

새로운 개념의 수직이착륙기 설계 및 개발

Design and Development of New Concept VTOL

황인성*, 김승조 (서울대학교), 박일경 (한국항공우주연구원)

1. 서론

사이클로콥터는 사이클로이드 블레이드 시스템을 추진 장치로 이용하는 새로운 형태의 수직이착륙 비행체이다.[1,2] 회전축에 대해 평행하게 회전하는 블레이드로 정의할 수 있는 사이클로이드 블레이드 시스템은 1920년대부터 2차대전 이전까지 NACA 및 University of Washington 등에서 연구된 바 있으며, 최근에는 Bosch Aerospace 에서 비행체뿐만 아니라 비행선의 자세제어 시스템 등으로의 응용 가능성에 대해서 연구를 진행하고 있다.[3-6]

본 연구에서는 사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 이론 및 실험적 연구를 바탕으로 사이클로이드 블레이드 시스템으로부터 추력을 얻는 새로운 형태의 수직이착륙기인 사이클로콥터를 무인기 형태로 개발하여 그 성능을 시험하였다. 수직이착륙기로서의 사이클로콥터는 헬리콥터를 비롯한 기존의 회전익기에 비해 제자리 비행에서 우수한 성능을 보인다. 개발된 사이클로콥터는 동체 양 쪽으로 두 개의 로터를 가지며, 0.7 m 반경의 각 로터는 4개의 블레이드로 구성되어 있다. 원심력에 의한 굽힘 하중을 견딜 수 있도록 블레이드는 가볍고 강성이 좋은 탄소 복합재료로 제작되었고, 스펠 1 m, 코드 0.15 m 이다. 자체 중량은 약 46 kg 이며, 본 연구에서 개발된 사이클로콥터는 제자리 비행과 저속 전진 비행에 중점을 두었다.

2. 사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 연구

사이클로이드 블레이드 시스템의 성능을 예측하기 위해서 운동량 이론(momentum theory),

깃요소 이론(blade element theory)이 사용되었고, 가상 캠버 효과(virtual camber effect), 비정상 효과(unsteady aerodynamic)가 고려되었다. 또한 유동의 특성을 이해하고, 보다 정밀한 해석을 위해서 STAR-CD를 이용한 CFD 해석을 수행하였다.

그림1은 이러한 공기역학적 해석을 통해 계산된 사이클로이드 블레이드 시스템 주위의 유동을 보이고 있다. 위상각을 주지 않았음에도 불구하고, 로터 아랫부분의 유동이 굴절되어 나가는 것을 볼 수 있다. 이는 로터 아랫면에서 회전하는 블레이드가 로터 내부를 통과하는 유동과 만날 때, 내려가는 방향에서 만나는 블레이드와 올라가는 방향에서 만나는 블레이드의 차이에 의한 것으로 설명할 수 있다.

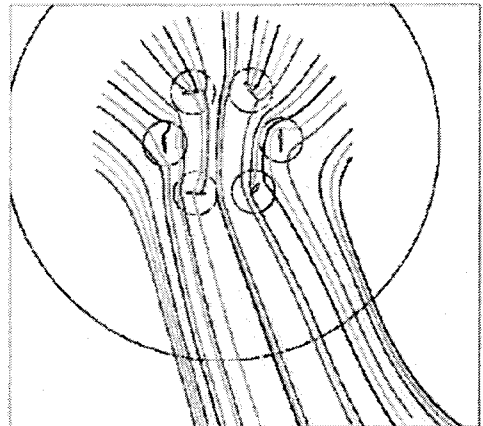


그림 103 사이클로이드 블레이드 시스템의 유동 흐름

사이클로이드 블레이드 시스템에서는 대칭형 에어포일인 NACA0012가 사용되었지만 로터 직경에 대한 코드 길이의 비가 상대적으로 크기 때문에 마치 캠버가 있는 에어포일과 같은 공력

특성을 보인다. 이를 고려한 것이 가상 캠버 효과이며, 이로 인해 로터 상단의 블레이드는 음의 캠버를 갖고, 하단부는 양의 캠버를 갖게 된다. 따라서 로터 전체로 볼 때, 아랫부분에서 발생하는 공기력이 윗부분보다 크게 된다.

위의 이론적 결과에 대해 low-pitch 시스템의 사이클로이드 블레이드 시스템의 성능을 실험적으로 검증하였으며, 실험은 제자리 비행 특성을 다양한 조건에서 시험하기 위해서 블레이드 개수, 로터 반지름, 블레이드 피치각, 로터의 위상각, 회전수 등에 대해서 가변적이 될 수 있도록 하였다.

실험을 통해서 사이클로이드 블레이드 시스템의 양력 발생 경향, 파워 요구량 등을 알 수 있었고, 앞의 이론식과의 비교를 통해 타당성을 검증하였다. 그림 2에서 해석과 실험 결과를 나타내었으며, 그림에서 볼 때 CFD 해석에 의한 결과가 실험에 비해 다소 크게 나온다는 점을 볼 수 있는데, 이는 실제 발생할 수 있는 블레이드 끝 단 와류와 같은 3차원 효과가 2차원 해석이었던 CFD 해석에 빠져있었기 때문이다. 이 같은 오차에도 불구하고 그 차이가 크지 않고 추력 변화의 양상과 로터 주변 유동을 잘 나타내고 있으므로 해석이 사이클로이드 블레이드 시스템의 성능을 충분히 예측할 수 있다는 결론을 내릴 수 있고, 이를 통해서 공기역학적 변수를 최적화한 사이클로콥터 로터 설계를 할 수 있었다.

실험 결과, 발생하는 추력은 블레이드 피치각의 변화에 비례하였고, 로터 회전수의 제곱에 비례하였으며, 약 20도의 위상각에서 수직방향의 추력을 발생하였다. 또한 블레이드의 유속이 일정할 때, 로터 반지름을 키워서 회전수를 줄이는 것이, 원심력을 고려할 때 유리하므로 로터 허브암의 구조적 특성을 고려하여 최적의 로터 반경을 결정해야 한다.

그림 3에서 0.4 m 반경의 로터에 대해서 위의 해석과 실험을 통해 얻은 제자리 비행 시 단위 마력 당 발생하는 추력을 나타내었다. 사이클로이드 블레이드 시스템은 헬리콥터와 같은 여타의 수직이착륙기와 비교할 때 좋은 효율을 보이고 있으며, 상대적으로 적은 마력으로 큰 힘을 낼 수 있음을 알 수 있다.

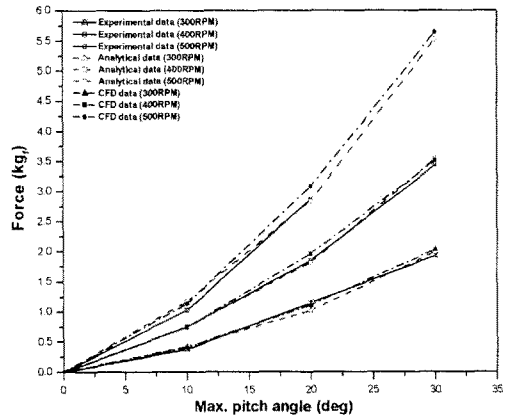


그림 104 해석과 실험 결과 비교

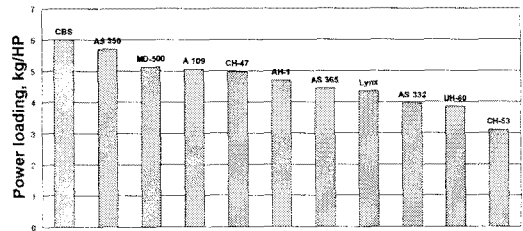


그림 105 단위 마력 당 추력 비교

3. 사이클로콥터의 개발

3.1 사이클로콥터 설계

사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 연구를 바탕으로 실제 비행체로의 적용을 위해서 무인기 형태의 사이클로콥터를 개발하였다. 두 개의 로터는 제자리 비행 및 저속 전진 비행에 적합한 low-pitch 시스템을 적용하였고, 공기역학 모델과 CFD를 통하여 발생하는 추력과 필요 마력을 계산하였다.

로터는 구조적 안정성을 위해서 블레이드의 양단을 지지하는 형태로 설계되었고, 같은 방향으로 두 개의 로터가 회전하기 때문에 발생하는 반토크 문제는 사이클로콥터 전체의 무게 중심을 기체의 뒤쪽 아랫부분에 위치하게 함으로써 해결하였다.

사이클로이드 로터의 성능을 결정하는 다양한 설계 변수인 로터 반지름, 블레이드 개수, 스패, 코드, 에어포일 단면, 회전 속도, 최대 피치각 등은 반복 과정을 통한 최적 설계를 통해 결정하였다. 또한 구조적인 관점에서의 블레이드 탄

소 복합재료 적층수 및 적층각, 허브암, 인서트 등에 대한 최적화도 설계에 반영되었다. 이와 함께 로터와 동체의 고유치해석을 통해 사이클로콥터의 동적 안정성을 확인하였다.

위의 과정을 통해 개발된 사이클로콥터의 전체 형상을 그림 4에서 확인할 수 있으며, 표 1에는 주요 몇 가지 사양을 기술하였다.

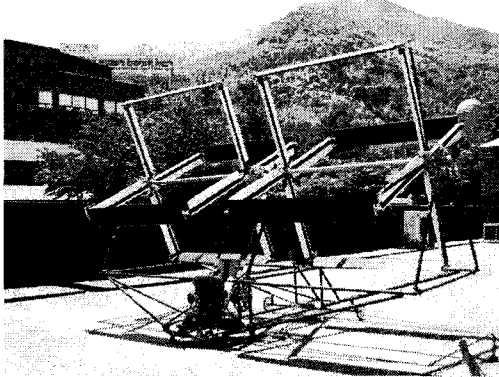


그림 106 사이클로콥터
표 1 사이클로콥터 사양

Parameter	Value
Total weight	46 kg
Rotating speed	550 RPM
Rotor radius	0.7 m
Chord	0.15 m
Span	1.0 m
Number of blades	4
Airfoil section	NACA 0012

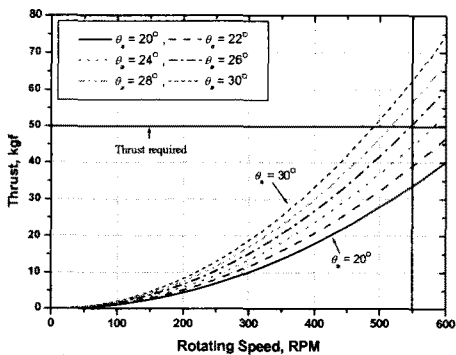


그림 107 로터 회전속도에 따른 추력 발생 크기

그림 5에서는 설계된 사이클로콥터의 로터 회전수에 따른 추력 발생 크기를 나타내었다. 그

림에서 볼 때, 사이클로콥터의 제자리 비행을 위해서 약 26도의 블레이드 피치각을 갖는 로터가 550 RPM 으로 회전할 때 50 kgf 의 추력을 발생하는 것을 알 수 있다.

3.2 사이클로콥터 실험

사이클로콥터의 추력은 그림 6에서 보는 바와 같이 4개의 로드셀, SCXI-1121 4-channel isolation amplifier, SCXI-1141 8-channel elliptic low-pass filter, A/D 컨버터, RPM 센서, Labview 등으로 구성된 실험 장치를 통하여 측정하였다.

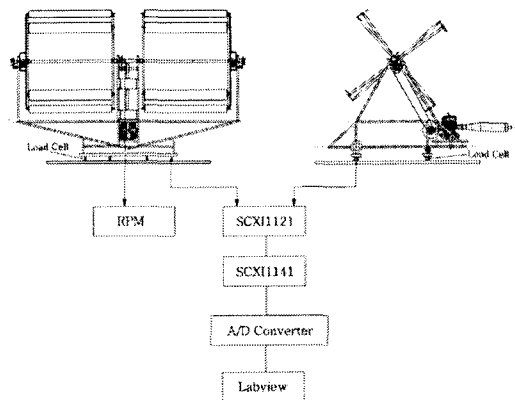


그림 108 사이클로콥터 추력 측정 실험 장치

그림 7은 로터 회전 속도 변화에 따른 추력의 변화를 보인다. 실선으로 나타난 공기역학 모델에 의한 이론 결과에 대해 점으로 표시된 실험 결과가 같은 경향을 보이고 있다. 그래프를 통해 로터에서 발생하는 추력은 회전속도에 대해 2차 곡선의 관계를 가짐을 확인할 수 있다. 현재까지 400 RPM ~ 450 RPM 의 회전수에 대해서 25 kgf 전후의 추력을 얻었으며, 높은 회전수에 대한 실험은 진행 중에 있다.

그림 8은 블레이드 피치각 변화에 따른 추력의 변화이며, 두 변수는 대체로 선형관계를 보이고 있다.

그림 9는 회전속도 250 RPM, 피치각 20°일 때, 위상각 변화에 따른 추력의 변화를 나타낸다. 사이클로이드 블레이드 시스템에서 위상각은 추력의 방향을 제어하기 위한 변수이다. 로터에서 발생하는 추력은 회전속도와 피치각이 같을 때 항상 일정하지만, 위상각의 변화에 따

라 그 방향이 바뀌게 된다. 그래프에 표시된 추력은 수직 방향의 힘만을 나타내는 것으로 로터에서 발생하는 전체 추력의 코사인 값에 해당한다. 그림에서 실선은 최대 추력에 대한 코사인 관계를 나타내고 있고, 각각 -37° , 20° , -1° , -20° 의 위상각에 대해 측정된 수직방향 추력은 이러한 경향과 일치하며 위상각의 변화에 따른 추력 방향의 변화를 예측할 수 있게 한다. 최대 추력이 발생하는 위치가 0° 의 위상각이 아닌 20° 의 위상각인 것은 앞에서 보인 것과 같은 결과이다. 그림 7과 8은 로터에서 발생하는 전체 추력을 표시하고 있는데, 이는 그림 9에서와 같은 관계를 고려하여 위상각을 20° 로 설정하여 수직 방향의 추력만이 발생하도록 하여 측정된 값이다.

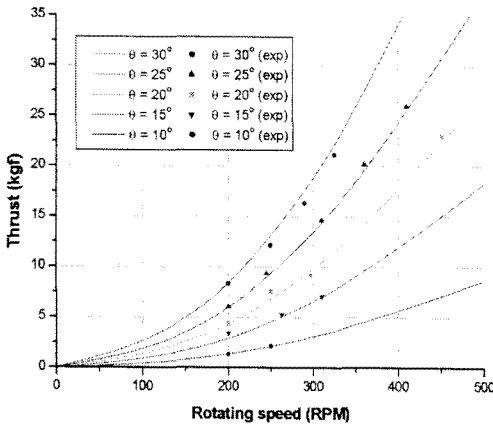


그림 109 로터 회전속도에 따른 추력발생 비교

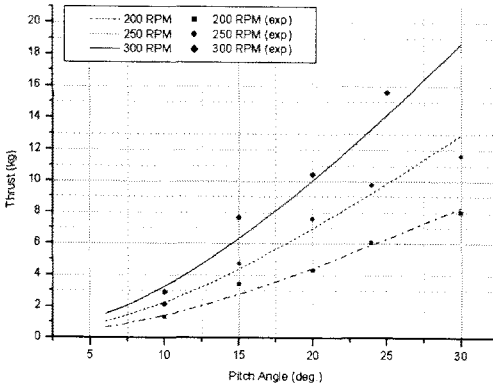


그림 110 피치각 변화에 따른 추력 발생 비교

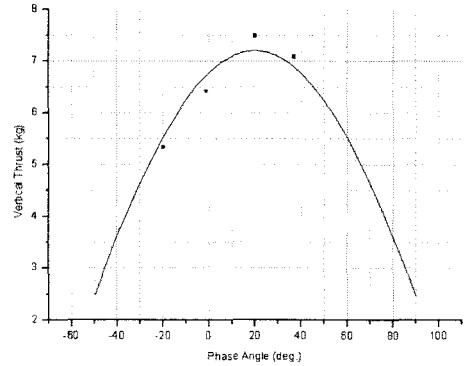


그림 111 위상각 변화에 따른 수직 방향 추력 비교

사이클로콥터의 추력 중심은 수직 방향의 힘만을 발생하는 경우, 대체적으로 무게 중심과 일치하는 곳에서 나타났다. 그러나 그림 10에서 보는 바와 같이, 추력의 방향을 변화시킬 경우 추력 중심도 이동하였으며, 이는 비행체의 자세 변화로 이어질 수 있다. 현재 개발된 사이클로콥터는 제자리 비행에 중점을 둔 무인기 형태이기 때문에, 위상각 변화가 크지 않을 것이므로 별도의 자세 제어 장치에 대한 고려를 하지 않았지만, 향후 고속 전진 비행을 위한 비행체 개발 시에는 이에 대한 고려가 있어야 할 것이다.

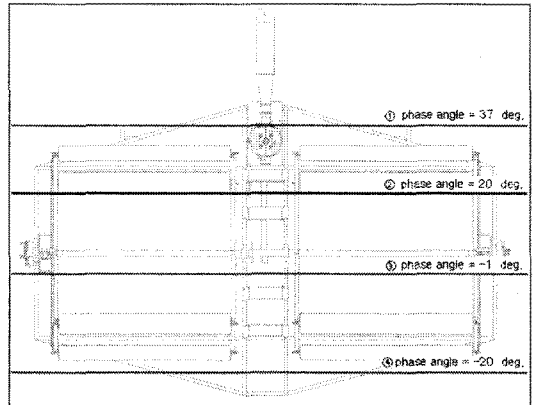


그림 112 추력 중심의 이동

그림 11은 위 그림의 해당 위상각에서 추력 벡터를 사이클로콥터의 측면에서 표현한 것이다. 그림에 표시된 각 힘을 수직, 수평 성분으로 나눌 때, 각 수직 성분 힘은 로터 중심을 기준

으로 앞뒤에 배치되는데, 이 때 아래쪽에서 발생하는 힘이 더 크기 때문에 1, 2번 지점의 경우는 로터 중심보다 뒤쪽에, 3, 4번 지점의 경우는 로터 중심보다 앞쪽에 더 큰 힘이 작용하게 된다. 이는 그림 10의 결과와 일치하며, 이를 통해 위상각에 따른 추력 중심의 변화와 가상 캠버 효과의 존재를 확인할 수 있다.

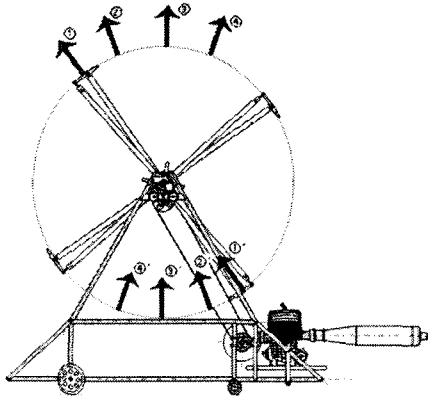


그림 113 위상각의 변화에 따른 추력 벡터 변화

4. 결 론

새로운 개념의 수직이착륙기로서 사이클로콥터를 설계 및 개발하였다. 두 개의 사이클로이드 블레이드 시스템을 로터 추력 장치로 활용하였으며, CFD를 통한 이론적 설계가 실험적으로 검증되었다. 이를 바탕으로 수직이착륙 항공기로서 사이클로콥터의 가능성을 입증하였다.

참고문헌

[1] Chul Yong Yun, Ilkyung Park, Ho Yong Lee, Jai Sang Jung, In Seong Hwang, Seung Jo Kim and Sung Nam Jung, "A New VTOL UAV Cyclocopter with Cycloidal Blades System", AHS 60th Annual Forum and Technology Display, June 7 -10, 2004, Baltimore, MD
 [2] Chul Yong Yun, "A New Vertical Take-off and Landing Aircraft with Cycloidal Blades System : Cyclocopter", Ph.D thesis, Seoul National University, 2004
 [3] John B. Wheatley, "Simplified

Aerodynamic Analysis of the Cyclogiro Rotating-wing System,"Technical Notes NACA No.467, August 1933.

[4] Frederick Kurt Kirsten, "Cycloidal propulsion in air,"Bulletin No. 79, Engineering Experiment Station Series, University of Washington, March 1935.

[5] W. F. Foshag ,and G. D. Boehler, "Review and preliminary evaluation of lifting horizontal-axis rotating-wing aeronautical systems," USAAVLABS Technical Report 69-13, March 1969.

[6] Roy P. Gibbens, and James H. Boschma, "Construction and testing of a new aircraft cycloidal propeller,"13th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology conference, Norfolk, VA June 28-July 1, AIAA No.99-3906, pp.1-9, 1999.