creative commons

COMMONS DEED

저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:

저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.

비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.

변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 이용허락규약(Legal Code)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

Disclaimer

dCollection

공학석사학위논문

수직이착륙 비행체 사이클로콥터의 비행하중 연구

A Study of Flight Loads on VTOL Aircraft Cyclocopter

2014 년 2 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

허 창 무

초 록

사이클로콥터는 사이클로이드 블레이드 시스템(Cycloidal Blade System) 을 이용하여 추력을 얻는 수직이착륙이 가능한 회전익 비행체의 한 종류이다. 사이클로이드 블레이드 시스템은 회전축에 수직한 360°어느방향으로도 추력을 발생시킬 수 있어 이를 장착한 사이클로콥터는 기존의 항공기와 비교해 더 빠른 기동전환이 가능하다. 본 논문에서는 이러한 사이클로이드 블레이드 시스템을 사용하여 비행하는 비행체에서 발생할 수 있는 비행 하중에 대한 연구를 수행하였다.

기존의 비행체 개발단계에 있어 비행하중에 대한 분석은 개발 초기단계에 수행되어 기체 구조설계의 기준이 되는 가장 기본적이고 중요한 분야이다. 하지만 지금까지의 사이클로콥터의 연구는 사이클로이드 블레이드 시스템의 추력성능향상 및 기체의 자세제어에 그 초점이 맞추어져 있었다. 비로소 최근 사이클로콥터가 안정적인 공중정지비행 및 저속 전 후진 비행에 성공하면서 전진비행 특성에 대한 연구가 진행되고 있고 비행시 발생하는 비행 하중에 대한 연구의 필요성이 대두되었다. 본 논문에서는 이러한 필요성에 따라 일반적인 사이클로콥터에 작용하는 비행하중에 대해 분석해 보고 실제 사이클로콥터 5 호기가 특정 비행조건으로 비행시 받게 되는 하중을 계산하였다.

사이클로콥터의 특성 상 각 부품마다 작용하는 하중의 종류 및 크기가 다르기 때문에 먼저 블레이드, 허브 암, 로터 축, 콘트롤 링크 및 동체 등의 주요 부품 별로 발생하는 공력하중과 관성하중을 분석하였다. 각 비행하중에 영향을 주는 설계변수 및 비행조건을 찾고 이를 바탕으로 비행하중을 예측할 수 있는 이론식을 도출하였다. 각 부품 별 하중예측식을 바탕으로 사이클로콥터 5 호기의 대표적인 비행조건인 공중정지비행, 등속전진비행, 가속전진비행, 제자리 회

전기동 시 작용하는 각종 하중 값을 계산하였다. 공력하중 값은 전산유동해석을 이용하여 찾아내었고, 각 관성하중 값은 이론식을 바탕으로 구축한 하중분석 종합 데이터 시트를 이용하였다.

이렇게 찾아낸 비행하중 값 중 제자리 회전기동 시 사이클로콥터 5 호기의 동체가 받는 gyroscopic moment 를 극한하중으로 선정하고 DIAMOND/IPSAP 프로그램을 사용하여 정적 구조해석을 실시 하였다. 해석 결과를 통해 제자리 기동 중 발생하는 비행하중이 사이클로콥터 5 호기 동체에 주는 영향성을 확인하였다.

본 논문에서는 향 후 새로운 사이클로콥터 기체 설계 시 구조 설계에 대한 기준으로 활용될 수 있는 사이클로콥터의 각종 비행하중에 대한 예측식을 제시하였다. 이와 같은 비행하중에 대한 연구결과는 사이클로콥터의 최적설계 및 사이클로콥터의 비행/기동영역을 설정하는 연구에 도움이 될 것으로 기대된다.

주요어 : 사이클로콥터, 사이클로이드 블레이드 시스템, 비행하중, 관성하중, 공력하중, Gyroscopic moment, DIAMOND/IPSAP

학번 : 2012-20715

목 차

초 록 i
목 차 iii
그림 목차 v
표 목차 vii
1. 서 론 1
1.1 사이클로이드 블레이드 시스템 2
1.2 사이클로콥터의 연구 동향 5
1.3 연구 방향 11
2. 사이클로콥터의 비행 하중 14
2.1 일반적인 항공기의 하중 해석 14
2.1.1 하중해석의 중요성 14
2.1.2 일반적인 항공기의 하중해석 절차 17
2.1.3 헬리콥터의 비행 하중 19
2.2 사이클로콥터 하중 모델 21
2.3 주요 부품의 하중 해석 26
2.3.1 블레이드에 작용하는 하중 26
2.3.2 허브 암에 작용하는 하중 30
2.3.3 콘트롤 링크에 작용하는 하중 33
2.3.4 로터 축에 작용하는 하중 35
2.3.5 꼬리 로터에 작용하는 하중 38
2.3.6 동체에 작용하는 하중 40
2.4 하중분석 종합 데이터 시트 43
3. 소형 사이클로콥터 5 호기의 비행하중 해석 45
3.1 소형 쿼드로터 사이클로콥터 5 호기 45
3.2 블레이드에 작용하는 공력하중 47
3.3 사이클로콥터 5 호기의 비행하중 51
3.3.1 공중정지비행 시 발생하는 비행하중 52
3.3.2 병진 비행 시 발생하는 비행하중 57

3.3.3 병진 가속 비행시 발생하는 비행하중 60
3.3.4 제자리 회전기동 시 발생하는 하중 61
3.4 사이클로콥터 5 호기 동체 구조해석 63
3.4.1 Preprocess 및 Modeling 64
3.4.2 구조해석 결과 66
4. 결 론 69
참고 문헌 71
ABSTRACT 74

그림 목차

그림 1.1 Cycloidal Blade System
그림 1.2 Cycloidal curves according to the advance ratio
그림 1.3 High-Pitch System (Prolate Cycloid)
그림 1.4 Low-Pitch System (Curtate Cycloid)
그림 1.5 Cycloidal flying machine (Kirsten, 1934)
그림 1.6 Six-bladed cycloidal rotor (Bosch Aerospace, 1998)
그림 1.7 Twin-rotor cyclocopter MAV in the University of Maryland
그림 1.8 D-Dalus propulsion system
그림 1.9 Elementary research and Ground rotor test at SNU
그림 1.10 1st and 2nd version of large scale Cyclocopter
그림 1.11 1st and 2nd version of small scale Cyclocopter
그림 1.12 Hovering test of 3rd Cyclocopter in tethering condition
그림 1.13 Attitude test of 4th Cyclocopter
그림 1.14 Low speed forward flight of 5th Cyclocopter (SNU, 2012)
그림 1.15 Coupling of rolling and yawing of Cyclocopter [27]
그림 1.16 Outline of cyclocopter flight loads analysis
그림 2.1 Aircraft load main task [20]
그림 2.2 A typical V-n diagram (maneuvering envelope) [22]
그림 2.3 Flight Load Analysis procedure [21]
그림 2.4 Force and moment acting on helicopter[23]
그림 2.5 Flight envelope and sideslip angle of helicopter[24]
그림 2.6 Main components of cycloidal blade system
그림 2.7 Body fixed axis of cyclocopter
그림 2.8 Loads on each cycloidal blade
그림 2.9 Loads on cyclocopter hub arm
그림 2.10 Loads on control link
그림 2.11 Loads on rotor shaft
그림 2.12 Loads on tail rotor
그림 2.13 Loads on fuselage of cyclocopter

그림 2.14 Cyclocopter loads data table – design parameter
그림 2.15 Cyclocopter loads data table – Flight loads
그림 3.1 5th Cyclocopter developed in SNU, 2012
그림 3.2 Deformation of front/rear rotor shaft on yawing maneuver
그림 3.3 Cycloidal Rotor CFD Mesh Model
그림 3.4 Flow field of cyclocopter forward level flight
그림 3.5 Aerodynamic loads on 1 blade of cyclocopter forward flight
그림 3.6 Aerodynamic loads on 1 blade of cyclocopter hovering
그림 3.7 Control link load on 1 blade of cyclocopter hovering
그림 3.8 Hub arm load on 1 blade of cyclocopter hovering
그림 3.9 Loads on 1 blade of cyclocopter hovering
그림 3.10 Aerodynamic loads on 1 blade of cyclocopter forward flight
그림 3.11 Control link load on 1 blade of cyclocopter forward flight
그림 3.12 Hub arm load on 1 blade of cyclocopter forward flight
그림 3.13 Loads on 1 blade of cyclocopter forward flight
그림 3.14 Loads on 1 blade of cyclocopter acceleration flight
그림 3.15 Gyroscopic moment on cyclocopter yawing manuever
그림 3.16 DIAMOND/IPSAP
그림 3.17 FEM model of Cyclocopter fuselage
그림 3.18 Stress on cyclocopter fuselage under gyroscopic moment
그림 3.19 Displacement on cyclocopter fuselage under gyroscopic moment

표 목차

표 2.1 List of cyclocopter flight loads

표 2.2 Variable of Cyclocopter equation of motion

표 3.1 5th Cyclocopter Specification

표 3.2 CFD Analysis model

표 3.3 Loads cases of cyclocopter

표 3.4 Flight load cases of 5th cyclocopter

표 3.5 Material properties of 5th cyclocopter airframe FEM model

1. 서 론

현대의 고정익 항공기가 개발되어 사용화 된 이후는 물론 항공기가 개발되기 이전부터 제자리에서 수직으로 이륙하여 공중에서 정지한 채 비행하는(Hovering) 것은 인류의 오랜 꿈이었다. 또한 인구 밀도가 높아지고 도시가 발달하면서 기존의 고정익 항공기가 필요로 하는 넓은 활주로의 확보가 어렵게 되었고 현대 전쟁의 양상이 전선을 가운데 둔 대규모 전투에서 게릴라전, 국지전으로 바뀜에 따라 헬리콥터와 같은 수직이착륙 및 공중정지 비행이 가능한 비행체의 활용성은 높아졌다. 이러한 필요성을 충족시켜주는 항공기로서 헬리콥터의 형태를 가지는 비행체에 대한 많은 연구와 개발 시도가 있었고 현재 상용화된 헬리콥터는 초기에 비해 그 안정성이 많이 높아졌다고 할 수 있다.

하지만 기존의 헬리콥터와 같은 회전익 방식은 로터의 회전에 따른 전진 속도에 제한이 있고 비교적 큰 소음이 발생하는 문제점 및 돌풍에 대한 불안정성 등 여러 가지 문제를 가지고 있다. 최근에서야 스마트 무인기 등의 틸트 로터(Tilt Rotor) 방식이 연구되고 있지만 비행 방향을 바꾸는 천이과정에서의 불안정성 등의 문제가 여전히 제기되고 있는 상황이다.

사이클로이드 블레이드 시스템(CBS : Cycloidal Blade System)을 사용한 사이클로콥터(Cyclocopter)는 이러한 기존의 회전익 항공기가 가진 단점을 최소화 할 수 있는 새로운 형태의 비행체이다. 하지만 1900 년대 초부터 연구되어온 이 회전익 방식은 이렇다 할 연구 성과를 내지 못하다가 최근 항공기에 사용되는 복합재료와 제어시스템의 발전에 힘입어 최근 10 여년간 전세계적으로 많은 연구가 이루어지고 있다. 본 연구에서는 이러한 사이클로콥터에 작용하는 비행하중에 대해 분석해 보고 향 후 사이클로콥터

의 설계 기준 제시 및 특정 비행 기동 하에서 사이클로콥터의 구조적 안정성을 판단하는 것을 목표로 하였다.

1.1 사이클로이드 블레이드 시스템

사이클로콥터는 사이클로이드 블레이드 시스템(Cycloidal Blade System)을 이용하여 추력을 얻는 수직이착륙이 가능한 회전익 비행체의 한 종류이다. 사이클로이드 블레이드 시스템은 다수의 블레이드가 회전축과 평행하게 회전하면서 주기적인 받음각의 변화를 추력을 발생시키며 각각 로터의 최대 받음각(Maximum Attack angle)과 위상각 (Phase angle)을 제어하여 회전축에 수직한 360° 어느방향으로도 추력을 발생시킬 수 있는 장점을 가지고 있다. 사이클로이드 블레이드 시스템의 블레이드는 기존의 전통적인 헬리콥터의 로터 시스템과 달리 블레이드 스팬 방향 전체 면적이 동일한 공력 속도를 가질 수 있어 소음 및 공력효율 면에서 유리하다.

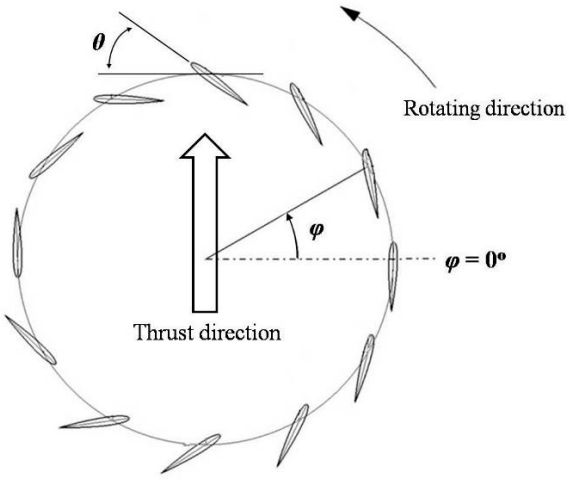


그림 1.1 Cycloidal Blade System

사이클로이드 블레이드 시스템의 수학적 기초모델인 사이클로이드 곡선은 회전하는 원의 원주상에 위치한 한 점의 궤적을 나타내는 커브로써 그림 1.2 와 같이 3 가지로 구분할 수 있다[1]. 원의 전진속도가 회전속도보다 더 빠를 때 그리는 곡선을 Prolate Cycloid, 원이 미끄러지지 않고 회전할 때, 즉 전진속도와 회전속도가 같을 때의 곡선을 Basic Cycloid, 전진속도보다 회전속도가 더 빠를 때 그리는 곡선을 Curtate Cycloid 라고 한다. 이와 같은 모델을 사이클로이드 블레이드 시스템에 적용시키면 Prolate Cycloid 는 빠른 속도의 전진비행에, Curtate Cycloid 는 저속비행 또는 공중정지비행에 적합하다고 할 수 있다. 그림 1.3 은 블레이드의 앞 전이 항상 전진방향을 향하는 High-Pitch 시스템을 보여준다. 이러한 방식에서는 블레이드 받음각의 변화가 크며, 고정익 항공기와 유사한 공력형태를 갖는다. 그림 1.4 는 블레이드의 앞 전이 로터의 회전방향을 향하는 Low-Pitch 시스템을 보여준다. 이 방식은 블레이드의 편심점 e 가 회전하는 로터의 내부에 위치하게 된다.

이 편심점 e 의 위치에 따라 최대 받음각의 크기와 최대 받음각을 가지는 위상각을 조절할 수 있으며, 이러한 사이클로이드 블레이드 시스템의 특징은 기존의 전통적인 로터 방식에 비해 더 쉽게 추력 방향을 변경할 수 있게 한다. 하지만 헬리콥터의 전통적인 로터 회전방식에 비해 원통형태의 로터 회전방식은 회전관성이 증가하여 블레이드 및 허브의 무게에 민감하고, 주기적인 받음각의 변화를 만들어 주기 위해 복잡한 기구적인 구조를 가지게 될 수 밖에 없는 단점도 가지고 있다. 또한 로터 주위에 발생하는 3D 형태의 복잡한 유동 흐름은 기존의 방식에 비해 그 특성을 이해하는데 어려움을 준다.

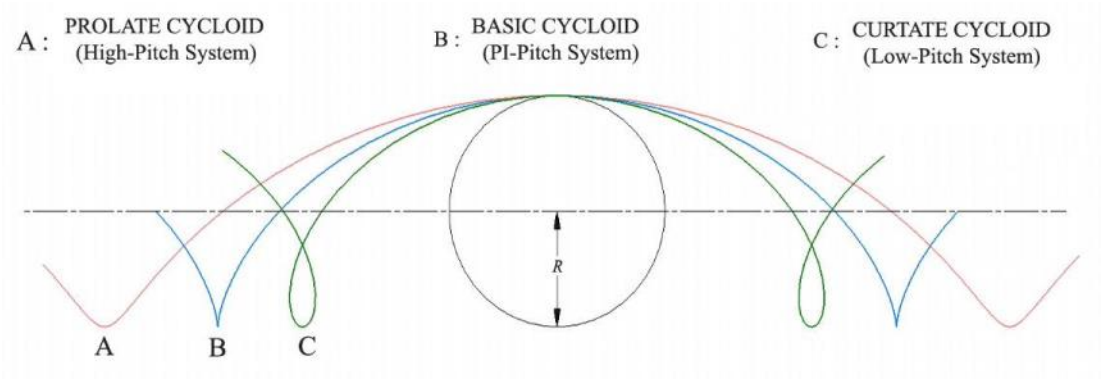


그림 1.2 Cycloidal curves according to the advance ratio

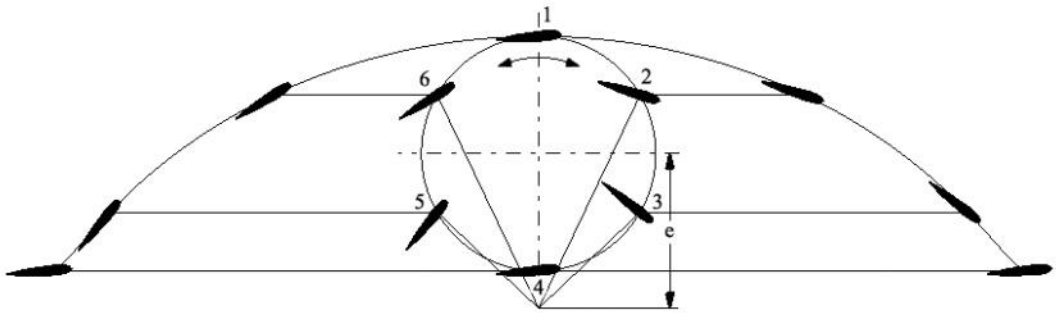


그림 1.3 High-Pitch System (Prolate Cycloid)

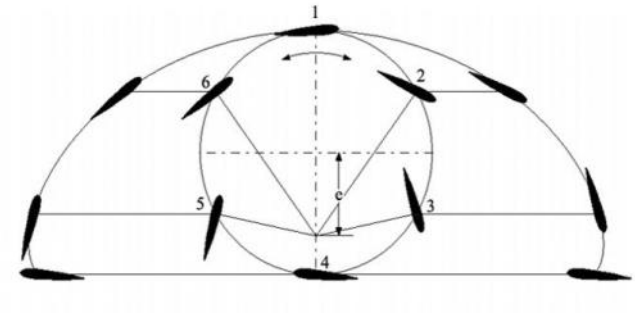


그림 1.4 Low-Pitch System (Curtate Cycloid)

1.2 사이클로콥터의 연구 동향

사이클로이드 블레이드 시스템은 1599 년 갈릴레이가 사이클로이드라는 명칭을 부여하고, 1828 년 William Congreve 가 최초로 제안한 이래로 계속적으로 연구되어 왔다. 헬리콥터 방식의 로터 시스템과 함께 연구가 진행되어 오던 사이클로이드 블레이드 시스템은 2 차 세계대전 전후 헬리콥터 방식의 로터 시스템이 상용화 되자 연구가 일시 중단되었다가 최근 2000 년대 들어 한국, 미국, 싱가포르 등지에서 활발히 연구되고 있다.

실질적인 최초의 사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 구체적인 연구는 1920 년대 University of Washington 의 Kirsten 에 의해 수행되었다[2]. 그는 대형 크기의 사이클로이달 프로펠러를 이용하여 풍동실험을 수행하여 비행체로의 적용 가능성을 조사하였고 “Cyclo-copter”라는 명칭을 최초로 적용하였다. 하지만 자금 문제로 큰 성과를 보이진 못했고, 이후 NACA Langley Research Center 의 Wheatley 가 Cyclogyro 의 공력 이론 정립과 풍동실험을 수행하였다[3]. 그는 NACA0012 익형을 사용한 스팬 8ft, 코드 0.312ft 의 블레이드 4 개를 사용하여 풍동실험을 실시하였지만 실험치와 이론과의 큰 차이를 보였다.

이후 헬리콥터와 개발경쟁을 하던 사이클로이드 블레이드 시스템은 헬리콥터의 개발 성공 이후로 그 연구가 일시 중단되었다가 1998 년 Bosch Aerospace 에서 6 개의 블레이드로 구성된 로터를 이용하여 실험한 결과 600 RPM, 28 hp 에서 약 138 lb.의 추력을 발생시키는 실험을 수행하였다[4].

그림 1.5 Cycloidal flying machine (Kirsten, 1934)

그림 1.6 Six-bladed cycloidal rotor (Bosch Aerospace, 1998)

2000 년대에 들어서는 더욱 활발한 수치해석적, 실험적 연구가 미국, 싱가포르, 오스트리아, 한국 등지에서 진행되었다. University of Maryland 의 Benedict 는 사이클로이드 블레이드 시스템을 이용하는 MAVs (Micro-Air Vehicles)를 개발하여 수직이착륙 능력을 시험하고, DPIV (Digital Particle Image Velocimetry) 기법의 유동가시화를 수행하였다[5-7]. 또 트윈로터를 가지는 Cyclocopter 를 개발하여 자유비행에 성공하였다[8]. 오스트리아의 D-Dalus 는 120 마력의 엔진과 70kg 의 payload 가 가능한 비행체 개념을 선보였으며 4 개의 로터를 가지는 비행체를 개발하여 수직이착륙에 성공하였다[9].

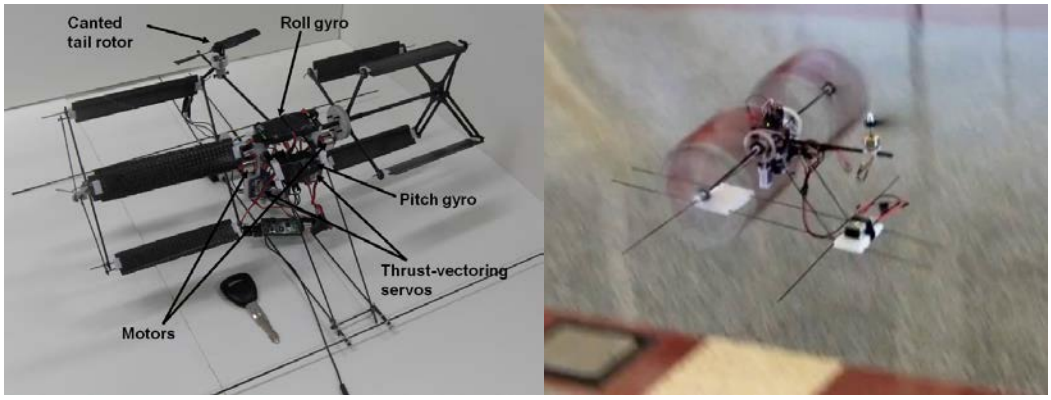


그림 1.7 Twin-rotor cyclocopter MAV in the University of Maryland

그림 1.8 D-Dalus propulsion system

서울대학교에서는 2000 년 이후로 사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 다양한 연구를 진행하였고, 비행체로서의 가능성을 보여주는 여러 기체를 개발하였다[10-15]. 연구 초기 사이클로이드 블레이드 시스템의 이론적인 기초 연구를 시작으로 싱글 로터(Single-Rotor)의 지상시험을 수행하여 추력시스템으로서의 가능성을 찾아낸 이후로 2013 년 현재까지 블레이드 스팬 1 m 이상의 대형 사이클로콥터 3 기와 전동 모터와 리튬 배터리를 사용한 소형 사이클로콥터 5 기를 개발하여 지상실험 및 비행실험을 실시 하였다. 또한 트윈 로터(Twin-Rotors), 쿼드 로터(Quad-Rotors), 기존 헬리콥터에 적용되는 스와시 플레이트(Swash Plate) 받음각 조절 시스템, 타원형 블레이드, 자세제어 시스템 등 다양한 형태의 사이클로콥터에 대한 연구를 수행하였다. 그 결과 2012 년 개발한 4 개의 로터를 가지는 사이클로콥터 5 호기는 현재까지 개발된 사이클로이드 블레이드 시스템을 사용한 비행체중 가장 안정적인 공중정지비행 및 저속 전 후진 비행에 성공하였다[16].

그림 1.9 Elementary research and Ground rotor test at SNU

그림 1.10 1st and 2nd version of large scale Cyclocopter

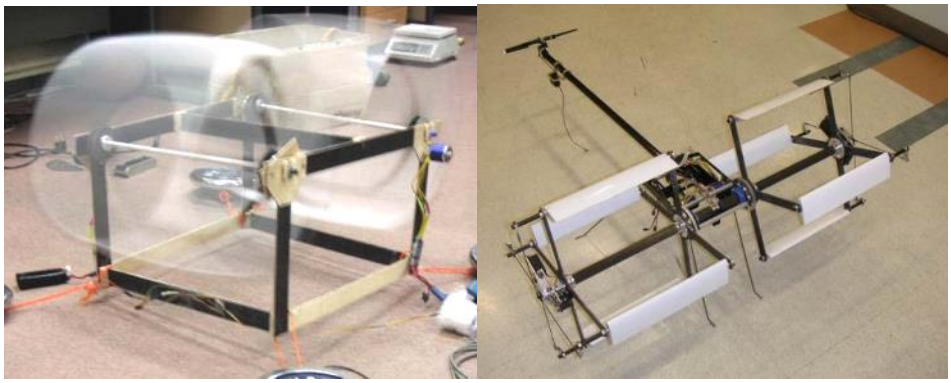


그림 1.11 1st and 2nd version of small scale Cyclocopter

그림 1.12 Hovering test of 3rd Cyclocopter in tethering condition

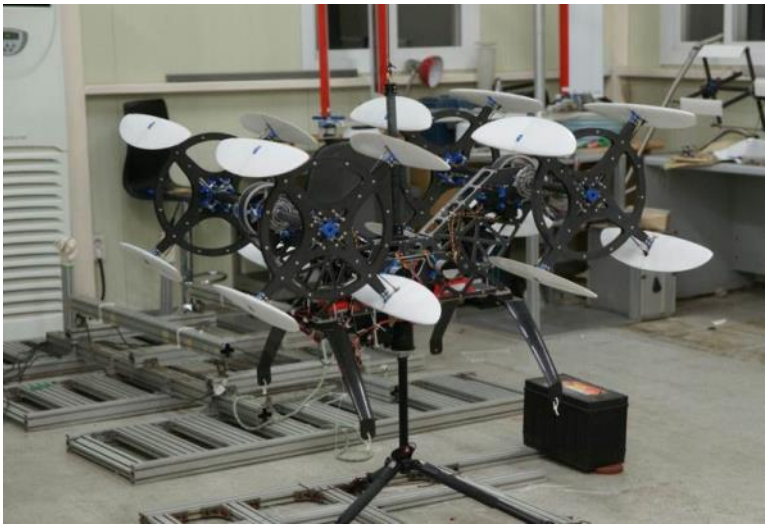


그림 1.13 Attitude test of 4th Cyclocopter

그림 1.14 Low speed forward flight of 5th Cyclocopter (SNU, 2012)

1.3 연구 방향

최근까지의 전 세계 사이클로콥터에 대한 연구는 이처럼 사이클로이드 블레이드 시스템 자체에 대한 이해와 그 추력 효율의 향상에만 집중되어 왔다. 기존의 사이클로콥터에 대한 연구는 사이클로이드 블레이드 시스템의 공력 특성에 대한 이해가 절대적으로 부족하였기 때문에 이 외의 기체의 구조설계, 로터 허브, 축, control 기구 부 등의 주요부품에 작용하는 하중에 대한 종합적인 검토는 비교적 중요한 연구주제가 아니었다.

하지만 최근 들어 소형 사이클로콥터의 안정적인 공중정지비행에 성공한 이후 전 후진 비행시의 효율적인 비행자세와 로터의 회전방식에 따른 공력 특성에 대한 연구가 이루어지고 있다[17-18]. 또한 기존의 공중정지비행 시험뿐만이 아니라 여러 가지 기동의 자유비행시험이 실행되면서 기존의 사이클로콥터 개발 당시 설계에 반영하지 못했던 문제점 들이 드러나고 있다. 예를 들면 바로 회전하는 로터의 관성하중이 비교적 큰 사이클로콥터의 특징 때문에 발생하는 gyroscopic effect 이다. Gyroscopic effect 로 인해 rolling 기동과 yawing 기동이 서로 결합되어 나타나게 된다. 그림 1.15 의 그래프 대형 사이클로콥터 3 호기 실험에서 발생한 이 현상을 보여준다. 이러한 하중은 비행체의 동체에 구조적인 문제를 야기시키거나 비행체의 거동에 영향을 주게 된다.

이와 같이 사이클로콥터의 장점인 고 기동성을 확보하고, UAV(Unmanned aerial vehicle) 사이클로콥터 뿐만이 아니라 미래의 안전한 PAV(Personal air vehicle) 로서의 가능성을 확인하기 위해서 사이클로이드 블레이드 시스템에 작용하는 비행 하중에 대한 연구는 중요한 연구 분야라고 할 수 있다.

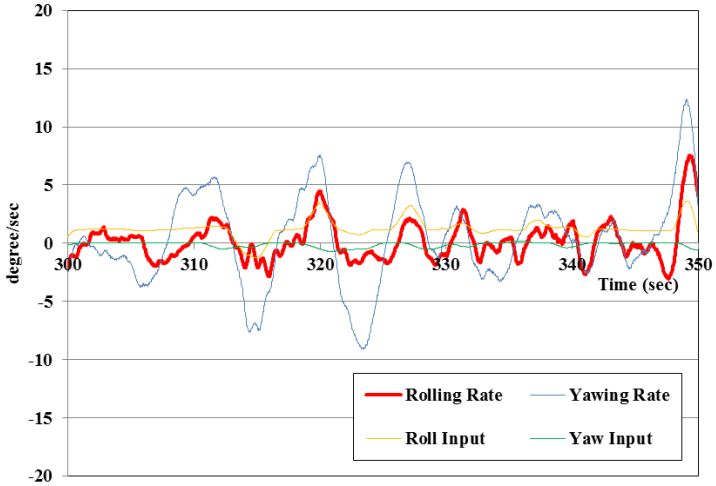


그림 1.15 Coupling of rolling and yawing of Cyclocopter [27]

사이클로콥터의 하중에 대한 연구가 전무했던 것은 아니다. 사이클로이드 블레이드 시스템의 연구 초창기부터 원심력에 의한 Bending 하중에 견디는 블레이드의 설계, 제작이 사이클로콥터 개발에 있어 가장 기본적인 사항이었던 만큼 사이클로콥터의 운용 하중 중 가장 큰 로터의 관성하중에 대해서는 여러 차례 연구되었다. 또한 블레이드를 지지하는 로터의 주요 구성품인 로터 허브 암에 대해서도 다양한 연구가 이루어졌다고 할 수 있다[19]. 하지만 이제까지의 하중연구는 사이클로콥터가 공중정지비행 시의 하중에 대한 연구였고, 여러 비행 기동 중에 발생할 수 있는 비행하중에 대한 연구는 전무하다고 할 수 있다.

이에 따라 본 논문에서는 사이클로이드 블레이드 시스템을 장착하여 추력을 얻는 비행체에서 발생하는 일반적인 비행 하중에 대해 고찰하려 한다. 사이클로콥터가 비행 중 사이클로이드 블레이드 시스템의 주요 구성품인 블레이드, 로터 허브, 로터 축, 콘트롤 링크, 동체에 작용하는

하중에 대해 이론적인 분석을 수행해 보려 한다. 이를 통해 사이클로콥터의 각 부품에 대한 설계 기준을 마련하고, 설계된 사이클로콥터의 구조적 안정성을 해치지 않는 기동 성능의 범위를 제시하는 것이 본 논문의 목표이다.

2 장에서는 먼저 일반적인 항공기 설계 시 적용되는 비행하중분석에 대한 절차를 알아보고 일반적인 사이클로콥터의 주요 구성품별로 작용하는 비행 하중들에 대해 분석해 본다.

3 장에서는 서울대학교 항공우주구조연구실에서 개발한 4 개의 로터를 가지는 소형 사이클로콥터 5 호기에 작용하는 비행하중을 2 장에서 도출한 하중예측식을 이용하여 계산해 본다. 또 yawing 기동 시 발생하는 gyroscopic moment 가 기체에 어느 정도의 영향을 미치는지 DAIMOND/IPSAP 을 이용하여 구조해석을 수행한다.

그림 1.16 은 본 논문에서 수행한 연구 개요이다.

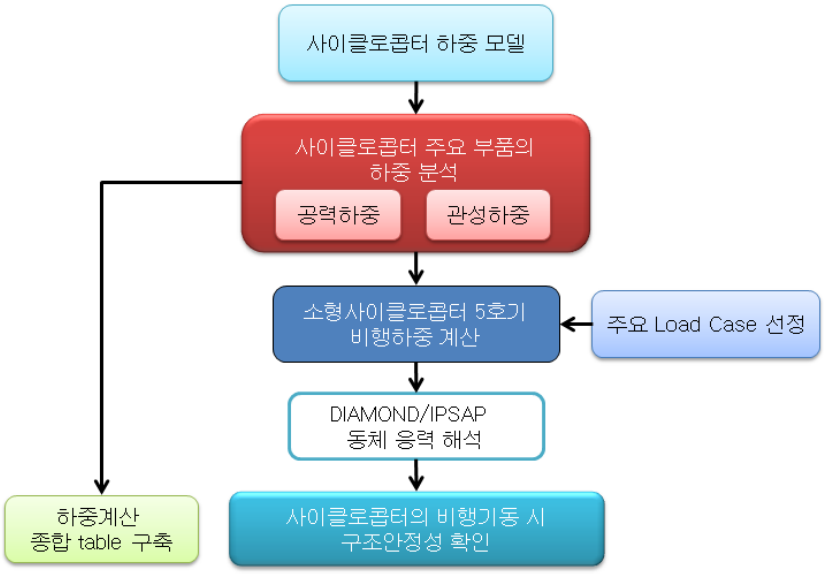


그림 1.16 Outline of cyclocopter flight loads analysis

2. 사이클로콥터의 비행 하중

비행 하중에 대한 분석은 항공기 설계 단계에 있어 제일 먼저 시행하는 중요한 설계 단계로서 이후의 여러 설계 업무의 기초가 되는 아주 중요한 엔지니어링 분야이다. 먼저 전통적인 고정익 항공기 및 헬리콥터의 비행 하중 분석의 방법론에 대해 살펴보고 사이클로콥터의 특징에 맞는 비행하중에 대한 정의를 내려본다. 사이클로콥터의 동역학적 모델링을 수행하여 운동방정식을 구하여 보고 각각의 주요 component 에 작용하는 힘과 모멘트에 대한 예측식을 유도한다. 이를 통해 사이클로콥터의 비행시 발생하는 하중 해석에 대한 이론적 기초를 마련하는 것을 목표로 하였다.

2.1 일반적인 항공기의 하중 해석

2.1.1 하중해석의 중요성

항공기의 설계 기준을 정하게 되는 개발 초기부터 개발의 마지막 단계인 항공기의 하중비행시험까지 전 개발기간에 걸쳐 하중 해석의 결과는 항공기 개발에 있어 중요한 지표가 된다. 이러한 하중의 분석은 항공기의 개발에 있어 전 영역에 관계가 되는 요소로서 그림 2.1 과 같이 많은 하중 관련 업무를 동반하게 됨은 물론 하중해석과 구조해석을 반복적으로 수행하면서 최적의 구조설계 점과 구조적 한계점을 찾게 된다. 이중에서도 비행하중의 선정 및 파악은 항공기 안전과 관계되는 매우 가장 중요한 요소이며 분석을 통해 산출한 설계 하중조건의 극한하중을 구조해석에 적용하여 설계에 반영하게 된다. 또한 이러한 하중에 대한 설계는 각국에서 규정하는 항공기 감항성 인증(airworthiness)의 중요한 기준으로 사용되기도

하며, 항공기의 운용 주기, 하중 모니터링(monitoring) 등 항공기의 전 생애에 관여하게 된다.

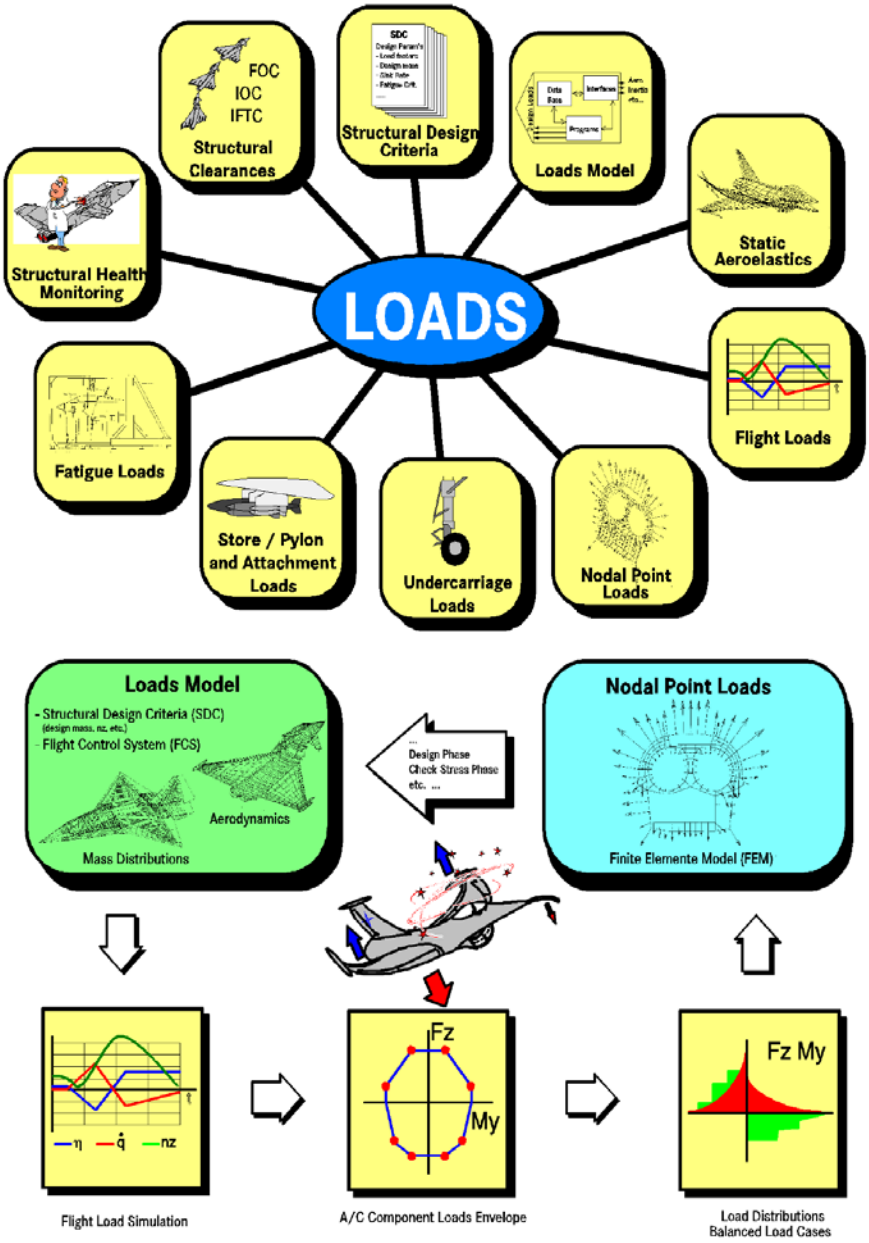


그림 2.1 Aircraft load main task [20]

항공기 하중의 분류기준은 명확히 규정된 것은 없지만 일반적으로 동적하중과 정적하중, 공력하중과 관성하중, 비행하중과 지상하중, 강도해석용 하중과 수명해석용 하중, 기타 하중 등으로 분류할 수 있다[21]. 동적하중은 시간에 대한 구조물의 반응을 고려한 하중으로 무장투하하중, 착륙하중, 돌풍하중 등이 있고 정적하중은 시간에 관계없이 일정하게 작용하는 하중을 말한다. 공력하중은 양력과 항력으로 구분할 수 있으며 관성하중은 여러 기동 시 발생하는 가속도 및 각속도에 의한 힘을 말한다. 일반적으로는 항공기에 작용하는 공력하중, 추력, 관성하중이 평형을 이루는 것으로 생각한다. 비행하중은 크게 대칭기동과 비대칭기동으로 나누기도 하지만 보통 pitch 기동, roll 기동, yaw 기동으로 분류하기도 한다.

하중 분석에서 가장 중요한 parameter 는 하중배수(load factor)이다. 하중배수 n 은 관성력과 항공기 중량의 비 또는 수직 축 방향의 선형가속도를 뜻하며 무 차원 계수이지만 통상 G 라는 단위를 붙여서 표현한다. 또한 항공기의 최대 하중이 발생되는 순간을 찾는 고전적인 방법으로 항공기의 비행속도와 비행 가능한 하중배수와의 관계를 그린 그림인 V-n diagram 을 이용하기도 한다.

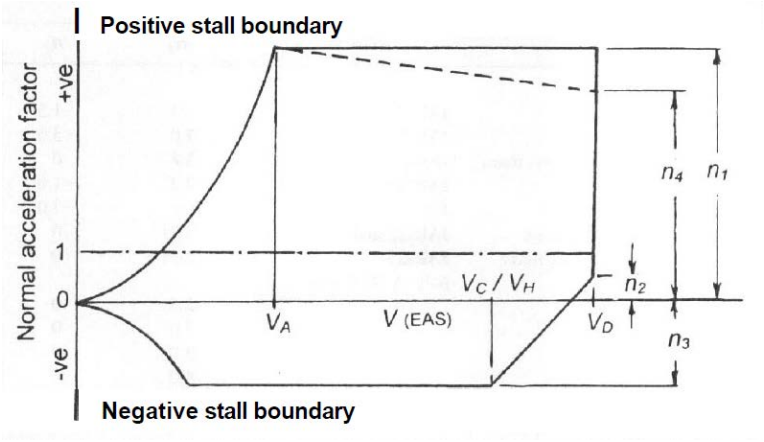


그림 2.2 A typical V-n diagram (maneuvering envelope) [22]

2.1.2 일반적인 항공기의 하중해석 절차

현재 국내에서 적용되고 있는 상용 고정익 항공기의 일반적인 비행하중 해석 절차는 그림 2.3 과 같다. 일반적으로 항공기 개발은 항공기의 임무에 따른 적용해야 할 설계 규정, 설계 기준에 대한 정의에서 시작한다. 이와 함께 세분화된 임무 분석을 통해 MTE(mission task elements)와 비행기동(manoeuver sample)을 선정하게 된다. 이를 통해 항공기 하중해석 기동조건(Load case)을 선정하게 되며 각각의 기동조건 마다 비행속도, 고도, 무게 등의 환경조건까지 고려하게 되면 보통 상용항공기의 경우 수만 가지의 하중 조건을 생성하게 된다.

이어서 비행하중에 있어 가장 핵심적이라고 할 수 있는 공력하중과 관성하중을 해석하게 된다. 공력하중은 크게 양력과 항력에 대해 해석하게 되고 이를 위해 풍동 실험을 수행하거나 공력모델링을 통해 전산유체해석(CFD)과 패널법을 이용하여 압력계수를 산출하여 계산하게 된다. 일반적으로 계산해야 될 데이터의 양이 방대하기 때문에 공력 데이터베이스(DB)를 구축하여 활용하기도 한다. 관성하중 또한 계산해야 될 정보의 양이 방대하기 때문에 각 구성품(날개,동체, 엔진 등)들의 중량 정보(무게,무게중심,회전관성 등)를 수집하여 전 기체 중량 분포 데이터베이스(DB)를 만들게 된다.

이렇게 만들어진 각 패널 및 질점의 하중정보를 전체 기체에 대해 적분하게 되고 통상적으로 계산의 양이 많기 때문에 ARGON, NLDS(Non-Linear Flight Loads Program)등 각 개발처에서 만든 해석 프로그램을 이용하게 된다. 하중 해석 프로그램을 통해 구한 결과값 모두에 대해 구조해석을 수행할 수 없기 때문에 구성품의 최대/최소값과 하중간의 상호작용효과를 고려하여 중요한 하중 값을 선정하게 된다. 이렇게 선정된 하중 값

은 제한하중(limit load)라고 부르고 이 제한하중에 1.5(무인기의 경우 1.25)를 곱한 것을 극한하중(ultimate load) 이라 부르며 구조해석 시에는 이 극한하중을 사용하게 된다. 구조해석을 통해 기체의 구조적 안정성을 평가하게 되고 하중 보정 시험과 하중 비행 시험을 수행하여 최종적으로 항공기의 구조적 안정성을 입증하게 된다.

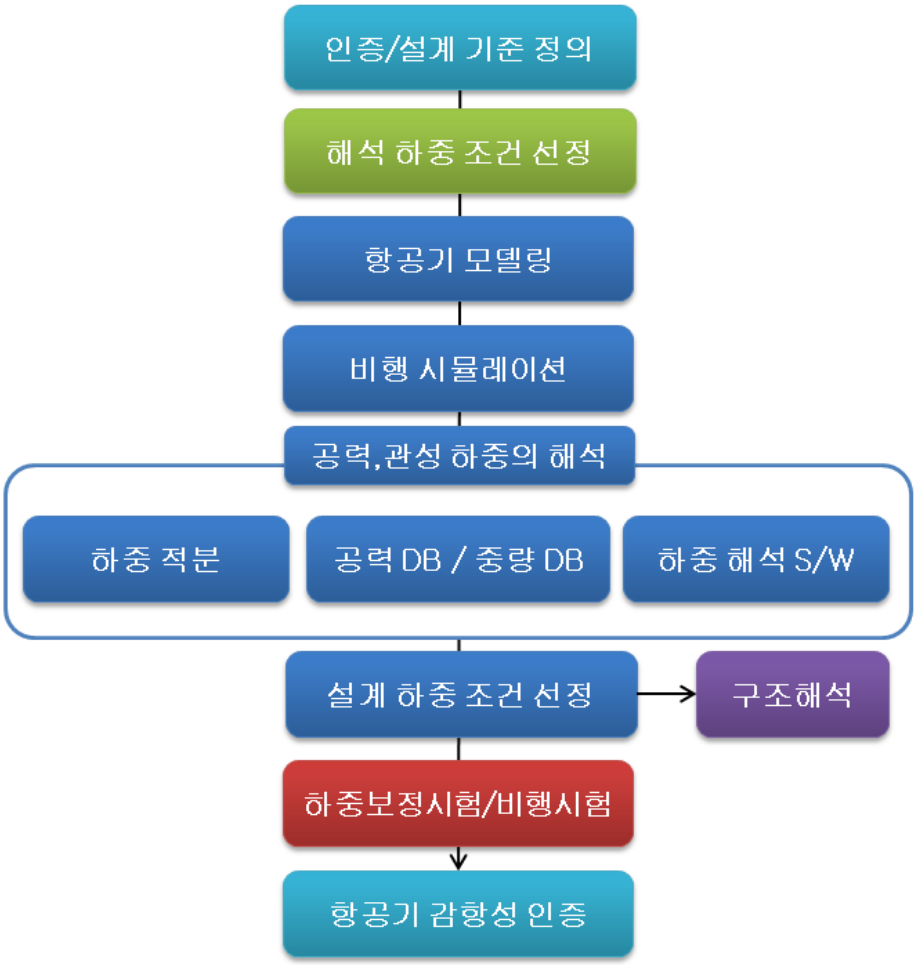


그림 2.3 Flight Load Analysis procedure [21]

2.1.3 헬리콥터의 비행 하중

앞에서 살펴본 일반적인 비행 하중에 대한 많은 개념이 대부분 고정익 항공기에 적용이 되는 개념이며 헬리콥터의 비행하중에 대한 연구는 그 방향이 조금 다르다고 할 수 있다. 고정익 항공기는 그 빠른 비행속도로 인해 날개와 동체에 발생하는 공력하중이 대부분을 차지하지만 헬리콥터의 경우에는 전진 비행속도가 상대적으로 크지 않고 대부분의 공력하중과 관성하중은 회전하는 로터 블레이드 및 이를 지탱하는 허브구조에 집중되어 있다.

그림 2.4 에서 보는 바와 같이 로터에서 발생하는 추력 외에 빠른 속도로 회전하는 로터에 의해 발생하는 반 토크, 블레이드가 받는 원심력, 각각의 블레이드에서 발생하는 flapping 과 Lead-lag 현상 및 전진 비행시 로터의 advancing side 와 retreating side 에 의해 발생하는 양력의 불균형 등 추가로 고려해 주어야 하는 하중이 존재한다. 또한 헬리콥터의 특성상 제자리 비행이나 옆 방향으로의 비행이 가능하기 때문에 그림 2.5 와 같이 일반적인 V-n diagram 과는 다른 비행가능 영역을 나타낸다. 미국의 군용 헬리콥터의 경우 최대 3.5G 의 하중배수를 견디도록 규정하고 있지만 실제 대부분의 헬리콥터 설계 시 고려하는 하중배수는 2G 이하이다.

이와 같은 헬리콥터의 비행하중 해석 개념은 사이클로콥터의 하중 분석에 상당부분 비슷하게 적용이 가능하다. 사이클로콥터 또한 회전하는 블레이드에 의해 추력을 발생하며 고정익 항공기에 비해 관성하중과 공력하중이 로터에 집중되어 있고, 2 개의 로터를 사용하는 사이클로콥터의 경우 로터의 회전에 따른 토크 상쇄를 위한 꼬리로터가 존재하여야 한다. 또한 블레이드의 flapping 및 허브 암의 lead-lag 현상 등의 공탄성 문제도 비슷한 양상을 보이는 것으로 충분히 예상할 수 있다. 하지만 헬리콥터와 같

은 좌, 우 양력의 불균형은 사이클로콥터에서는 발생하지 않는 등 차이점 또한 존재한다. 이를 바탕으로 사이클로콥터의 비행하중에 대한 연구를 진행하였다.

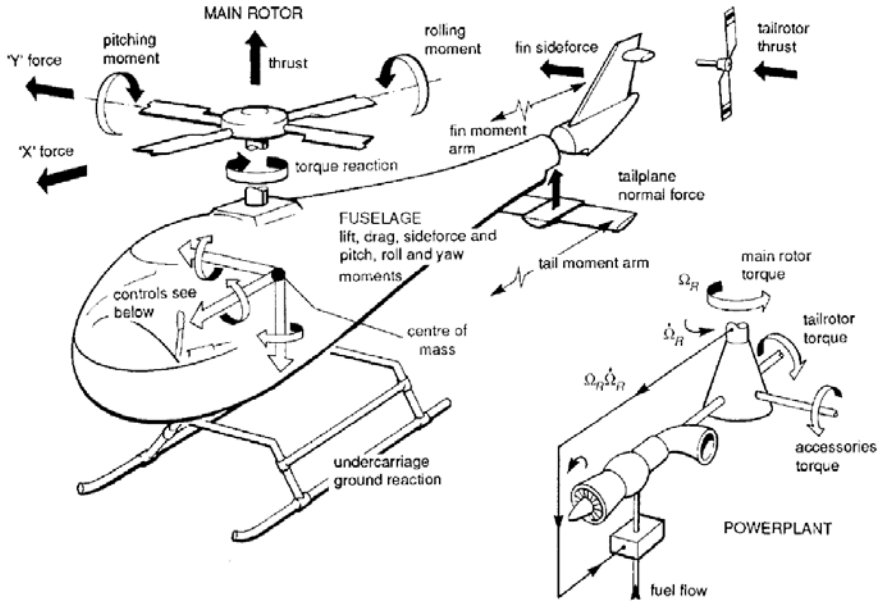


그림 2.4 Force and moment acting on helicopter[23]

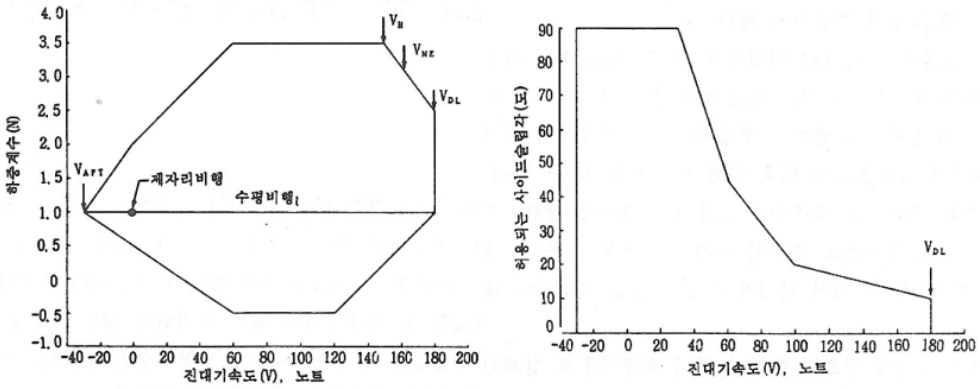


그림 2.5 Flight envelope and sideslip angle of helicopter[24]

2.2 사이클로콥터 하중 모델

본 논문에서는 특정 사이클로콥터 기체가 아닌 일반적인 사이클로이드 블레이드 시스템을 가지는 비행체의 비행하중에 대해 다루었다. 사이클로이드 블레이드 시스템을 구현하기 위해서는 그림 2.6 과 같이 다수의 블레이드, 주기적인 받음각을 만들어 주는 control 기구부, 블레이드를 회전축에 평행하게 고정해 주는 로터 허브 암 및 기타 구동계 부품을 반드시 필요로 한다. 각각의 주요부품에는 관성력과 공력이 작용하며, 비행조건에 따라 하중의 방향, 크기, 양상이 다르게 작용하게 된다. 사이클로콥터의 주요 부품에 작용하는 비행하중을 정리하면 표 2.1 과 같다. 그 영향력이 크지 않은 동체의 항력이나 서보 모터, 기어 및 구동부의 하중은 생략하였다.

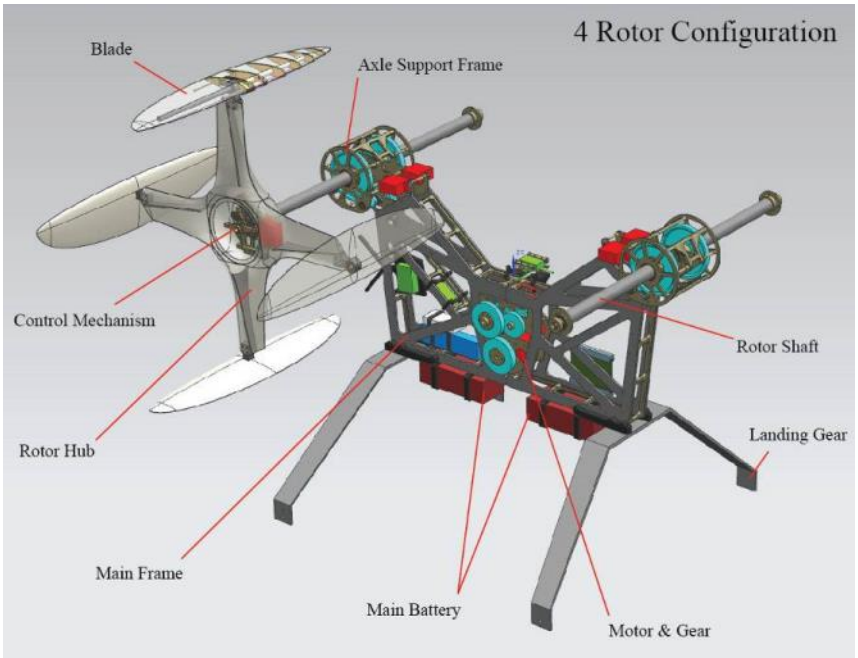


그림 2.6 Main components of cycloidal blade system

표 2.1 List of cyclocopter flight loads

	부품목록	하중구분	하중	기호
ROTOR	Blade	관성	로터회전에 따른 원심력	F_{cen_B}
		공력	양력(주기적)	F_{lift_B}
		공력	항력(주기적)	F_{drag_B}
		관성	Gyroscopic effect	F_{gyro_B}
		관성	비행기동에 따른 관성하중	F_{iner_B}
		내부	허브암의 하중	F_{H_B}
		내부	콘트롤링크의 하중	F_{c_B}
	Hub arm	관성	로터 회전에 따른 원심력	F_{cen_H}
		관성	Gyroscopic effect	$F_{\mathrm{gyro_H}}$
		관성	비행기동에 따른 관성하중	$F_{\mathrm{iner_H}}$
		내부	블레이드의 반력(주기적)	$F_{\mathrm{B_H}}$
		내부	로터 축 반력	$F_{\mathrm{S_H}}$
		공력	회전에 따른 공기저항	$F_{\mathrm{drag_H}}$
	Control Rod	관성+공력	블레이드와 콘트롤 서보의 반력	F_{link}
	Shaft	내부	메인로터 회전에 의한 반 토크	$F_{\mathrm{torq_S}}$
		관성	Gyroscopic effect	$F_{\mathrm{gyro_S}}$
		관성	비행기동에 따른 관성하중	$F_{\mathrm{iner_S}}$
		내부	동체의 반력	$F_{\mathrm{F_S}}$
		내부	허브암의 반력	$F_{\mathrm{H_S}}$
	Tail Rotor	공력	꼬리로터에서 발생되는 추력	$F_{\mathrm{thrust_T}}$
		내부	꼬리로터 회전에 의한 반 토크	$F_{\mathrm{torq_T}}$
		내부	동체의 반력	$F_{\mathrm{F_T}}$
		관성	Gyroscopic effect	$F_{\mathrm{gyro_T}}$
		관성	비행기동에 따른 관성하중	$F_{\mathrm{iner_T}}$
SYSTEM	Fuselage	내부	메인로터 축의 반력	$F_{\mathrm{S_F}}$
		내부	꼬리로터 축의 반력	$F_{\mathrm{T_F}}$
		내부	모터회전에 의한 반 토크	$F_{\mathrm{motor_F}}$

		내부	메인로터 회전에 의한 반 토크	F_{rotor_F}
		내부	꼬리로터 회전에 의한 반 토크	F_{tail_F}
		관성	비행기동에 따른 관성하중	F_{iner_T}
		관성	Gyroscopic effect	F_{gyro_F}

사이클로콥터에 작용하는 하중은 비행체의 기동에 따라 관성좌표축(지구좌표축)을 기준으로 나타나는 운동에 따른 하중과 각 부품 별로 기체 고정축을 기준으로 나타나는 운동에 대한 하중으로 나누어 볼 수 있다. 즉 각 부품에 작용하는 전체 하중은 사이클로콥터 기동에 의해 사이클로콥터의 무게중심에 작용하는 하중과 각 부품 별로 그 기능에 따라 나타나는 하중의 합으로 정의할 수 있다. 각 부품의 기능 특성상 나타나는 하중은 2.3 장에서 각각 살펴보기로 한다.

비행하중 중에서 가장 중요한 하중종류는 공력하중과 관성하중이라 할 수 있다. 공력하중은 주로 정상상태 유동의 압력과 속도를 모델링한 이론식을 통하여 계산해 낼 수 있지만 사이클로이드 블레이드 시스템의 공기유동은 비교적 복잡하여 이론적 유동모델을 통해서는 신뢰할 만한 예측값을 구하기가 어려운 실정이다. 따라서 본 논문에서는 전산유체역학(CFD) 해석을 통해 구한 공력하중 값을 사용하였다.

관성하중은 기체의 기동이나 주요부품들의 운동에서 발생하는 하중이다. 사이클로콥터의 비행 기동에 따라 나타나는 하중을 알아보기 위해 먼저 사이클로콥터를 하나의 강체(rigid body)로 가정하여 운동방정식을 유도한다. 하중 분석에 사용되는 가장 기본적인 원리는 뉴턴(Newton)의 제 2 법칙과 동역학적 운동에 정역학적 평형원리를 적용한 달랑베르(D’alembert) 원리로서 움직이는 시스템에 있어 관성력의 크기는 외부력과 동일하다는 원리이다.

$$ma = F \tag{2.1}$$

이를 바탕으로 항공기의 유도된 6 자유도 운동방정식을 사이클로콥터에 적용하고자 그림 2.7 과 같이 기체고정 좌표축을 설정하였다.

u, v, w 는 각각 기체의 x 방향, y 방향, z 방향의 속도를, p, q, r 은 각각 기체가 x 방향, y 방향, z 방향으로 회전하는 각속도를, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 는 각각 기체의 회전관성(moment of inertia)을, m 은 사이클로콥터 기체 전체 질량을 나타낸다. 이 밖의 6 자유도 운동방정식에 사용되는 사이클로콥터의 상태 변수는 표 2.2 와 같이 정하였다. 한편 사이클로콥터도 일반 항공기와 마찬가지로 xz 평면을 기준으로 좌우 대칭이기 때문에 관성곱 중 y 가 포함된 관성곱 항은 모두 0 이 된다. 즉 $I_{xy} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zy} = 0$ 이다. 여기에 중력의 영향까지 포함하여 유도하면 아래와 같은 6 자유도 운동방정식을 얻을 수 있다[23]. 이 6 자유도 운동방정식은 사이클로콥터 기체에 고정된 임의의 점 $p(x, y, z)$ 의 운동을 나타내는 식으로 하중조건 중 기동에 따른 관성하중을 나타내는 데 사용된다. 중력은 병진 힘 X, Y, Z 에 포함된다.

$$m\{\dot{\mathrm{u}} - r\,\mathrm{v} + \mathrm{qw} - \mathrm{x}(\mathrm{q}^2 + \mathrm{r}^2) + \mathrm{y}(\mathrm{pq} - \dot{\mathrm{r}}) + \mathrm{z}(\mathrm{pr} + \dot{\mathrm{q}})\} = X \tag{2.2}$$

$$m\{\dot{\mathrm{v}} - \mathrm{pw} + \mathrm{ru} - \mathrm{y}(\mathrm{p}^2 + \mathrm{r}^2) + \mathrm{z}(\mathrm{qr} - \dot{\mathrm{p}}) + \mathrm{x}(\mathrm{pq} + \dot{\mathrm{r}})\} = Y \tag{2.3}$$

$$m\{\dot{\mathrm{w}} - qu + pv - \mathrm{z}(\mathrm{p}^2 + \mathrm{r}^2) + \mathrm{x}(\mathrm{pr} - \dot{\mathrm{q}}) + \mathrm{y}(\mathrm{qr} + \dot{\mathrm{p}})\} = Z \tag{2.4}$$

$$I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{xz}(\dot{r} + pq) = L \tag{2.5}$$

$$I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr - I_{xz}(\mathrm{r}^2 - \mathrm{p}^2) = M \tag{2.6}$$

$$I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})\mathrm{p}\,q - I_{xz}(\dot{p} + qr) = N \tag{2.7}$$

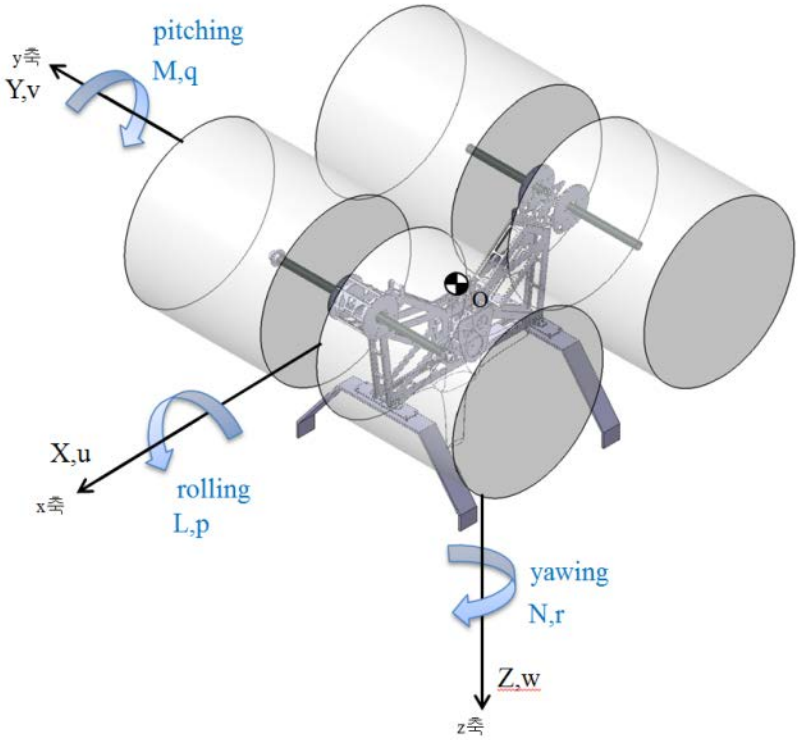


그림 2.7 Body fixed axis of cyclocopter

표 2.2 Variable of Cyclocopter equation of motion

항공기의 변수	x축	y축	z축
기체 위 임의의 점 위치(position)	x	y	z
기체 자세(attitude) – 오일러 각	ϕ	θ	ψ
병진 속도(translating rate)	u	v	w
회전 속도(rotating rate)	p	q	r
병진 힘(translating force)	X	Y	Z
회전 모멘트(rotating moment)	L	M	N

2.3 주요 부품의 하중 해석

앞에서 정의한 비행하중의 종류를 바탕으로 사이클로콥터의 비행 하중 해석을 위해 각각의 중요 부품에 작용하는 힘과 모멘트를 정리하고 이에 영향을 미치는 각 설계치 및 하중조건을 알아보았다. 일반적인 비행하중 해석의 절차상 해석을 수행할 비행하중조건을 먼저 선정하고 계산된 비행 하중 값을 기체의 중량분포데이터에 따라 하중 분포를 수행하지만 사이클로콥터의 특성상 각 주요 부품 별로 작용하는 하중의 종류 및 크기가 매우 다르기 때문에 본 연구에서는 각 주요 부품 별로 발생되는 하중을 분석하였다. 또한 각 부품 별 하중에 대해 기술하였기 때문에 각 부품 상호간 작용하는 내부 하중도 각 부품 별로 중복 기술하였다.

본 연구에서는 사이클로콥터는 기동 전 시간에 걸쳐 질량의 변화가 없다고 가정하였다. 본 논문에서 해석한 주요부품의 비행 하중은 각 부품의 무게중심에 작용하는 힘을 나타낸 것으로 실제 더 구체적인 하중 분석을 위해서는 이렇게 구한 하중을 부품의 중량분포 데이터를 이용해 부품 전체에 분포시켜야 한다. 하지만 본 연구의 주제인 사이클로콥터의 주요부품은 일반적인 항공기에 비해 그 중량 분포가 고르지 않고 이에 대한 구조적 영향이 상대적으로 작기 때문에 하중분포 과정은 생략하도록 한다. 본 장에서 기술한 모든 하중을 나타내는 $\boldsymbol{F}$ 기호는 해당 부품에 작용하는 하중벡터를 의미하여 병진 힘과 회전 모멘트를 포함하는 것으로 기술하였다.

2.3.1 블레이드에 작용하는 하중

블레이드는 로터와 함께 사이클로콥터에서 가장 큰 하중을 받는 부품이라 할 수 있다. 블레이드는 사이클로콥터의 추력을 발생시키는 가장 중요

한 부품이며 추력에 해당하는 공력 하중과 로터의 회전에 따른 원심력이라는 가장 큰 주요 하중이 모두 작용하기 때문에 구조적으로도 가장 취약한 부품이라고 할 수 있다. 따라서 블레이드에 작용하는 하중에 대한 정확한 분석은 사이클로콥터 설계 및 운용에 매우 중요한 부분이라 하겠다.

블레이드에 작용하는 하중은 원심력, 양력, 항력이 있으며 기체가 가속/감속 운동시 발생하는 관성력과 회전기동에 따라 발생하는 gyroscopic moment, 그리고 허브, 콘트롤 링크에 의해 발생되는 내부 반력이 있다.

$$F_{Blade} = F_{cen_B} + F_{lift_B} + F_{drag_B} + F_{gyro_B} + F_{\mathrm{iner_}B} + F_{\mathrm{H_B}} + F_{c_B} \tag{2.8}$$

원심력은 로터의 회전속도와 회전반경, 블레이드의 무게에 관계된다.

$$F_{cen_B} = f(\Omega, m_b, R) = m_b R \Omega^2 \tag{2.9}$$

여기서 Ω는 메인 로터의 회전속도이며 R은 로터의 회전반경이다.

Gyroscopic moment 는 1 차 회전속도, 2 차 회전속도 그리고 회전관성에 관계된다. 사이클로콥터의 비행에서 1 차 회전속도는 로터의 회전속도이며 2 차 회전속도는 기동 각속도이다.

$$F_{\mathrm{gyro_}B} = f(\Omega, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{r}, \mathrm{I}_{bp}) = \boldsymbol{\omega} \times H_B \tag{2.10}$$

여기서 H_B 는 블레이드의 각 운동량을, ω는 기체의 회전운동을 나타낸다. 사이클로콥터의 가속 및 감속 기동에 따라 블레이드가 받는 관성하중 F_{iner_B} 은 앞서 논의한 6 자유도 운동방정식(2.2-2.7)을 이용하여 힘과 모멘트 하중을 구할 수 있다. 블레이드에 작용하는 양력과 항력의 하중값은 아래와 같은 변수에 의해 결정이 된다.

$$F_{\mathrm{aero_}B} = F_{\mathrm{drag_}B} + F_{\mathrm{lift_}B} = f(\mathrm{u}, \mathrm{v}, \mathrm{w}, \mathrm{C}_L, \mathrm{C}_D, \mathrm{C}_p\, \Omega, \mathrm{R}, \rho, S, \alpha_{\max}, \varphi) \tag{2.11}$$

여기서 ρ 는 공기 밀도, S 는 reference area, $\alpha_{\max}$ 는 블레이드의 최대받음각, φ 는 블레이드의 위상각 이다. 블레이드의 위상각에 따른 받음각의 기하학적인 변화 관계는 서울대학교에서 수행한 기존의 연구결과에 제시되어 있다[17]. 하지만 현재까지 사이클로이드 블레이드 시스템에 대한 연구결과에 의하면 위와 같이 변수들을 포함한 유동방정식의 유도는 매우 복잡하고 정확한 하중 값을 예측하기가 쉽지 않다. 따라서 블레이드에 작용하는 공력하중을 예측하기 위해 전산유동해석을 이용하기도 한다.

블레이드에 작용하는 콘트롤 링크에 의한 조종력은 블레이드의 피봇점을 중심으로 하는 운동방정식을 통해 구할 수 있다. 이는 2.3.3 장에서 자세히 다루었다.

허브 암과 블레이드가 체결되어 발생하는 반력은 아래와 같이 로터 회전반경 방향으로의 힘 평형식에서 구할 수 있다.

$$F_{H_B} + F_{cen_B} + F_{\text{aero}_B}\Big|_{radial} + F_{c_B} = 0 \tag{2.12}$$

이와 같이 분석한 블레이드의 하중은 블레이드의 무게중심에 작용하는 하중들이다. 블레이드는 실제 강체가 아니기 때문에 이렇게 구한 하중을 이용하여 블레이드 설계 및 구조해석에 사용하기 위해서는 블레이드의 중량분포에 따라 하중분포를 수행하고 로터의 구조에 따라 블레이드에 작용하는 반력을 계산하여 반영하여야 한다. 블레이드에 작용하는 비행하중을 그림 2.8 에 나타내었다. 그림 2.8 에 표시된 하중의 화살표 방향은 실제하중의 방향을 나타내는 것은 아니다. 실제 비행하중은 x,y,z 방향의 힘과 모멘트가 복합적으로 작용한다고 할 수 있다.

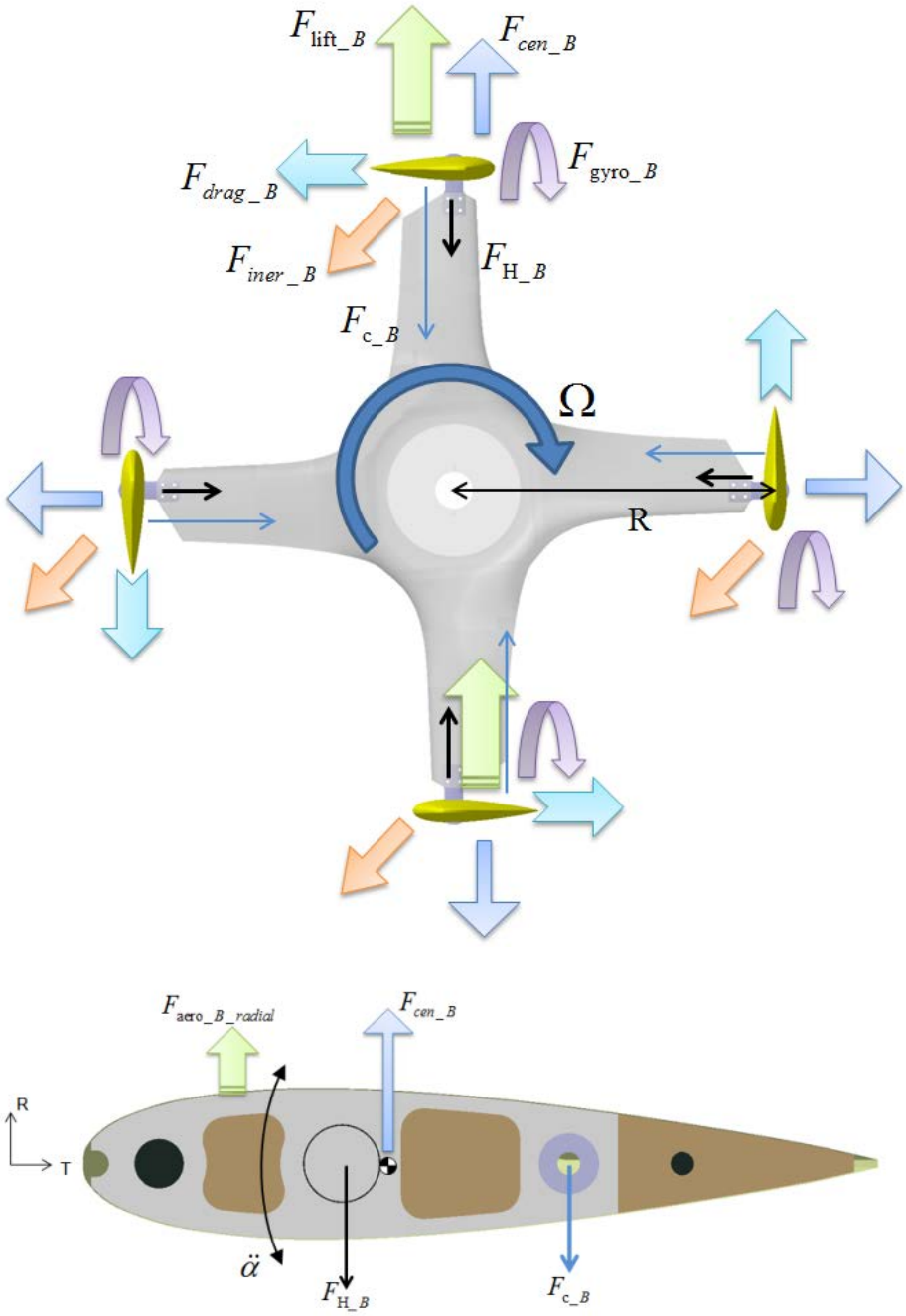


그림 2.8 Loads on each cycloidal blade

2.3.2 허브 암에 작용하는 하중

허브 암은 회전하는 블레이드를 지지하는 기능을 하는 부품으로 로터의 구조적 강건성에 가장 많은 영향을 주는 부품이다. 로터의 회전에 따른 원심력에 의해 허브 암은 인장응력이 발생하며 블레이드에 작용하는 주기적인 공력의 변화에 의해 많은 진동에 노출되기도 한다. 따라서 이전부터 사이클로콥터의 허브 암의 최적설계는 항상 사이클로콥터 개발에 있어 매우 중요한 과제였고 많은 연구가 진행되어 왔다[19,25].

허브 암에 작용하는 하중은 블레이드를 지탱하는 반력, 축에서 전달되는 로터의 회전 구동력이 주요 하중이고, 비행 기동 시 작용하는 관성력, 자체질량에 의한 원심력, 허브 구조 자체의 항력, 비행 중 작용하는 동체의 무게가 있다.

$$F_{Hub} = F_{cen_H} + F_{\mathrm{gyro_}H} + F_{\mathrm{iner_}H} + F_{\mathrm{torq_}H} + F_{\mathrm{B_}H} + F_{\mathrm{S_}H} + F_{drag_H} \qquad (2.13)$$

허브 암 자체에 작용하는 원심력은 허브 구조물의 형태가 비교적 단순한 형태인 경우 아래와 같이 적분식을 통해 계산 할 수도 있지만 공기역학적인 문제나 구조적인 문제로 비교적 복잡한 형태의 일체형 스포크 형태로 설계되는 것이 일반적이기 때문에 상용 해석 프로그램을 이용하여 구해야 한다.

$$F_{cen_H} = f(\Omega, \mathrm{R}, \mathrm{m}_H) = \int_0^R dm_H l\Omega^2 = \frac{1}{2} m_H R\Omega^2 \qquad (2.14)$$

여기서 m_H 는 분리형 허브의 경우 암 하나의 질량을, l 은 미소질량 dm_H 의 회전반경을 나타낸다.

Gyroscopic moment 는 블레이드에 경우와 같은 방법으로 구할 수 있다.

$$F_{\mathrm{gyro_H}} = f(\Omega, \mathrm{r}, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{I}_H) = \omega \times H_H \tag{2.15}$$

여기서 H_H 는 허브 암의 각 운동량을 나타낸다. 사이클로콥터의 가속 및 감속 기동에 따라 허브 암이 받는 관성하중 F_{iner_H} 은 앞서 논의한 6 자유도 운동방정식(2.2-2.7)을 이용하여 마찬가지로 구할 수 있다.

허브 암에 작용하는 가장 주요한 하중은 바로 블레이드에서 작용하는 하중 $F_{\mathrm{B_H}}$ 이다. 주로 블레이드에 작용하는 원심력과 비슷한 크기를 가지며 분리형 허브 암의 경우 블레이드에 작용하는 반력과 크기는 동일하고 방향은 반대의 힘이고, 일체형 허브의 경우 허브 각각의 스포크 마다 작용하게 된다.

$$F_{B_H} = F_{H_B} \text{ (each blade and spoke)} \tag{2.16}$$

축에 의해 전달되는 로터의 구동 토크도 허브에 작용하는 주요한 하중이라 할 수 있다. 사이클로콥터의 메인 로터에 필요한 동력이 각 로터의 허브를 통해 전달된다고 할 수 있다. 2 개의 로터를 사용하는 사이클로콥터의 경우는 꼬리로터에 필요한 동력을 제한 나머지 동력이 메인 로터의 허브에 토크로 작용하게 된다. 사이클로콥터의 로터 자체에서만 사용되는 동력값의 예측은 CFD 해석을 이용하거나 기체의 구동부 설계에 따라 차이가 있겠지만 모터나 엔진에 사용되는 전체 동력을 실험에서 측정하여 기어나 벨트 등의 동력효율을 계산하는 방법이 있다.

$$F_{torq_H} = f(P_R, \Omega) = \frac{P_R}{\Omega} \tag{2.17}$$

P_R 은 로터 1 개에서 소요되는 구동 동력값이다.

허브 암도 회전하는 구조물이기 때문에 필연적으로 공기 저항에 의한 하중이 발생한다. 하지만 사이클로이드 로터를 통과한 후류에 의해 매우 복잡한 유동특성을 보이기 때문에 이 공력하중 역시 정확히 예측하기가 쉽지 않다. 전산유체역학을 통해 근사값을 예측하거나 실험을 통해 그 항력값을 예측하는 방법뿐이다. 따라서 예측 불가능한 하중을 최대한 줄이기 위해 유선형태로 설계하거나 최대한 작은 저항 면적을 갖도록 설계해야 한다. 그림 2.9 는 허브암에 작용하는 하중의 종류를 나타낸다.

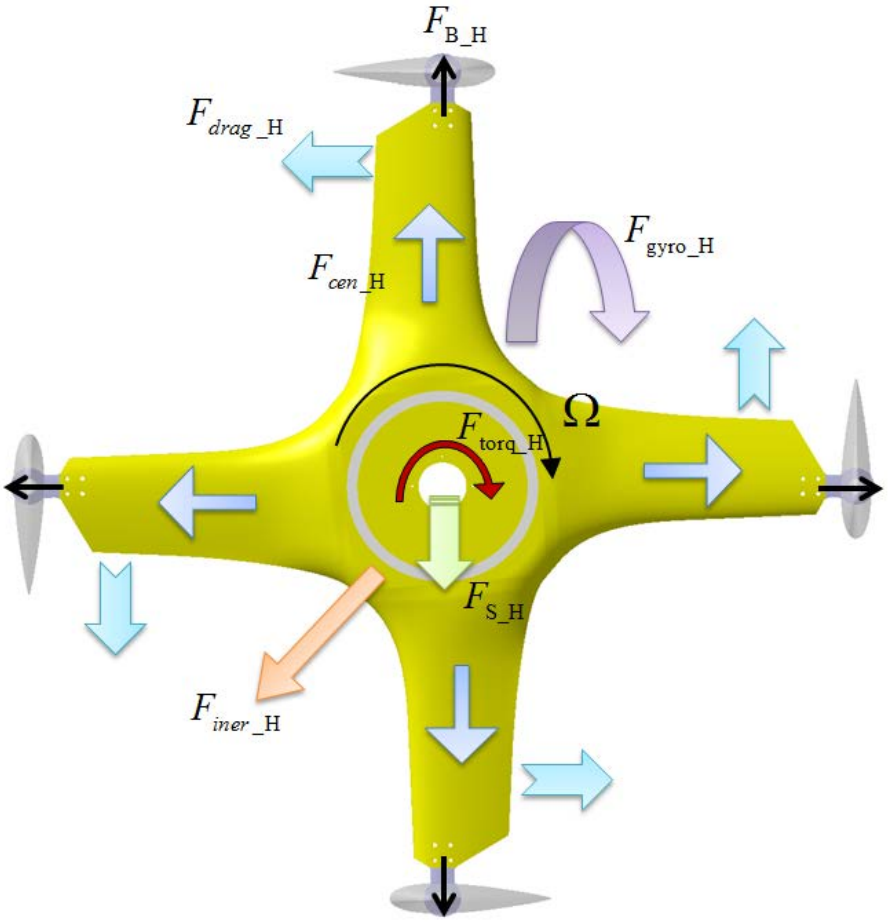


그림 2.9 Loads on cyclocopter hub arm

2.3.3 콘트롤 링크에 작용하는 하중

사이클로이드 블레이드 시스템은 회전하는 블레이드의 주기적인 받음각 변화를 통해 추력을 발생시킨다. 이 받음각의 주기적인 변화를 만들기 위해 편심된 중심에 연결된 콘트롤 링크를 각각의 블레이드에 장착하게 된다. 블레이드의 피봇점을 중심 나타나는 주기적인 받음각의 변화 운동은 블레이드의 공력하중과 원심력 그리고 콘트롤 링크에 의해 작용하는 모멘트가 합해져 만들어 진다. 보통의 경우 사이클로콥터 블레이드에 작용하는 원심력이 블레이드의 공력 하중보다 더 크게 설계하여 콘트롤 링크에는 주로 인장력이 작용하게 한다. 콘트롤 하중에는 블레이드의 공력하중과 블레이드의 원심력, 콘트롤 링크의 원심력이 작용하며 이는 블레이드의 위상각, 최대 받음각, 로터 회전 반경에 의해 결정이 된다. 블레이드에 작용하는 콘트롤 하중과 콘트롤 링크에 작용하는 인장력은 동일하며 콘트롤 하중을 구하는 자세한 방법은 기존의 연구결과에 제시되어 있다[10,26].

$$F_{link} = f(\varphi, \mathrm{R}, \alpha_{\max}, \mathrm{F}_{aero_B}, \mathrm{F}_{cen_B}, \mathrm{F}_{cen_r}) \tag{2.18}$$

$$F_{link} \cdot l_{link} = M_{link} = I_{Bp}\ddot{\alpha}_p - M_{aero_B} - M_{cen_B} \tag{2.19}$$

$$\alpha = \alpha_{\max} \sin(\varphi) \tag{2.20}$$

$$\varphi = \Omega t \tag{2.21}$$

$$\dot{\alpha} = \alpha_{\max} \frac{d\sin(\varphi)}{dt} = \alpha_{\max} \frac{d\sin(\varphi)}{d\varphi}\frac{d\varphi}{dt} = \Omega\alpha_{\max}\cos(\varphi) \tag{2.22}$$

$$\ddot{\alpha} = \Omega\alpha_{\max} \frac{d\cos(\varphi)}{dt} = -\Omega^2\alpha_{\max}\sin(\varphi) \tag{2.23}$$

여기서 I_{Bp} 는 블레이드의 피봇점을 중심으로 한 회전관성을 말하며,

α 는 주기적으로 변하는 블레이드의 받음각이다.

이렇게 구한 콘트롤 링크 하중은 블레이드 1 개에 부과되는 하중으로 사이클로콥터 보통 2 개이상의 블레이드가 하나의 로터에 장착되므로 각각 콘트롤 하중의 합력이 바로 콘트롤 중심에 작용하는 하중이 된다. 이 콘트롤 중심에 작용하는 하중값은 사이클로콥터의 최대받음각 서보의 선정에 참고하여야 한다.

콘트롤 링크의 자체 질량이 크지 않고 콘트롤 링크의 하중은 주로 인장력이 작용하기 때문에 사이클로콥터의 비행기동에 따라 발생하는 관성력과 gyroscopic 하중은 일반적으로 무시한다.

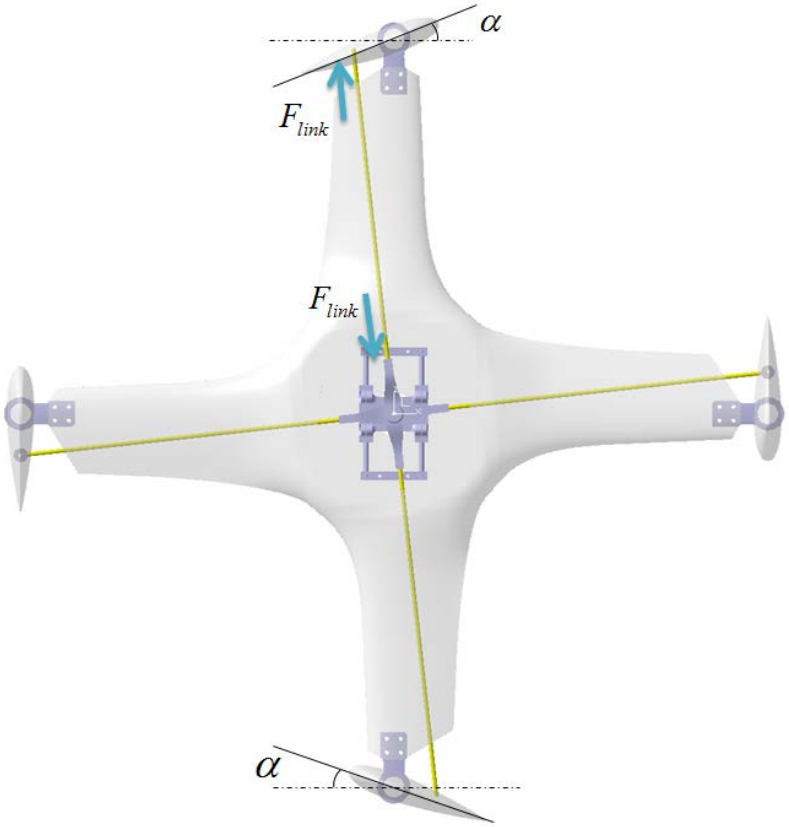


그림 2.10 Loads on control link

2.3.4 로터 축에 작용하는 하중

로터 축은 사이클로이드 로터의 기본적인 부품으로서 구동부의 동력을 받아 허브로 전달하는 역할과 함께 보통의 경우 동체에 외팔보 형식으로 연결되어 비행 중 동체의 하중을 지탱하는 역할도 겸하고 있다. 축에 작용하는 하중은 로터 회전 구동력에 의한 토크, 사이클로콥터의 회전기동 및 가감속기동에 의한 관성력, 로터의 추력과 동체의 무게에 의한 하중이 작용한다.

$$F_S = F_{\mathrm{torq_S}} + F_{\mathrm{gyro_S}} + F_{\mathrm{iner_S}} + F_{\mathrm{F_S}} + F_{\mathrm{H_S}} \tag{2.24}$$

축에 작용하는 토크 모멘트는 로터 축의 가장 주요한 하중으로서 로터의 회전속도, 회전가속도, 구동부에서 전달되는 동력의 크기, 로터의 회전관성 등에 의해 결정된다.

$$F_{torq_S} = F_{torq_H} = f(P_R, \Omega) = \frac{P_R}{\Omega} \tag{2.25}$$

사이클로콥터 로터의 토크 모멘트를 구하는 이론식이 기존 연구[10]에 제시되어 있지만 로터에 작용하는 공력하중의 정확한 값을 예측하기가 쉽지 않기 때문에 전산유체해석을 통해 공력하중에 따른 동력 값을 도출해 내거나 실험을 수행하여 소요되는 구동력을 산출하는 것이 더 효율적인 방법이다. 최근의 사이클로콥터 로터의 전산유체해석은 실험 치에 준하는 공력하중과 소요동력의 예측이 가능하도록 연구되고 있다[17].

로터 축에도 역시 사이클로콥터의 비행 기동에 의해 gyroscopic moment와 관성하중이 작용한다. F_{gyro_S} 는 아래와 같은 방식으로 계산할 수 있으며 F_{iner_S} 는 (2.2-2.7)식의 6 자유도 방정식으로 구할 수 있다.

$$F_{\text{gyro_H}} = f(\Omega, \mathrm{r}, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{I}_S) = \omega \times H_S \tag{2.26}$$

현재까지 연구된 대부분의 사이클로콥터의 형태가 중앙동체에 좌/우에 로터가 배치됨에 따라 비행 중 로터 축은 회전과 동시에 필연적으로 외팔보 형식으로 동체를 지지하게 되며 이에 따라 로터의 양 끝 단에 추력에 의한 하중과 동체무게(중력과 관성력)에 의한 하중이 작용하게 된다. 이러한 하중은 추후 로터 설계 시 정적 구조안정성은 물론 회전하는 외팔보 축의 whirling speed 계산에도 이용되게 된다[26].

$$F_{H_S} = F_{S_H} = \frac{T}{N_R} - m_R \tag{2.27}$$

$$F_{\mathrm{F_}S} = F_{S_\mathrm{F}} = \frac{m_F}{N_R} \tag{2.28}$$

여기서 T 는 사이클로콥터의 전체 추력을, N_R 은 사이클로콥터 기체당 로터의 개수를, m_R, m_F 는 각각 로터와 동체의 질량을 의미한다. 단순히 블레이드에 작용하는 양력의 합과 로터의 전체에서 발생되는 추력은 같지 않다는 것이 그 동안의 실험적 연구로 증명되었으니 혼동하지 않아야 한다.

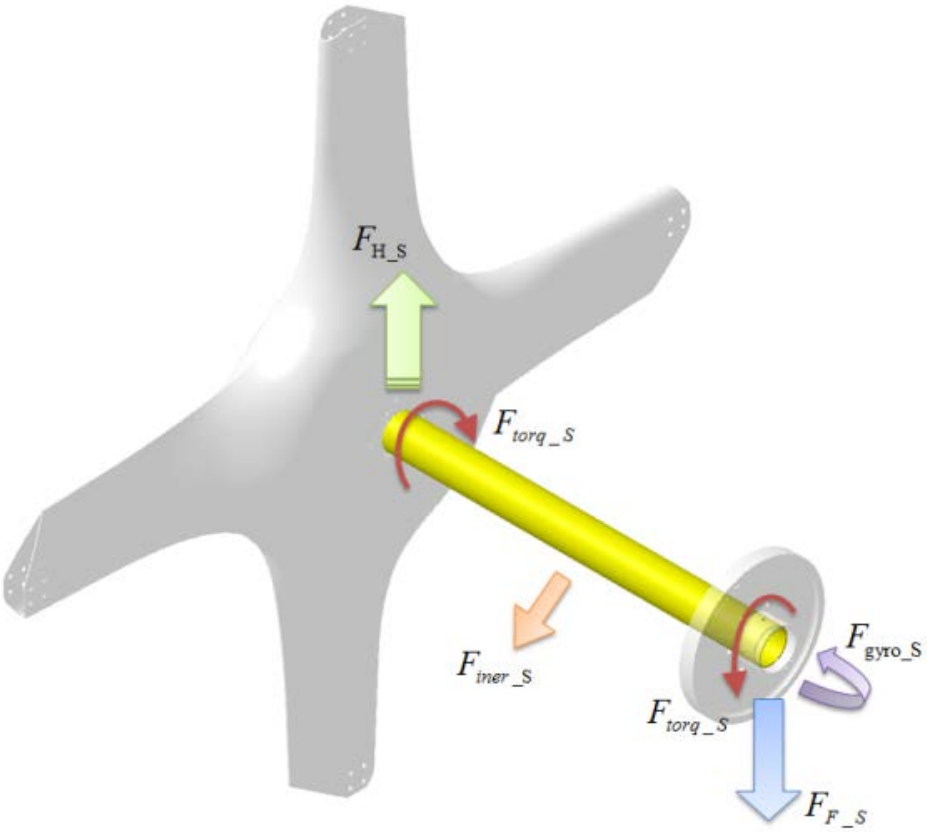


그림 2.11 Loads on rotor shaft

2.3.5 꼬리 로터에 작용하는 하중

헬리콥터와 마찬가지로 사이클로이드 로터를 앞/뒤로 배치하지 않는다면 로터의 토크 상쇄 및 pitch 자세 제어를 위해 꼬리로터가 필요하다. 꼬리 로터에 작용하는 하중으로는 꼬리로터의 추력, 꼬리로터의 구동력에 의한 토크 모멘트, 비행기동에 의한 gyroscopic moment 와 관성력이 작용한다.

$$F_T = F_{\mathrm{F_T}} + F_{\mathrm{torq_T}} + F_{\mathrm{thrust_T}} + F_{\mathrm{iner_T}} + F_{\mathrm{gyro_T}} \tag{2.29}$$

꼬리로터에 작용하는 토크 모멘트는 꼬리로터의 동력과 회전수로 구할 수 있다.

$$F_{torq_T} = f(P_T, \Omega_T) = \frac{P_T}{\Omega_T} \tag{2.30}$$

꼬리의 추력 하중은 사이클로콥터의 무게중심의 위치와 메인 로터의 토크를 통해 구할 수 있다. 이론적으로는 꼬리로터 없이 무게중심의 위치를 조정하여 메인 로터에서 발생하는 토크를 상쇄할 수 있지만 기체의 안정성과 pitch 자세 제어를 위해 꼬리로터를 이용하는 것이 일반적이다. 따라서 꼬리로터의 추력도 기체의 무게중심에 의한 반 토크를 고려하여 계산하게 된다.

$$F_{thrust_T} = f(\mathrm{F}_{torq_S}, \mathrm{m}_a, \mathrm{G}_x, \mathrm{l}_T) = \frac{F_{torq_S} - G_x m_a g}{l_T} \tag{2.31}$$

여기서 G_x 는 메인 로터 회전중심에서 무게중심까지의 거리, l_T 는 메인 로터 회전중심에서 꼬리로터까지의 거리, m_a 는 기체의 총 질량이다. 또한 꼬리로터의 추력이 비행기동에 사용되지 않고 모두 로터의 반 토크

로만 사용된다고 가정하였을 때 동체에 의해 발생하는 반력 F_{F_T} 은 0 이라 할 수 있다.

꼬리 로터 역시 다른 부품과 마찬가지로 비행 기동에 의한 gyroscopic moment 와 관성력이 하중으로 작용한다. 관성력은 (2.2-2.7)의 6 자유도 식에 의해 구할 수 있고 gyroscopic moment 는 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$F_{\mathrm{gyro_T}} = f(\Omega_T, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{r}, \mathrm{I}_T) = \omega \times H_T \tag{2.32}$$

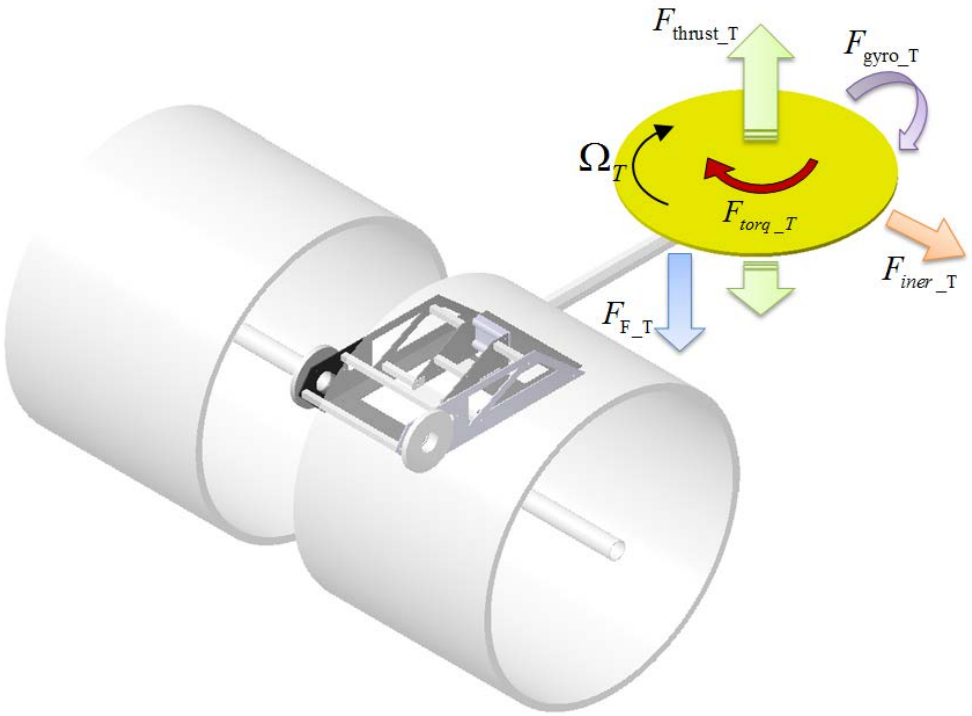


그림 2.12 Loads on tail rotor

2.3.6 동체에 작용하는 하중

항공기의 동체는 가벼우면서도 날개, 엔진, 각종 전자장비 및 페이로드(payload)를 안정적으로 지탱하여야 하는 구조물이다. 이는 사이클로콥터에서도 마찬가지이며 특히 사이클로이드 로터의 회전에 필요한 구동력과 이에 따른 진동에도 견뎌야 하는 부품이 바로 동체이다.

동체의 무게중심에 작용하는 하중은 메인 로터와 꼬리 로터의 지지부에 작용하는 추력, 동체에 장착된 모터나 엔진 등의 구동부 지지에 따른 반 토크, 메인 로터와 꼬리로터의 회전에 따른 반 토크 및 비행기동에 따라 발생하는 관성력과 회전하는 부품에 의해 발생하는 gyroscopic moment 가 있다.

$$F_F = F_{\mathrm{S_F}} + F_{\mathrm{T_F}} + F_{\mathrm{motor_F}} + F_{\mathrm{rotor_F}} + F_{\mathrm{tail_F}} + F_{\mathrm{iner_F}} + F_{\mathrm{gyro_m}} + F_{\mathrm{gyro_r}} + F_{\mathrm{gyro_t}} \tag{2.33}$$

메인 로터와 꼬리 로터에서 전달되는 반력은 로터 축을 통해 동체로 전달되게 되며 보통은 동체의 베어링 하우징(bearing housing)에 하중으로 작용하게 된다. 메인 로터와 꼬리 로터에 의한 하중은 다음과 같다.

$$F_{\mathrm{S_F}} = F_{\mathrm{H_S}} \tag{2.34}$$

$$F_{\mathrm{T_F}} = F_{\mathrm{F_T}} \tag{2.35}$$

메인 로터와 꼬리 로터의 추력뿐만이 아니라 로터의 회전에 따른 반 토크 또한 동체에 작용하는 하중이다. 또 다른 회전하는 부품인 모터나 엔진의 지지부에도 역시 반 토크 하중이 작용하게 된다. 앞/뒤로 로터를 배치한 사이클로콥터의 경우 전체적인 로터의 반 토크는 상쇄되지만 동체에는 이러한 반 토크가 굽힘 모멘트로 작용하기도 하기 때문에 동체 설계에

유의하여야 한다.

$$F_{motor_F} = f(\mathrm{P}_M, \Omega_M) = \frac{P_M}{\Omega_M} \tag{2.36}$$

$$F_{\mathrm{rotor}_F} = F_{torq_\mathrm{S}} = f(\mathrm{P}_R, \Omega) = \frac{P_R}{\Omega} \tag{2.37}$$

$$F_{\mathrm{tail}_F} = F_{torq_T} = f(\mathrm{P}_T, \Omega_T) = \frac{P_T}{\Omega_T} \tag{2.38}$$

사이클로콥터의 비행기동에 의해 동체의 무게중심에도 관성력이 작용한다. 역시 (2.2-2.7)의 6 자유도 방정식에 의해 계산할 수 있다. 사이클로콥터 동체 자체는 비행기동 외에는 회전하지 않기 때문에 추가적인 gyroscopic moment 가 발생하지 않지만 메인 로터와 꼬리로터 및 모터나 엔진 등의 구동 부품에서는 gyroscopic moment 가 발생하기 때문에 동체의 구동 부품의 지지부위에는 이 하중을 반드시 고려해 주어야 한다.

$$F_{\mathrm{gyro_m}} = f(\Omega_M, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{r}, \mathrm{I}_M) = \boldsymbol{\omega} \times H_M \tag{2.39}$$

$$F_{\mathrm{gyro_r}} = f(\Omega, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{r}, \mathrm{I}_R) = \boldsymbol{\omega} \times H_R \tag{2.40}$$

$$F_{\mathrm{gyro_t}} = f(\Omega_T, \mathrm{p}, \mathrm{q}, \mathrm{r}, \mathrm{I}_T) = \boldsymbol{\omega} \times H_T \tag{2.41}$$

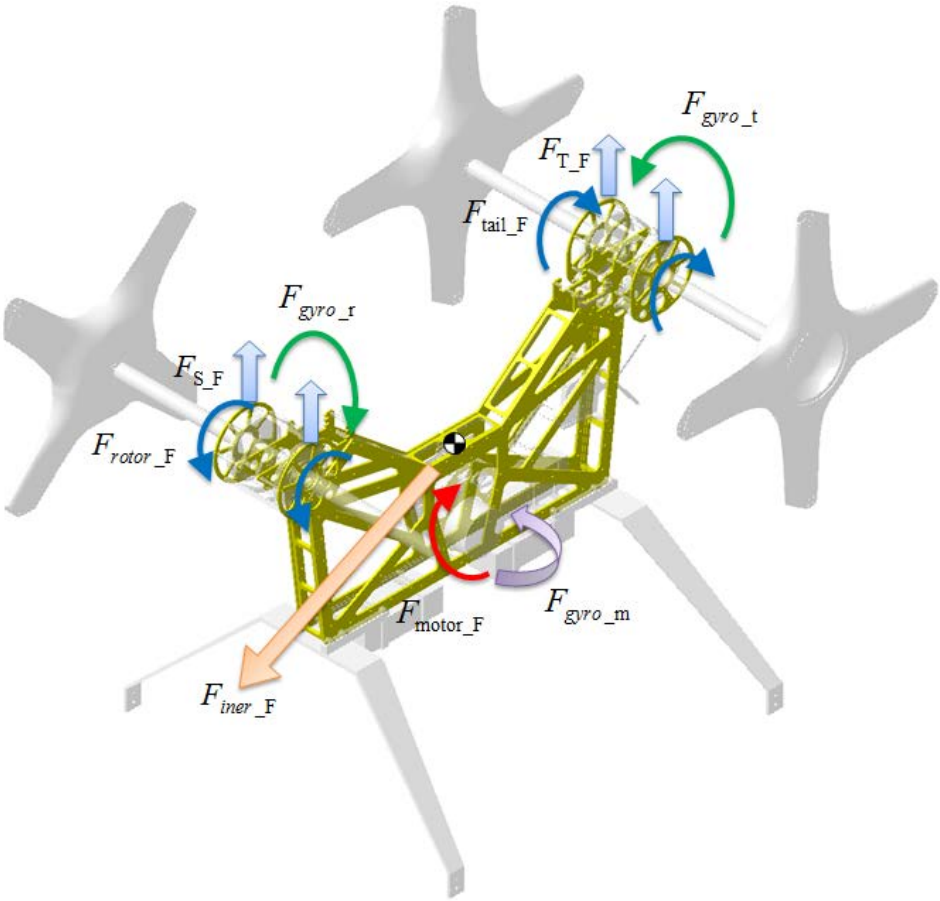


그림 2.13 Loads on fuselage of cyclocopter

2.4 하중분석 종합 데이터 시트

위에서 알아본 각 부품 별 하중 예측식을 이용하여 각 사이클로콥터 설계변수와 하중조건에 따른 하중값을 쉽게 예측할 수 있는 데이터 시트를 구축하였다. 사이클로콥터의 전 기체 및 로터의 여러 설계변수를 입력하고 비행조건을 입력하면 그림 2.15 와 같이 주요 부품 별로 작용하는 하중값이 계산되어 보여진다. 단, 비행조건 별로 각각 전산유체해석을 수행하여야 하는 공력하중의 경우는 각 조건마다 따로 도출하여 입력해 주어야 한다. 이러한 단점은 차 후 연구를 통해 사이클로콥터의 공력 하중 데이터베이스를 구축하여 해결될 수 있다고 생각된다. 본 연구에서 구축된 이 하중 분석 종합 데이터 시트는 향후 새로운 사이클로콥터 기체의 개념설계 및 개발에 큰 도움을 줄 것으로 판단된다.

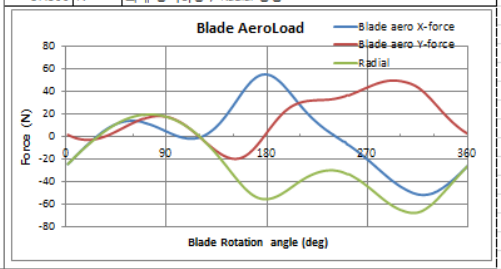
Cyclocopter Design

		Design value	Notation	spec	unit	비고
ROTOR	로터 전체	로터무게	m_R	1.0138	kg	로터 1개당
		회전관성	I_R_xx	0.1230	kgm2	(WCS-모멘텀 기준)
			I_R_yy	0.0371	kgm2	
			I_R_zz	0.1231	kgm2	
		로터회전반경	R	0.2700	m	(블레이드 피봇점 까지)
		회전속도	RPM	1100.0000	rpm	
				115.1917	rad/s	
		베어링 거리	r1	0.0428	m	(inner-outter)로터 지지 베어링
	허브암	허브암 길이	R_h	0.2500	m	
		허브암 무게	m_h	0.1700	kg	
		허브암 관성모멘트	I_H_yy		kgm2	로터회전중심
	블레이드	코드-평균	C_mean	0.0800	m	
		코드-중앙	C_cen	0.1050	m	
		스팬	S	0.5000	m	
		무게	m_b	0.1000	kg	
		피봇점	C_p	0.0340	m	Chord LE에서
				32.3810	%	
		공력중심 위치	C_a	0.0263	m	Chord LE에서
				25.0000	%	
		무게중심 위치	C_g	0.0360	m	Chord LE에서
				34.2857	%	
		콘트롤링크 위치	C_con	0.0642	m	Chord LE에서
				61.1171	%	
		관성모멘트	I_bp	0.0000597410	kgm2	블레이드 1개의 (피봇포인트중심)
		관성모멘트	I_br_yy	0.0066163979	kgm2	블레이드 1개의 (로터회전중심)
		관성모멘트	I_b_xx		kgm2	블레이드 1개의 (기체좌표계 중심)
			I_b_yy		kgm2	
			I_b_zz		kgm2	
			I_b_xz		kgm2	
	전 기체	비행중 기체 총질량	m_a	12.8000	kg	(기체+로터+배터리)
		기체에 작용하는 중력	F_G	125.4400	N	
		무게중심의 위치	G_x	0.0500	m	(전방 로터 회전축에서 뒤로)
			G_y		m	(
			G_z		m	(
		추력	T	12.5700	kgf	실험치 / 설계초기에는 CFD 해석값
		로터 개수	N_r	4	개	
		로터 위치	x	0.450	m	기체 무게중심에서 로터축의 위치
			y	0.500	m	기체 무게중심에서 허브암의 위치
			z	0.250	m	기체 무게중심에서 로터축의 위치
		로터의 구동 파워	P_R/N_R	543.750	W	로터 1개당의 구동파워-실험치
		구동계의 효율	η	75.000	%	기어 및 벨트의 효율을 가정하여 선정
		동체 질량	m_F	8.745	kg	

그림 2.14 Cyclocopter loads data table – design parameter

The Cyclo-Loads Table

			LOAD CASE NAME		제자리 Yawing 기동 @ MaxAoa:25, phase -20		
	Value			Notation	spec	unit	비고
회전 비행	Rolling	각속도		p	#DIV/0!	rad/s	롤각속도
		각가속도		$\dot{p}$		rad/s2	롤각가속도
	Pitching	시간				s	
		각도		θ		Deg	
		각속도		q	#DIV/0!	rad/s	롤각속도
		각가속도		$\dot{q}$		rad/s2	롤각가속도
	Yawing	시간			2.00	s	
		각도		ψ	-90.00	Deg	
		각속도		r	-0.79	rad/s	롤각속도
		각가속도		$\dot{r}$	0.00	rad/s2	롤각가속도
Blade					$F_{Blade} = F_{cen_B} + F_{lift_B} + F_{drag_B} + F_{gyro_B} + F_{iner_B} + F_{H_B} + F_{c_B}$		
블레이드 원심력하중				F_cen_B	357.903	N	블레이드 하나당 / Radial 방향
					36.521	kgf	
블레이드 공력하중 (양력+항력)				F_lift +F_drag	67.599	N	최대 공력하중 / Radial 방향
gyroscopic moment		Rolling 기동에 의한		F_gyro_R	#DIV/0!	N.m	z축 방향 모멘트
		Yawing 기동에 의한		F_gyro_Y	-0.5986	N.m	x축 방향 모멘트
블레이드 관성하중		x축 방향 병진 힘		F_iner_B_X	#DIV/0!	N	
		y축 방향 병진 힘		F_iner_B_Y	#DIV/0!	N	6자유도 운동방정식(x=0, y=0, z=0)
		z축 방향 병진 힘		F_iner_B_Z	#DIV/0!	N	
		x축 회전 모멘트		F_iner_B_L	#DIV/0!	N.m	
		y축 회전 모멘트		F_iner_B_M	0	N.m	6자유도 운동방정식
		z축 회전 모멘트		F_iner_B_N	0	N.m	
					-367.88	N	최대 허브암 반력



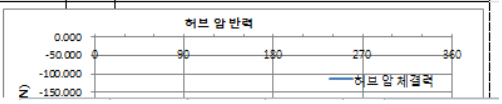


그림 2.15 Cyclocopter loads data table – Flight loads

3. 소형 사이클로콥터 5 호기의 비행하중 해석

앞에서 살펴본 일반적인 사이클로콥터의 하중에 대한 분석을 최근에 서울대학교 항공우주구조연구실에서 개발한 소형 사이클로콥터 5 호기에 적용시켜 비행 하중을 해석해 보고 유한요소 구조해석 프로그램을 이용하여 이러한 하중에 의해 발생 가능한 구조적 영향을 알아 보았다.

3.1 소형 쿼드로터 사이클로콥터 5 호기

소형 사이클로콥터 5 호기는 2000 년도부터 사이클로콥터를 연구해온 서울대학교 항공우주구조연구실에서 개발한 기체로 2012 년 안정적인 공중 정지비행 및 저속 비행 기동에 성공한 비행체이다[16]. 사이클로콥터 5 호기는 총 기체 무게 13kg 급의 기체로서 4 개의 사이클로이드 로터를 좌/우, 앞/뒤로 장착하고 있다. 표 3.1 은 소형 사이클로콥터 5 호기의 제원이다.

2 개의 로터를 양 옆으로 장착한 다른 기체와 달리 소형 사이클로콥터 5 호기는 서로 반대방향으로 회전하는 로터를 앞 뒤로 가지고 있기 때문에 그림 3.2 와 같이 yawing 이나 Rolling 기동 시 앞, 뒤 로터에 서로 반대방향의 모멘트(Moment) 가 작용하면서 기체가 뒤틀리는 변형을 가져오게 되고 동체에는 정지비행 시에는 작용하지 않았던 응력이 발생하게 된다. 이와 같은 응력은 기체의 구조적인 영향을 주어 안전한 비행을 위한 사이클로콥터의 기동성에 제한을 줄 수 있는 요인으로 작용한다. 특히 사이클로이드 블레이드 시스템의 장점 중 하나인 회전축을 기준으로 360 도 전 방향으로의 추력발생이 가능하다는 점과 기존의 고정익 및 회전익 항공기에 비해 순간적으로 추력의 방향 변경이 가능하다는 점의 실현을 위해 기체의 구조적 안정성에 대한 다각적인 해석이 필요하다.

그림 3.1 5th Cyclocopter developed in SNU, 2012

표 3.1 5th Cyclocopter Specification

Parameter	**Value**
Number of rotors	4 EA
Number of blades per a rotor	4 EA
Airfoil	NACA0018
Rotor radius	0.27 m
Blade span length	0.5 m
Blade chord length (at center position of a blade)	0.105 m
Max. pitch angle	25 deg.
Rotational speed	1100 RPM
Thrust	16 kgf
Weight of vehicle	12.8 kgf

그림 3.2 Deformation of front/rear rotor shaft on yawing maneuver

3.2 블레이드에 작용하는 공력하중

2.2 장에서 밝힌 바와 같이 소형 사이클로콥터 5 호기에 작용하는 공력하중을 알아보기 위해 전산유동해석을 수행하였다.

해석 모델에 사용된 사이클로이드 로터의 설계 변수는 표 3.2 와 같다. 사이클로이드 로터의 solidity σ 는 블레이드가 회전하는 로터의 원통면적 대비 4 개 블레이드의 전체 면적으로 정의하였다.

$$\sigma = \frac{ncl}{2\pi Rl} \tag{3.1}$$

사이클로이드 로터의 CFD 해석을 위한 Mesh 는 그림 3.3 과 같이 Outer, Hub, Blade 의 3 개 도메인으로 구성하였고 총 79068 개의 요소로 모델링하였다. 블레이드 Pitch 각의 주기적인 변화와 로터의 회전을 위해 Sliding Mesh 를 사용하였다. CFD 해석에는 상용소프트웨어인 ANSYS Fluent 를 사용하였고 K-ε turbulence 모델을 적용하였다. 3D 형상의 타원형 블레이드는 2D 해석용 모델에서 구현이 불가능하여 블레이드 코드길이는 동일한

익 면적 에 해당하는 값으로 선정하였다.

사이클로이드 로터에서 발생하는 공력하중은 앞에서 설명한 바와 같이 양력과 항력이 있지만 CFD 해석 모델상 두 가지 힘의 합력이 수평방향과 수직방향의 결과값으로 도출된다. 그림 3.4 는 사이클로콥터의 전진 수평 비행시 사이클로콥터 로터 주위의 유동장을 나타내며 그림 3.5 는 하나의 블레이드가 1 회전하면서 나타내는 수평/수직방향의 하중을 나타낸다. 필연적으로 사이클로이드 블레이드 시스템의 특성상 블레이드의 위상각에 따라 주기적인 힘의 변화가 발생하는 것을 알 수 있다.

표 3.2 CFD Analysis model

S/W	Patran/ Gambit/ Fluen
Mesh type	2-D Sliding Mesh
Zone	Outer, Hub, Blade
Elements	79068 EA
Turbulence model	K-ε model
Rotating speed (RPM)	1100 RPM
Rotor radius (R)	0.27 m
No blade of 1 rotor (n)	4 EA
Airfoil	NACA0018
Blade span length (l)	0.5m
Blade chord length (c)	0.08m
Maximum angle of attack	20 deg
Solidity (σ)	0.19

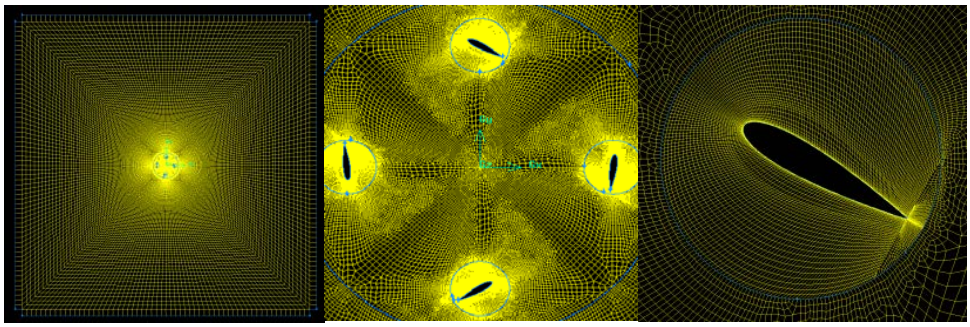


그림 3.3 Cycloidal Rotor CFD Mesh Model

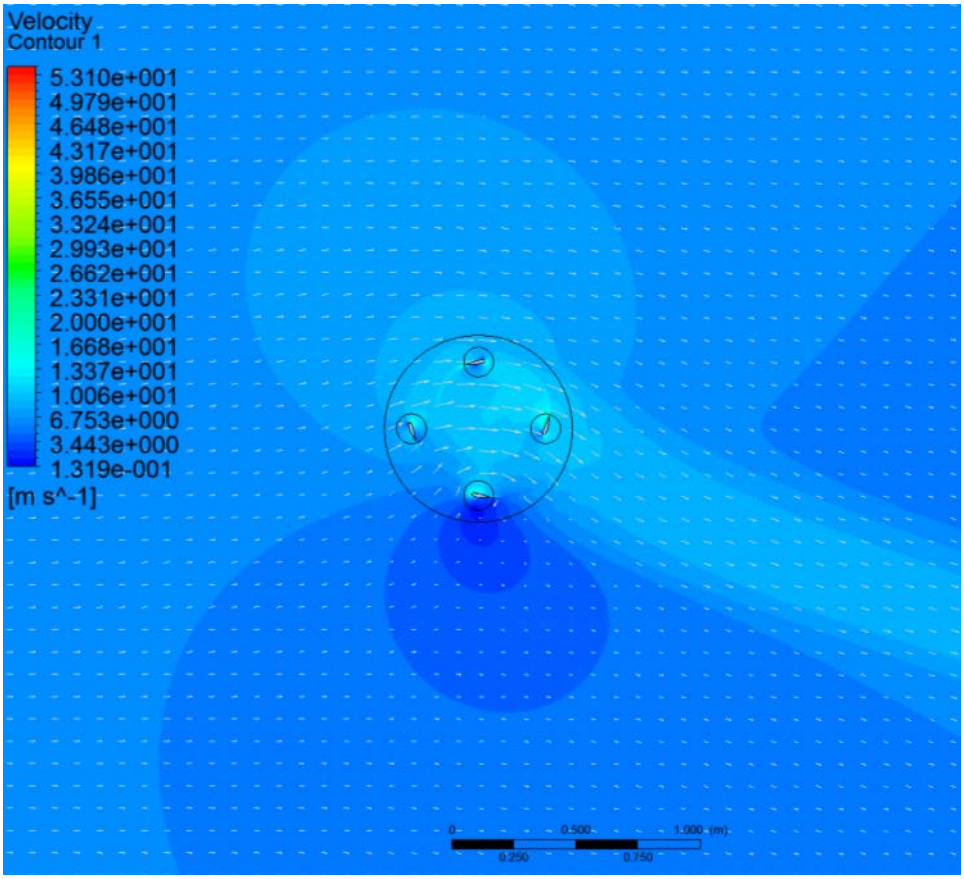


그림 3.4 Flow field of cyclocopter forward level flight

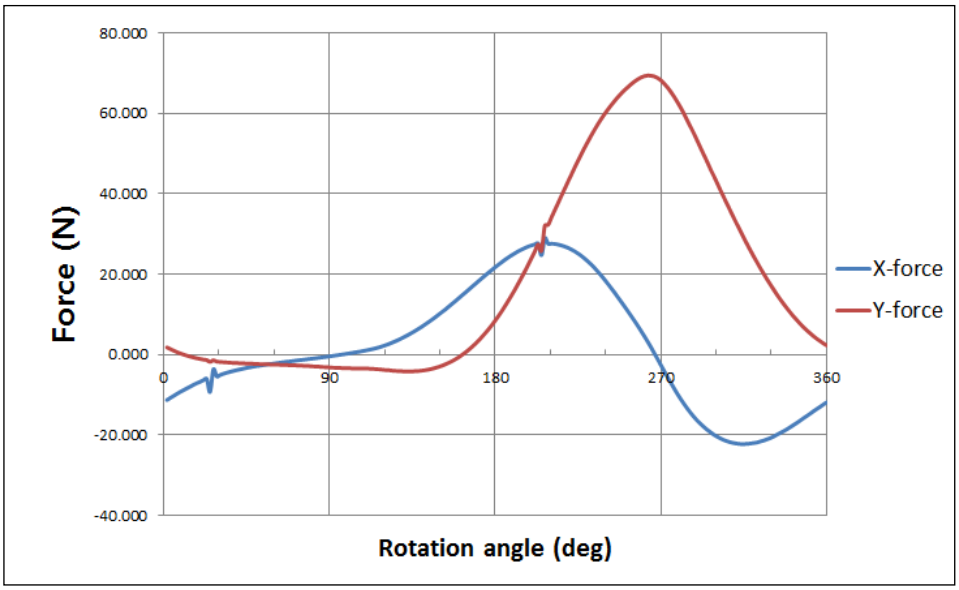


그림 3.5 Aerodynamic loads on 1 blade of cyclocopter forward flight

3.3 사이클로콥터 5 호기의 비행하중

사이클로콥터가 아직 실용화 되진 않았지만 미래의 운송수단으로서 연구되고 있으므로 본 연구에서는 PAV 의 주요 기능인 수직이착륙과 UAV 의 높은 기동성을 사이클로콥터의 주요 임무로 가정하였다. 이러한 주요 임무를 바탕으로 사이클로콥터의 비행하중 해석의 조건을 선정하면 연구의 목적에 잘 부합된다고 판단된다. 사이클로콥터의 비행 하중에 영향을 미치는 주요한 하중조건은 기동조건과 환경조건에 따라 결정된다. 표 3.3 와 같이 사이클로콥터의 기동조건으로는 공중정지비행, 전/후진, 상승/하강 및 회전기동 등이 있고 환경조건으로는 병진 비행 속도 별, 비행 고도 별, 비행체 무게 등이 있다. 이러한 기동조건과 환경조건을 조합하게 되면 무수히 많은 하중조건이 존재하지만 본 연구에서는 이중 가장 일반적이고 주요한 5 가지 하중조건에 대해 해석해 보았다. 본 연구에서 해석한 5 가지 하중조건을 표 3.4 에 나타내었다.

표 3.3 Loads cases of cyclocopter

비행기동 조건		비행환경 조건
공중정지기동(Hovering)		병진 속도
상승/하강 (climb flight) 기동		병진 가속도
전진/후진 (level flight) 기동		회전 각속도
Sideward flight 기동		회전 각가속도
Pitching 기동		비행 고도
Rolling 기동		무게
Yawing 기동		대기 온도

표 3.4 Flight load cases of 5th cyclocopter

No	기동 종류	속도/가속도	기체자세	Phase 각도	최대 받음각	로터 회전속도	기체 무게
1	공중정지비행	정지상태	수평자세	-16°	20°	1100RPM	12.8kg
2	전진수평비행	전진비 0.2 등속도	수평자세	27°	25°		
3	전진가속비행	5G 등가속도	$\theta = -30°$	27°	25°		
4	제자리 Yawing 기동	90° /2s 등각속도	수평자세	-16°	20°		

3.3.1 공중정지비행 시 발생하는 비행하중

사이클로콥터의 가장 기본적인 비행하중 조건은 바로 공중정지비행이라고 할 수 있다. 또 한 추가적인 비행기동이 없는 상태에서 가장 하중을 많이 받는 부품은 바로 블레이드로 2.3.1 장에서 도출한 식에 따라 공중정지비행 시 소형사이클로콥터 5 호기의 블레이드가 받는 하중을 계산하였다. 사이클로이드 로터의 특성상 블레이드의 회전 위상각에 따라 하중이 다르게 작용하므로 1 회전시의 블레이드 하중에 대해 계산하였다.

식 (2.8)에서 양력하중과 항력하중의 합력을 F_{aero} 로 표기하고 로터의 회전 이외에 추가적인 회전운동이 없기 때문에 gyroscopic moment 에 의한 하중과 정지상태에 따른 관성하중도 없다고 하면 아래와 같다.

$$F_{Blade}\Big|_{hover} = F_{cen_B} + F_{\mathrm{aero}_B} + F_{\mathrm{H_B}} + F_{c_B} \tag{3.2}$$

블레이드의 무게중심에 작용하는 원심하중은 아래와 같다. 사이클로콥터 5 호기의 블레이드의 개당 질량은 100g, 로터회전 반경은 0.27m, 로터

의 회전속도는 1100rpm 이다.

$$F_{cen_B} = m_b R\Omega^2 = 358 = -(358\,N) \tag{3.3}$$

공력하중은 위상각에 따라 변하게 되며 그림 3.6 에 나타내었다. 그림 3.6 와 같이 가장 높은 하중은 위상각 180° 근처에서 항력으로 수평방향 약 60(N)이 작용하지만 약 310° 부근에서도 수직, 수평방향에 동시에 비교적 큰 하중이 작용하므로 주의해야 한다.

$$F_{aero_B}(\varphi)\Big|_{\varphi=315\deg} = (-45.95\,N)\hat{i} + (35.76\,N)\hat{k} \tag{3.4}$$

콘트롤 링크에 의해 블레이드에 작용하는 하중인 콘트롤 하중은 식 (2.19)과(2.23)에 의해 구할 수 있다. 소형 사이클로콥터 5 호기의 경우 블레이드의 코드 방향 무게중심의 위치를 허브와 연결된 피봇 점의 위치보다 뒤쪽으로 설계하여 콘트롤 링크에는 주로 원심력에 의한 인장력이 작용하게 된다. 블레이드의 NACA0012 의 공력중심은 0.25c 지점이고 블레이드의 무게중심의 위치는 0.34c, 피봇점의 위치는 0.32c 지점이다. 블레이드의 피봇포인트 중심의 관성모멘트는 5.974e-5 $kg \cdot m^2$, 로터 회전속도 1100RPM, 콘트롤 링크 장착위치 0.61c 로 계산하였다. 이와 같은 블레이드 설계치과 CFD 를 통해 구한 각 위상각 별 반경방향 공력 하중값을 식 (3.4)에 대입하여 구한 공중정지비행시 블레이드의 위상각에 따른 콘트롤 링크 하중은 그림 3.7 과 같다. 또 4 개의 블레이드에 작용하는 콘트롤 하중의 합력인 콘트롤 중심에 작용하는 하중은 매 90 도의 주기로 반복되어 작용하게 되며 그림 3.7 에 같이 도시하였다.

$$F_{link}(\varphi) = \frac{I_{Bp}\ddot{\alpha}_p(\varphi) - l_{c_aero} \cdot F_{aero_B_radial}(\varphi) - l_{c_cen} \cdot F_{cen_B}}{l_{link}} \tag{3.5}$$

$$\ddot{\alpha} = -115^2 \alpha_{\max} \sin(\varphi) \tag{3.6}$$

블레이드에 작용하는 허브 암의 반력은 로터의 회전반경 방향으로의 힘 평형을 나타낸 식(2.12)에서 구할 수 있다. 이렇게 구한 허브 암 반력은 그림 3.8 과 같다.

이에 따라 사이클로콥터가 공중정지비행 시 블레이드가 총 1 회전하는데 작용하는 각종 반경방향 하중은 그림 3.9 와 같다. 원심력 하중이 다른 하중에 비해 비교적 큰 하중으로 작용한다는 것을 알 수 있다. 또한 구조해석에 참고해야 할 critical load case 로 원심력 358N, 공력하중 약 62N, 콘트롤 하중 약 40N 이 작용하는 위상각 약 180 의 하중조건을 선정할 수 있다.

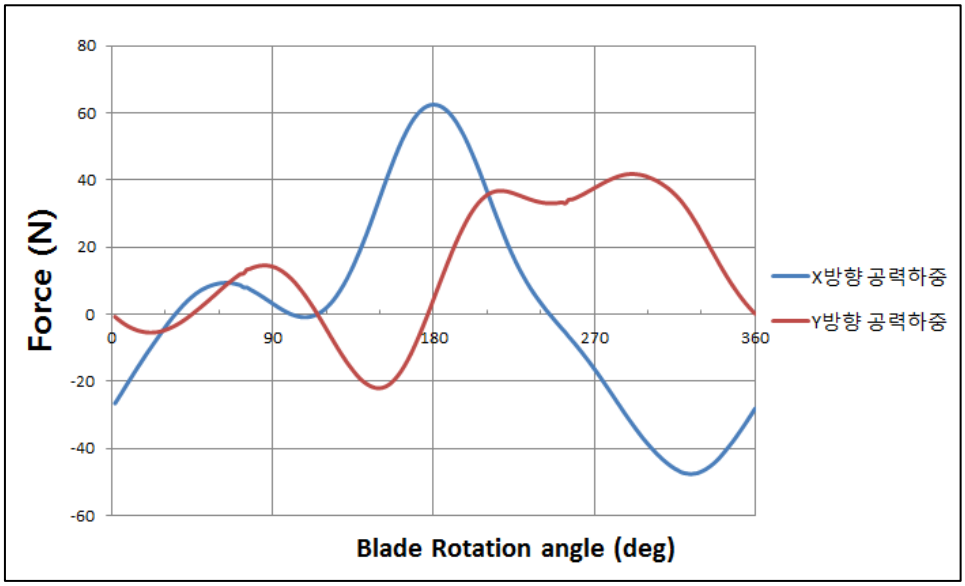


그림 3.6 Aerodynamic loads on 1 blade of cyclocopter hovering

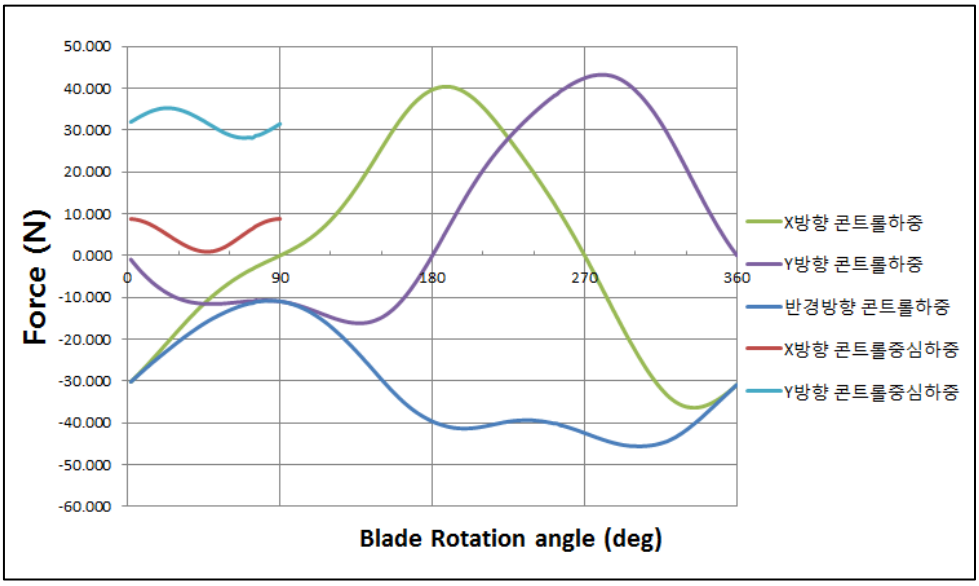


그림 3.7 Control link load on 1 blade of cyclocopter hovering

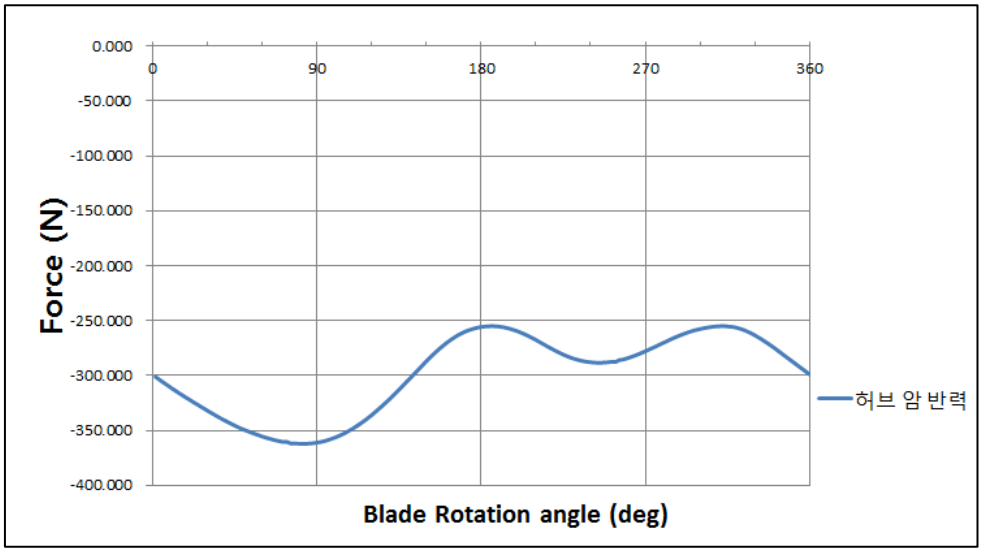


그림 3.8 Hub arm load on 1 blade of cyclocopter hovering

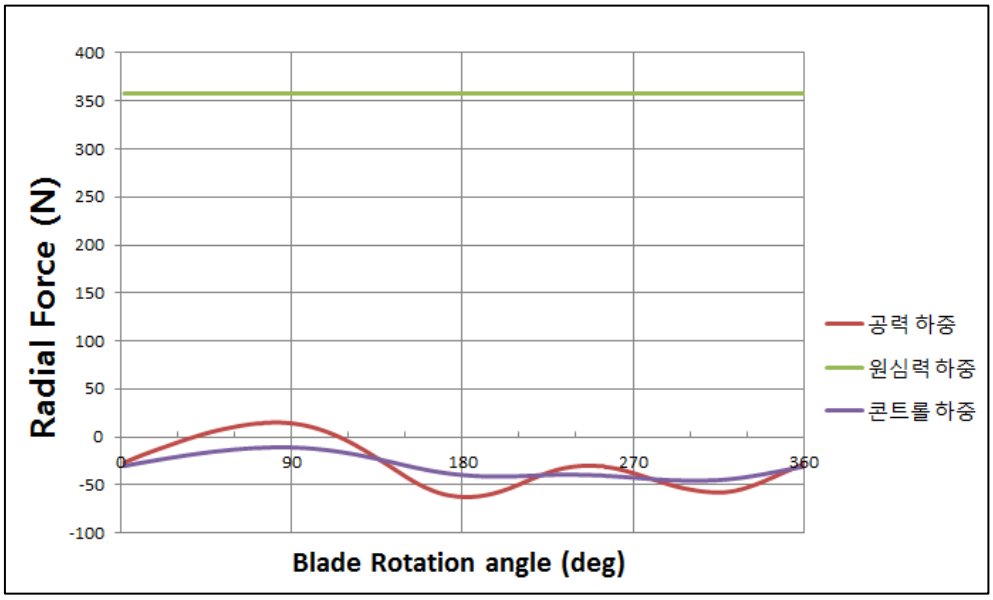


그림 3.9 Loads on 1 blade of cyclocopter hovering

3.3.2 병진 비행 시 발생하는 비행하중

사이클로콥터의 등속도 병진 비행 시 블레이드에 발생하는 하중은 공중 정지비행 시 발생하는 하중과 크게 다르지 않다. 공력하중과 원심력에 의한 하중 그리고 허브와 콘트롤링크에 의한 하중을 고려하면 구할 수 있고 원심력에 의한 하중과 허브, 콘트롤링크에 의한 하중은 동일하다고 할 수 있다. 다만 전진 비행시 공력하중은 정지비행과 다르게 된다. 전/후진 비행 속도에 따른 비행특성이 변경되기 때문에 해당 비행속도에 따른 공력하중을 CFD 해석을 통해 각각 구해야 한다. 특히 로터의 phase 각 설정에 따라 그 추력의 방향과 크기가 많이 변한다는 사실이 기존의 연구에 의해 밝혀졌다[18]. 따라서 병진 비행시의 하중에 대한 해석은 반드시 해당 비행조건이 적용된 CFD 해석을 따로 수행해주어야 한다. 최대받음각 25 도, phase 각 -27 도, 전진비 0.2 (약 6m/s)의 등속 전진비행 시 사이클로콥터 5 호기의 블레이드에 작용하는 공력하중은 그림 3.10 과 같다.

전진비행시 발생하는 공력하중이 정지비행시의 공력하중과 다르기 때문에 그에 따라 콘트롤 하중 및 허브 암 반력이 다르게 나타난다. 3.3.1 장과 같은 방식으로 블레이드에 작용하는 각각의 하중을 구하여 도시하면 그림 3.13 과 같다. 위상각 240 도에서 원심력 358N, 공력하중 약 106N, 콘트롤 하중 약 58N 이 작용하는 것을 알 수 있다.

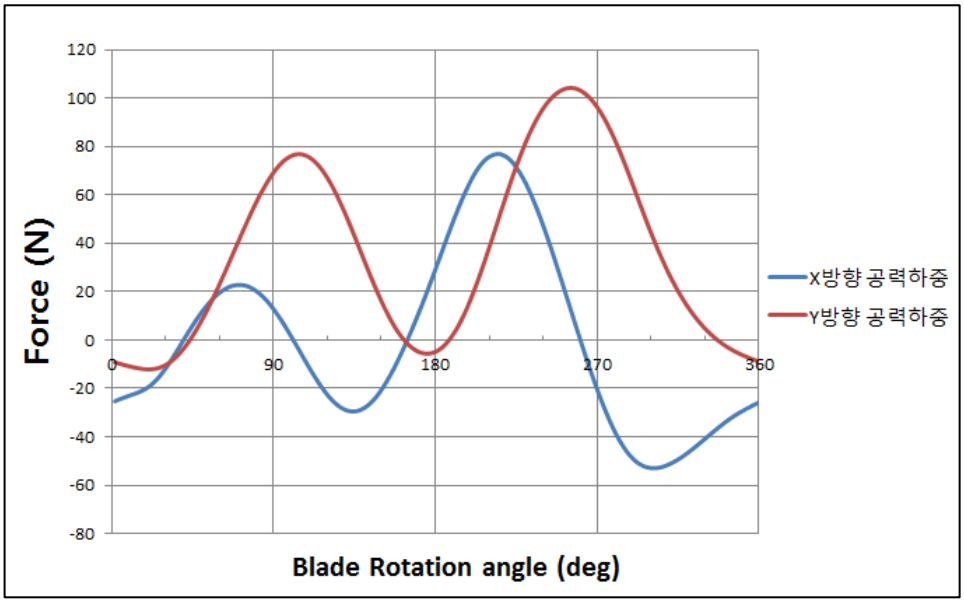


그림 3.10 Aerodynamic loads on 1 blade of cyclocopter forward flight

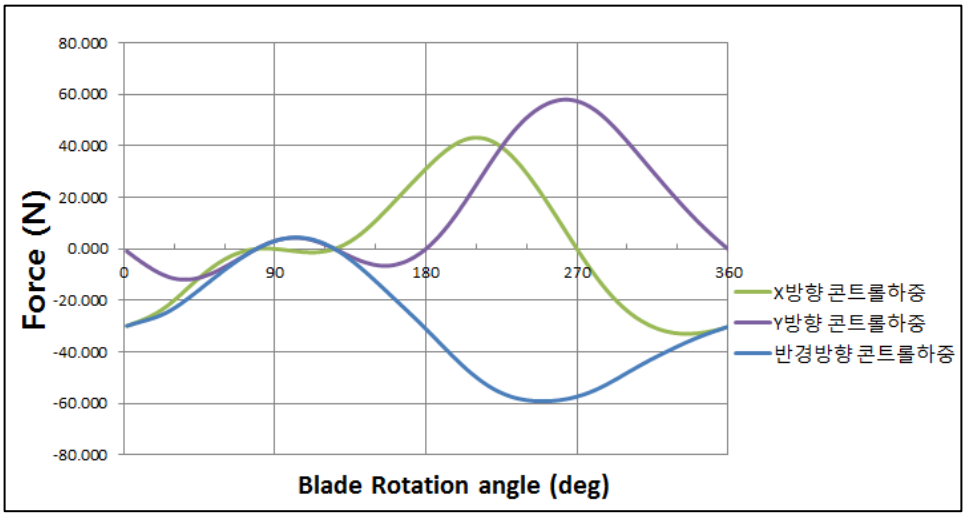


그림 3.11 Control link load on 1 blade of cyclocopter forward flight

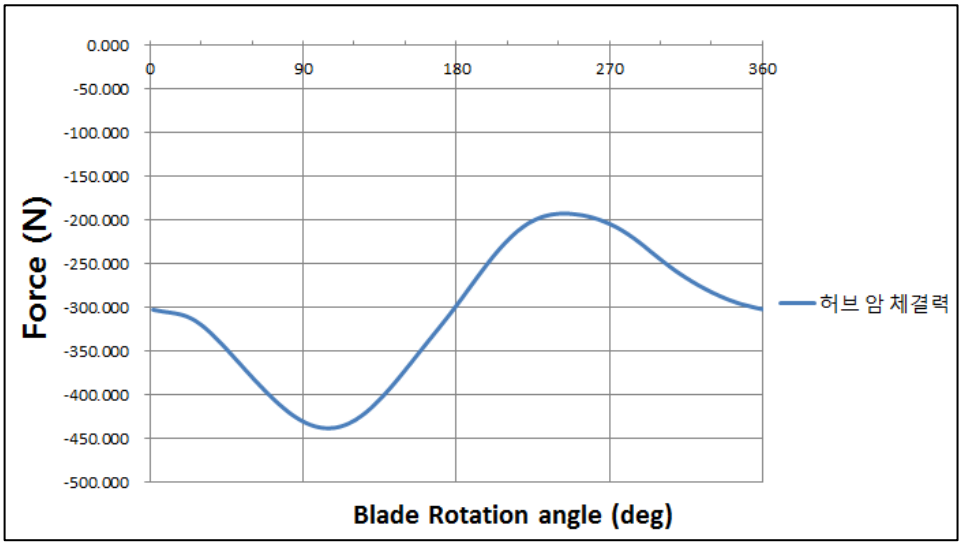


그림 3.12 Hub arm load on 1 blade of cyclocopter forward flight

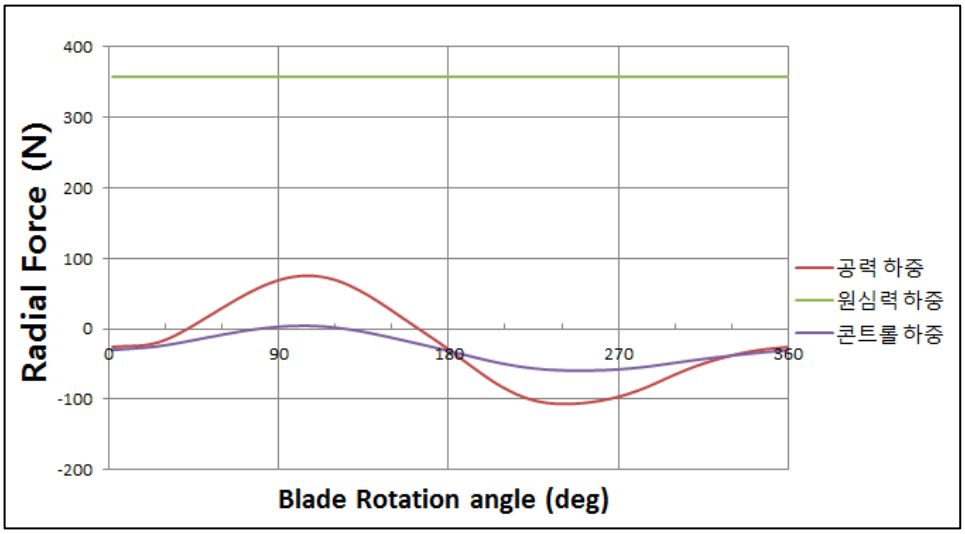


그림 3.13 Loads on 1 blade of cyclocopter forward flight

3.3.3 병진 가속 비행시 발생하는 비행하중

사이클로콥터가 만약 가속운동을 한다고 하면 추가적으로 관성력에 의한 하중이 추가되며 등속 전진비행 시의 공력하중과 다른 공력하중이 작용하게 된다. 가속운동시의 공력하중 또한 CFD 해석을 통해 구해야 하며 관성력은 식(2.2-2.4)을 이용하여 계산할 수 있다. 사이클로콥터 5 호기가 전방 수평 방향으로 5G 의 하중배수로 가속 비행할 때 발생하는 관성력 하중은 아래와 같이 계산할 수 있다. 다른 회전 기동은 없고 효율적인 전진 비행을 위해 사이클로콥터는 30˚ 로 nose down 자세라고 가정한다.

$$m(\dot{u}) = m(n\cos\theta) = X\ ,\quad X = 4.24\ (N) \tag{3.7}$$

$$m(\dot{w}) = m(n\sin\theta) = Z\ ,\quad Z = -2.45\ (N) \tag{3.8}$$

즉, 기체고정 좌표계의 음의 x 축 방향으로 4.24 N 의 관성력이 작용하고, 양의 z 축 방향으로 2.45 N 의 관성력이 작용하며 이에 따라 블레이드는 1 회전 하면서 주기적인 관성력 하중을 받게 된다. 블레이드 자체의 질량이 크지 않기 때문에 이에 작용하는 관성력은 공력하중 및 원심력 하중에 비해 큰 영향이 없는 것을 알 수 있다.

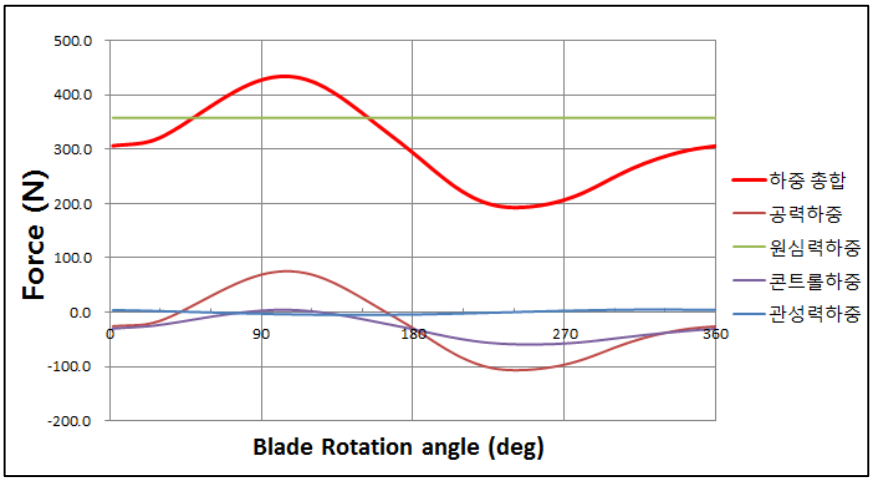


그림 3.14 Loads on 1 blade of cyclocopter acceleration flight

3.3.4 제자리 회전기동 시 발생하는 하중

회전기동시에는 기존의 공중정지비행에서는 작용하지 않던 gyroscopic moment 가 작용하게 된다. 즉 회전하는 로터에 또 다른 축을 기준으로 한 기체가 회전하면서 새로운 하중이 추가되게 된다. 다른 병진운동이 없는 상태에서 회전운동을 하는 사이클로콥터 5 호기의 블레이드에 작용하는 하중은 다음과 같다.

$$F_{Blade}\Big|_{rotation} = F_{cen_B} + F_{\mathrm{aero}_B} + F_{gyro_B} + F_{R_\mathrm{B}} + F_{c_B} \tag{3.9}$$

회전하는 사이클로콥터의 로터에 작용하는 공력하중은 CFD 해석을 통해 구하여야 하고 기타 하중은 3.3.1 장의 공중정지비행의 하중과 같다. 단지 공중정지비행 시에는 없던 gyroscopic moment 를 계산해 주어야 한다. 이 하중을 계산하기 위해 다음과 같이 조건을 가정하였다. 사이클로콥터 5 호기가 공중정지비행 도중 2 초동안 90° 의 yawing rate 로 기동을 할 때 전방로터의 블레이드에 발생하는 하중이며 기동 시작 시와 끝날 시 발생하는 transient 가속도는 고려하지 않았다.

식 (2.10)에 따라 블레이드에 작용하는 gyroscopic moment 는 다음과 같다.

$$F_{\mathrm{gyro}_B} = \boldsymbol{\omega}_z \times H_B = (\mathrm{r})\,\hat{\mathrm{k}} \times (I_{br}\Omega)\,\hat{\mathrm{j}} = -(\frac{\pi}{4}\mathrm{I}_{br}\,\Omega)\,\hat{\mathrm{i}} = -(0.599\,\mathrm{N}\cdot\mathrm{m})\,\hat{\mathrm{i}} \tag{3.10}$$

사이클로콥터 5 호기의 회전운동 시 동체가 받는 하중 역시 공중정지비행시의 하중에회전에 의한 gyroscopic moment 하중이 추가된다. 사이클로콥터 5 호기는 꼬리로터가 없기 때문에 동체가 받는 하중은 아래와 같다.

$$F_F\Big|_{rotation} = F_{\mathrm{S_F}} + F_{\mathrm{motor_F}} + F_{\mathrm{rotor_F}} + F_{\mathrm{iner_F}} + F_{\mathrm{gyro_m}} + F_{\mathrm{gyro_r}} \tag{3.11}$$

이중 모터와 메인 로터의 회전에 의한 gyroscopic moment 가 작용하게

된다.

$$F_{\text{gyro_m}} = \boldsymbol{\omega} \times H_m = (\mathrm{r})\hat{k} \times (-\mathrm{I}_m\,\Omega_m)\,\hat{j} = (\frac{\pi}{4}\mathrm{I}_m\,\Omega_m)\,\hat{\mathrm{i}} = (0.428N \cdot m)\,\hat{\mathrm{i}} \qquad (3.12)$$

$$F_{\text{gyro_r}} = \boldsymbol{\omega} \times H_r = (\mathrm{r})\hat{k} \times (\mathrm{I}_r\,\Omega)\,\hat{j} = -(\frac{\pi}{4}\mathrm{I}_r\,\Omega)\,\hat{\mathrm{i}} = -(3.354\,N \cdot m)\,\hat{\mathrm{i}} \qquad (3.13)$$

메인 로터의 하중 값은 메인 로터 1 개에서 발생하는 하중으로 사이클로콥터 5 호기의 4 개의 로터 지지부에 각각 약 8kgf 의 힘이 그림 3.15 와 같이 yawing 기동에 의해 발생하게 된다.

Rolling 기동 시에도 yawing 기동 시와 마찬가지로 메인 로터에 gyroscopic moment 로 인한 벤딩 하중이 발생하여 앞, 뒤 좌측 로터 사이의 간격이 줄어드는 변형가능성이 있으니 주의해야 한다.

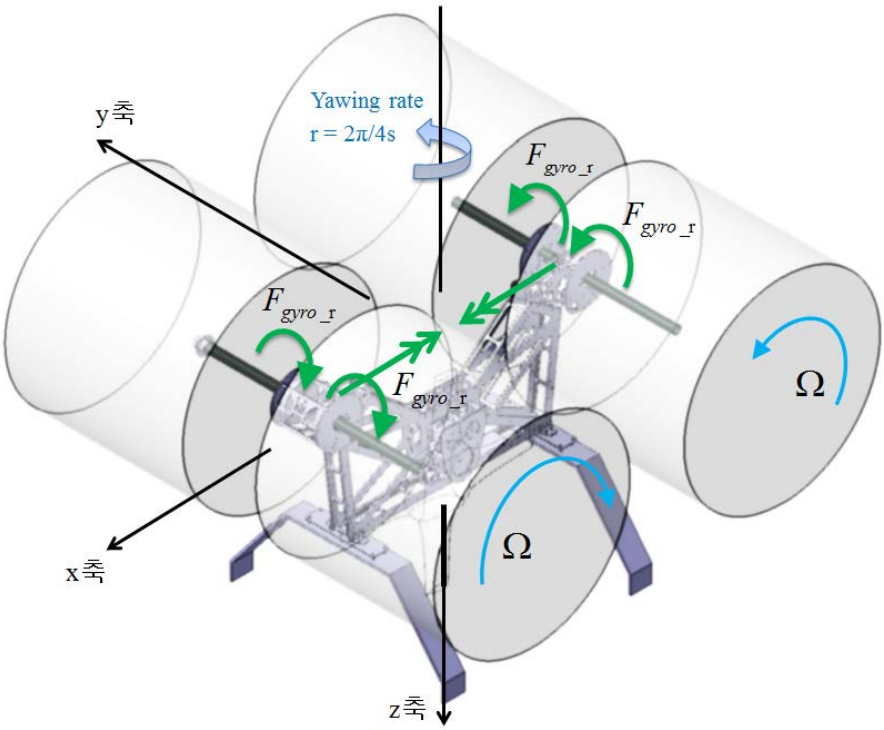


그림 3.15 Gyroscopic moment on cyclocopter yawing manuever

3.4 사이클로콥터 5 호기 동체 구조해석

항공기의 하중해석을 통한 극한 하중 값을 구하는 연구의 목적이 항공기의 구조해석이라는 점은 앞 서 설명하였다. 본 논문에서는 3.3.4 장에서 계산한 하중조건 중 yawing 시 발생하는 gyroscopic 하중이 실제사이클로콥터 5 호기의 어떻게 작용하는지 파악하기 위해 DIAMOND/IPSAP 프로그램을 이용한 유한요소 구조해석을 수행하였다.

DIAMOND/IPSAP 프로그램은 서울대학교 항공우주구조연구실에서 개발한 윈도우시스템 기반에서 병렬 구조 해석이 가능한 전/후처리 소프트웨어이다. IPSAP 시스템은 Internet Parallel Structural Analysis Program 의 약자로서 10 여년 전 부터 개발이 지속되었으며 현재는 그리드(GRID)라는 이름으로 정착된 인터넷 분산 병렬 환경에서 유한요소 기반의 제반 구조역학 문제를 효율적으로 풀 수 있도록 만들어진 프로그램이다.

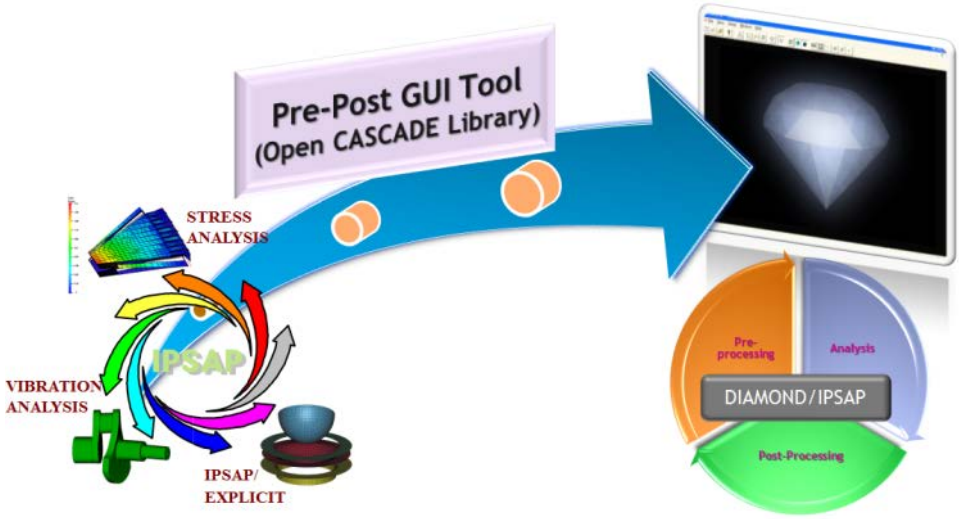


그림 3.16 DIAMOND/IPSAP

3.4.1 Preprocess 및 Modeling

사이클로콥터 5 호기 동체의 유한요소 해석 모델은 표 3.5 와 같이 구성하였다. 사이클로콥터 5 호기는 동체의 주요 골격을 이루는 main frame 에 carbon-fiber 와 balsa wood 를 샌드위치로 적층한 복합재를 사용하였는데 유한요소 모델에서는 이를 2D shell 요소로 모델링 하고, 기타 카본 복합재의 물성치를 적용하였다. Sub frame 및 gear frame, motor frame 에는 2D shell 요소와 알루미늄의 물성치가 적용되었다. 또한 로터 지지부의 알루미늄 봉은 1D beam 요소를 사용하여 모델링 하였다.

표 3.5 Material properties of 5th cyclocopter airframe FEM model

동체 부품	요소	개수	두께(m)	재질	Elastic Modulus(pa)	Poisson ratio
Main Frame	2D SHELL	2	0.002	Carbon sandwich	3.50E+10	0.042
Sub frame	2D SHELL	5	0.004	Aluminum	6.90E+10	0.33
Rotor Frame	2D SHELL	1	0.003	Aluminum	6.90E+10	0.33
Gear Frame	2D SHELL	1	0.003	Aluminum	6.90E+10	0.33
Motor Frame	2D SHELL	1	0.003	Aluminum	6.90E+10	0.33
Connector	1D BEAM	21	0.0025	Aluminum	6.90E+10	0.33

격자는 총 33944 개의 요소와 38129 개의 node 를 사용하였고, IPSAP 의 multi frontal solver 를 이용하여 정적 응력해석을 수행하였다. 해석 하중 조건으로는 식 (3.13)에서 계산한 gyroscopic moment 의 제한하중 값에 중력에 의한 영향을 포함하고 1.25 배의 안전률을 곱하여 좌측베어링에는 약 111N, 우측베어링에는 약 84N 의 극한하중을 부과하였다.

Yawing 기동 시 발생하는 gyroscopic moment 는 앞 장에서 살펴본 바와 같이 동체에 뒤틀림 하중으로 작용하게 된다. 이에 따라 Boundary condition 은 동체가 y 축을 기준으로 symmetric 하기 때문에 동체 중심을 기준으로 절단면의 변위를 구속하고 로터 지지부의 베어링 장착 부에 하중을 부과하였다. 또 로터 베어링은 gyroscopic moment 와 함께 공중 정지 비행시 비행체의 무게를 함께 감당해야 하기 때문에 비행체 무게를 합산하여 적용하였다. 그림 3.17 은 사이클로콥터 5 호기의 유한요소 모델을 나타낸다.

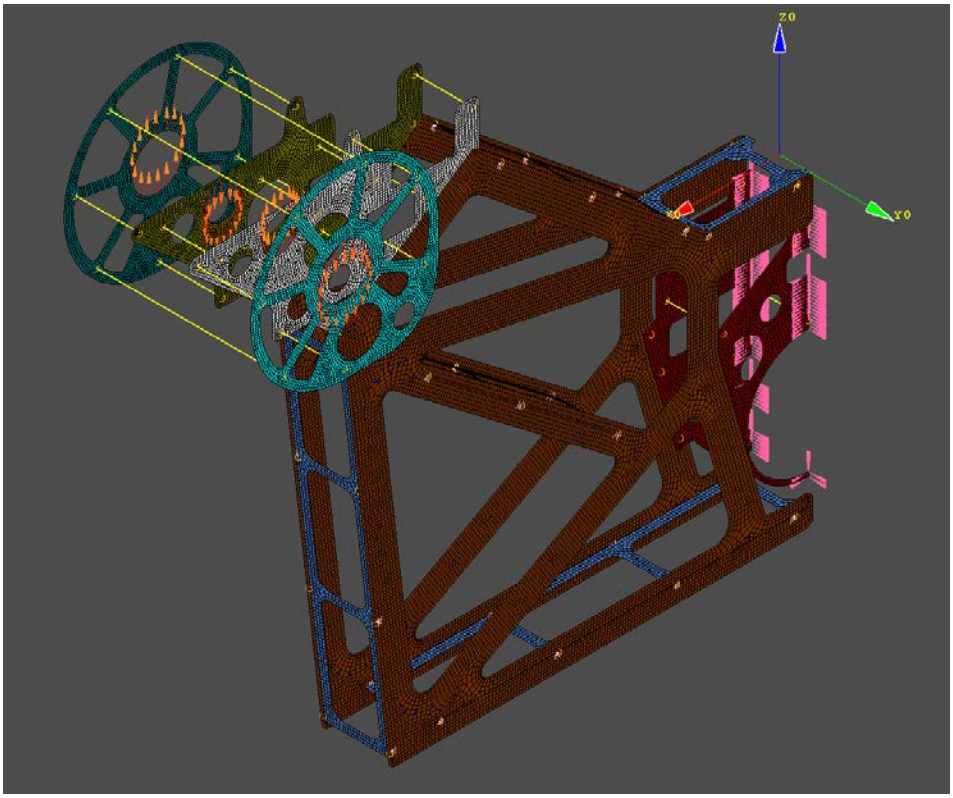


그림 3.17 FEM model of Cyclocopter fuselage

3.4.2 구조해석 결과

DIAMOND/IPSAP 을 이용한 구조해석결과 그림 3.18 에서 보는 바와 같이 최대 응력은 동체 main frame 과 rotor frame 이 장착된 바로 아래 부분에서 발생하였으며 약 15 MPa 정도의 응력이 발생하였다. 또한 gear frame 이 장착된 부근의 main frame 코너부위에 응력이 집중되어 나타나는 것이 확인되었다. 그림 3.19 의 변위해석 결과를 보면 최대 변위는 예상과 같이 rotor frame 의 양단 베어링 지지부에서 약 2.2 mm 의 변위가 발생하는 것으로 계산되었고 특히 우측 로터 지지부가 좌측 로터 지지 부보다 더 큰 변위가 발생하였다.

이 구조해석을 통해 yawing rate 0.78 rad/s 의 기동에서 발생하는 gyroscopic moment 에 의해 동체에 발생하는 응력은 carbon-sandwich 재료의 물성치에 비해 비교적 작은 수준으로 동체의 구조적인 안정성을 크게 해치는 수준은 아니란 것을 알 수 있었다. 물론 해석에 사용한 단순화 모델과 실 기체의 차이점 및 기동의 시작 및 끝에 발생하는 가속도 등이 고려되지 않았기 때문에 이 결과만으로 비행체 전체의 안정성을 100% 확신하기는 어렵다. 따라서 추 후 더 많고 다양한 하중조건에 대한 분석을 실시한 후 좀 더 정밀한 해석의 연구가 필요할 것으로 판단된다.

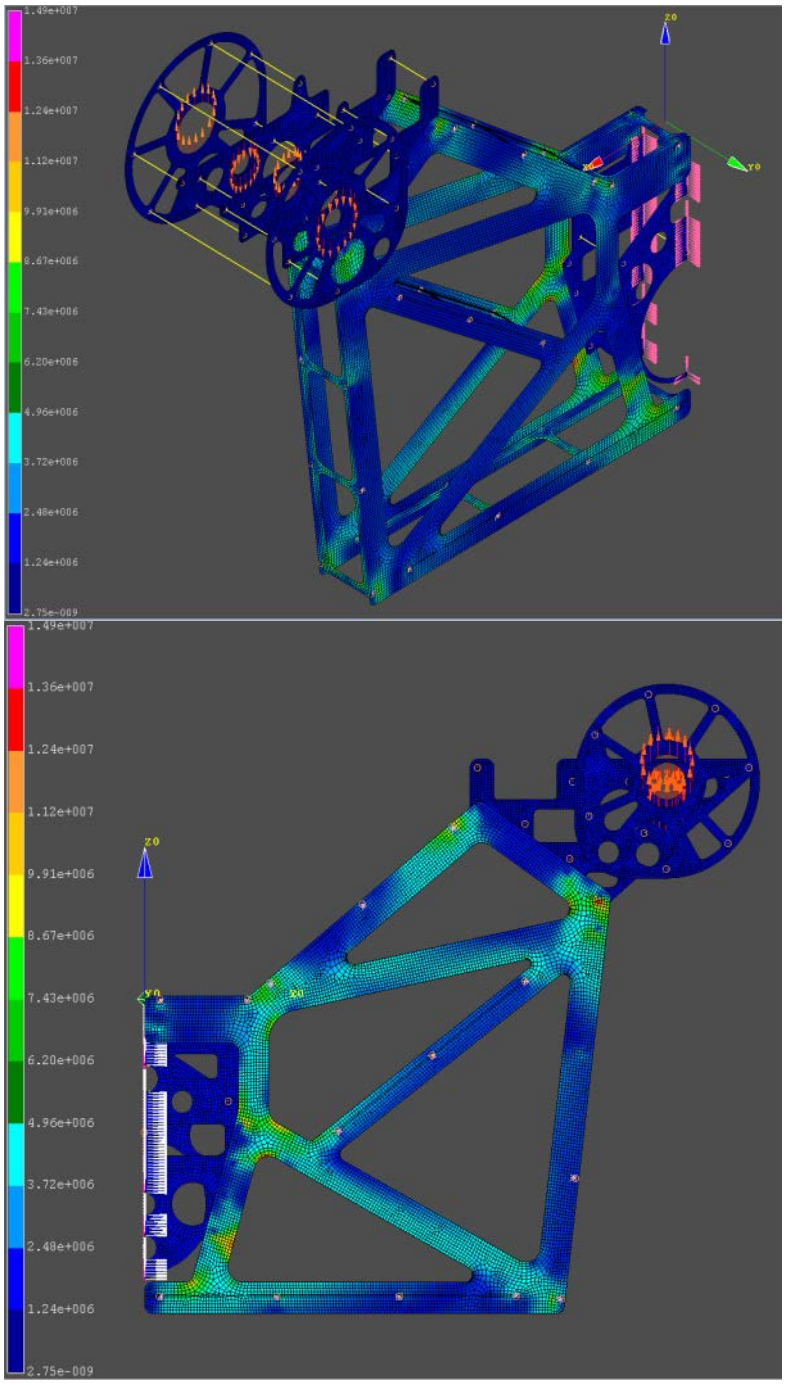


그림 3.18 Stress on cyclocopter fuselage under gyroscopic moment

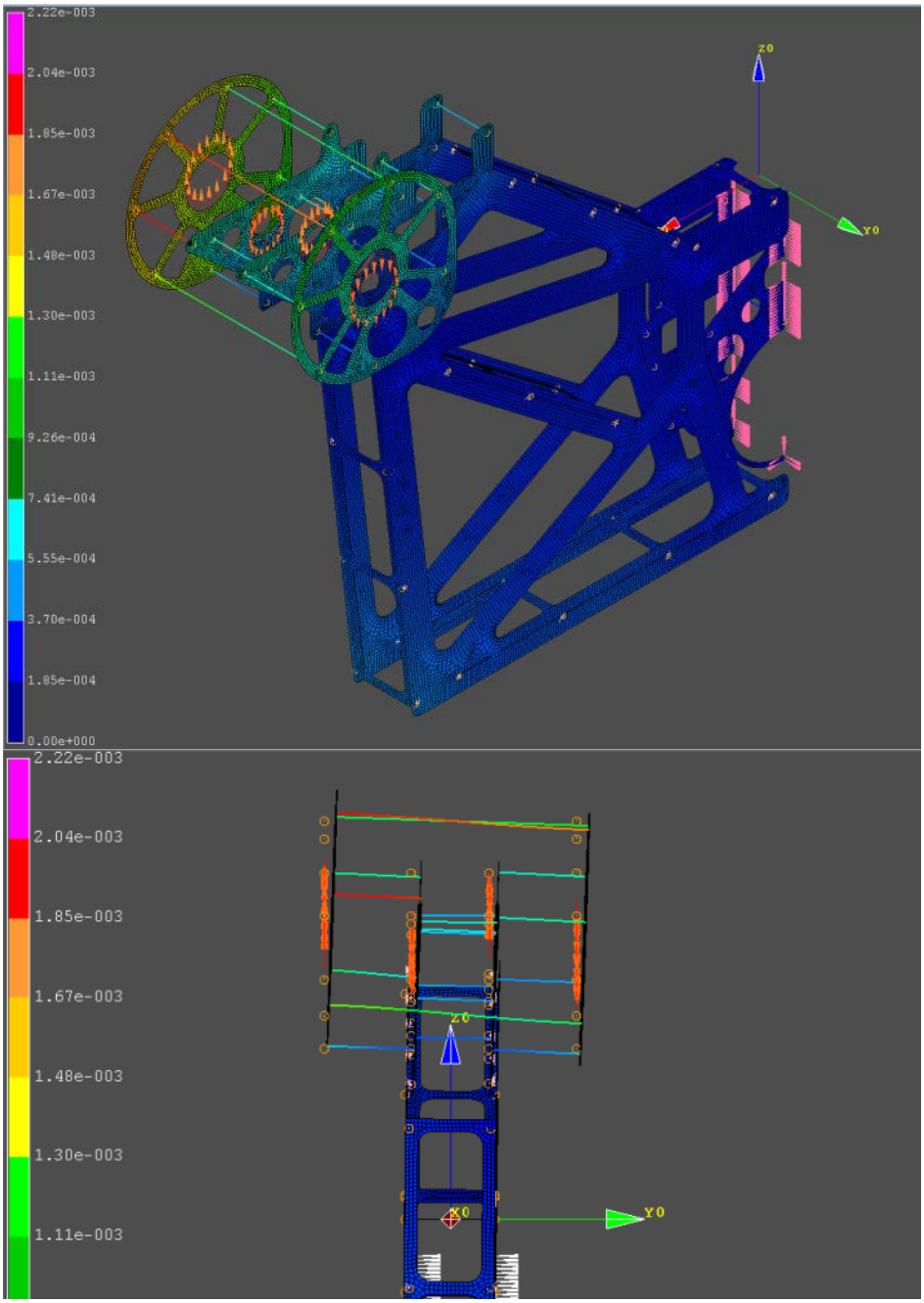


그림 3.19 Displacement on cyclocopter fuselage under gyroscopic moment

4. 결 론

본 연구에서는 사이클로이드 블레이드 시스템을 이용하여 추력을 얻는 사이클로콥터의 비행 하중에 대한 분석을 수행하였다. 사이클로콥터의 특성상 고속으로 회전하는 로터의 구성품에 비교적 큰 하중이 작용한다. 따라서 로터 구성품 및 이를 지탱하는 동체를 주요 분석 대상으로 연구를 진행하였다. 사이클로콥터의 주요한 부품으로는 블레이드, 허브 암, 콘트롤 링크, 로터 축, 꼬리 로터, 동체가 있으며 각각의 부품에 대해 비행 중 발생할 수 있는 여러 하중에 대한 예측식을 유도하고 이러한 하중에 영향을 미칠 수 있는 설계 요소 및 비행조건을 찾아보았다.

사이클로콥터의 비행하중은 크게 공력하중과 관성하중으로 나눌 수 있고 공력하중은 다시 양력과 항력으로 각각의 블레이드 또는 꼬리로터에 작용하게 된다. 관성하중으로는 기체의 가속운동에 따른 관성력과 로터의 회전에 따른 원심력, 그리고 기체의 회전기동에 따른 gyroscopic moment 가 있다. 각 주요부품별로 작용하는 각종 하중을 분석하였고 이렇게 도출한 여러 이론식을 정리하여 사이클로콥터의 주요 하중을 종합적으로 정리한 사이클로콥터 하중분석 데이터 시트를 구축하였다

주요 부품에 작용하는 하중식에 따라 소형 사이클로콥터 5 호기에 작용하는 각종 하중을 계산하였다. 하중 조건으로는 공중정지비행, 등속전진비행, 가속전진비행과 yawing 회전기동을 선정하여 비행하중 해석을 수행하였다. 공력하중 값은 전산유체해석을 통해 도출하였고 관성력은 6 자유도 운동방정식을 사용하여 계산하였다. 사이클로콥터 5 호기의 비행하중 계산 결과 블레이드에 작용하는 주요 하중은 원심력임을 확인하였고, 블레이드의 로터 위상각 및 전진비행속도에 따른 공력하중의 변화 특성을 확인하였다. 또 2 초간 90 도의 yawing rate 를 갖는 기동 시에는 로터의 회전에

따른 gyroscopic moment 가 추가로 작용하여 1 개의 로터 당 약 3.4 $N \cdot m$ 의 모멘트가 로터 지지부에 작용하는 것을 확인하였다.

비행하중 해석의 기본 목적에 맞게 이렇게 계산한 비행 하중 값을 이용하여 사이클로콥터 5 호기의 구조해석을 수행하였다. 구조해석은 DIAMOND/IPSAP 을 이용하였고 load case 로는 yawing 기동 시 발생하였던 gyroscopic moment 의 하중 값을 극한하중으로 선정하였다. 정적 응력해석 결과 동체의 main frame 에 최대 15Mpa 의 응력이 작용하였으며 최대변위는 rotor frame 에서 2.2mm 가 발생하는 것을 확인하였다. 이로써 해당 비행기동에 의해 발생하는 비행하중은 사이클로콥터 5 호기의 동체의 구조적 안정성을 해치는 수준은 아니라고 판단된다.

본 논문에서 수행한 사이클로콥터의 비행 하중의 분석은 향 후 새로운 사이클로콥터의 개발 시 비행하중의 예측 및 구조설계의 지침으로 사용될 수 있다. 향 후 연구에서는 본 논문의 연구결과를 확대시켜 비행기동의 transient 구간에서 발생하는 비행하중에 대해 분석해 보고 여러 동역학 해석 프로그램을 이용한 강체 및 유연체 동역학 해석을 수행하여 더 정확한 비행하중을 예측하는 방법을 찾는 연구가 필요하다고 생각된다. 또한 사이클로콥터의 장점인 급 기동을 실현하기 위해 사이클로콥터의 구조적 안정성을 해치지 않는 속도-하중배수로 설정된 비행가능 영역을 찾고 이를 통해 최적의 구조설계를 위한 기반을 마련하는 연구가 필요하다. 본 연구를 통해 더 안정적이고 효율적인 비행이 가능한 새로운 사이클로콥터 기체에 대한 연구가 활발해질 것으로 기대된다.

참고 문헌

1. W. F. Foshag and G. D. Boehler, “Review and Preliminary Evaluation of Lifting Horizontal-Axis Rotating-Wing Aeronautical Systems (HARWAS)”, USSAVLABS Technical Report 69-13, March 1969
2. Kirsten, F.K., “Cycloidal Propulsion Applied to Aircraft,” Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, Vol. 50, No. AER-50-12, pp.25-47, 1928.
3. Wheatley, J.B. and Windler, R., “Wind-tunnel Tests of a Cyclogiro Rotor,” Technical Notes NACA No.528, May, 1935.
4. Boschma, J.H. and Sullivan, C., “Cycloidal Propulsion for UAV VTOL Applications,” AD-A370541, November 15, 1998.
5. Benedict, M., Chopra, I., Ramasamy, M. and Leishman, J.G., “Experimental Investigation of the Cycloidal-Rotor Concept for a Hovering Micro Air Vehicle,” American Helicopter Society 64th Annual Forum Proceedings, April 29 - May 2, 2008.
6. Benedict, M., Ramasamy, M., and Chopra, I., "Improving the Aerodynamic Performance of Micro-air-vehicle-scale Cycloidal Rotor: an Experimental Approach." *Journal of Aircraft*, Vol. 47, (4), 2010, pp. 1117-1125.
7. Benedict, M., Ramasamy, M., Chopra, I., and Leishman, J. G., “Performance of a Cycloidal Rotor Concept for Micro Air Vehicle Applications,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 55, (2), April 2010, Paper 022002.
8. Benedict, M., Gupta, R., and Chopra, I., "Design, Development and Flight Testing of a Twin-Rotor Cyclocopter Micro Air Vehicle," American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings, Virginia Beach, VA, 2011.
9. Miller, Kaitlin, “Popular Science Feb 2012,” Vol. 280 Issue 2, p30-30 February, 2012
10. Yun, C.Y., “A New Vertical Take-off and Landing Aircraft with Cycloidal Blades System: Cyclocopter,” Ph.D. Thesis, Seoul National University, 2004

11. Park, I.K., “Optimized Rotor Design of UAV Cyclocopter with Cycloidal Blades System,” Master’s Thesis, Seoul National University, 2004.
12. Yun, C.Y., Park, I.K., Lee, H.Y., Jung, J.S., Hwang, I.S. and Kim, S.J., “Design of a New Unmanned Aerial Vehicle, Cyclocopter,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 52, (1), 2007.
13. Hwang, I. S., Hwang, C. S., Min, S. Y., Jeong, I. O., Lee, C. H., Lee, Y. H., and Kim, S. J., “Design and Testing of VTOL UAV Cyclocopter with 4 Rotors,” American Helicopter Society 62nd Annual Forum Proceedings, Alexandria, VA, 2006.
14. Hwang, I. S., Min, S. Y., Lee, C. H., and Kim, S. J., "Development of a Four-Rotor Cyclocopter," *Journal of Aircraft*, Vol. 45, (6), 2008, pp. 2151-2157.
15. Hwang, I. S., “Numerical and Experimental Study on Design and Development of Quadrotor Cyclocopter,” Ph.D. Thesis, Seoul National University, Korea, 2009.
16. Min. S. Y., Lee. C. H., Seung. M. H., Kim. Y. S., Hur. C. M. and Kim. S. J., “Experimental Study of Quadrotor Cyclocopter,” American Helicopter Society 69th Annual Forum Proceedings, Phoenix, AZ, 2013.
17. Kim. Y. S., “Parametric Study of Two Rotor Cycloidal Blade System Using CFD Analysis for Cyclocopter Forward Flight,” Master’s Thesis, Seoul National University, 2012.
18. 허창무, 민승용, 이충희, 성명훈, 김승조, “사이클로콥터의 로터 회전 방향에 따른 전진 비행 특성의 수치해석적 연구,” 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2013.
19. 성명훈, “스포크의 최적 설계” 석사학위논문, 서울대학교, 2013.
20. M. Neubauer, G. Günther, “Aircraft loads” RTO AVT Lecture Series on Aging Aircraft Fleets: Structural and Other Subsystem Aspects, Sofia, Bulgaria, 2000.
21. 배효길, 조대영, 박재성, “T-50 항공기 개발 경험으로 쓴 실전 비행하중 해석 실무,” 청문각, 2007.
22. D. Howe, “Aircraft Loading and Structural Layout,” Professional Engineering Publishing Limited, London, UK, 2004.
23. G.D.Padfield, “Helicopter Flight Dynamics,” Blackwell Publishing Ltd. Oxford,

UK, 2007.
24. R.W.Prouty, 박춘배 역, “헬리콥터의 이해,” 경문사, 2005.
25. 박천진, 민승용, 이충희, 성명훈, 김승조, “타원형 블레이드를 적용한 사이클로콥터 로터 허브의 구조 설계 및 해석,” 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2011.
26. 조성환, “4 개의 로터를 갖는 사이클로콥터의 추력 성능 향상을 위한 수치 및 실험적 연구,” 석사학위논문, 서울대학교, 2010.
27. Lee. C. H., Min. S. Y., Kim. Y. S., Lee. J. W. and Kim. S. J., “Design of two-rotored UAV Cyclocopter,” 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2013.

ABSTRACT

The cyclocopter is an aircraft that is capable of vertical take-off and landing using a cycloidal blade system. The cycloidal blade system consists of variable pitch blades that rotate around an axis which lies parallel to the spanwise direction of the blades. This system has the ability to change the direction and the magnitude of thrust easily and instantly. Flight load analysis is the most basic and important step that need to perform in early stage of aircraft development. But so far, most research about cyclocopter focused on improvement of cycloidal thrust efficiency or control stability of aircraft attitude. The flight load analysis has emerged on the need for research lately since some of cyclocopter have achieved stable hovering and low-speed forward flight at last. In this paper, analytic study is carried out for several flight loads occurred in general cyclocopter system. Also main purpose of this study is calculation of specific flight load of 5th cyclocopter developed by SNU.

This research classify flight loads of cyclocopter by components like blade, hub-arm, rotor shaft, control link, airframe because each load type and size are different. Theoretical equations of flight load were derived using cyclocopter design parameters and flight conditions that affect the flight load. With these analyses, real flight load values of 5th cyclocopter were calculated for 4 typical loads cases like hovering, forward flight, acceleration flight, yawing turn flight. Aerodynamic loads were derived by CFD and inertia loads were calculated from the universal data sheet for cyclocopter flight load built on the basis of theoretical analysis.

FEM structure analysis using DIAMOND/IPSAP program on cyclocopter airframe was performed for the gyroscopic moment generated at yaw maneuvering.

This result reveals the structural stability of 5th cyclocopter's airframe.

In this paper, general analysis and analytical equations of cyclocopter flight loads were provided and that can be used on new cyclocopter structural design. The results of this study and analysis are expected to be helpful to research for development of next generation cyclocopter's flight and maneuvering envelope.

Keywords : Cyclocopter, cycloidal blade system, flight loads, Inertia load, Aerodynamic load, Gyroscopic moment, DIAMOND/IPSAP

Student number : 2012-20715