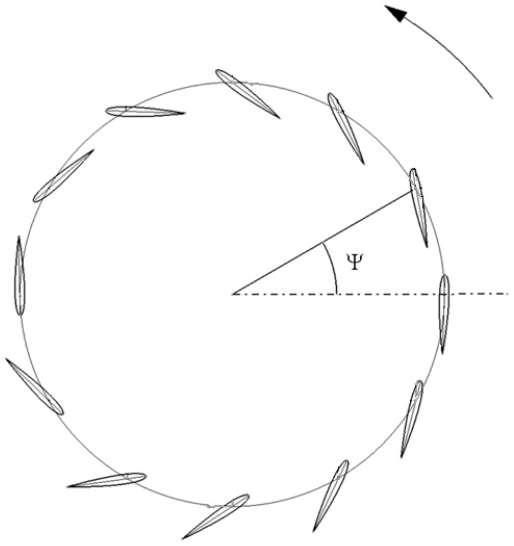

그림 1.1 사이클로이드 블레이드 시스템

1.2 연구 배경

사이클로이드 블레이드 시스템은 1599년경 갈릴레이가 사이클로이드라는 이름을 붙인 이래로 헬리콥터라는 개념의 비행체가 완성된 2차 대전 전후까지 계속 연구되어 왔다. 1828년 William Congreve가 실제적인 사이클로이드 블레이드 시스템의 개념을 소개했고, 미국 Washington 대학의 F. Kurt Kirsten은 풍동 실험을 통해 긍정적인 결과를 얻어내었다[1]. 이후 NACA Langley 연구소에서 수직이착륙 및 전진비행이 가능함을 보였으며[2] 1960년대 Dave Cook은 블레이드 스팬 방향의 공기 흐름의 문제점 등을 밝혀내었다[3]. 이후 진전이 없던 연구는 1998년 Bosch Aerospace에서 6개의 블레이드로 구성된 Low-Pitch System으로 실험을 수행하여 비교적 큰 마력당 추력비를 얻음으로써 사이클로콥터의 가능성을 보여주었다[4].

사이클로콥터는 그 비행 특성이 무인항공기(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)에 적합한 모델로서 많은 응용가능성을 가지고 있다. 1910년대부터 시작된 무인항공기의 개념은 조종사의 탑승 없이 사전에 프로그램 또는 원격 지상 조종을 통해 비행을 하는 비행체로 조종사의 한계이상의 고기동을 펼치게 된다. 따라서 다양한 임무환경을 만족시키기 위해서 대부분의 무인항공기가 수직이착륙과 저고도 체공이 가능한 회전익 비행체로 전환되고 있는 추세이다. 사이클로콥터 또한 이러한 무인항공기에 적합한 비행 시스템을 갖추는 것이 가능하며, 새로운 개념의 수직이착륙 무인항공기 개발을 위한 연구가 진행 중이다[5].

사이클로이드 블레이드 시스템은 비행체의 주 추력 시스템뿐만 아니라 방향이나 자세 제어용 보조 동력원으로도 응용이 가능하며[6], 비행체에 적용된 기술을 역으로 이용하여 발전된 형태의 수직축 풍력발전기를 개발하는 것도 가능하다[7]. 이 외에 선박 분야에서는 사이클로이드 프로펠러가 수직 축을 중심으로 회전하는 형태로 상용화 되어 순간적으로 강한 추력과 용이한 방향 전환 등에 널리 활용되고 있다[8].

1.3 연구 진행 과정

본 논문에서는 무인기 사이클로콥터 개발을 위해서 4개의 로터를 갖는 10kg 급 비행체를 설계 및 제작하였다. 1마력급의 브러시리스 모터 4기를 동력원으로 사용하며, 각 로터는 4개의 블레이드로 구성되어 있다. 로터 최적 설계를 위해서 공기역학적, 구조역학적으로 다양한 설계 변수에 대해 대규모 수치 실험을 수행하였다. 수치 해석에는 CFD 해석을 위해 STAR-CD를 이용하였고, 구조해석을 위해 MSC/NASTRAN을 이용하였다. 개발된 사이클로콥터는 경량화를 위해 블레이드와 동체 등 주요 부분을 모두 복합재료로 제작하였고, 브러시리스 모터에 적합한 리튬-폴리머 전지를 이용하였으며, 피칭, 롤링 방향 자세 안정성을 위해서 자이로를 이용하였다. 수직 이착륙과 롤링, 요잉, 피칭 운동 제어 및 제자리 비행을 포함한 발전된 형태의 고급 비행 기동 구현을 위한 문제점 파악 및 실험 데이터 확보를 목표로 연구를 진행하였다.

2. 사이클로콥터 설계

그림 2.1 은 이번에 설계한 사이클로콥터의 모습이다. 앞뒤 로터가 서로 반대방향으로 회전하는 방식을 채택하여 반토크를 상쇄시켜주고 있다. 표 2.1 은 주요 설계 수치를 나타내고 있으며, 대칭형 에어포일인 NACA0018 을 이용한 4 개의 블레이드로 구성되어 있다. 로터 회전 반경은 0.25 m, 스팬 길이는 0.5 m 이며, 1200 rpm 으로 회전하여 총 16 kgf 의 추력을 발생하도록 설계되었다.

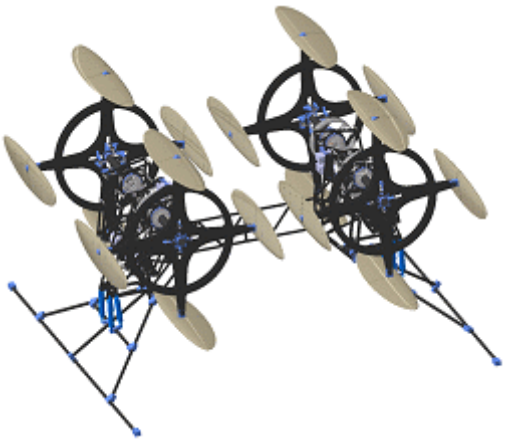

그림 2.1 사이클로콥터 전체 설계 형상

설계 변수	수치
로터 개수	4
로터 당 블레이드 개수	4
로터 반경	0.25 m
로터 회전수	1200 rpm
에어포일	NACA0018
스팬	0.5 m

표 2.1 사이클로콥터 설계 변수

2.1 로터부 설계

사이클로콥터 로터는 각 4개의 블레이드를 회전시켜서 양력을 발생시킨다. 이 때 블레이드에는 무게에 비례하고, 회전 속도의 제곱에 비례하는 원심력이 주된 힘으로 작용한다. 이 힘에 의해 블레이드는 굽힘 모멘트를 받게 되어 변형이 일어나고 중앙의 허브암 연결 부에서 응력 집중이 발생하게 된다. 블레이드의 변형은 공기역학적 성능을 저하시

키고, 응력집중은 블레이드의 파괴를 야기할 수 있다. 따라서 블레이드 설계 시 강성을 유지하면서 경량화하는 것이 중요하다.

그림 2.2는 타원형 블레이드의 평면도를 나타내었다. 스팬은 500 ㎜ 이고, 블레이드의 중앙부에서 타원의 단축에 해당하는 가장 긴 코드 길이는 105 ㎜ 이다. 그림 2.3은 단면도를 나타내었다. 무게 중심 위치는 앞전으로부터 32.6% 인 34.2 ㎜ 이고, 허브암과 연결되는 피벗 포인트인 블레이드의 주 스파는 무게 중심과 일치하는 곳에 위치한다. 또한 컨트롤 링키지 연결을 위한 보조 스파의 위치는 앞전으로부터 65 ㎜ 이다. 그림 2.4는 블레이드 구성 조립도를 나타내었다. 탄소 복합재료로 제작된 봉형 스파가 주 하중 지지 구조물로 위치하고, 발사 리브가 유리섬유 복합재료로 제작된 블레이드 스킨과 함께 형상을 유지한다. 블레이드는 2개의 볼 베어링에 의해 주 스파를 피벗 포인트로 하여 허브암과 연결되고, 가장 큰 응력을 받는 블레이드 중앙부의 리브는 복합재료에 의해 강화되어 조립된다.

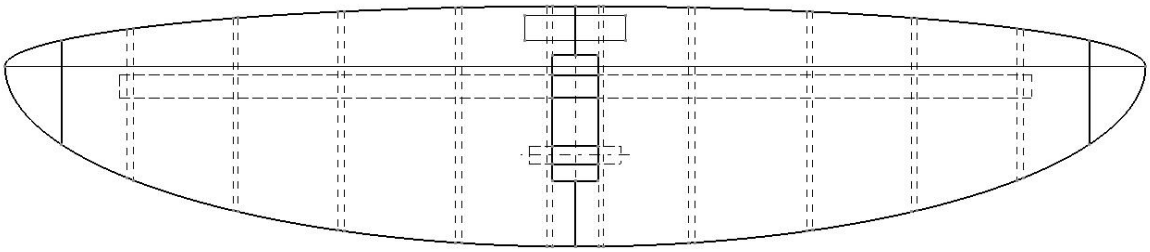

그림 2.2 블레이드 평면도

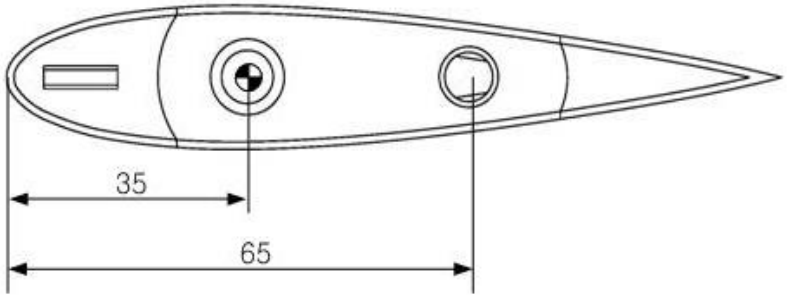

그림 2.3 블레이드 단면도

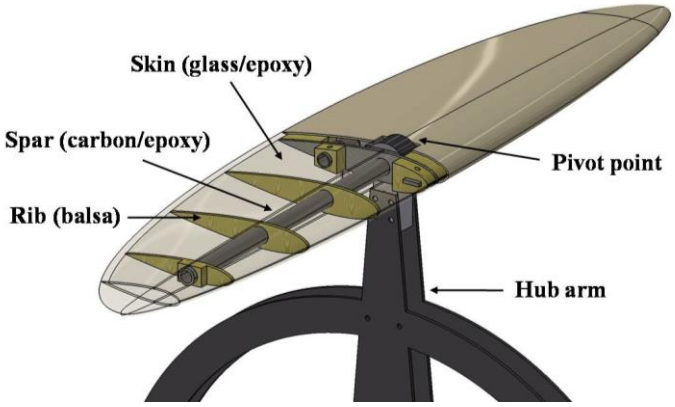

그림 2.4 블레이드 조립도

사이클로콥터의 로터 블레이드는 회전에 의해 원심력과 공기력을 받는다. 헬리콥터의 경우와 비교해 볼 때, 블레이드가 회전축에 평행하게 회전하기 때문에 블레이드에는 굽힘 모멘트가 지배적 하중으로 작용하며, 특히 사이클로콥터의 로터 블레이드에는 원심력에 의한 하중이 공기력이나 중력에 의한 하중보다 월등히 크게 발생한다. 본 연구에서 설계한 로터 블레이드의 경우, 원심력은 약 40kgf 인 반면, 공기력은 최대 2kgf 정도이다. 이에 본 논문에서는 탄소 및 유리섬유 복합재료 등으로 구성된 로터 블레이드에 대해 유한 요소 모델링을 하고, 회전에 의한 하중을 가해서 변위와 응력을 구하는 정적 해석을 수행하였다. 또한 로터 허브와 블레이드를 포함하는 구조물에 대해서 진동 모드 해석을 수행하여 동적 안정성을 확보하였다. 해석에는 상용 구조해석 프로그램인 MSC/NASTRAN을 이용하였으며, 해석에 사용된 재료의 물성치는 표 2.2와 같다.

재료 / 물성치	Carbon fiber	E-Glass fiber	Balsa wood
E_{11} [Pa]	2.30×10^{11}	7.24×10^{10}	3.4×10^{9}
ν	0.3	0.2	0.3
ρ [kg/m^3]	1800	2540	96

표 2.2 재료 물성치

2.1.1 정적 해석

1200 rpm으로 회전하는 사이클로콥터 로터 블레이드에 대해서 정적 해석을 수행하였다. 블레이드는 주 스파와 보조 스파에서 각각 볼 베어링과 원형 링크 기구에 의해 허브암과 컨트롤 링키지로 연결된다. 각 연결부는 블레이드의 피칭 방향 운동을 허용해 주며, 원

심력에 의한 하중을 나눠 받는다.

그림 2.5는 해석의 결과로 변위 분포를 나타내고 있다. 최대 변위는 블레이드 끝에서 나타났으며, 3.16 mm 였고, 같은 조건에서 탄소 복합재료 주 스파는 최대 변위가 1.48 mm 였다. 블레이드에 작용하는 응력 분포의 경우, 최대값은 허브암과 연결되는 부분의 주 스파에서 발생했으며 115 MPa 이었다. 또한 같은 조건에서 블레이드 스킨에 작용하는 최대 응력은 중앙부에서 34.5 MPa 이었다. 각 발생 응력은 모두 허용치 내에 있는 수치로서 사이클로콥터 로터 설계의 타당성을 확인할 수 있다[5].

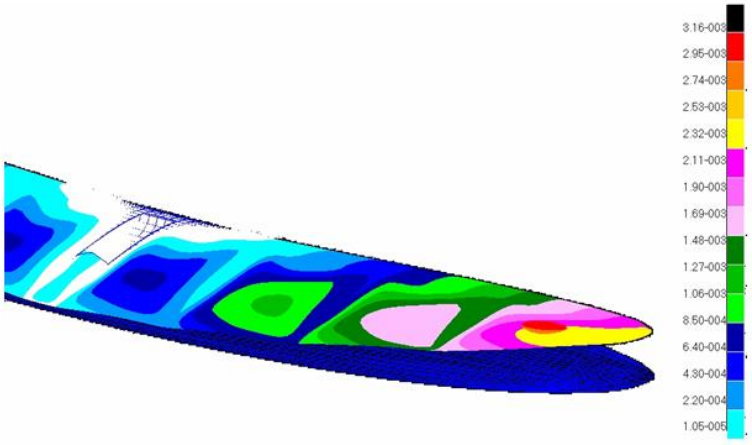

그림 2.5 로터 블레이드 변위 분포

2.1.2 동적 해석

사이클로콥터 로터 시스템은 블레이드가 회전하는 동안 진동을 하게 되며, 회전체의 회전 진동수와 외력에 의해 발생할 수 있는 구조체의 고유 진동수 사이에 발생할 수 있는 공진을 고려해야 한다. 이를 위해서 진동 모드 해석을 수행하였으며, 그 결과는 그림 2.6, 2.7에서 보는 바와 같다. 첫 번째부터 세 번째 모드는 블레이드의 비틀림 방향 진동이다. 이는 블레이드와 허브암의 강성은 상대적으로 큰 데 반해, 두 구조물의 결합이 베어링에 의해 이루어 지고 있기 때문에 나타나는 것으로 각각 45.4 Hz, 55.3 Hz, 56.0 Hz 이다. 네 번째부터 여섯 번째 모드는 허브암의 변형에 의한 것으로 각각 82.2 Hz, 82.5 Hz, 84.5 Hz 이다. 블레이드 자체의 변형에 의한 모드는 여섯 번째 모드까지 나타나지 않았고, 이로부터 블레이드의 진동은 동적 안정성에 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있다.

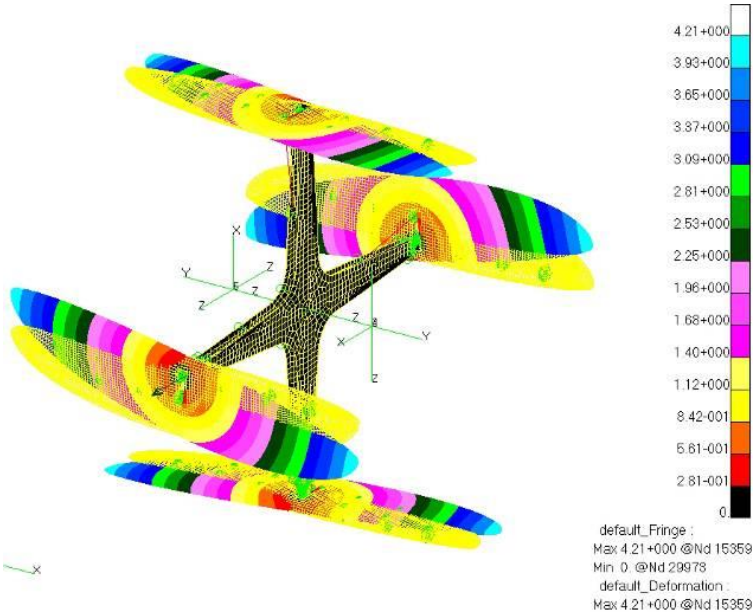

그림 2.6 로터 진동 모드 (1st mode)

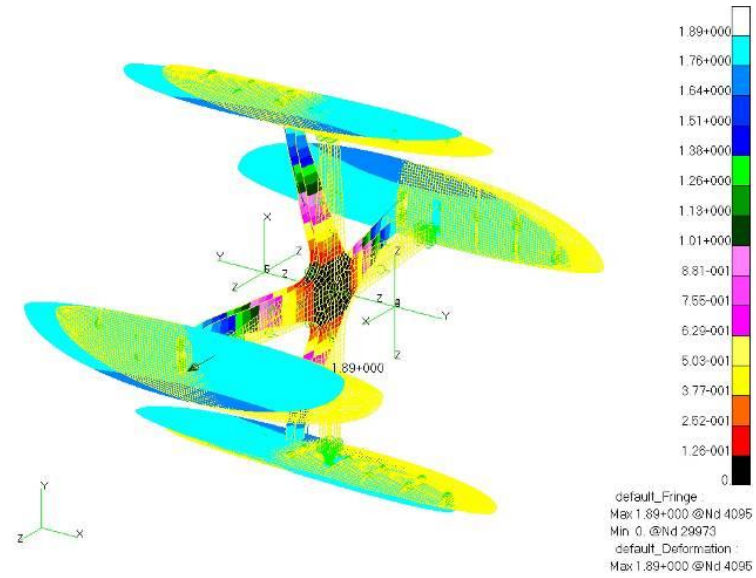

그림 2.7 로터 진동 모드 (5th mode)

그림 2.8은 로터 회전 속도를 고려하여 진동수를 나타낸 것으로, 그래프에서 교차점이 공진이 발생하는 지점이다. 따라서 공진을 피하기 위해서는 작동 영역이 그래프 교차점에서 가능한 멀리 떨어져 있어야 한다. 사이클로콥터 로터의 고유진동수는 회전수에 따른 원심력의 증가에 의해 영향을 받으며, 허브암과 블레이드의 비틀림 방향 진동이 나타나는 첫 번째부터 세 번째까지의 진동 모드 영역에서는 로터 회전수가 증가함에 따라 진동수가 감소했다. 이는 원심력의 증가로 인해 블레이드의 질량이 커지는 것과 같은 효과가 있기 때문이다. 네 번째부터 여섯 번째까지의 진동 모드 영역에서는 로터

회전수가 증가함에 따라 진동수가 증가했다. 이는 원심력에 의해 허브암의 강성이 증가했기 때문이다. 한편 회전 진동수는 로터 회전 속도에 따라 선형으로 증가하게 되며, 1/rev 의 경우 1200 rpm 에서 20.0 Hz 가 된다. 그림 2.8에서 1/rev 은 고유진동수와 만나는 지점이 없으므로 공진이 발생하지 않고, 2/rev 은 1200 rpm 에 가까워짐에 따라 첫 번째 모드와 만날 가능성이 있다. 따라서 로터 운용 시 이 회전수 영역에서 주의를 기울일 필요가 있으며, 블레이드와 허브암의 결합 방법에 대한 재고가 요구된다. 이 외의 경우에 대해서는 이러한 공진 점이 없으므로 동적 불안정성에 관한 문제는 나타나지 않는다.

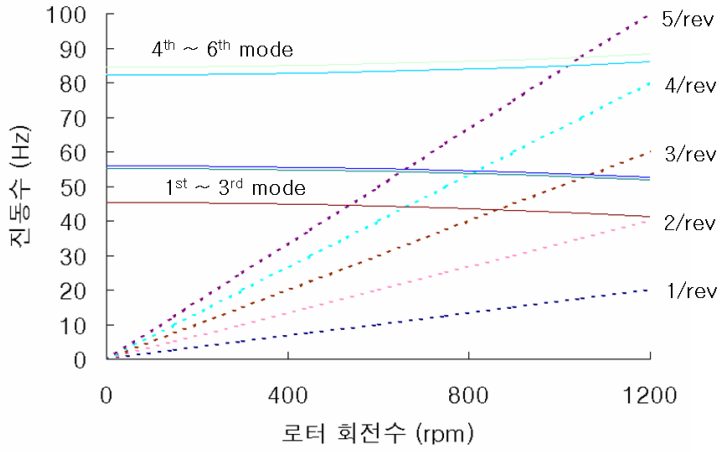

그림 2.8 Campbell diagram

2.2 컨트롤 시스템 설계

스와시 플레이트를 사용한 목적은 외팔보 형태로 지지된 로터 시스템에서 whirling 현상을 감소시키기 위해 주축을 굵게 하면서도 제어용 서보장치를 동체 내부로 배치하고 가볍게 구성하기 위함이다. 또한 기존의 사이클로콥터 제어방식은 추력의 크기와 방향을 제어하기 위해 각각 피치각과 위상각을 조절한 데 비해, 스와시 플레이트 방식은 로터의 상하방향과 전후방향 피치각 제어방식으로 바뀌었다 [9]. 이에 따른 이점은 전후방향 피치각 제어로 그림 2.9에서 나타낸 비행체의 요잉 방향 제어가 보다 용이해졌다는 것이며, 이를 통해 제자리비행에서 전진비행으로의 전환 성능 향상을 기대할 수 있다.

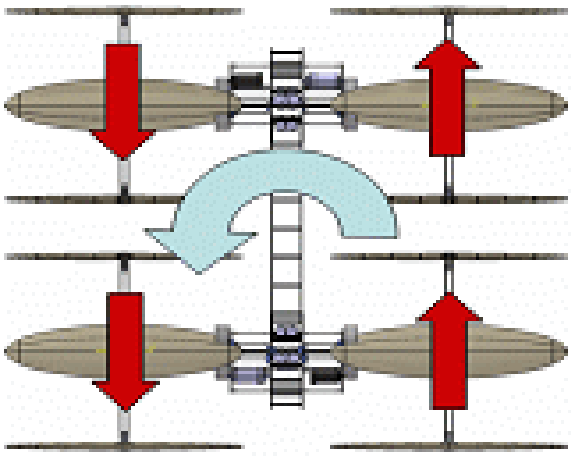

그림 2.9. 사이클로콥터 요잉 제어 개념도

2.2.1 제어부 관성력 해석

그림 2.10은 해석을 위해 관계식 표현도를 나타내었다.

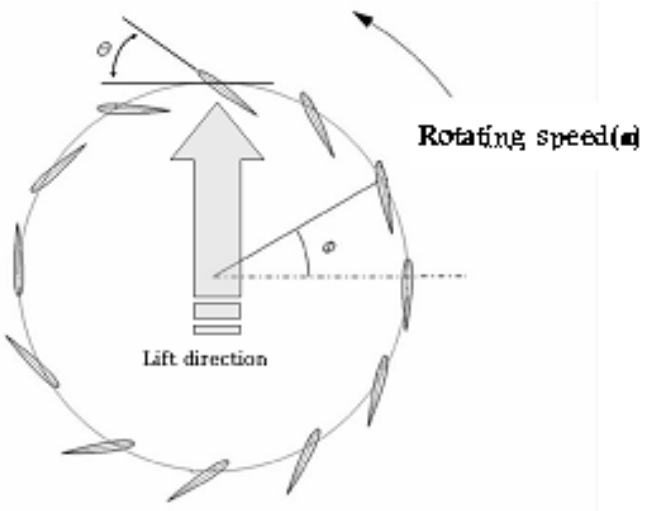

그림 2.10. 로터 관계식 표현도

제어부를 설계하기 위하여 먼저 블레이드 관성에 의해 컨트롤 링키지에 작용하는 제어력을 계산하였다. 블레이드 피봇중심에서의 질량관성모멘트(I_b)는 약 5.002e-6kgm²이며, 회전속도(ω) 1200rpm 및 최대피치각(θ_{max}) 30° 에서 계산을 한다. ε은 Lift direction이 로터 회전방향으로 기울어진 각도이다(윗방향 기준). 방위각에서의 피치각(θ)은 아래 식 (1)로 표현되고,

$$\theta = \theta_{max}\sin(\emptyset + \epsilon) \qquad (1)$$

피치각의 각가속도를 계산하기 위해 2번 미분하면 식 (2)가 되며,

$$\ddot{\theta} = -\theta_{max}(\dot{\emptyset})^2\sin(\emptyset + \epsilon) \qquad (2)$$

각가속도는 90° 에서 최대값, 8268㎰ 을 갖는다.

$$T = I_b\ddot{\theta} \qquad (3)$$

위 식 (3)에 의해 토크는 0.517Nm 이고, 제어력은 피봇 중심에서 컨트롤 중심까지의 거리 30㎜로 나누면 약 17.23N이 된다. 따라서 블레이드 관성에 의해 최대로 작용하는 제어력은 1.76kgf이다. 위 계산 수치는 마주보는 블레이드가 서로 반대방향으로 작용하여 제어용 서보로는 전달되지 않으며, 스와시플레이트 및 제어용 링크기구의 설계 시에만 고려된다.

2.2.2 제어부 공기력 해석

그림 2.3의 블레이드의 단면도를 볼 때, 앞전으로부터 26.25㎜인 점이 25%지점으로서 공력중심을 나타낸다. 또한, 피봇중심은 앞전으로부터 35㎜인 점으로 33%지점이다. 이 곳은 블레이드 무게중심과도 일치한다. 그리고 피봇중심으로부터 30㎜후방에 컨트롤 중심이 위치한다.

설계된 사이클로콥터 로터는 피치각 30° , 로터회전수 1200rpm에서 로터당 약 4kgf의 추력을 발생한다 [10]. 4 블레이드 로터 시스템에서 추력은 주로 상하에 위치한 2 개의 블레이드에서 발생하므로 블레이드 하나에 작용하는 최대 양력은 약 2kgf가 된다. 따라서 컨트롤 중심으로 전달되는 양력은 식 (4)와 같다.

$$\begin{aligned} T &= 2\text{kgf} \times 8.75\text{mm} \qquad (4) \\ &= \text{control force} \times 30\text{mm} \end{aligned}$$

위 식에 의해 하나의 블레이드에서 전달되는 힘은 약 0.583kgf이고, 로터 당 약 1.167kgf가 된다. 이 힘은 제어용 서보에 전달되며 피치각을 유지하기 위한 서보 선정의 기준이 된다.

2.2.3 제어 장치의 구현

그림 2.11, 2.12는 스와시플레이트 및 제어 장치가 장착된 모습이다.

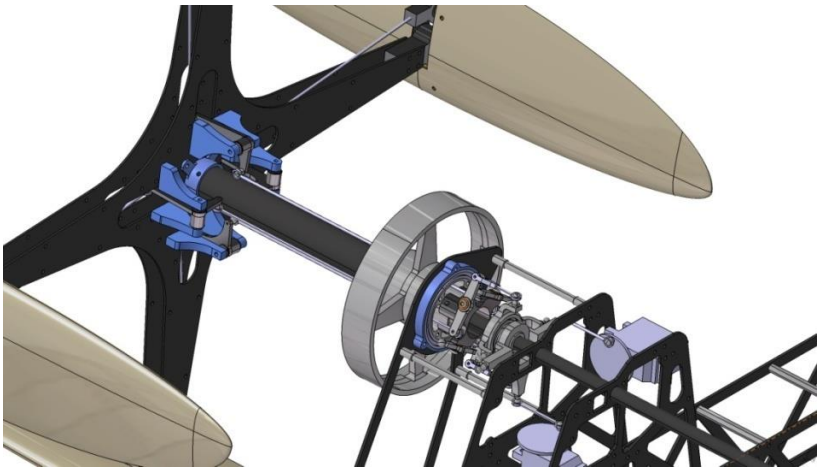

그림 2.11. 스와시플레이트 및 제어부

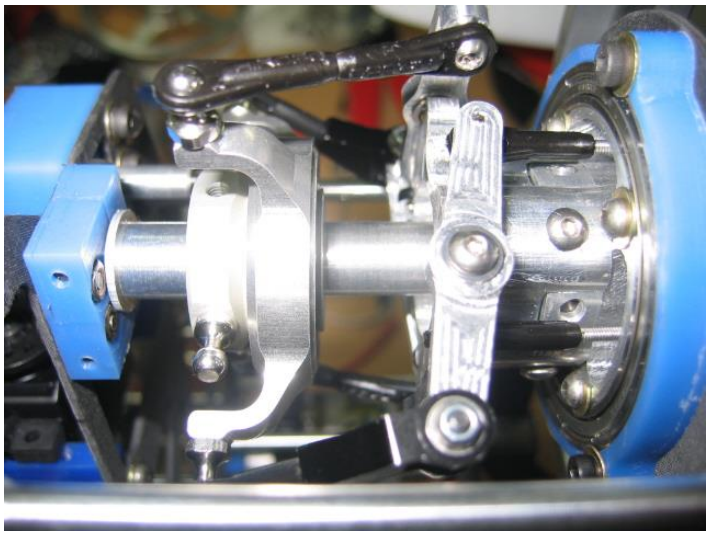

그림 2.12. 가공, 조립된 스와시플레이트 부분

그림 2.13에서 상하 추력 조정용 피치와 전후 추력 조정용 피치를 각각 20°, 0°로 넣은 그래프와 20°, 10°로 넣은 그래프를 비교해 보았다. 전후 추력 조정용 피치가 0°일 때와 10°일 때 위쪽과 아래쪽에 위치한 블레이드는 - 방위각 90°, 270° - 피치가 변하지 않는 것을 볼 수 있다. 따라서 상하 추력 조정용 피치와는 독립적으로 움직이는 것을 알 수 있다. 하지만 최대 피치는 22.4°로 커지게 된다.

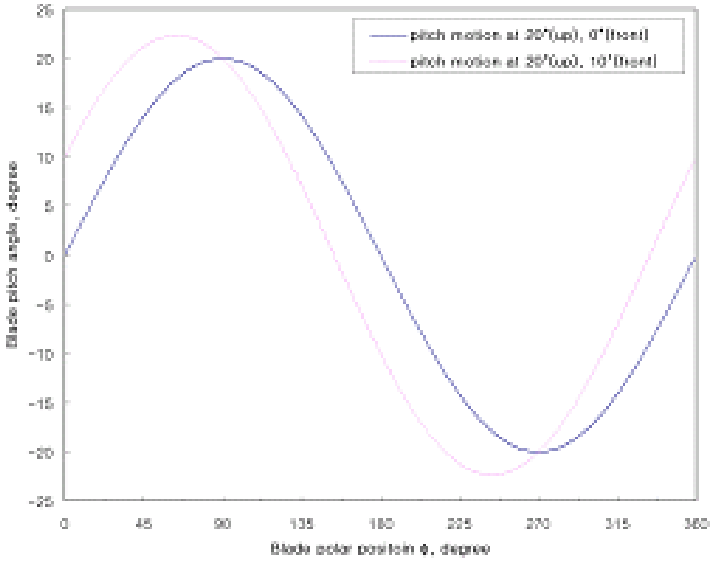

그림 2.13. 방위각에 따른 피치각 곡선

그림 2.14는 서보의 움직임에 따른 피치각 변화 및 서보로 전달되는 힘을 계산하기 위해 간략화하여 그린 제어부의 개념도이다.

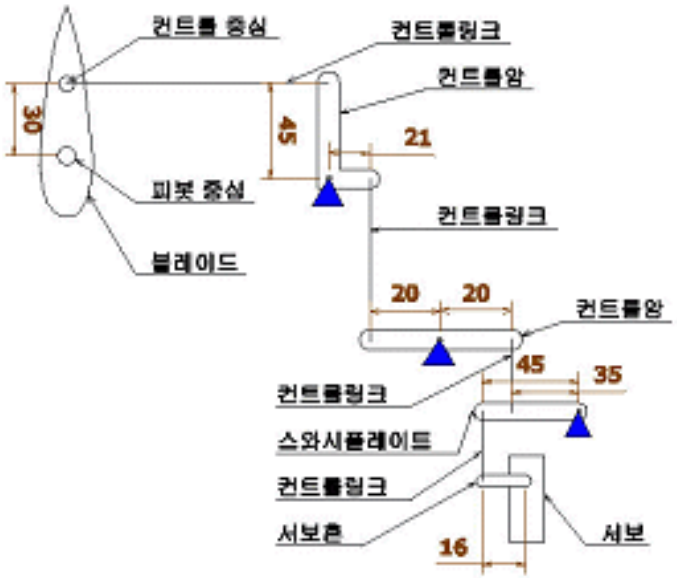

그림 2.14. 제어 개념도

블레이드가 30° 의 피치각을 움직일 경우 컨트롤 중심은 약 15㎜ 움직이게 된다. 그리고 기구학적으로 서보혼 끝단은 약 9㎜ 움직이게 되며 그 각도는 약 34° 가 된다. 그리고 공기력이 서보로 전달되는 힘은 식 (5)와 같다.

$$1.167\text{kgf} \times 15\text{mm} = \text{servo force} \times 9\text{mm} \qquad (5)$$

위 계산에 의해 서보로 전달되는 힘은 약 1.945kgf가 되며, 서보에 작용하는 토크는

3.112kgf.cm가 된다.

그림 2.15는 서보를 탑재한 모습이다. 아래쪽에 위치한 서보는 전후 추력 조정용 피치 제어 서보이고 위쪽에 위치한 서보는 상하 추력 조정용 피치제어 서보이다.

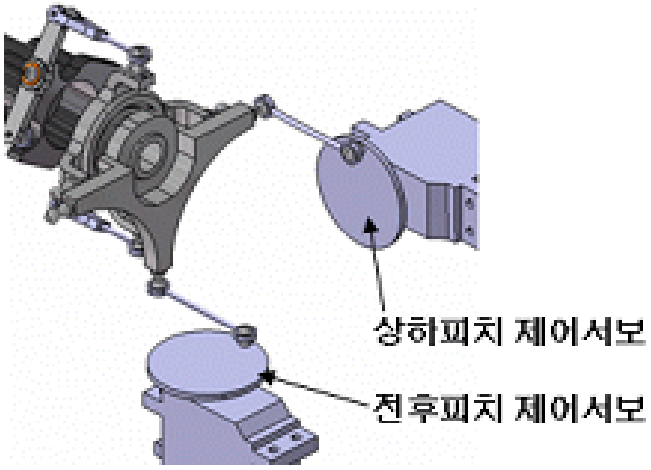

그림 2.15. 서보 배치도

이 시스템에 적용된 서보 사양을 표 2.2에 나타내었으며, 요구 조건을 충분히 만족함을 알 수 있다.

표 2.2 HSR-5995TG서보 사양

항 목	수 치
Operating Speed	0.15sec/60° at 6.0Volt 0.12sec/60° at 7.4Volt
Output Torque	24.0kg.cm at 6.0Volt 30.0kg.cm at 7.4Volt

2.3 구동 시스템 설계

사이클로콥터의 4개 로터는 각각 Orbit 30-12 모델의 직류 브러쉬리스 모터에 의해 독립적으로 구동된다. 모터의 동력을 로터에 전달하기 위해서 벨트-풀리 구조를 이용하였으며, 타이밍 벨트 선정 과정은 다음과 같다.

모터 구동을 위해 선정한 배터리는 Poly-Tronics 사의 PT-B2500N-PL 모델로서 11.1V, 2,500mAh 이다. 이를 각 모터가 2개씩 직렬 연결하여 사용하므로, 직류 22.2V가 전원으로 공급된다. 따라서 모터의 Kv 값이 650 rpm/V 이므로, 모터의 효율을 0.8로 가정했을 때, 모터는 약 11,000 rpm 으로 회전하게 된다. 본 연구에서 개발 중인 사이클로콥터의 로터 회전수를 1,200 rpm 으로 하기 위해서는 약 9:1의 감속비가 필요하게 된다.

이에 타이밍 벨트를 Power Grip 600-3GT 모델로 선정하였으며, 큰 풀리와 작은 풀리의 잇수를 각각 144T, 16T로 정하였다. 선정한 벨트-풀리의 동력 전달 크기를 검증하기 위해서 아래 식 (6)을 이용하였다.

$$P_t = P_c \times K_w \times K_L \times K \qquad (6)$$

위 식에서,

P_t : 벨트 전체 출력
P_c : 벨트 기초 출력율
K_w : 벨트 폭 선정 계수
K_L : 벨트 길이 선정 계수
K_m : T.I.M. 보정 계수

작은 풀리의 잇수가 16T 이고, 12,000 rpm 회전을 기준으로 할 때, 벨트 기초 출력율은 294.7 이며, 선정한 벨트의 폭이 20 mm 이므로 벨트 폭 선정 계수는 4.06 이다. 또한 벨트 길이 선정 계수는 벨트 피치 길이가 600 이므로 1.2 가 된다. T.I.M. 보정 계수를 구하기 위해서는 먼저 축간 거리 계산이 요구되며, 이는 아래 식을 통해 가능하다.

$$C = \frac{b + \sqrt{b^2 - 8(D_p - d_p)^2}}{8} \qquad (7)$$

$$b = 2L_p - \pi(D_p + d \qquad (8)$$

$$\theta = 180° - \frac{57.3(D_p -}{C} \qquad (9)$$

$$T.I.M. = \frac{\theta}{360°} \times \qquad (10)$$

위 식에서,

C : 축간거리
D_p : 큰 풀리 피치 경
d_p : 작은 풀리 피치 경
L_p : 벨트 피치 길이
θ : 작은 풀리 감김각
n : 작은 풀리 잇수

위 식에서, 큰 풀리 피치 경이 137.52, 작은 풀리 피치 경이 15.28 이고, 벨트 피치 길이가 600 이므로, 축간거리는 168.9 가 된다. 이를 바탕으로 T.I.M. 값이 6.16 이므로 보정 계수는 1.0 이 된다. 따라서 최종적으로 벨트 전체 출력은 1436 W 이고, 사이

클로콥터 로터 설계 시 최대 전달 동력이 1000 W 이므로, 선정한 벨트-풀리의 적합함을 검증하였다.

다음으로 사이클로콥터 로터축의 구조적 안정성에 대한 해석을 수행하였다. 로터축은 탄소 복합재료로 제작된 지름 25 mm 의 회전하는 파이프와 그 내부에 회전하지 않는 지름 10 mm 의 파이프로 구성되어 있다. 이 두 축이 동체 및 큰 풀리와 연결되어 로터를 지지하고, 동력을 전달하게 된다. 외팔보 형태의 회전축은 로터 자체의 무게가 약 1 kg 이고, 추력 발생이 최대 약 4 kg 에 불과하므로 정적인 축 처짐 현상은 크게 문제가 되지 않는다. 그러나 축 회전에 의한 휠링 현상은 로터 안정성을 저해할 수 있으며, 로터 블레이드 피치각 제어에도 영향을 끼칠 수 있기 때문에 아래 과정을 통한 검증이 필요하다.

$$f_c = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{3}{M}} \qquad (11)$$

$$f_d = 0.565\sqrt{\frac{E}{c}} \qquad (12)$$

위 식에서, f_c 는 집중 하중에 의한 고유진동수이고, f_d 는 분포 하중에 의한 고유진동수를 의미한다. 또한 탄소 복합재료의 탄성계수, E는 130 GPa 이고, 로터 자중과 추력 발생 크기를 더한 집중 하중은 5 kgf 이며, 축의 분포 하중은 1.83 N/m 가 된다. 외축과 내축으로 구성된 로터축의 면적관성모멘트, I는 계산에 의해 5.78e-9 m^4 을 갖는다. 이를 바탕으로 식 (11)과 식 (12)를 계산하면, 각각 40.7 Hz 와 993 Hz 가 되며, 이를 다시 조합하면 축 임계속도는 2442 rpm 이 된다. 따라서 설계 회전수보다 높은 범위에 있으므로 그 안정성을 검증하였다.

3. 사이클로콥터의 실험 및 결과

3.1 1 로터 실험

그림 3.1은 설계한 사이클로콥터의 성능을 검증하기 위한 1 로터 테스트를 하고 있는 모습이다. 로드셀, 파워측정기등을 이용하여 소요 파워 및 추력을 측정하였다.

또한, 그에 따른 결과를 해석한 결과와 비교해 보았다. 그림 3.2, 3.3은 각각 로터 회전수에 따른 추력 변화와 소요마력 변화를 그래프로 나타내었다. 블레이드 피치각을 각각 20°, 25°, 30°에서 측정하였다. 최대 피치각이 25°일 때 1084 rpm의 회전속도에서 4.1 kgf의 추력을 얻었으며, 이때 전력은 기계적인 손실을 포함하여 1300 W를 소모하였다. 해석 결과보다 다소 큰 추력과 마력이 발생하였으며, 운용 회전수인 1200rpm에서는 비행에 충분한 추력을 얻을 것으로 예상되었다.

그림 3.1. 1 로터 실험

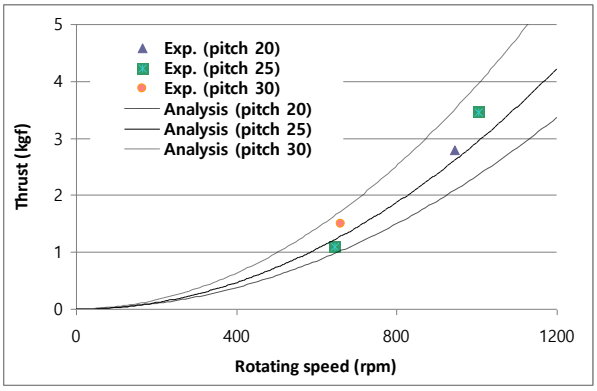

그림 3.2. 회전수에 따른 추력변화

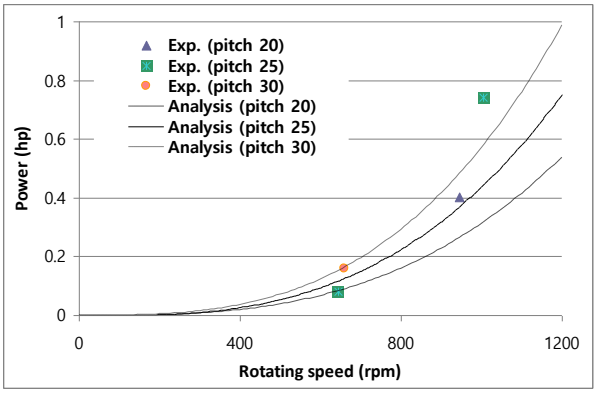

그림 3.3. 회전수에 따른 소요마력 변화

3.2 최종 조립 후 실험

사이클로콥터는 최대 피치각 25도, 1130 rpm 으로 회전할 때, 3 hp 의 파워로 16.9 kgf 의 추력을 발생하도록 설계되었으며 [10], 최종 조립된 기체의 무게는 배터리를 모두 포함하여 약 12 kg 이었다.

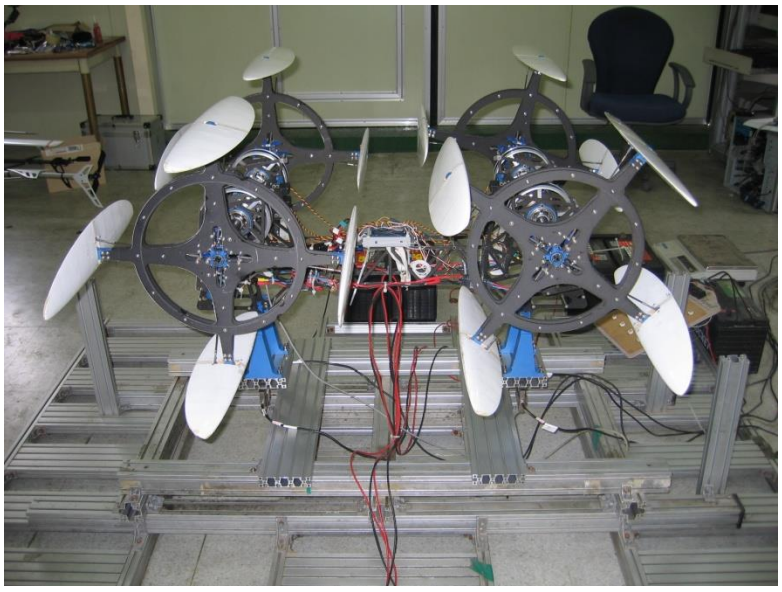

그림 3.4. 조립된 사이클로콥터

4 로터 사이클로콥터를 로드셀 위에 고정하여 측정한 추력값과 소모 전력은 각각 16 kgf, 4000 W로서, 이때 최대 피치각은 25도이고 회전속도는 1100 rpm 이었으며, 위상각은 -20도에서 20도 범위에서 변화를 주며 최대 추력을 얻을 수 있도록 세팅하였다.

1 로터 실험 결과와 비교하여 4 로터 사이클로콥터의 실험에서는 추력값과 소모전력 모두 다소 다른 결과를 얻었다. 추력값의 경우, 1 로터 실험 결과에 비해 약간 줄었는데, 이는 4개의 로터 사이의 간섭효과에 의한 것으로 예상되며, 이에 대한 더욱 자세한 연구가 필요하다. 소모전력의 경우, 4 로터 실험에서 더 적은 값이 측정되었다. 이는 로터간의 간섭효과에 의한 영향도 있겠지만 실험 도중에 브러쉬리스 모터의 컨트롤러를 교체한 영향도 포함하여 생각할 수 있다.

12 kg의 기체 무게에 대하여, 실험을 통해 얻은 16 kgf의 추력값은 기체가 충분히 비행할 수 있다는 타당성을 보여주고 있다. 소모전력값은 모터 자체의 효율과 그 외의 기계적 손실을 고려하여 생각할 수 있으며, 기계적 손실을 최대 피치각 0°에서 소모되는 전력으로 추정한다면, 본 실험 결과에 대하여 3D CFD 결과가 타당성을 갖는다고 할 수 있다.

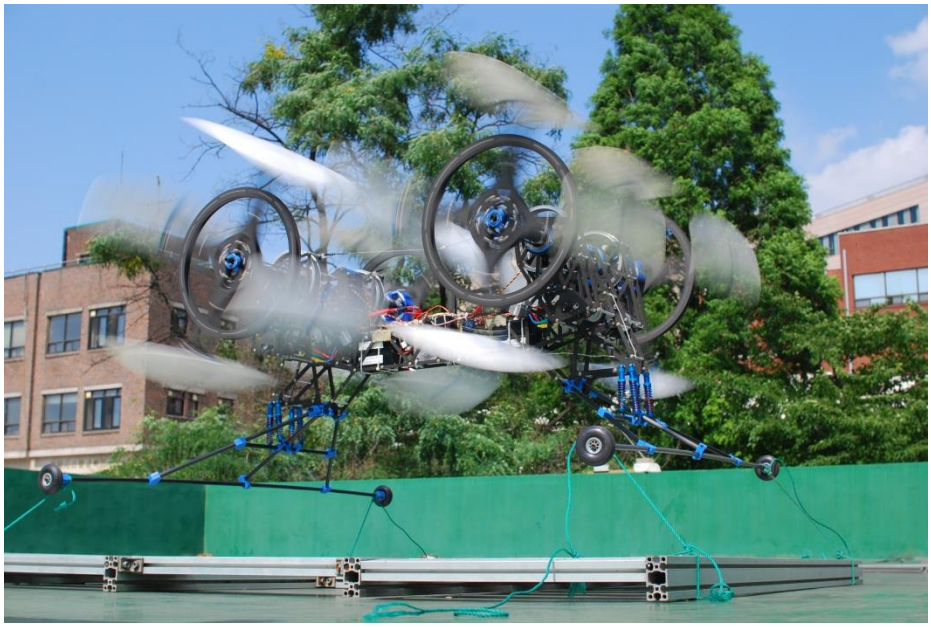

그림 3.5 사이클로콥터의 비행 실험

기체의 안전을 확보하기 위해 베이스 부분과 사이클로콥터의 랜딩기어를 끈으로 연결하였으며, 기체의 제어를 통한 제자리 비행 실험을 수행하였다. 그림 3.5는 사이클로콥터의 비행 실험을 나타내고 있으며, 지면에서 완전히 떠서 비행에 성공하였음을 알 수 있다. 물론 현재 개발된 사이클로콥터는 비행체 자세 제어가 아직 완전하지 않은 불안정한 모습을 보이지만, 본 연구를 바탕으로 제어장치를 보완한다면 더욱 안정적인 비행이 가능할 것으로 보인다.

4. 결론

본 논문에서는, 4개의 로터를 갖는 수직이착륙 무인기 사이클로콥터를 설계하고 제작하여 추력 측정 실험을 수행하였다. 각 로터는 센터 지지 방식의 타원형 블레이드 4개로 구성되어 있고, 회전축은 외팔보 형태로 동체 프레임에 연결되어 있다. 비행체의 롤링, 요잉, 피칭 운동을 제어하기 위해서 각 로터는 독립적인 제어부를 갖추고 있으며, 이를 통해 추력의 크기와 방향을 바꿀 수 있다. 동력원으로 1 마력급 브러쉬리스 모터 4 개를 이용하였고, 타이밍 벨트를 이용하여 9:1로 감속하였다. 로드셀과 랩뷰를 이용한 추력 측정 실험을 수행하였고, 현재 비행에 충분한 추력이 나오는 것을 입증하였다.

실험 결과 자체 무게를 들어올리면서 수직 이륙하였고, 롤링, 요잉, 피칭 운동의 제어가 가능했다. 그러나 전반적으로 자세 제어가 불안정하여, 자이로 설정 및 전자제어장치 셋팅에 관한 연구가 더 요구된다.

참 고 문 헌

[1] Kirsten, F.K., “Cycloidal Propulsion in Air”, No.79, Engineering Experiment Station Series, University of Washington, Seattle, Washington, 1935.

[2] Wheatley, J. and Windler, R., “Wind Tunnel Tests of A Cyclogiro Rotor”, NACA Technical Note 528, May 1935.

[3] Foshag, W.F. and Boehler, G.D., “Review and Preliminary Evaluation of Lifting Horizontal-Axis Rotation-Wing Aeronautical Systems,” *USAAVLABS* Technical Report 69-13, March 1969.

[4] Boschma, J.H., “Cycloidal Propulsion for UAV VTOL Applications”, AD-A370541, Nov 1998.

[5] Yun, C.Y., “A New Vertical Take-off and Landing Aircraft with Cycloidal Blades System: Cyclocopter”, Doctor’ thesis, Seoul National university, 2004.

[6] Boschma, J.H., “Modern Aviation Applications for Cycloidal Propulsion,” AIAA, Aircraft, Technology Integration, and Operations Forum, Los Angeles, CA, Oct. 16-18, 2001.

[7] Hwang, I.S., Jeong, I.O., Lee, Y.H. and Kim, S.J., "Aerodynamic Analysis and Rotor Control of a New Vertical Axis Wind Turbine by Individual Blade Control Method", 17th International Conference on Adaptive Structures and Technologies, Taipei, Taiwan, 16-19 October 2006.

[8] Davidhazy, J.G., “A Study of the Performance Characteristics of a Kirsten-Boeing Marine Cycloidal Propeller”, Master’ thesis, University of Washington, Department of Mechanical Engineering, 1970.

[9] 이충희, 민승용, 황인성, 김승조, “스와시 플레이트를 이용한 사이클로콥터 로터 제어 기법 연구”, 한국항공우주학회 2007년도 춘계학술대회

[10] 민승용, 이윤한, 황인성, 김승조, “타원형 블레이드를 이용한 사이클로콥터 로터 시스템의 CFD 해석 및 설계”, 한국항공우주학회 2007년도 춘계학술대회