공학석사학위논문

헬리콥터 동적 구성품을 고려한 로터 시스템의 하중해석

Development of Aerodynamic-Structure Analysis Including the Dynamic Components for Rotorcraft

2013년 2월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

조 해 성

헬리콥터 동적 구성품을 고려한 로터 시스템의 하중 해석

Development of Aerodynamic-Structure Analysis Including the Dynamic Components for Rotorcraft

지도교수 신 상 준

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2012년 12월

서울대학교 대학원
기계항공공학부
조 해 성

조해성의 공학석사 학위논문을 인준함

2013년 2월

위 원 장 : 李東錫

부위원장 : 申尙埈

위 원 : 李樹甲

학위논문 원문제공 서비스에 대한 동의서

본인의 학위논문에 대하여 서울대학교가 아래와 같이 학위논문 저작물을 제공하는 것에 동의합니다.

1. 동의사항
   ①본인의 논문을 보존이나 인터넷 등을 통한 온라인 서비스 목적으로 복제할 경우 저작물의 내용을 변경하지 않는 범위 내에서의 복제를 허용합니다.
   ②본인의 논문을 디지털화하여 인터넷 등 정보통신망을 통한 논문의 일부 또는 전부의 복제·배포 및 전송 시 무료로 제공하는 것에 동의합니다.
2. 개인(저작자)의 의무
   본 논문의 저작권을 타인에게 양도하거나 또는 출판을 허락하는 등 동의 내용을 변경하고자 할 때는 소속대학(원)에 공개의 유보 또는 해지를 즉시 통보하겠습니다.
3. 서울대학교의 의무
   ①서울대학교는 본 논문을 외부에 제공할 경우 저작권 보호장치(DRM)를 사용하여야 합니다.
   ②서울대학교는 본 논문에 대한 공개의 유보나 해지 신청 시 즉시 처리해야 합니다.

논문제목 :

학위구분 : **석사 ■ · 박사 □**
학　　과 : 기계항공공학부
학　　번 : 2011-20758
연 락 처 : 02-880-1901
저 작 자 :　　조 해 성　　(인)
제 출 일 : 2013 년 1 월 21 일

서울대학교총장 귀하

초 록

회전익 항공기의 공력 환경은 고정익 항공기에 비해 상당히 복잡하다고 알려져 있다. 고속으로 회전하는 블레이드에 의해 비대칭적인 공력 환경은 허브를 통하여 동체로 전달되며, 동체를 진동시키는 가진력으로 작용한다. 이 같은 항공기 기체의 진동은 동체뿐만 아니라 고속으로 회전하는 동적 구성품에도 영향을 끼친다. 따라서 구성품 자체의 고속 회전으로 인한 하중뿐만 아니라 로터로부터 전달된 가진력 역시 영향을 끼쳐 복합 다중의 하중을 받게 된다.

세장비가 큰 블레이드는 기하학적으로 비선형 대변형을 유발하며, 앞서의 비대칭적인 공력 현상과 함께 빠른 회전으로 인한 관성력 그리고 재료의 특성에 의한 탄성력이 동시에 작용하여 복잡한 공력 탄성학적 특성을 보이게 된다. 이 같은 현상들은 연계되어 동시에 일어나고 이에 따라 구조/유체/동적 구성품 해석 모델의 연계 해석이 필수적이다. 이에 본 논문에서는 기존의 기하학적 정밀 보 이론과 유한상태 동적 유입류 모델을 이용한 구조/유체 해석 모델을 확장하여 상태-공간 방적식으로 구성된 동적 구성품을 결합한 구조/유체/동적 구성품 모델을 결합한 풍통 트림 해석 모델을 개발하였다. 결합 기법은 연성 결합 기법을 적용하여 트림해석을 수행하였으며 이 트림 해석을 초기값으로 하여 천이 응답 해석을 수행하였다. 동적 구성품의 경우 상태-공간 방정식으로 모델링하여 4차 Runge-Kutta 시간 적분 기법을 적용하였다. 트림 및 천이응답해석에 따른 결과는 구조 모델에 작용하는 하중 및 공력에 있어 동일한 해석 모델을 적용한 CAMRAD II와 비교 및 검증하였다.

주요어 : 헬리콥터, 동적 구성품, 기하학적 정밀 보, 공력-구조 결합
학 번 : 2011-20758

목 차

그림 목차

표 목차

I. 서 론

1.1. 논문 배경

로터 블레이드를 회전시킴으로써 양력, 추력 및 조종력을 획득하는 회전익 항공기에서 블레이드 구조물은 고속의 회전에 의한 관성력과 표면에 작용하는 공기력, 그리고 구조물의 변형에 의한 탄성력 등을 동시에 받게 된다. 세장비가 큰 로터 블레이드의 경우 이러한 복합적인 하중으로 인해 기하학적으로 비선형 대변형이 나타나게 된다. 그리고 이와 같은 현상과 더불어 상당히 복잡한 공력탄성학적 특성을 보이게 된다. 따라서 복합적으로 나타나는 로터 블레이드의 거동과 외부 공력 하중을 정확히 예측하기 위해서는 구조, 공력의 해석이 동시에 수행되어야 하며, 이에 따라 유체-구조 연계 해석 모델이 필수적이다.

그림 1.1은 회전익 항공기의 복잡한 공기역학적 환경을 나타내고 있다. 전진면에서는 전진속도와 블레이드의 고속의 회전에 의한 압축성 효과가 발생하며, 특히 고속의 전진비에서는 초임계 흐름이 발생하여 국부적으로 충격파가 발생한다. 후퇴면에서는 블레이드의 회전으로 인해 줄어든 자유류의 속도를 보상하기 위해 피치각을 증가시키게 되는데, 이 때문에 실속이 발생하고, 고속의 전진비에서는 전진측에서와는 다르게 역행 후류가 발생하는 영역이 나타나기도 한다. 블레이드에서 발생한 와류가 다음에 다가오는 블레이드와 간섭을 일이키는 블레이드-와류 상호 간섭(BVI: blade-vortex interaction)는 회전익 항공기의 진동과 소음을 발생시켜 전체 성능을 제한시키는 요소로 작용한다. 이 같은 비대칭적인 공기역학적인 특성 복잡한 다중 부품의 연결 통로들을 통하여 회전익기 각 구성품의 진동을 발생시킨다.

그림 1.2는 헬리콥터 내 로터와 엔진, 드라이브 시스템 등 동적구

성품의 구성도를 나타내고 있다. 헬리콥터 등 회전익 항공기에 있어서 로터 시스템, 트랜스미션, 드라이브 샤프트, 엔진 등 동적 구성품(dynamic component)은 전체 항공기의 추력, 양력, 조종력 등 주요한 성능을 제공하면서 동체 외에 상당한 중량을 차지하는 주요한 부품이다. 이들 부품은 대부분의 비행 운용 기간 중에 정해진 회전수 범위 내에서 고속 회전을 하고 있으므로 그에 따른 고주파 하중이 발생하게 되고 이를 계속 전달하고 있기에 동체에 발생하는 진동과 공력 소음의 주요한 근원이 된다. 회전익 항공기에서 이러한 동체의 진동과 소음은 일정 수준까지는 불가피한 요인인 것으로 인식되어 왔으나 일정 수준을 초과하는 과도한 수준의 진동과 소음은 조종사 및 탑승자에게 피로감을 유발하고, 전진 비행속도 등 성능의 제한, 로터 블레이드 및 동적 구성품의 피로 누적 및 수명 저하 등 여전한 악영향을 가져오게 된다.

따라서 설계 초기 단계에서부터 이러한 동적 구성품의 질량과 유연성 등 동특성을 면밀하게 모델링하여 동체의 주요 부위에서 발생하는 동체 진동의 수준을 정밀하게 예측하고자 하는 요구가 발생되었다. 그래야만 항공기 구조 설계 변경, 진동 저감 장치의 장착 등의 조치를 통하여 동체 진동과 소음 수준을 저감할 수 있는 기술적 근간이 마련된다. 또한 동적 구성품은 그 단품 수준에서는 전달하는 하중의 규모나 구성품 자체의 크기, 헬리콥터 내 장착 위치 등 서로 다른 측면의 요구조건 하에서 대부분 상당한 중량을 차지하는 부품으로 설계된다. 하지만 동체에 장착된 후에는 서로 연결되어 일정한 회전수 하에서 작동을 하여야 하는 상황이 발생한다. 따라서 서로 연결된 다양한 동적구성품을 동시에 고려한 상태에 구성품 간의 동특성 연계 해석을 수행하여야만 전체 항공기에서 발생하는 진동과 소음 수준을 정밀하게 예측할 수 있다는, 이 분야의 독특한 난제가 존재한다.

미국 및 유럽에서는 70년대부터 회전익 항공기의 공력 및 구조 분야의 해석 모델 개발이 선행되어 왔으며, 이들 두 분야를 결합하고 여기에 항공기 트림, 비행역학, 공력탄성학 및 소음 등 다양한 분야의 해석기능을 병행하는 통합 해석 프로그램(comprehensive analysis)들이 개발되어 왔다. CAMRAD, UMARC, DYMORE 와 같은 통합 해석 프로그램들은 헬리콥터의 복잡한 공기역학적 환경 때문에 발생하는 해석상의 어려움을 해결하기 위하여 양력선 이론(lifting line theory)과 2차원 에어포일 테이블(airfoil table)로 대표되는 다소 간단한 공력 모델을 채용하고 있으며 근사 모델로서 해석 시간이 짧고 정확도에서도 상당히 유용한 결과를 제공하고 있다[1-5]. 이와 더불어 CAMRAD II, 2GCHAS[6], DYMORE 등의 일부에 헬리콥터 동적구성품을 모델링하고 그 구성품 간의 동적 연계 해석을 수행하는 기능이 구현되어 있다. 그러나 이러한 국외의 대형 복합 해석 프로그램의 경우 상당한 분량의 세밀한 항공기 설계 변수의 제공을 요구하고 있으므로 설계 초기에 직접 활용하기에 어렵다는 점이 존재한다.

이에 본 논문에서는 항공기 진동특성에 영향을 끼치는 동적 구성품을 로터시스템과 연계하여 그 효과를 고려하고자 한다. 회전하는 보의 기하하적 비선형 변형 해석을 위해 기하학적 정밀 보 이론을 사용하고, 공력 모델로는 선형 및 균일 유입류 모델과 유한 상태 동적 유입류 모델을 사용하여 블레이드의 구조-공력 연계해석을 수행하고 상태-공간 방정식을 통해 동적 구성품을 모델링 및 결합하여 그 효과를 고려하고자 한다. 이러한 해석 모델을 이용하여 트림 해석을 수행하고, 나아가 천이응답해석을 수행하여 로터 시스템의 거동을 예측하고 동적 구성품이 미치는 효과를 예측하고자 한다.

또한 헬리콥터 진동 특성에 영향을 끼치는 래그 운동 감쇠기를 모델링하여 항공기 안정성 측면에서 그 영향을 예측하고자 한다.

1.2. 선행 연구 현황

1.2.1. 구조 해석 분야

회전익 항공기의 로터 블레이드는 가로세로비(aspect ratio)가 큰 블레이드 특성상 3차원 모델을 이용한 해석보다는 계산 시간을 적게 소요하면서 정확한 예측 결과를 도출하는 1차원 탄성 보 모델이 많이 사용된다. 고속의 회전으로 인한 큰 관성력과 비대칭적인 공력 현상, 그리고 대변형에 의한 탄성력으로 인해 발생하는 복잡한 비선형 거동을 해석하기 위해서 지난 수십 년간의 연구를 통해서 기하학적 비선형을 포함하는 구조 모델링이 보편화되었으며, 크게 1970년대에 개발된 적정변형(moderate deflection) 보 모델과 1980년 이후 개발되어 온 대변형(large deflection) 보 이론이 있다.

적정변형 보 모델(moderate deflection beam model)은 1950년대에 Houbolt와 Brooks에 정립된 비교적 간단한 선형 정식화로부터 시작되었다 [7]. 이 모델은 Euler-Bernoulli 보 이론을 기초로 하며 비선형의 변형을 선형 범위 내의 변형으로 기술하고, 회전하는 보의 플랩, 리드-래그, 비틀림 변형에 대한 비선형 편미분 운동 방정식을 유도하여 사용한다. 따라서 보의 대변형에 의한 기하학적 비선형은 고려되지 않았다는 제한이 있다.

적정변형 보 이론에서 기하학적 비선형은 블레이드의 변위나 회전의 크기를 제한하고, 기하학적 비선형 정도에 따라 차수 계획법(ordering scheme)을 사용하는 방법으로 모사하는데, 일관성 있게 차수 계획법을 적용할 경우 계산 효율이 좋다는 장점을 가지고 있어 1990년대까지 많은 연구가 진행되었다 [8].

대변형 보 이론(large deflection beam theory)은 적정보 이론과는 달리 변형률이 작다는 가정 하에 대변형을 기술할 수 있는 보 모델

이다. 대변형을 Euler 각을 이용하여 표현함으로써, 적정변형 보 이론의 차수 계획법을 사용하지 않으며 기하학적 비선형 변형을 고려할 수 있다.

Hodges는 혼합 변분식을 이용하여 초기 휨과 비틀림이 있는 회전하는 보의 기하학적 비선형 내재적 운동 방정식(nonlinear intrinsic formulation)을 정식화하였다 [9]. 이 정식화와 제공된 비선형 보의 기하학에 관련된 수학적 요소들은 Danielson과 Hodges에 의해 개발되었다 [10].

Hodges는 위의 정식화와 더불어 기하학적 비선형성을 고려한 비균질(nonhomogeneous), 비등방성(anisotropic) 보의 해석은 1차원의 비선형 보 해석과 2차원의 선형 단면 해석으로 분리할 수 있음을 제안하였다 [8]. 이 중 비선형 1차원 보 해석은 위에서 기술한 혼합 변분법(mixed variational formulation)에 근거한 비선형 내재적 정식화를 사용하여 이루어졌다. 2차원 단면 해석에 있어서는 변분적 점근법(variational asymptotic analysis)이 이용되었다. 단면 워핑(warping)과 전단력에 의한 변형까지 고려된 비등방성(anisotropic) 블레이드 단면의 강성 행렬과 관성 행렬을 NABSA (non-homogeneous anisotropic beam section analysis) 또는 VABS (variational asymptotic beam analysis)와 같은 단면 해석 프로그램으로부터 구할 수 있다 [11].

1.2.2. 동적 구성품 연계 해석 분야

이 절에서는 동적 구성품 즉, 드라이브 트레인 및 엔진 시스템에 대한 연계 해석 분야와 회전익 항공기 진동 특성에 지대한 영향을 끼치는 래그 운동 감쇠기의 해석 분야 두 가지를 제시하였다.

a) 드라이브 트레인 및 엔진 시스템

드라이브 트레인은 엔진에서 발생하는 토크를 로터에 전달하는 역할을 수행한다. 엔진축, 감속장치, 로터 축 등 다수의 부품으로 구성되어 있으며, 각각의 구성품이 질량과 관성을 가지고 있으므로 로터 추력 및 진동을 예측하기 위해서 드라이브 트레인 및 엔진 등 동적 구성품에 대한 자세한 모델링 능력이 요구된다. 따라서 선행된 연구 사례에서의 모델링 기법을 파악하는 것은 필수적이다. 대표적인 선행 연구사례로 CAMRAD II와 2GCHAS에서 사용한 동적 구성품 모델링 기법과 각 해석 프로그램의 개발 시 선행되었던 연구 사례가 있다.

CAMRAD II는 대표적인 회전익기 해석 프로그램으로서 다양한 종류의 회전익기 형상을 모델링 및 해석할 수 있다 [1]. 동적 구성품의 모델링에서의 사용 범위는 크게 4가지로 그림 1.3과 같으며 매뉴얼 상에 나타난 동적 구성품을 포함한 예제는 주익 양단에 각기 두 개의 로터 시스템 및 중앙의 1개 엔진, 파일론을 가지고 있는, 그림 1.3 중의 (d)와 같은 형상이다. CAMRAD II의 경우, 정의된 상태변수를 사용하여 발생한 토크를 통해 드라이브 시스템 해석을 수행한다. 이 때 드라이브 시스템의 토크 평형을 계산하게 되며 발생하는 오차는 제어부(governor)를 통해 로터시스템과 드라이브 시스템 내의 새로운 초기값으로 전달하게 된다. 이러한 과정은 구성품 간의 토크 평형이 이루어 질 때까지 반복적으로 수행하게 된다. 이 때 오차는 토크 평형을 계산하면서 나타난 변수로 방위각 또는 토크 값에 대해 계산을 수행할 수 있다. CAMRAD II의 동적 구성품을 포함한 해석 과정은 그림 1.4 및 1.5와 같다.

NASA Ames 연구소와 Advanced Rotorcraft Technology에서 개발한 2GCHAS를 활용하여 헬리콥터 구동부와 엔진의 제어 시스템을 구성하여 해석을 수행한 바 있으며 모델링의 구성도는 그림 1.6과 같다[6]. 2GCHAS에서 동적 구성품은 동체의 하부 시스템으로

모델링되며 전달함수 요소와 구조적 요소로 구성된다. 이때 전달함수 요소는 엔진토크를 발생시키기 위해 사용되고 드라이브 트레인과 각 축 그리고 엔진 관성을 모델링하기 위해 구조적 요소를 사용한다. 그리고 트랜스미션을 통한 기계적 결합은 상수로 표현된 기어비를 통해 결합된다. 전체적인 해석 흐름은 그림 1.7과 같다.

앞선 CAMRAD II와 2GCHAS, 이 두 프로그램의 해석 사례를 인용하여 선행되었던 연구 사례들 중 대표적으로 회전익기/추진시스템 연계해석 프로그램 개발 연구[12]가 대표적이다. Systems Control Technology 사의 Hull에 의해 수행된 이 연구에서는 각 구성품의 결합방법 및 해석방법을 제시하였다. 해석 시스템은 로터 및 동체, 엔진 및 엔진제어 시스템 그리고 드라이브 트레인으로 독립적인 모듈로 개발되어 결합 해석을 수행하였다. 결합된 시스템은 선형 요소들로 구성되어 있고 섭동 방법을 통해 정식화하였으며 각 모듈은 그림 1.8과 같은 회전익기 내의 구성품 간 상호 관계를 따른다. 동적 구성품 모델은 로터 시스템과 결합 해석 시, 해석 조건에 따른 구성품의 상태가 각 모듈로 전달되고 구성품의 상태가 변화할 때의 비선형성을 고려하기 위해 섭동 방법을 사용하여 정립하였다. 동적 구성품 모델은 그림 1.9와 같이 결합되어 해석이 수행되었다. 엔진 및 연료제어 시스템은 실제로 비선형의 복잡한 구성을 갖고 있지만 선형으로 간단하게 모델링하였고 비선형 모델과 비교 검증을 수행하였다. 드라이브 트레인의 경우 비틀림 스프링-감쇠기-관성 모델을 통해 해석을 수행하였고 선형의 상태방정식으로 정식화하였다. 주로터 시스템은 플랩과 래그 힌지를 갖는 강체 블레이드로 모사하였고 비선형 래그 방향 감쇠기를 추가하여 감쇠의 변화에 따른 헬리콥터 성능의 민감도를 간단하게 제시하였다. 또한 동체는 6개의 자유도를 갖는 강체로 모사하여 효과를 고려하였다. 모듈화된 각 구성품을 결합하여 트림해석을 수행하였고 시간에 대한 로터 회전 속도,

엔진 토크 결과를 제시하였다. 트림해석 결과는 그림 1.10 및 1.11와 같다[12]. 하지만 엔진 모델링에 있어서 특정 엔진에 대해 해석을 수행하였다는 한계가 있으며 통합해석 시 블레이드를 강체로 모사하여 블레이드의 탄성 변형에 의한 효과를 정밀하게 예측하지 못하였다.

이 외에도 단순한 동적 구성품 모델링을 통해 헬리콥터 내 구성품들의 동특성을 해석한 사례와 동적 구성품 결합을 통한 비틀림 안정성을 해석한 사례가 있다[13-16].

b) 래그 운동 감쇠기 해석 분야

헬리콥터 로터 블레이드의 래그 운동 감쇠기는 그림 1.12와 같이 비선형이며 이러한 래그 운동 감쇠기는 로터 시스템에 상당한 영향을 끼친다. 따라서 분리된 비선형적 특성을 지닌 요소로써 모델링하는 것이 필수적이다.

래그 운동 감쇠기에 대한 모델링 및 로터 블레이드와의 연계 해석은 많은 선행 연구자들에 의해 수행되었으며 그 중, 중국 북경대학교의 Hu는 비선형 래그 운동 감쇠기를 고려하여 로터/동체 결합해석을 수행하여 이 감쇠기가 헬리콥터에 미치는 효과를 제시하였다 [17]. 이 연구 사례에서 래그 운동 감쇠기는 비선형성을 그림 1.12와 같은 기하학적 조건을 고려하여 모델링하였으며 로터와 기구학적으로 결합된 래그 운동 감쇠기의 동적 방정식을 정립하여 해석을 수행하였다. 하지만 동체 모델링에 있어서 강체로 모델링하여 동체의 유연함이 미치는 효과는 고려하지 못하였다.

1.3. 논문 목적 및 범위

본 논문에서는 헬리콥터 로터시스템과 회전익기 진동특성에 있어서 주요한 영향을 끼치는 동적 구성품의 연계 해석 기법을 제시하

고자 한다. 대변형 비선형 보 모델을 적용한 로터 구조 모델을 통해 로터에 작용하는 하중과 그에 따른 블레이드의 거동을 정확하게 예측하여, 선진 연구자들이 수행한 회전익 항공기 로터 시스템 통합 해석 프로그램에 추가되는 하나의 모듈로서 제공하고자 한다.

블레이드 구조 해석에서는 점근법(asymptotical analysis)을 이용한 2차원 단면 해석과 1차원 탄성 보 해석으로 분리하여 해석을 수행하였다. 비선형 1차원 보 해석에서는 혼합 변분법(mixed variational formulation)에 근거하여 미소 변형률, 유한 회전각(finite rotation)의 가정 아래 대변형을 모사할 수 있는 기하학적 정밀 보 이론(geometrically exact beam theory)을 이용하여 시간 영역에서 보의 거동을 해석하였다.

동적 구성품 해석 모델에 있어서 선형 질량-스프링-댐퍼로 모델링하여 이를 상태-공간 방정식으로 정립하였다. 이 해석 모델을 시간영역으로 정립된 로터 시스템 해석 모델에 적용하였고 시간 적분 기법으로 4차 Runge-Kutta 기법을 적용하였다.

로터 공력 해석에서는 비교적 간단한 유한 상태(finite-state) 변수 모델을 이용하여 유입류를 계산한 후에, 이 해석 모델들을 블레이드 요소 이론과 연결하여 로터 블레이드에 작용하는 비정상 상태의 공기력을 비교적 간단하게 예측하였다.

이상에서 개발된 유체 및 구조 해석 모델과 동적 구성품 해석 모델을 결합하여 로터시스템 하중해석을 수행하는 프로그램을 개발하였다. 이를 통해 트림 해석을 수행하여 로터 시스템의 거동뿐만 아니라 동적 구성품이 미치는 영향을 해석하였으며 나아가 천이응답 해석을 통해 로터 시스템에 작용하는 하중을 해석하였다.

또한 헬기 동적 안정성에 큰 영향을 끼치는 래그 운동 감쇠기에 대한 모델링을 수행하였으며, CAMRAD II를 통해 로터 시스템에 래그 운동 감쇠기가 미치는 영향에 대하여 parametric study를 수행

하였으며 이에 다른 안정성 해석 결과를 제시하였다. 그리고 래그 운동 감쇠기 해석 모델을 로터 해석 프로그램에 결합 하여 감쇠기의 유/무에 따른 차이를 CAMRAD II와 비교하였다.

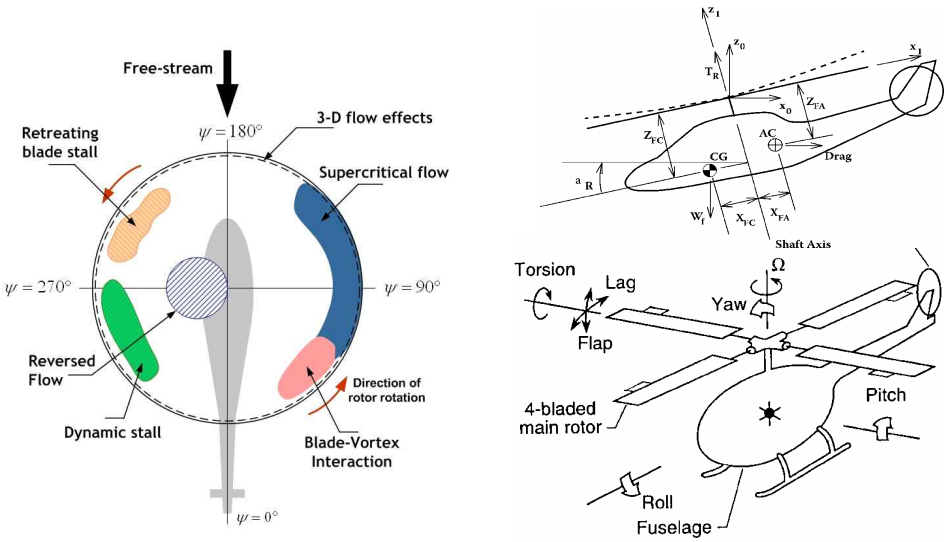


그림 1.1. 헬리콥터의 복잡한 공기역학적 환경

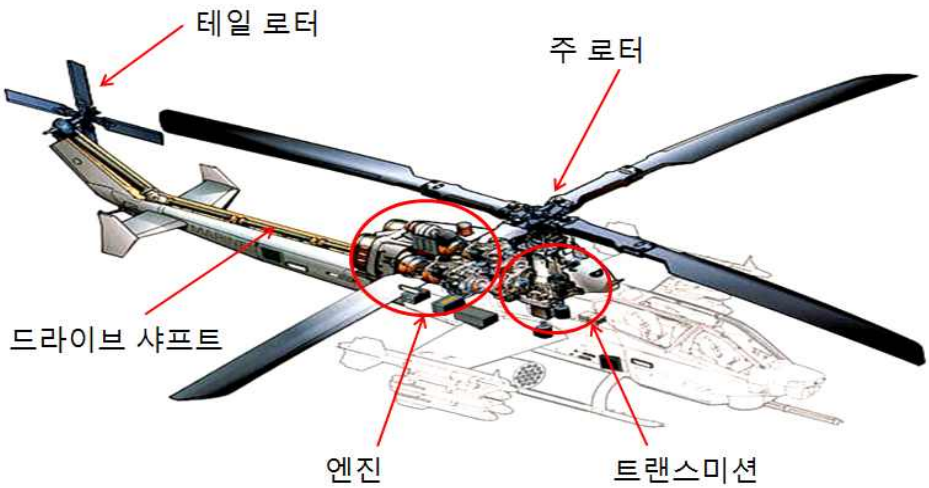
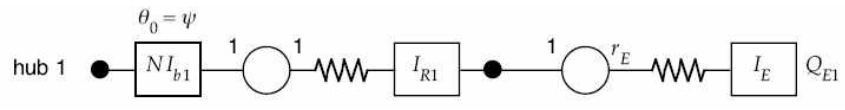
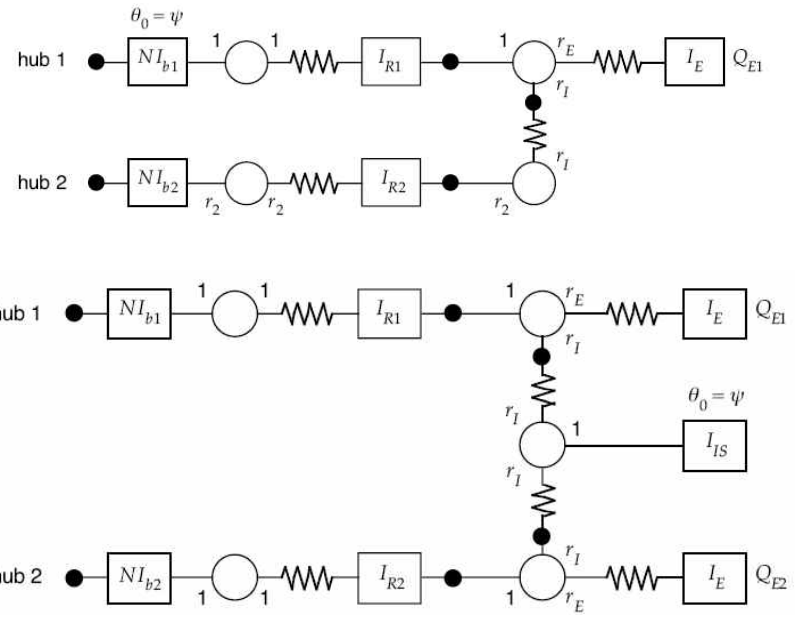


그림 1.2. 헬리콥터 로터-엔진-드라이브 시스템 구성도

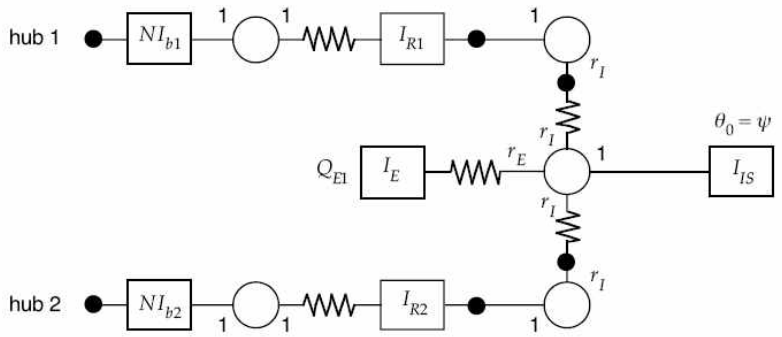


(a) 1개의 로터와 엔진

(b) 2개의 로터와 비대칭적으로 연결된 엔진



(c) 2개의 로터와 2개의 엔진



(d) 2개의 로터와 중앙에 위치한 1개의 엔진

○ :기어비 ● :구성품간 연결점 ⩘ :스트링, 댐퍼 I_{IS} :관성

그림 1.3. CAMRAD II 내의 동적 구성품 해석가능 형상[2]

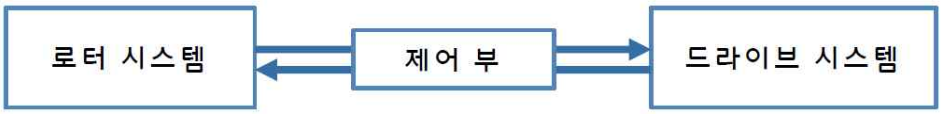


그림 1.4. CAMRAD II 동적 구성품 해석 흐름도

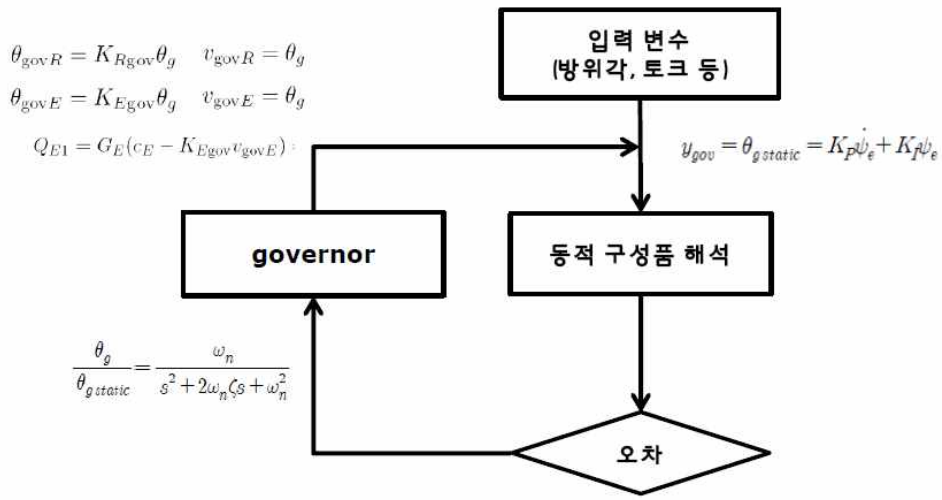


그림 1.5. CAMRAD II 내의 제어부 (governor) 해석 흐름도

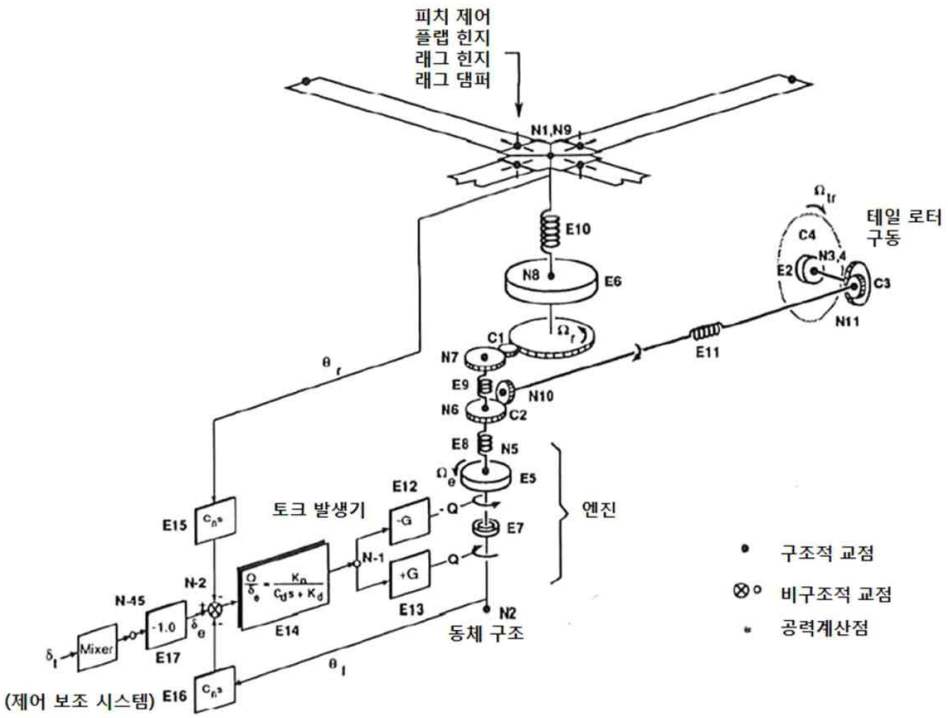


그림 1.6. 2GCHAS 내의 동적 구성품을 포함한 통합 구성도[6]

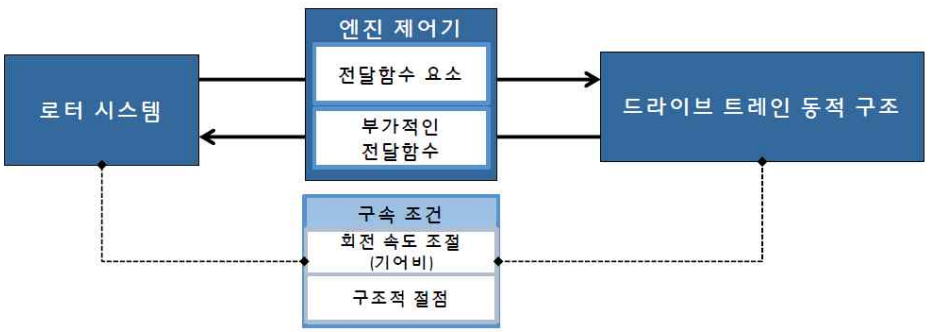


그림 1.7. 2GCHAS의 동적 구성품 해석 흐름도

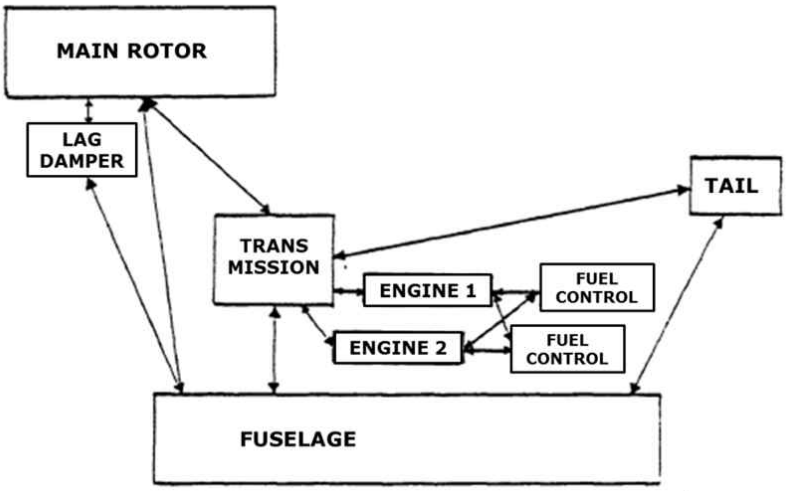


그림 1.8. Hull 제안 해석 프로그램 내 회전익기 각 구성품 사이의 상호 관계[12]

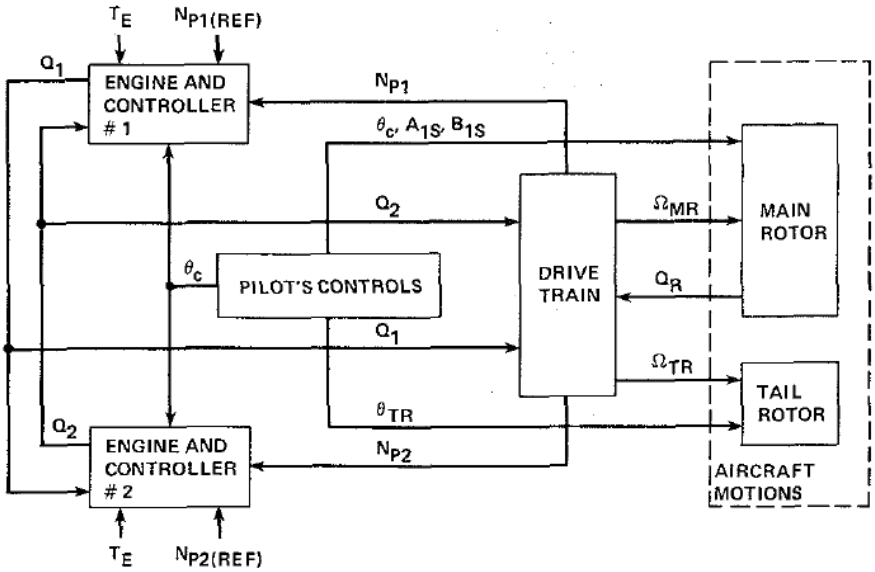


그림 1.9. Hull의 로터/엔진/드라이브 트레인 결합 해석 모델[12]

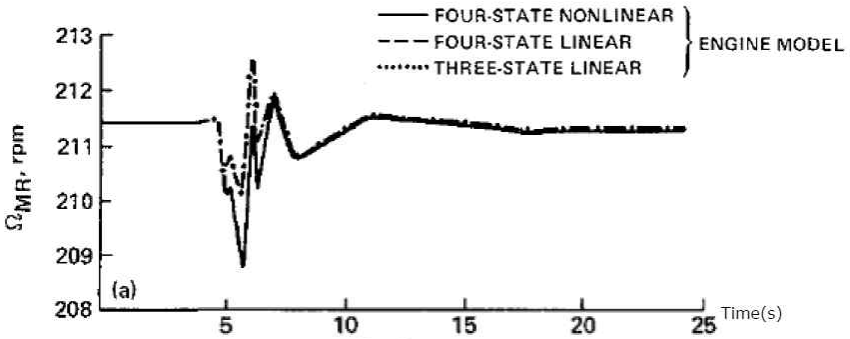


그림 1.10. Hull의 트림 해석 결과[12]

(시간에 따른 로터 회전속도)

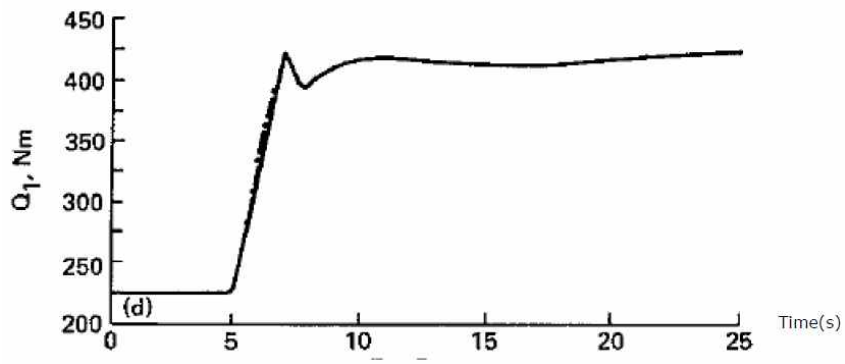


그림 1.11. Hull의 트림해석 결과[12]

(시간에 따른 엔진 토크)

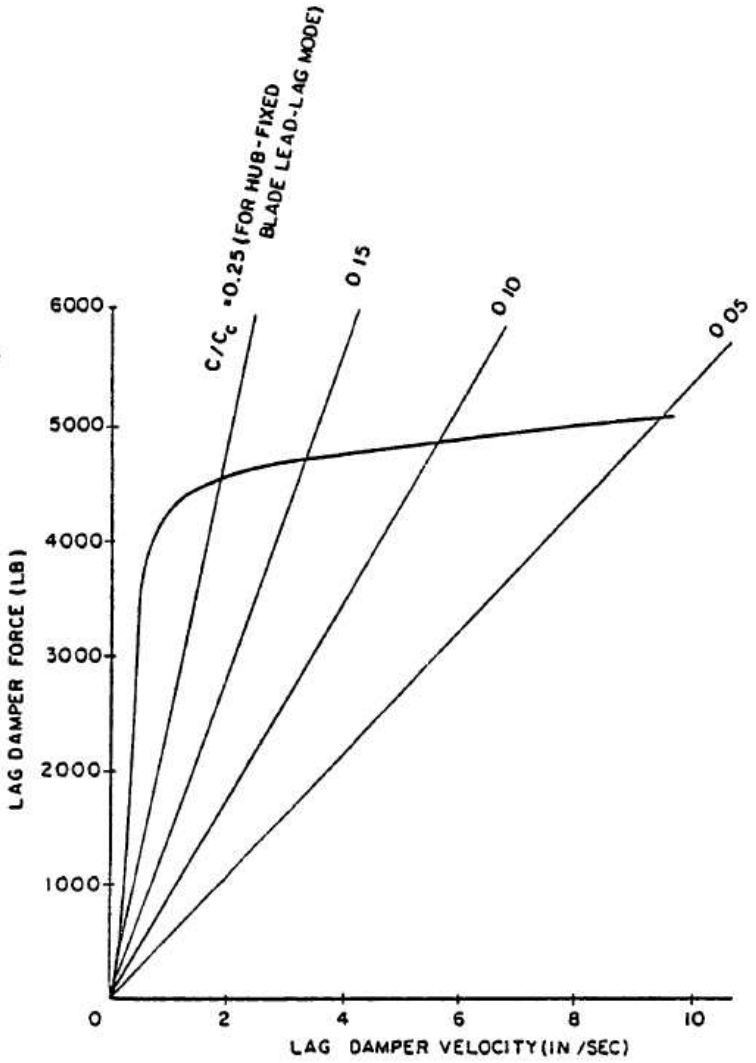


그림 1.12. 래그 운동 감쇠기에 작용하는 힘-속도 관계[12]

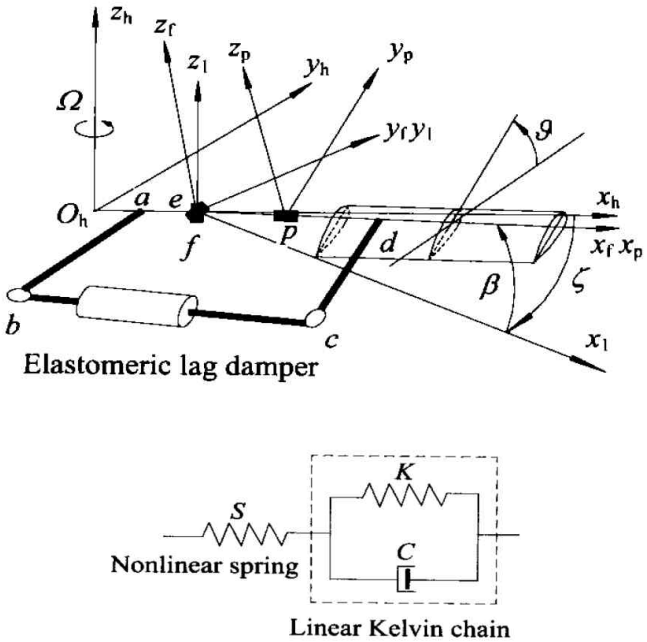


그림 1.13. 래그 운동 감쇠기 적용 구성도[17]

II. 이론적 해석 절차

2.1. 구조 해석 모델

본 논문에서는 가로세로비가 큰 로터의 특성을 고려하여 구조 모델로 비선형 1차원 탄성 보 모델을 사용하였다. 사용된 보 모델에서는 혼합 변분법 정식화를 사용함으로써, 큰 변형과 회전으로 인해 발생하는 기하학적 비선형성과, 굽힘과 비틀림 변형 사이의 결합을 해석하기 위한 기하학적 정밀성을 모두 고려할 수 있다.

기하학적 정밀 보 이론은 Hodges에 의해 정립되었으며 [8], 대변형 보, 적정 변형 이론을 이용하여 변형에 대한 가정이 없이 기하학적 비선형 보의 거동을 정확히 예측할 수 있다. Hodges에 의해 초기 곡률과 비틀림 각을 가지고 회전하는 보의 거동이 해석되었으며, Shang은 이 이론을 회전하는 로터에 적용하여 공력탄성학적 안정성 해석을 위한 주파수 영역에서의 식을 유도하였다 [18]. 이후 Cheng과 김경환에 의해 시간 영역에서 해석이 가능해짐에 따라 비정상 상태에서의 해석이 가능하도록 확장되었으며 [19, 20]. 여기에 피치 링크(pitch link), 피치 혼(pitch horn), 회전 경사판(swash plate) 등 로터 블레이드의 여러 조종계통 구성품을 고려한 구조 해석 연구가 진행되었다 [21, 22]. 최근에는 유연 동체의 진동 특성을 고려한 로터-동체 연계해석이 수행되어 기동비행 해석의 기초를 마련하였으며[23] 다물체 동역학을 고려하여 무베어링 로터 시스템의 모델링이 수행되었다. [24].

기하학적 정밀 보 이론의 상세한 전개는 부록에 나타나 있으며, 이 절에서는 그 이론을 간략하게 서술하였다.

먼저 혼합 변분법 공식을 회전 보에 적용하기 위하여 그림 2.1처럼 보를 따라 회전하는 전역 좌표계를 사용하였다. 그림에서 b는 좌표계는 초기 비틀림(pretwist) 등에 의해 변환된 블레이드 탄성 변

형전 좌표계를, B 좌표계는 탄성 변형 이후의 좌표계를 각각 나타내며, 앞으로 전개될 식은 아래 첨자들은 첨자에 해당하는 좌표계에서 기술된 값들을 뜻한다.

혼합 변분식의 정식화는 다음의 일반화된 Hamilton의 최소 에너지 원리로부터 유도된다.

$$\int_{t_1}^{t_2}\int_0^l \left[\delta(K-U)+\overline{\delta W}\right]dx_1 dt = \overline{\delta A} \tag{2.1}$$

여기에서 t_1, t_2는 임의의 해석 시간이고, K와 U는 각각 단위길이당 운동 에너지와 변형률 에너지 밀도 함수이다. $\overline{\delta A}$는 해석 시간 동안 보의 끝단에서의 가상 움직임이고, $\overline{\delta W}$는 단위 길이당 적용된 가상 일이 된다. K와 U의 변분항은 속도 벡터와 변형률 벡터 등의 의해 다음과 같이 전개된다.

$$\begin{aligned} F_B &= \left(\frac{\partial U}{\partial \gamma}\right)^T, \quad M_B = \left(\frac{\partial U}{\partial \kappa}\right)^T \\ P_B &= \left(\frac{\partial K}{\partial V_B}\right)^T, \quad H_B = \left(\frac{\partial K}{\partial \Omega_B}\right)^T \end{aligned} \tag{2.2}$$

식 (2.2)에서 변위와 힘, 그리고 속도와 운동량의 측정은 다음과 같은 구성 법칙을 통해서 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F_B \\ M_B \end{Bmatrix} = [S]\begin{Bmatrix} \gamma \\ \kappa \end{Bmatrix}, \qquad \begin{Bmatrix} P_B \\ H_B \end{Bmatrix} = [M]\begin{Bmatrix} \gamma \\ \kappa \end{Bmatrix} \tag{2.3}$$

여기서 $[S]$는 6×6 강성 행렬이며, $[M]$은 6×6 질량 행렬로, VABS 등의 단면 해석 프로그램을 통해 구할 수 있다. 등단면 보(prismatic beam)에 대해서는 단면 물성치가 알려졌을 경우에 다음과 같이 계산하여 사용 가능하다.

$$
[S]=\begin{bmatrix}
EA & & & \theta_{pret}{}'EAk_T^2+\frac{1}{2}\theta_{el}{}'EAk_p^2 & EAz_c & EAx_c \\
 & \frac{EA}{20} & & & & \\
 & & \frac{EA}{20} & & & \\
\theta_{pret}{}'EAk_T^2+\theta_{el}{}'EAk_p^2 & & & GJ & & \\
EAz_c & & & & EI_{flap}+EAz_c^2 & EAx_cz_c \\
EAx_c & & & & EAx_cz_c & EI_{lag}+EAx_c^2
\end{bmatrix}
\tag{2.4}
$$

$$
[M]=\begin{bmatrix}
m & & & mz_I & mx_I \\
 & m & -xz_I & & \\
 & & m \quad -mx_I & & \\
 & -xz_I & -mx_I \quad I_\theta & & \\
mz_I & & & \frac{1}{2}(I_\theta-I_p) & -mx_Iz_I \\
mx_I & & & -mx_Iz_I & \frac{1}{2}(I_\theta+I_p)
\end{bmatrix}
\tag{2.5}
$$

여기에서 사용되는 물성치들의 정보는 표 2.1에 나타내었다.

혼합 변분법의 정식화를 위하여 Lagrange multiplier를 도입하여 $V_B, \Omega_B, \gamma, \kappa$ 등이 기하학적 정밀 방정식을 만족하도록 하면, 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$
\begin{aligned}
&\int_{t_1}^{t_2}\int_0^l [\delta V_B^* P_B+\delta\Omega_B^{*T}H_B-\delta\gamma^{*T}F_B-\delta\kappa^{*T}M_B+\delta F_B^T(\gamma-\gamma^*) \\
&\quad +\delta M_B^T(\kappa-\kappa^*)-\delta P_B^T(V_B-V_B^*)-\delta H_B^T(\Omega_B-\Omega_B^*)]\,dx_1dt \\
&\quad +\int_{t_1}^{t_2}\int_0^l \overline{\delta W}dx_1dt=\delta A
\end{aligned}
\tag{2.6}
$$

이 같은 혼합 변분법은 일반적인 변위법 유한요소와는 다르게 비교적 작은 차수의 형상 함수를 가정하더라도 정확히 구조 변위와 내력 등을 동시에 구할 수 있다는 장점이 있다.

식 (2.6)의 각 변분항을 a 좌표계로 변환하고, 변수들은 위치와 회전량은 a 좌표계로부터, 변형률, 속도, 힘, 모멘트 등은 B 좌표계로부터 측정되도록 변환한 후 N개의 블레이드 요소로 이산화하고 각 절점별로 관계된 항을 모으면 식 (2.7)과 같이 간단한 행렬 형태의 이산화 지배 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$F_s(X, \dot{X}) - F_L = 0 \tag{2.7}$$

식 (2.7)에서 F_S는 구조 연산자, F_L은 공력 연산자를 나타내며, 공력 연산자는 공력 모델로부터 인터페이스 모듈을 통해 외력으로 입력된다. X는 미지수 벡터로 (18N+12)개의 미지수를 가지며 그 형태는 다음과 같다.

$$X = [\hat{F}_1^T\ \hat{M}_1^T\ u_1^T\ \theta_1^T\ F_1^T\ M_1^T\ P_1^T\ H_1^T \cdots u_N^T\ \theta_N^T\ F_N^T\ M_N^T\ P_N^T\ H_N^T\ \hat{u}_{N+1}^T\ \hat{\theta}_{N+1}^T]^T \tag{2.8}$$

식 (2.8)에서 $\widehat{F_1}$, $\widehat{M_1}$, $\widehat{u_N}$, $\widehat{\theta_N}$ 등의 변수는 경계 조건과 관련된 항들로서, 로터의 종류에 따라 다르게 적용된다. 경계 조건에 따른 설정 변화를 표 2.2에 나타내었다.

식 (2.7)에서 구해진 이산화 지배 방정식에서 Euler 2차 후진법을 이용하여 시간 적분법을 수행하고, Newton-Raphson 방식을 통해 수치적으로 비선형 방정식의 해를 구하게 된다.

2.2. 동적 구성품 해석 모델

이 절에서는 선행연구 사례를 기반으로 하여 로터 시스템과 동적 구성품 간의 역학적 관계 및 해석 기법들을 확인하였다. 그리고 동적 구성품을 포함한 통합 해석을 수행하기 위해 현재 기 개발하여 보유한 로터 해석 프로그램으로의 확대 적용이 가능한 동적 구성품

의 해석 정식화를 수행하였다. 위의 사례들 중 2가지 연구 방법이 적용되었으며 첫 번째는 Hull의 모델링 기법[12], 두 번째는 Johnson의 모델링 기법[25]이다.

2.2.1. Hull의 동적 구성품 해석 모델

Hull이 정립한 해석 모델은 동적 구성품 내의 토크 평형을 통해 정식화하였으며 섭동을 통한 제어 알고리듬을 적용하여 시간영역에서의 상태 방정식을 정립하였다. Hull이 구현한 프로그램 내 적용된 제어 알고리즘은 그림 2.2와 같다. 엔진과 연료 제어 시스템 모델은 엔진 동역학과 로터시스템의 연계가 고려되어야 하며 이를 모델링 하기 위해 섭동을 통한 제어 알고리듬이 적용되었다. 최대 출력 근처에서의 엔진 특성은 선형에 가까우며 엔진 상태에 대한 작은 섭동은 파워터빈과 가스발생기 터빈의 회전속도의 변화로 발생하게 된다. 본 논문에서 제시한 Hull의 해석 모델에서 엔진은 선형 엔진 모델로 고려되며 회전 속도에 대해 선형 방정식으로 정식화하였다. 적당한 속도에서의 작은 헬기 엔진의 특성을 모사하기 위해 선형 섭동 엔진 모델을 식 (2.9)와 같이 나타낼 수 있으며 각 선형 방정식의 계수들은 비선형 시뮬레이션으로부터 추출해 낸 값으로 이 식을 통한 엔진 상태변수의 결과는 드라이브 트레인 모델로 전달된다.

$$
\begin{aligned}
\Delta\dot{x}_E &= A_{EE}\Delta x_E + B_{ET}\Delta y_T + B_{EF}\Delta y_F \\
\Delta y_E &= C_{EE}\Delta x_E + D_{EF}\Delta y_F \\
where \quad x_E &= \left\{P_{41}, N_g, P_{45}, N_P\right\}^T \\
&= Engine\ states \\
y_E &= \left\{Q_E, T_{45}, P_{S3}, W_{45R}\right\}^T \\
&= Engine\ outputs \\
y_T &= \left\{Q_{P1}, Q_{P2}, \Omega_{TR}, \dot{\Omega}_{MR}\right\}^T \\
&= Drive\ train\ outputs \\
y_F &= \left\{W_F\right\} \\
&= Fuel\ control\ outputs
\end{aligned}
$$

$$
A_{EE}, B_{ET}, B_{EF}, C_{EE}, D_{EF} = Matrices\ of\ coefficients
$$

$$
\Delta() = Perturbation\ value
$$

$$
A_{EE} = \begin{bmatrix} -3.95 & 0.0425 & 0.0 & 0.0 \\ 942.0 & -4.79 & -3790.0 & 0.0 \\ 27.4 & 0.0225 & -150.0 & 0.0 \\ -12.1 & -0.0776 & 311.0 & -0.283 \end{bmatrix}
$$

$$
B_{ET} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -15.92 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B_{EF} = \begin{bmatrix} 1260.0 \\ 78600.0 \\ 2100.0 \\ 7790.0 \end{bmatrix}
$$

$$
C_{EE} = \begin{bmatrix} -0.762 & -0.00488 & 19.5 & -0.0178 \\ -7.76 & -0.0497 & 43.5 & 0.0 \\ 0.926 & 0.00156 & 0.0 & 0.0 \\ -4.87E-4 & -3.12E-6 & 0.00512 & 0.0 \end{bmatrix} \quad D_{EF} = \begin{bmatrix} 489.0 \\ 4980.0 \\ 0.0 \\ 0.313 \end{bmatrix}
$$

(2.9)

드라이브 트레인 모델에 대한 해석 방법은 그림 2.3과 같다. 이 모델에 대한 식은 식 (2.10)과 같으며 엔진에서와 유사하게 섭동을 통한 제어 알고리듬이 적용되었다. 이 식을 통한 드라이브 트레인의

상태는 주 로터 및 테일 로터의 상태변수로 전달된다.

State

$$\begin{bmatrix} I_h & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\Omega}_{MR} \\ \dot{\varepsilon}_1 \\ \dot{\varepsilon}_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} (-d_H - 2d_{HE}) & -k_{HE} & -k_{HE} \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Omega_{MR} \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \end{Bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} d_{HE} r_{H1} & d_{HE} r_{H2} & -1 \\ -r_{H1} & 0 & 0 \\ 0 & -r_{H2} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_{P1} \\ N_{P2} \\ Q_{\Omega R} \end{Bmatrix}$$

output (2.10)

$$A = \begin{bmatrix} r_{H1} d_{HE} & r_{H1} k_{HE} & 0 \\ r_{H2} d_{HE} & 0 & r_{H2} k_{HE} \\ C_1 & 0 & 0 \\ (-d_H - 2d_{HE}) / I_h & -k_{HE} / I_h & -k_{HE} / I_h \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Omega_{MR} \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} Q_{P1} \\ Q_{P2} \\ \Omega_{TR} \\ \dot{\Omega}_{MR} \end{Bmatrix} = A \begin{bmatrix} (-d_E - d_{HE} r_{H1}^2) & 0 & 0 \\ 0 & (-d_E - d_{HE} r_{H2}^2) & r_{H2} k_{HE} \\ 0 & 0 & 0 \\ d_{HE} r_{H1} / I_h & d_{HE} r_{H2} / I_h & -1 / I_h \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_{P1} \\ N_{P2} \\ Q_{\Omega R} \end{Bmatrix}$$

2.2.2. Johnson의 동적 구성품 해석 모델

동적 구성품 내의 토크 평형을 통해 로터 축, 엔진 축에 대한 거동을 정식화하였으며 governor 모델을 정립하여 로터 시스템과 결합 해석하였다. 구성품 내 작용하는 토크는 평형을 이루며 이러한 토크 평형으로부터 각 축의 거동을 정립하여 해석을 수행하였다. 그림 2.4는 엔진/트랜스미션 내 작용하는 토크를 나타내고 있다. 엔진, 그리고 트랜스미션에 작용하는 토크는 아래와 같으며 각 모델에 작용하는 토크의 평형으로부터 로터 샤프트 회전각 ψ_S, 엔진 축 회전

각 ψ_e, 트랜스미션 축 회전각 ψ_d을 정립하였다.

$$
\begin{aligned}
&\textit{rotor shaft}: && Q = K_M \psi_d \\
&\textit{transmission}: && Q + Q_{E1} r_E + Q_I r_I \\
&\textit{engine shaft}: && Q_{E1} = K_E (r_E \psi_d - \psi_E) \\
&\textit{engine dynamics}: && I_E (\ddot{\psi}_e + r_E \ddot{\psi}_s - \ddot{\alpha}_{z0} - \ddot{\alpha}_p) \\
& && + Q_\Omega (\dot{\psi}_e + r_E \dot{\psi}_s - \dot{\alpha}_{z0} - \dot{\alpha}_p) = Q_{E1}
\end{aligned}
$$

위의 식에서 K_M은 로터 샤프트 탄성 계수, K_E은 엔진 축 탄성 계수, r_E는 엔진 기어 비, r_I는 두 로터 샤프트 간 기어 비, α_{z0}는 날개 끝단에서의 샤프트 롤링 자세각, α_P는 파일론의 롤링 자세각, 그리고 Q_Ω는 엔진 감쇠 계수를 의미한다. 위의 토크 방정식을 이용하여 평형 방정식을 식 (2.11)-(2.15)와 같이 구성하였다.

ψ_S *equation* :

$$
\begin{aligned}
Q = &-\frac{K_M r_E}{K_M + 2r_I^2 K_I} \left\{ \begin{array}{l} I_E (r_E \ddot{\psi}_S + \ddot{\psi}_e - \ddot{\alpha}_{E0} - \ddot{\alpha}_P) \\ + Q_\Omega (r_E \dot{\psi}_S + \dot{\psi}_e - \dot{\alpha}_{E0} - \dot{\alpha}_P) \end{array} \right\} \\
&- \frac{K_M 2r_I^2 K_I}{K_M + 2r_I^2 K_I} \psi_S + \frac{K_M r_I}{K_E + 2r_I^2 K_I} (\alpha_{z0} + \alpha_P)
\end{aligned}
\tag{2.11}
$$

ψ_e *equation* :

$$I_E(\ddot{\psi}_e + r_E\ddot{\psi}_S - \ddot{\alpha}_{E0} - \ddot{\alpha}_P) + Q_\Omega(r_E\dot{\psi}_S + \dot{\psi}_e - \dot{\alpha}_{E0} - \dot{\alpha}_P)$$
$$+\frac{(K_M + 2r_I^2K_I)K_E}{K_M + r_E^2K_E + 2r_I^2K_I}\psi_e - \frac{2r_I^2K_Ir_EK_E}{K_M + r_E^2K_E + 2r_I^2K_I}(\alpha_{E0} + \alpha_P) \tag{2.12}$$
$$+\frac{2r_I^2K_Ir_EK_E}{K_M + r_E^2K_E + 2r_I^2K_I}\psi_S = 0$$

α_P *equation* :

$$(I_P + I_E)(\ddot{\alpha}_{E0} + \ddot{\alpha}_P) - I_E(\ddot{\psi}_e + r_E\ddot{\psi}_S) + K_P\alpha_P = -Q \tag{2.13}$$

$$\textit{shaft motion transmitted} : \alpha_E = \alpha_{E0} + \alpha_P \tag{2.14}$$

$$\textit{torque transmitted} : Q_0 = Q + (I_P + I_E)(\ddot{\alpha}_{E0} + \ddot{\alpha}_P) - I_E(\ddot{\psi}_e + r_E\ddot{\psi}_S) \tag{2.15}$$

정립된 각 축에 대한 거동은 로터 회전속도에 대한 섭동이 평형 상태가 되도록 governor 모델을 통해 반복 해석하였다. 위와 같이 정립된 Johnson의 기법은 토크 평형으로부터 각 구성품의 거동을 모사하며 해석 시 필요한 변수의 수가 비교적 적다. 하지만 현 시점에서 governor 모델의 적용이 어려워 통합 시 되먹임 (feedback) 과정을 다루기 어렵다는 단점이 있다.

2.2.3. 동적 구성품 해석 모델 정립

로터시스템 해석 프로그램으로 적용하기에 Hull이 정립한 해석 모델은 엔진 해석에 있어서 한계가 존재하여 Johnson이 정립한 해석 모델을 결합 하고자 하였다. 현 로터 시스템 해석 프로그램은 시간 영역으로 해석이 이루어져 Johnson이 정식화한 각 구성품의 거동을 상태-공간 방정식으로 나타내어 그 효과를 적용하였다. 상태-공간

방정식의 경우 CAMRAD II 매뉴얼에 나타난 여러 해석 조건[2] 중 헬리콥터에 적용이 가능한 단일 로터와 엔진의 결합, 2개의 로터와 엔진의 결합의 경우가 있으며 현 프로그램으로 적용된 해석 모델은 그림 2.5, 2.6과 같다. 풍동 실험 로터 즉, 그림 2.5와 같은 경우 상태-공간 방정식은 식 (2.15)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta\ddot{\psi}_{shaft} \\ \Delta\dot{\psi}_{shaft} \\ \Delta\ddot{\psi}_{engine} \\ \Delta\dot{\psi}_{engine} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ \dfrac{-(K_{sh}+K'_{en})}{J_{sh}} & \dfrac{-(D_{sh}+D'_{en})}{J_{sh}} & \dfrac{K'_{en}}{J_{sh}} & \dfrac{D'_{en}}{J_{sh}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ \dfrac{K'_{en}}{J'_{en}} & \dfrac{D'_{en}}{J'_{en}} & \dfrac{K'_{en}}{J'_{en}} & \dfrac{D'_{en}}{J'_{en}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{\psi}_{shaft} \\ \Delta\psi_{shaft} \\ \Delta\dot{\psi}_{engine} \\ \Delta\psi_{engine} \end{bmatrix} + T(t)$$

$$\text{where, } (\ )' = (\ ) \times (1/r_{gear})^2 \tag{2.15}$$

Hull의 해석 모델의 한계 즉, 엔진 해석 모델 내 비선형 연료유량 해석 모델 구현의 한계로 인해 Johnson의 해석 방법을 도입하여 governor 해석 모델을 정립하여 엔진에 의한 영향을 고려하고자 하였다. 간단한 제어 모델이 적용된 CAMRAD II내의 즉, Johnson이 정립한 governor 해석 모델은 현 프로그램으로 직접 적용이 가능하다는 장점이 있다. governor 해석 모델의 해석 과정은 그림 2.7과 같으며 로터의 거동을 통해 해석이 이루어져 엔진의 토크를 도출할 수 있다. 동적 구성품 및 로터 시스템 결합 해석에 있어서 트림 해석 시 동적 구성품의 상태-공간 방정식은 로터시스템의 토크를 입력으로 받아 해석을 수행하였다. 하지만 천이 응답 해석 시, 앞서 제시한 그림 2.7과 같은 과정을 통해 엔진 토크(Q_E)가 외부하중으로 엔진부에 적용되었다.

2.3. 공력 해석 모델

본 논문에 사용된 공력 해석 모델은 이준배 등에 의해 구조-공력 통합 해석을 위해 개발된 유한 상태 변수 모델을 사용하였다. Peters와 He의 비정상 유도 유동에 기초하고 있으며 전진 비행 상태에서의 유동해석에 대한 중간 단계의 후류 기법이다 [26]. 비정상 공기력을 적절히 모사함으로써 계산 속도가 빠르면서도 중요한 물리량들을 포착할 수 있다. He의 연구[27]를 바탕으로 모델링하였으며, 그 이론은 간략히 설명하면 다음과 같다.

작은 섭동(perturbation)을 포함하는 비압축성 포텐셜(potential) 유동에서 연속 방정식과 운동량 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$q_{i,i} = 0 \tag{2.16}$$

$$q_{i,0} - V_\infty q_{i,\xi} = -\Phi_{,i} \tag{2.17}$$

여기에서 q_i 는 속도 성분, Φ 는 압력, $(\ )_{,0}$은 무차원 시간에 대한 미분, $(\ )_\xi$는 자유류 곡선(free-stream line)을 따라 미분한 값을 의미한다. 운동량 방정식으로부터 압력의 공간 미분은 유동 방향 속도 미분 값과 유동장의 국부적 비정상(local unsteadiness)의 중첩에 의해 결정된다. 따라서 압력 함수는 확산에 의한 Φ^V 와 비정상에 의한 Φ^A 로 구분할 수 있으며, 그림 2.8의 타원형 좌표계(ellipsoidal coordinates) $(\nu, \eta, \overline{\psi})$에 대한 Laplace 방정식으로 표현할 수 있다. 로터면인 원형 디스크의 위, 아래면에서의 압력 분포의 불연속성을 포함하며, 무한대 영역에서 압력 분포가 없다는 것을 만족시키는 포텐셜 함수의 일반해는 다음과 같이 Fourier 급수를 이용하여 표현할 수 있다.

$$\Phi(\nu,\eta,\overline{\Psi},\bar{t}) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=m+1,m+3,\cdots}^{\infty} P_n^m(\nu) Q_n^m(i\eta) \times \left[C_n^m(\bar{t})\cos(m\overline{\Psi}) + D_n^m(\bar{t})\sin(m\overline{\Psi}) \right] \tag{2.18}$$

여기서 $P_n^m(\nu)$ 와 $Q_n^m(i\eta)$ 는 각각 1계 및 2계 Legendre 함수이며, C_n^m 과 D_n^m 은 결정된 임의의 상수를 의미한다.

로터 면에 해당하는 디스크의 면은 $\xi = 0$ 으로 두고 계산할 수 있으며, 디스크 면의 수직 방향인 z-성분에 대한 유도 유입류만을 고려하여 로터면에서의 유도 유입류는 다음과 같이 다시 정리할 수 있다. 아래의 식에 대한 자세한 과정은 이현구의 논문[28]에 제시되어 있다.

$$w = -\frac{1}{V_\infty} \int_0^\infty \frac{\partial \Phi_{,i}^V}{\partial z} d\xi \tag{2.19}$$

$$\frac{dw}{dt} = -\frac{\partial \Phi^A}{\partial z}\Big|_{\eta=0} \tag{2.20}$$

로터 디스크 면에서 유도 속도를 구한 후, 블레이드 요소 이론(blade element theory)와 2차원 공기역학 테이블을 이용하여 블레이드 단면에서의 양력, 항력, 피칭 모멘트를 계산한다[28]. 그림 2.9에서 유입각(inflow angle) ϕ 는 수직 속도 U_P 와 수평 속도 U_T 를 이용하여, 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \tag{2.21}$$

유입각이 계산되면, 전체 피치각과 비교하여 단면에서의 유효 받음각을 계산할 수 있다.

$$\alpha = \theta - \phi \tag{2.22}$$

이 때, 피치각 θ 는 조종 입력각, 초기 비틀림각, 탄성 변형을 모두 고려한 값이다.

단면에서의 유효 받음각과 마하수가 구해지면, 2차원 공기역학 테이블을 보간하여 단면에서의 양력, 항력, 피칭 모멘트 계수를 구한 다음, 적절히 차원화한다.

구조 변형 후 좌표계에서의 블레이드 단면의 각 방향 속도인 U_R, U_T, U_P 는, 변현 전 좌표계에서의 속도 U_x, U_y, U_z 로부터 다음과 같은 변형 전 좌표계에서 변형 후 좌표계로 변환하는 변환행렬을 사용함으로써 고려될 수 있다[30].

$$\begin{Bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1-\frac{v'^2}{2}-\frac{w'^2}{2} & v' & w' \\ -(v'\cos\theta_1 + w'\sin\theta_1) & \left(1-\frac{v'^2}{2}\right)\cos\theta_1 - v'w'\sin\theta_1 & \sin\theta_1\left(1-\frac{w'^2}{2}\right) \\ v'\sin\theta_1 - w'\cos\theta_1 & -\left(1-\frac{v'^2}{2}\right)\sin\theta_1 - v'w'\cos\theta_1 & \cos\theta_1\left(1-\frac{w'^2}{2}\right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \end{Bmatrix} \tag{2.23}$$

여기에서, u, v, w는 x, y, z 방향의 변형량, η_r은 탄성축(elastic axis)에서 3/4 시위까지의 거리, θ_1은 조종각, 초기 비틀림각, 탄성 비틀림각을 포함한 총 피치각, Ω는 로터 각속도, μ는 전진비, R은 로터 반지름, β_p는 Pre=cone 각, ψ는 방위각이며 $(\ )'$은 길이에 대한 미분, $(\dot{\ })$은 시간에 대한 미분값으로 차분을 통해 수치적으로 구한다.

유한 상태 변수 모델의 검증은 He의 해석 결과[26]를 바탕으로 이준배 등에 의해 수행되었다[28].

2.4. 트림 해석 모델

개발된 동적 구성품 해석 모델은 로터 시스템과의 결합을 거쳐 적절한 트림 해석을 수행하게 된다. 본 연구에서는 풍동 모델에 대한 트림 해석을 수행하였으며, 그림 2.10에 그 과정을 도시하였다.

풍동 모델에서는 θ_0, θ_{1c}, θ_{1s}의 3개 변수가 입력 값으로 사용되며 목표로 하는 C_T/σ, β_{1c}, β_{1s}를 만족시키는 θ_0, θ_{1c}, θ_{1s}의 해를 찾아낸다. 각 블레이드에 작용하는 힘들을 허브 고정 좌표계로 변환한 뒤 전부 더하면, 허브에 수직한 추력 항을 알 수 있고 이것으로부터 C_T/σ를 계산할 수 있다. 플래핑 각 β는 블레이드의 tip-path plane으로부터 얻을 수 있으며, Fourier 변환을 통하면 회전 좌표계로 표시되었던 $\beta(\psi)$로부터 β_0, β_{1c}, β_{1s} 등을 구할 수 있다. 이 때 사용되는 Fourier 변환은 식 (2.24)와 같다.

$$\beta_0 = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\beta(\psi)d\psi$$

$$\beta_{1s} = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\beta(\psi)\sin\psi\, d\psi \qquad (2.24)$$

$$\beta_{1c} = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}\beta(\psi)\cos\psi\, d\psi$$

비선형인 트림 방정식의 해를 구하기 위해서는 Newton-Raphson 기법을 사용하였으며 Jacobi 행렬은 식 (2.25)와 같이 표현된다.

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial \beta_{1c}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial \beta_{1c}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial \beta_{1c}}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial \beta_{1s}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial \beta_{1s}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial \beta_{1s}}{\partial \theta_{1s}} \end{bmatrix} \qquad (2.25)$$

식 (2.25)의 미분 값들은 유한 차분법을 이용하여 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$J \cong \begin{bmatrix} \frac{\Delta C_T}{\Delta \theta_0} & \frac{\Delta C_T}{\Delta \theta_{1c}} & \frac{\Delta C_T}{\Delta \theta_{1s}} \\ \frac{\Delta \beta_{1c}}{\Delta \theta_0} & \frac{\Delta \beta_{1c}}{\Delta \theta_{1c}} & \frac{\Delta \beta_{1c}}{\Delta \theta_{1s}} \\ \frac{\Delta \beta_{1s}}{\Delta \theta_0} & \frac{\Delta \beta_{1s}}{\Delta \theta_{1c}} & \frac{\Delta \beta_{1s}}{\Delta \theta_{1s}} \end{bmatrix} \tag{2.26}$$

엄밀히 말해서 Jacobi 행렬은 매 반복마다 새로운 값으로 다시 계산되어야 하지만, 로터의 경우에는 심한 실속이 일어날 때를 제외하면, Jacobi 행렬을 한 번만 계산한 뒤에 수렴에 다다를 때까지 사용할 수 있다 [30].

그림 2.10의 트림 모델 안에서 구조와 공력 모델 그리고 동적 구성품 모델은 결합되어 트림 루프 안의 부 루프로서 동작한다. 본 연구에서는 연성 결합(loosely coupling) 기법을 이용하여 구조-공력-동적구성품을 결합하였다. 이 기법은 알고리즘이 간단하여 수렴성이 좋고 수렴 속도가 빠르다는 장점이 있어 구조와 유체 결합에 널리 쓰이는 결합 기법이다.

공력 모델과 구조 모델은 자체적으로 수렴될 때까지 해석을 수행한 뒤, 공력 모델은 전체 주기에서의 단면 공기력을 구조 모델로, 구조 모델은 전체 주기에서의 블레이드 움직임을 공력 모델로 전달하며, 이렇게 서로 주고받는 값이 수렴될 때까지 전체 해석 모델이 반복된다. 그리고 로터 해석 모델이 수렴된 후 도출되는 로터 토크는 동적 구성품으로 전달되며 상태-공간 방정식 해석이 수렴된 후 로터의 거동을 다시 로터 해석 모델 즉 구조 및 공력 모델로 전달한다.

제자리 비행과 전진 비행에서는 공기력이나 블레이드의 변형 결

과가 로터의 모든 방위각에 대하여 2π 주기의 정상상태에 도달하게 된다. 이러한 특성을 이용하여 구조 모델의 안정성을 확보하기 위한 해석 절차를 적용하였다. 먼저, 로터 블레이드의 운동 방정식에서 시간 영역 해석에 해당되는 항들을 제거하여 관성력과 공기력을 받는 상태에서의 정적 해석을 수행한다. 다음 단계에서는 정적 해석의 결과를 초기 값으로 하여 동적 해석을 수행하고, 로터의 회전에 따라 모든 방위각에 대한 구조 변형 결과를 순차적으로 해석한다. 이때 각 방위각에서의 로터의 구조 변형을 이전 회전의 결과와 비교하여 수렴될 때까지 해석을 수행한다.

2.5. 천이 응답 해석 모델

동적 구성품의 동특성 연계 해석을 통한 그 효과를 확인하기 위해 트림 해석이 수행되었으며, 실제 동적 구성품의 동특성이 미치는 효과를 분명하게 확인하기 위하여 천이응답 해석을 수행하였다. 단일 블레이드만을 우선 해석한 후 로터 디스크 전체의 블레이드 수를 고려해 줌으로써 해석이 가능한 트림 해석과 달리, 천이응답 해석의 경우 그림 2.11과 같이 N개의 블레이드를 각 단위시간에 대해 동시에 고려하여 해석을 수행하였다. 동적 구성품을 고려한 해석의 경우 governor로 부터의 엔진 토크가 추가적으로 적용되며 해석 과정은 그림 2.12와 같다.

2.6. 래그 운동 감쇠기 해석 모델

래그 운동 감쇠기 해석 모델은 기 정립된 무베어링 로터 시스템의 토크 튜부와 유연보 사이의 snubber 해석 모델과 유사하게 정식화할 수 있다[23].

래그 운동 감쇠기는 비선형 스프링-감쇠의 특성을 보이지만 해석 모델에서는 선형 스프링과 선형 감쇠기가 적용되어 있는 것으로 가

정하여 모델링할 수 있다. 가장 실제에 가깝게 적용하는 것은 6자유도의 선형 스프링과 6자유도를 가진 선형 감쇠기의 조합으로 가정한 것이다. 래그 운동 감쇠기의 장착 위치에서 주 로터 블레이드의 상대적인 변위에 따라서 스프링과 감쇠기에 의한 힘을 받게 된다. 래그 운동 감쇠기의 입력 값에는 다음과 같은 12개의 값이 존재하게 되며 그림 2.13과 같은 기하학적 조건을 갖고 하중을 받게 된다.

- 6 spring stiffness: k_x, k_y, k_z, $k_{\theta 1}$, $k_{\theta 2}$, $k_{\theta 3}$
- 6 damping coefficient: C_x, C_y, C_z, $C_{\theta 1}$, $C_{\theta 2}$, $C_{\theta 3}$

래그 운동 감쇠기 해석 모델의 방정식은 에너지식의 정식화를 통해 구할 수 있다. 스프링에 의한 변형 에너지와 감쇠기에 의한 가상일의 변분식을 에너지 식에 추가하는 방법으로 구조적인 적용이 가능해진다. 따라서 래그 운동 감쇠기의 스프링 변형에 의한 에너지는 식 (2.27), (2.28)과 같이 나타낼 수 있으며 그에 대한 변분식은 식 (2.29), (2.30)과 같다.

$$U = \frac{1}{2}[k_x(u_m)^2 + k_y(v_m)^2 + k_z(w_m)^2 + k_{\theta 1}(\theta_{m1})^2 + k_{\theta 2}(\theta_{m2})^2 + k_{\theta 3}(\theta_{m3})^2] \tag{2.27}$$

$$\begin{aligned} \delta U = {} & k_x(u_m \delta u_m) + k_y(v_m \delta v_m) + k_z(w_m \delta w_m) \\ & + k_{\theta 1}(\theta_{m1} \delta \theta_{m1}) + k_{\theta 2}(\delta \theta_{m2} \theta_{m2}) + k_{\theta 3}(\theta_{m3} \delta \theta_{m3}) \end{aligned} \tag{2.28}$$

또한 감쇠에 의한 가상일은 식 과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_x & & & & & \\ & C_y & & & & \\ & & C_z & & & \\ & & & C_{\theta 1} & & \\ & & & & C_{\theta 2} & \\ & & & & & C_{\theta 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_m \\ \dot{v}_m \\ \dot{w}_m \\ \dot{\theta}_{m1} \\ \dot{\theta}_{m2} \\ \dot{\theta}_{m3} \end{bmatrix} \tag{2.29}$$

$$\delta W = - \begin{bmatrix} \delta u_m \\ \delta v_m \\ \delta w_m \\ \delta \theta_{m1} \\ \delta \theta_{m2} \\ \delta \theta_{m3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_x & & & & & \\ & C_y & & & & \\ & & C_z & & & \\ & & & C_{\theta 1} & & \\ & & & & C_{\theta 2} & \\ & & & & & C_{\theta 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_m \\ \dot{v}_m \\ \dot{w}_m \\ \dot{\theta}_{m1} \\ \dot{\theta}_{m2} \\ \dot{\theta}_{m3} \end{bmatrix} \tag{2.30}$$

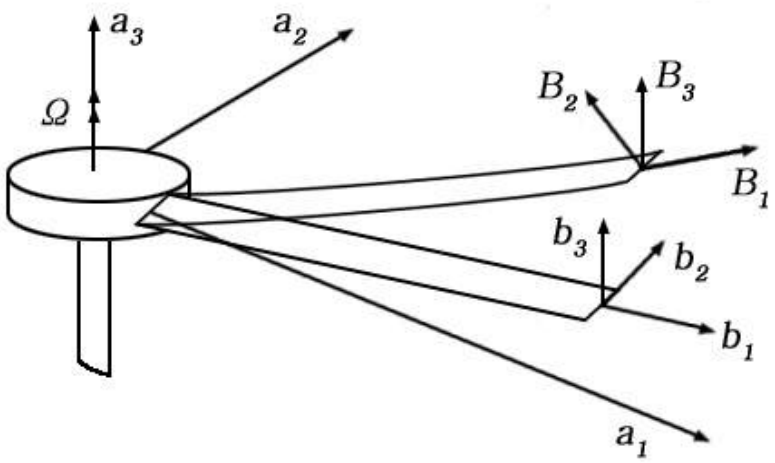


그림 2.1. 구조 모델에 사용된 좌표계

표 2.1. 블레이드 단면 물성치

단면 물성치	의미	단위
EA	축 강성	N
GJ	비틀림 강성	$N-m^2$
EI_{flap}	플래핑 굽힘 강성	$N-m^2$
EI_{lag}	리드-래그 굽힘 강성	$N-m^2$
θ_{pret}	초기 비틀림	rad
θ_{el}	탄성 비틀림	rad
K_T	인장-비틀림 결합 계수	fraction radius
K_p	극 회전 반경	fraction radius
x_I, z_I	무게 중심	fraction radius
x_c, z_c	인장 중심	fraction radius
m	단위 길이 당 질량	kg/m
I_θ	관성 모멘트	$kg{\cdot}m$
I_p	극 관성 모멘트	$kg{\cdot}m$

표 2.2. 로터 구성에 따른 경계 조건과 미지벡터의 변화

무힌지형	경계 조건	$\hat{u}_1 = 0,\ \hat{\theta}_1 = \begin{pmatrix} \theta_{con} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix},\ \widehat{M}_1 = \begin{pmatrix} k_\theta \theta_{con} \\ \widehat{M}_1(2) \\ \widehat{M}_1(3) \end{pmatrix}$ $\widehat{F}_N = 0,\ \widehat{M}_N = 0$
	미지 벡터	$X = \left[\hat{F}_1^T\ \hat{\theta}_1(1)\ \widehat{M}_1(2)\ \widehat{M}_1(3)\ u_1^T\ \theta_1^T\ \cdots \right]^T$
관절형	경계 조건	$\hat{u}_1 = 0,\ \widehat{\theta}_1 = \begin{pmatrix} \theta_{con} \\ \hat{\theta}(2) \\ \hat{\theta}(3) \end{pmatrix},$ $\widehat{M}_1 = \begin{pmatrix} k_\theta \left(\widehat{\theta}_1(1) - \theta_{con} - k_{P_\beta} \widehat{\theta}_1(2) - k_{P_\zeta} \widehat{\theta}_1(3) \right) \\ c_\beta \dot{\widehat{\theta}}_1(2) + k_\beta \widehat{\theta}_1(2) \\ c_\zeta \dot{\widehat{\theta}}_1(3) + k_\zeta \widehat{\theta}_1(3) \end{pmatrix},$ $\hat{F}_N = 0,\ \widehat{M}_N = 0$
	미지 벡터	$X = \left[\hat{F}_1^T\ \hat{\theta}_1^T\ u_1^T\ \theta_1^T\ \cdots \right]^T$

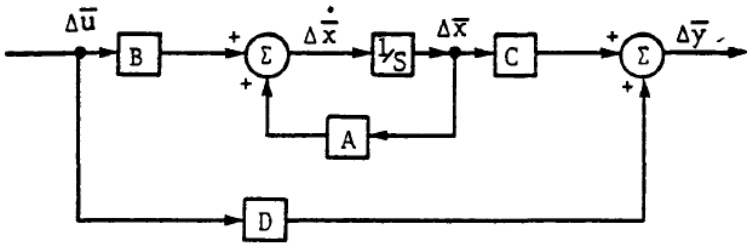


그림 2.2. Hull 모델의 구성품 내 적용된 입력/출력 흐름[12]

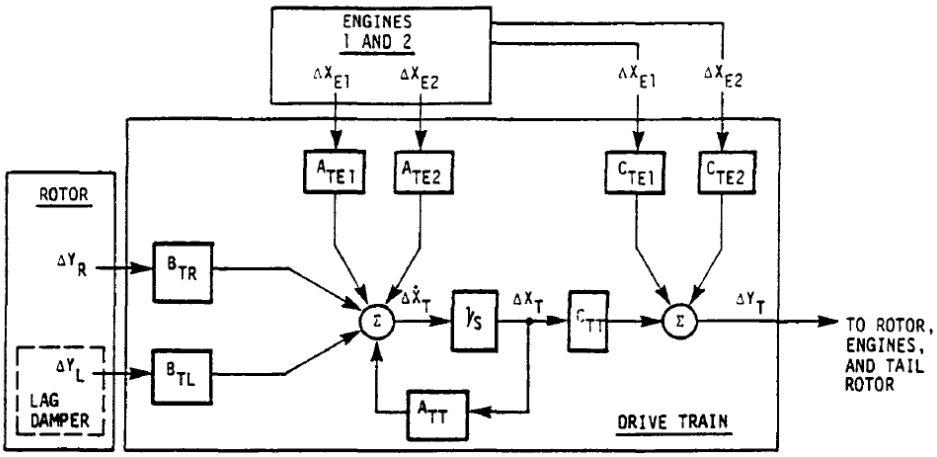


그림 2.3. 드라이브 트레인 해석 모델 흐름도[12]

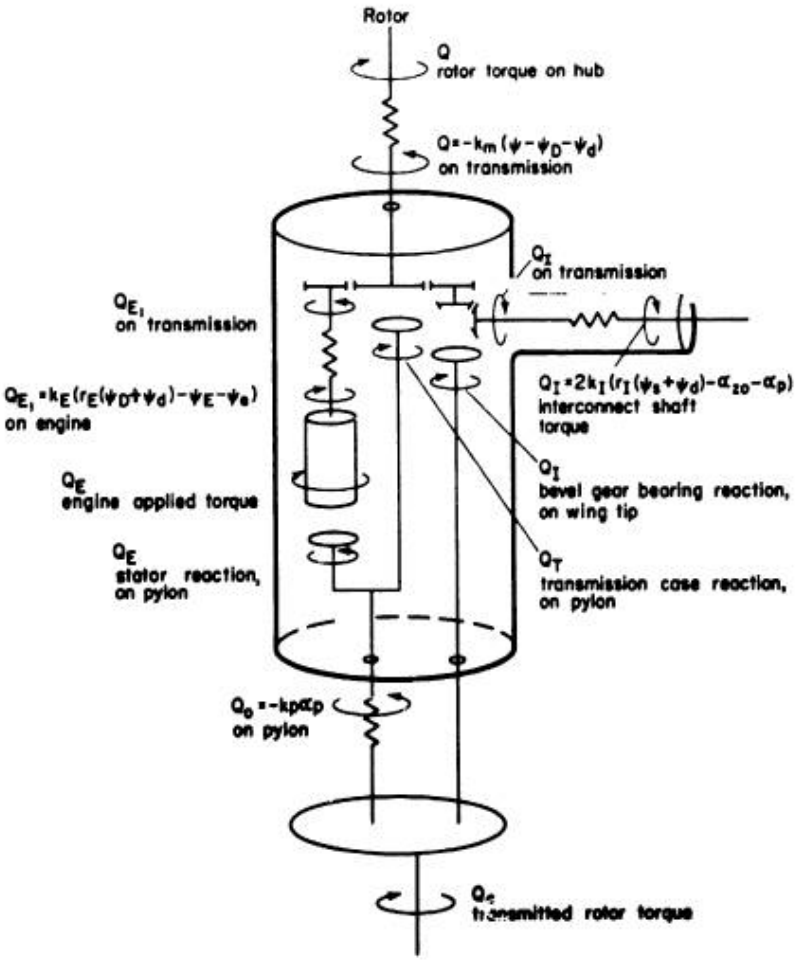


그림 2.4. Johnson 모델 내 엔진/트랜스미션에 작용하는 토크[25]

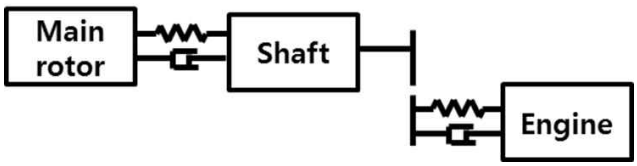


그림 2.5. 단일로터-동적 구성품 결합 모델

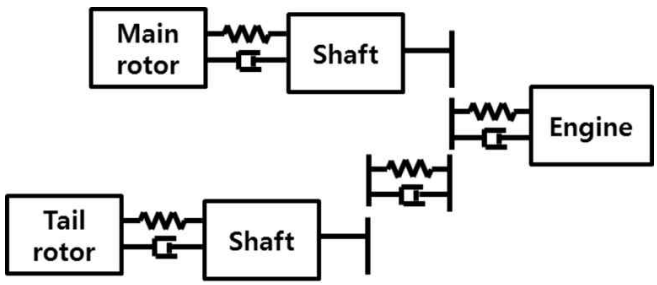


그림 2.6. 두 개의 로터와 동적구성품 결합 모델

이전 step과 현 step에서의 각속도, 방위각 차이

$$y_{gov} = \theta_{gstatic} = K_P \dot{\psi}_e + K_f \psi_e$$

$$\frac{\theta_g}{\theta_{gstatic}} = \frac{\omega_n}{s^2 + 2\omega_n \zeta s + \omega_n^2}$$

$$\upsilon_{govR} = \theta_g, \upsilon_{govE} = \theta_g$$

$$Q_{E1} = G_E(c_E - K_{Egov}\upsilon_{govE})$$

그림 2.7. governor 해석 흐름도

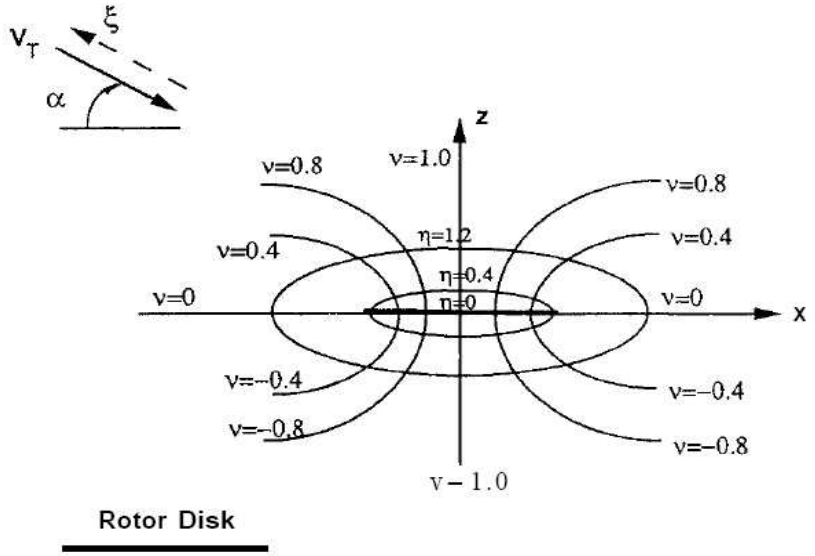


그림 2.8. 타원형 좌표계

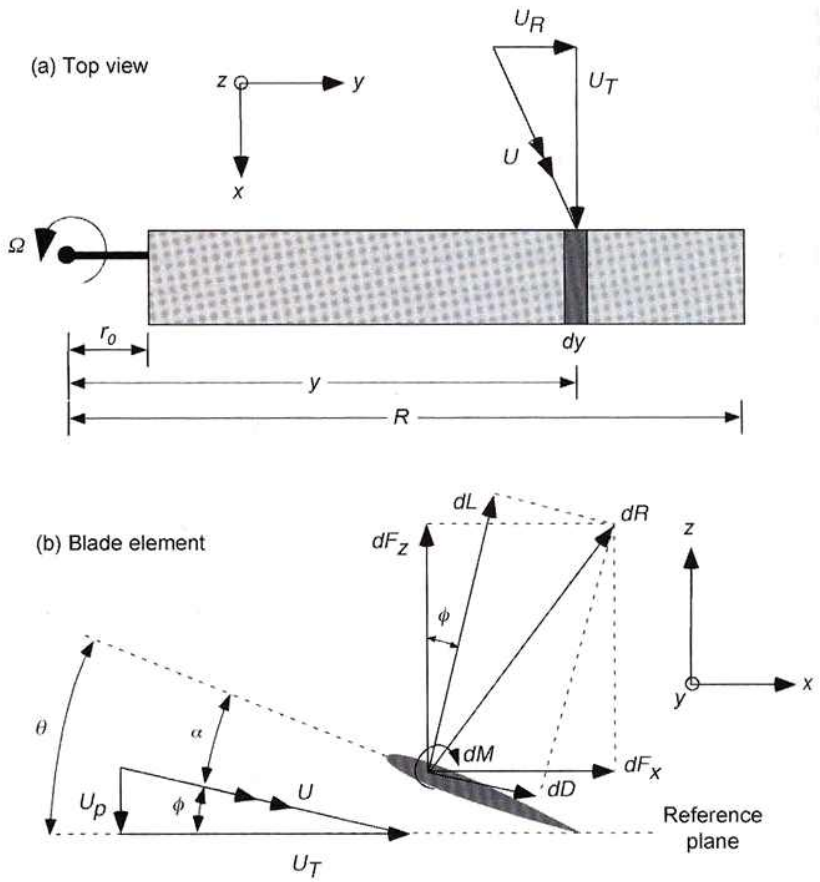


그림 2.9. 전형적인 블레이드 요소 [29]

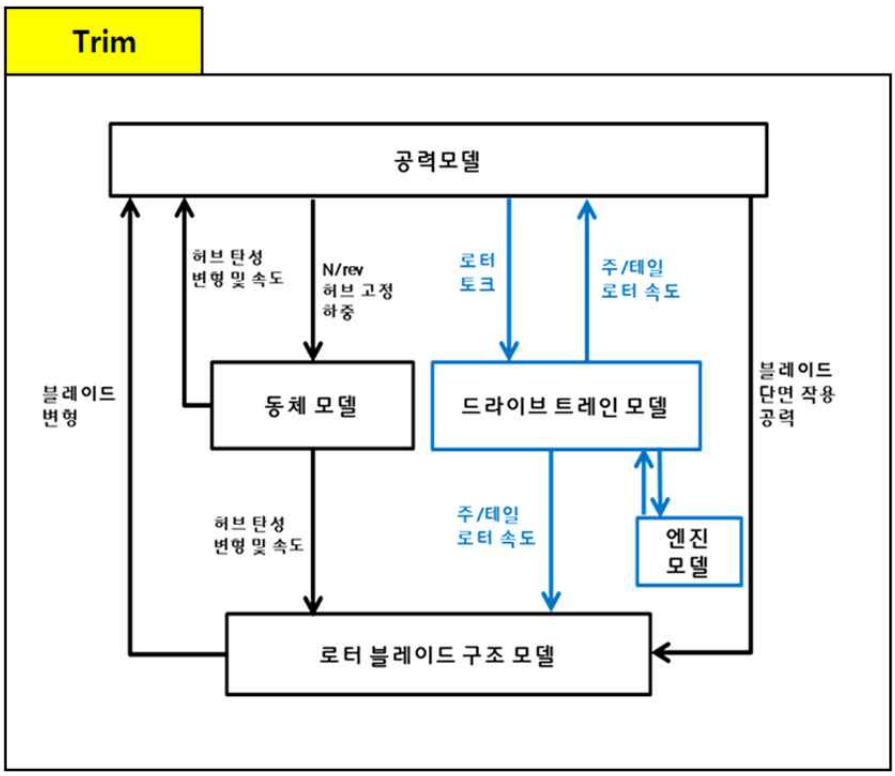


그림 2.10. 트림 해석 시, 결합 해석 흐름도

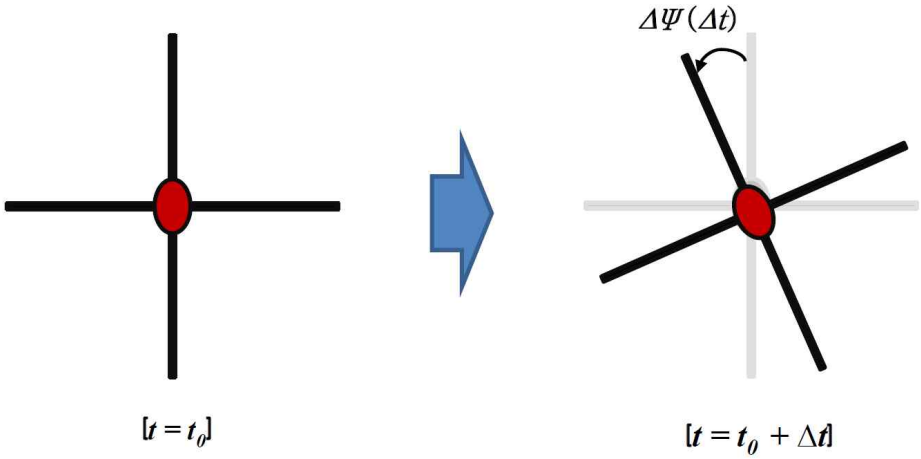


그림 2.11. 천이 응답 해석 기법

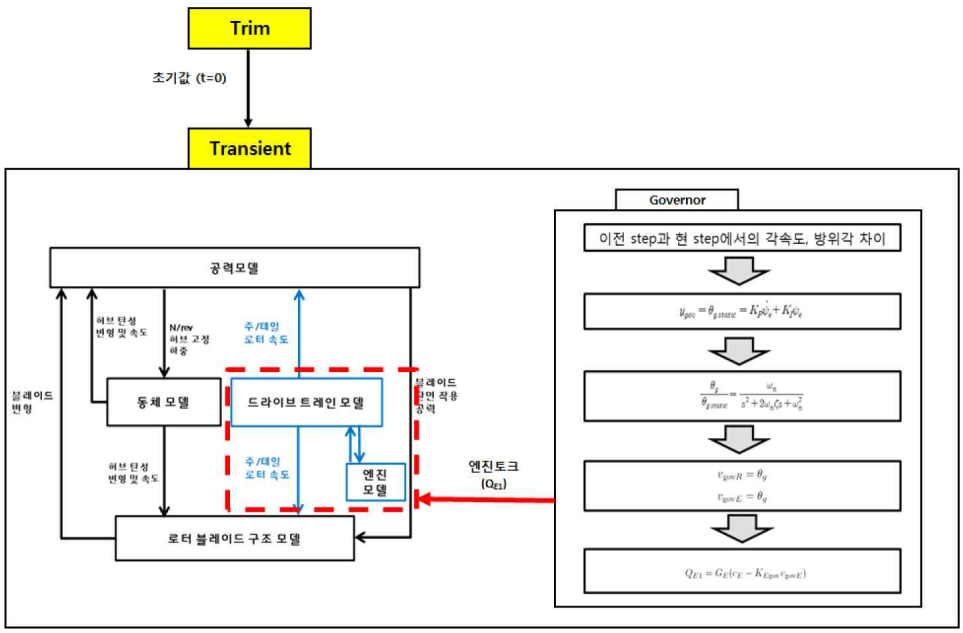


그림 2.12. 천이 응답 해석 시, 결합 해석 흐름도

그림 2.13. 래그 운동 감쇠기 모델 적용 구성도

III. 수치 해석 결과

3.1. 구조 해석 모델

본 절에서는 시험 보를 통해 본 연구에 적용된 기하학적 정밀 보 모델을 DYMORE와 비교 검증하였다. 해석에 사용된 시험보의 물성치는 표 3.1에 나타내었다.

정립된 구조 해석 모델의 검증을 위하여 정적하중(100N)을 끝단에 가하여 그 해석 결과를 DYMORE와 비교 분석하였다. 해석 조건은 그림 3.1과 같으며 해석 결과는 그림 3.2에 나타내었으며 DYMORE와 비교하여 잘 일치하는 것으로 나타났다.

3.2. 동적 구성품 해석 모델

동적 구성품 해석 모델의 결합에 앞서 단일 모델의 해석을 수행하였다. 해석 대상은 Hull이 정립한 동적 구성품 해석 모델로 각 구성품의 물성치는 표 3.2와 같다. 토크의 평형으로부터 각 구성품의 거동이 계산 되며 이 절에 사용된 해석 모델에 적용된 상태-공간 방정식은 식 (2.10)과 같다. 하지만 Hull의 모델의 경우, 비선형 연료 제어기를 포함하고 있고 현재 엔진 제어기의 비선형성을 포함하여 해석을 수행하는데 한계가 있어 엔진 제어기로부터 도출되는 연료 유량을 입력 조건으로 설정하였다. 따라서 해석에 사용된 입력 조건은 로터 토크와 연료 유량으로 그림 3.3, 3.4와 같다.

4차 Runge-Kutta 시간 적분 기법을 도입하여 상태-공간 방정식을 해석 하였고 그에 따른 결과는 엔진 토크와 주로터 회전속도에 있어서 Hull의 결과와 비교하였다. 해석 결과 비교는 그림 3.5과 그림 3.6에 나타내었으며 Hull의 결과 대비 유사한 결과를 도출하였다. 주 로터 토크의 변화로 인해 회전 속도는 섭동이 나타났으며 엔진

토크의 경우 연료 유량의 변화와 유사한 응답을 나타냄을 확인 하였다.

3.3. 공력 해석 모델

본 연구에 적용된 유한 상태 변수 모델은 He의 해석 결과 [26]를 바탕으로 개발되었으며, 공력 해석 프로그램에 대한 검증은 선행 연구에서 기 수행되었다. 검증 대상 로터는 참고 문헌 [31, 32]에 나와 있는 실험 자료를 바탕으로 선정되었으며, 해석결과는 참고 문헌 [22, 28]에 나타나 있다. 현 해석에 적용된 공력 해석 모델은 위의 기 정립된 해석 프로그램을 모듈화하여 구조 해석 프로그램과 결합 해석하였다.

3.4 트림 해석 모델

개발된 프로그램을 이용하여 단일로터를 대상으로 한 트림 해석 검증을 CAMRAD II와 비교하여 수행하였다. 그리고 이 해석 프로그램과 앞 절에서 정립한 동적 구성품 해석 모델을 결합하여 트림 해석을 수행하였으며 역시 CAMRAD II와 그 결과를 비교하였다.

3.4.1. Case 1 단일로터 트림 해석

먼저 트림 해석 검증을 위해 사용된 해석 대상 로터는 BO-105 로터이다. 로터 블레이드 구조의 물성치는 그림 3.7과 그림 3.8과 같으며 해석 기본 조건은 표 3.3과 같다. 개발된 프로그램을 사용하여 유한 상태 변수 모델에 대한 트림 해석을 수행하였으며 CAMRAD II 의 트림 해석 결과와 비교하였다. 해석 결과는 크게 트림 조종각, 공력 해석 결과 그리고 구조 해석 결과로 나누어 비교하였으며 먼저 트림 조종각 결과는 표 3.4와 그림 3.9에 나타나 있다. 해석 결과

는 CAMRAD II와 상당히 유사한 결과가 나타났음을 확인할 수 있다. 그림 3.10-12는 유한 상태 변수 모델을 사용한 개발 프로그램의 단면 양력, 유입류, 받음각 분포를 나타내고 있다. CAMRAD II와 비교하여 공력 해석 결과는 유사한 분포를 나타냄을 확인할 수 있다. 다음은 블레이드의 구조 해석 결과로 먼저 블레이드 플래핑 변위 비교 이며 CAMRAD II와 약 0.8%의 오차로 매우 근사한 값을 도출하였다.(그림 3.13) 또한 그림 3.14는 피치 조종 시스템 중, 피치 링크의 하중 해석 결과를 나타내었다. 현재 약 24%의 오차를 나타내고 있지만 하중의 분포 상에서 CAMRAD II와 유사한 결과를 나타내었다. 블레이드 하중 해석 결과의 경우 그림 3.15-18과 같으며 CAMRAD II와 유사한 결과가 나타났음을 확인할 수 있다. 다만 시위 방향 내력의 경우 블레이드 뿌리 부분에서 다소 큰 오차가 발생하였다.

하지만 전반적은 트림 해석을 통한 공력 및 구조 하중 해석 결과는 CAMRAD II 대비 유사한 결과를 도출하였음을 확인한 후, 기정립된 동적 구성품 해석 모델과의 결합 및 트림 해석을 수행하였다.

3.4.2. Case 2 로터와 동적구성품의 결합 해석 모델

앞 절에서 정립한 동적 구성품 결합 방법을 통해 로터시스템과의 결합을 수행하였으며 결합에 사용된 동적 구성품 해석 모델은 그림 2.5와 같다. 해석 대상 로터 시스템은 무힌지형 로터로 CAMRAD II 틸트로터 항공기 예제에서 분리해낸 로터시스템을 사용하였다. 대상 로터의 블레이드 물성치는 표 3.5와 같다. 동적 구성품 물성치 역시 동일 예제에서 추출하여 해석 모델에 적용하였으며 각 구성품의 물성치는 표 3.6에 나타내었다.

로터/동적구성품 결합 해석 모델의 트림 해석은 표 6과 같은 기본

조건에 따라 수행되었으며 Case 1과 마찬가지로 트림 조종각, 공력 해석 결과, 구조 해석 결과 세가지 측면에서 CAMRAD II와 비교하였다. 표 3.8과 그림 3.19는 트림된 피치 조종각 결과 비교이다. 이 경우 약간의 오차가 나타났지만 일반적으로 1°이내의 조종각 오차는 합당하다고 고려되고 있다. 공력 해석 결과의 경우 유입류 분포의 경우 약간 다른 경향성을 나타내고 있지만 양력과 받음각의 경우 CAMRAD II 대비 비교적 비슷한 분포도를 도출하였다.(그림 3.20-22)

그림 3.23은 블레이드 플래핑 변위 비교로 CAMRAD II와 12.5%의 끝단 변위 오차가 존재하지만 결과적으로 나타난 변위의 크기가 매우 작은 값이므로 비교적 잘 일치하는 것으로 고려된다.

동적 구성품 결합 해석 모델의 경우 주 로터 회전 속도에 있어서 일반적인 단일로터 해석 결과와 다른 결과가 도출 되었다. 일반적인 단일로터의 경우 회전 속도는 일정한 상수로써 고려하지만 동적 구성품 결합 해석 모델의 경우 토크의 평형을 기준으로 해석이 이루어지므로 로터의 거동 즉, 회전 속도 역시 해석에 따라 임의의 결과(N/rev)를 도출하게 된다. 따라서 현 해석 결과는 동적 구성품의 효과로 인해 그림 3.24와 같이 방위각에 따라 3/rev의 주기적 결과가 도출되었다. 동적 구성품에 의한 효과 측면에서 현 해석 결과는 CAMRAD II와 약간의 위상 차이를 보이나 비교적 합당한 결과를 도출하였다.

3.5 천이 응답 해석 모델

지금까지 개발된 로터/동적 구성품 해석 프로그램을 사용하여 유한 상태 변수 모델에 대한 천이 응답 해석을 수행하였다. 해석 대상 로터는 CAMRAD II 틸트로터 항공기에서 분리해낸 무힌지형 로터 시스템으로 기본적인 해석 조건은 표 6과 같다. 이 경우 크게 두 가

지 해석을 수행하였고 첫 번째는 트림 상태 유지에 따른 응답 특성 확인 그리고 두 번째는 조종각의 변화에 따른 응답 특성을 비교하였다.

3.4.1. Case 1 트림 상태 유지

트림 해석 결과를 초기값으로 하여 천이 응답 해석을 표 8과 같은 조건으로 수행하였다. 이 경우, 조종각은 트림 결과로 도출된 값을 유지하여 해석을 수행하였으며 해석에 적용된 동적 구성품의 물성치 및 해석 조건은 표 3.9, 3.10에 나타내었다. 해석에 따른 결과는 주로터 토크와 회전속도 응답을 CAMRAD II와 비교하였다. 그림 3.25-26과 그림 3.27-28은 주 로터의 토크 응답으로 CAMRAD II와 약간의 크기 차이는 존재하지만 단일 로터 및 동적 구성품 결합 해석 모델 모두 유사한 결과를 도출하였다.

트림 해석 시와 마찬가지로 단일로터 해석의 경우 회전 속도는 일정한 상수이지만 동적 구성품 결합 해석 모델의 경우 로터 토크와 엔진 토크로 인해 회전 속도의 변화가 발생한다. 그림 3.29는 회전 속도의 응답을 CAMRAD II와 비교한 결과로 잘 일치함을 알 수 있다. 또한 동적 구성품의 결합을 통해 로터 토크의 응답은 위상의 변화가 발생함을 확인할 수 있다.(그림 3.30-31) 현 해석 결과는 약간의 크기 차이가 존재하지만 CAMRAD II 대비 동적 구성품에 의한 효과는 비교적 비슷한 결과가 도출되었다.

3.4.2. Case 2 시간에 따라 조종각의 변화

Case 2는 시간에 따라 조종각을 변화 시켜 그에 따른 로터 토크의 응답을 확인하였다. 그림 3.32는 단일 로터 해석에 적용된 조종각의 변화이며 그림 3.33은 그에 따른 로터 토크의 응답을 나타내었

다. 해석 결과의 경우 크게 세가지로 분류하여 비교할 수 있으며 첫 번째 부분의 결과는 CAMRAD II와 잘 일치하는 것으로 나타났다. 하지만 두 번째 결과의 경우, 다소 차이가 나타났음을 확인하였다. (그림 3.34-36)

다음은 로터/동적구성품 결합 해석 모델의 결과로 이 경우 조종각의 변화는 그림 3.37과 같다. 그림 3.38은 로터 응답결과 비교로 역시 세 부분으로 구분하여 결과를 비교하였다. 첫 번째, 두 번째 결과의 경우 비교적 잘 일치하였지만 세 번째의 경우 다소 차이를 나타내었다. (그림 3.39-41)

단일로터 및 결합 해석 모델에 있어서 각각 특정 부분에서 오차가 크게 발생하였는데 이는 CAMRAD II의 경우 해석 시, 현 해석 프로그램과 비교하여 추가적인 자유도를 포함 하고 있어 조종각 변화에 따른 섭동의 차이가 원인인 것으로 고려된다.

3.6 래그 운동 감쇠기 해석 모델

정립된 래그 운동 감쇠기 해석 모델을 로터 시스템 해석 프로그램의 블레이드 구조모델에 추가하여 감쇠기의 감쇠 효과에 따른 parametric study 수행에 앞서 CAMRAD II를 통해 선 수행하였다. 해석 대상은 축소형 관절형 로터이며 기본적인 해석 조건 및 로터의 정보는 표 3.11과 같다. 해석 방법은 전진비 증가에 따른 로터 블레이드의 안정성을 예측하였다.

로터 플러터 해석을 통해 래그 모드에 해당하는 주파수와 그에 대한 복소 벡터를 확인할 수 있고 이에 대한 감쇠비 역시 확인 가능하다. 본 절에서 수행된 CAMRAD II 해석은 1차 래그 모드 즉, collective lag mode에 해당하는 감쇠비를 도출하여 안정성해석을 수행하였다. 해석은 크게 제자리 비행과 전진 비행에 대해 수행되었으며 제자리 비행의 경우, 조종각 sweep, 전진 비행의 경우, 전진비

sweep을 통해 각각의 감쇠비가 어떻게 변화하는지를 확인하였으며 래그 운동 감쇠기의 유/무에 따른 차이를 고려하였다. CAMRAD II의 해석 결과는 그림 3.42, 3.43과 같다. 해석 결과, 래그 운동 감쇠기가 추가됨에 따라 안정성의 변화가 나타남을 확인할 수 있다. 래그 운동 감쇠기의 추가를 통해 감쇠비가 증가하였으며 동적 안정성이 향상됨을 확인하였다.

CAMRAD II의 안정성 해석을 통해 래그 운동 감쇠기의 효과를 확인한 후, 위 2.6절에서 정식화한 감쇠기 해석 모델을 현 해석 프로그램으로 적용하여 트림 해석을 수행하였다. 해석에 사용된 로터 시스템은 CAMRAD II 해석에서 사용된 대상과 동일하며 래그 운동 감쇠기의 유/무에 따른 lead-lag 방향의 끝단 변위 차이를 동일한 조건에서 해석된 CAMRAD II 결과와 비교하였다. 해석 결과는 그림 3.44와 같으며 래그 운동 감쇠기가 결합되지 않은 모델의 경우 위상과 크기가 전반적으로 CAMRAD II 대비 유사한 결과를 나타내었다. 래그 운동 감쇠기가 결합된 해석 모델의 경우, 약간의 위상 차이가 발생하였지만 그 크기는 CAMRAD II 대비 유사하게 나타났다.

표 3.1. 시험 보의 물성치

항목	값
Mass per unit length (kg/m)	0.20
I_{xx} (kg m)	1.0×10^{-4}
I_{yy} (kg m)	1.0×10^{-6}
I_{zz} (kg m)	1.0×10^{-4}
K_{11} (N)	1.0×10^{6}
K_{22} (N)	1.0×10^{20}
K_{33} (N)	1.0×10^{20}
K_{44} (Nm^2)	50.0
K_{55} (Nm^2)	50.0
K_{66} (Nm^2)	1.0×10^{3}

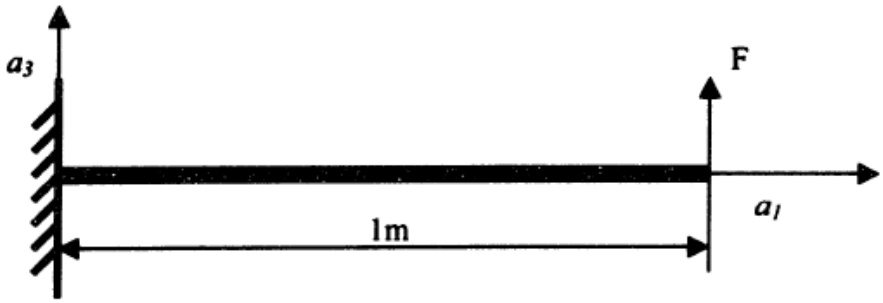


그림 3.1. 하중 해석 조건

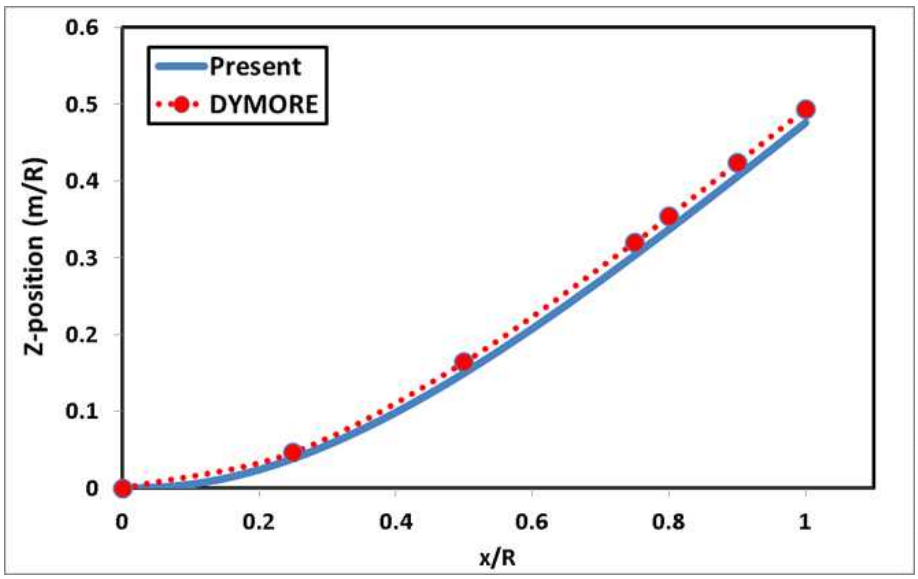


그림 3.2. 구조 해석 결과

표 3.2. 동적 구성품 입력 조건 [12]

구분	값	
로터 관성($lb \cdot ft/sec^2$)	880	
엔진 축과 로터 축 속도 비	0.010572	
로터축	감쇠($lb \cdot ft/sec^2$)	0.0
엔진부	강성($lb \cdot ft/rad$)	64930
	댐핑($lb \cdot ft/sec$)	1070

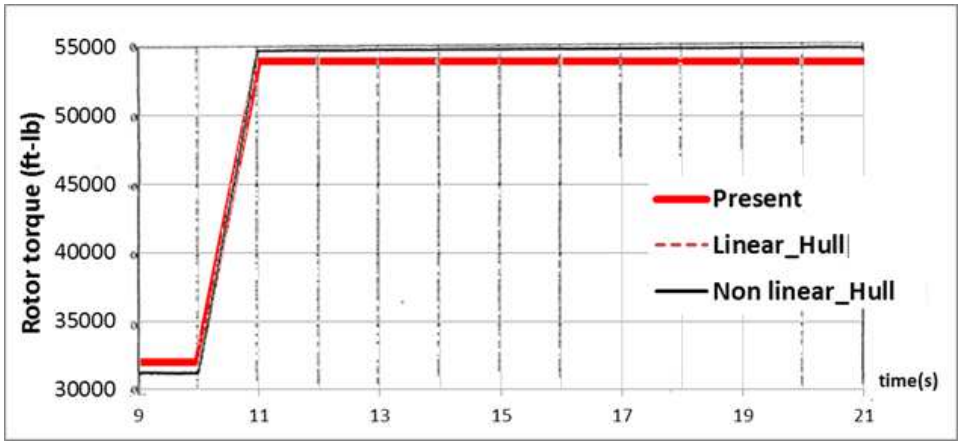


그림 3.3 로터 토크 입력 조건

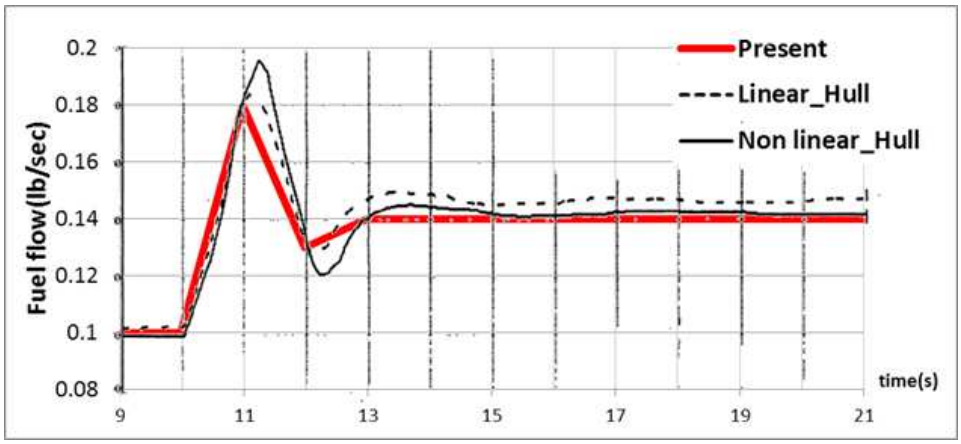


그림 3.4 연료 유량 입력 조건

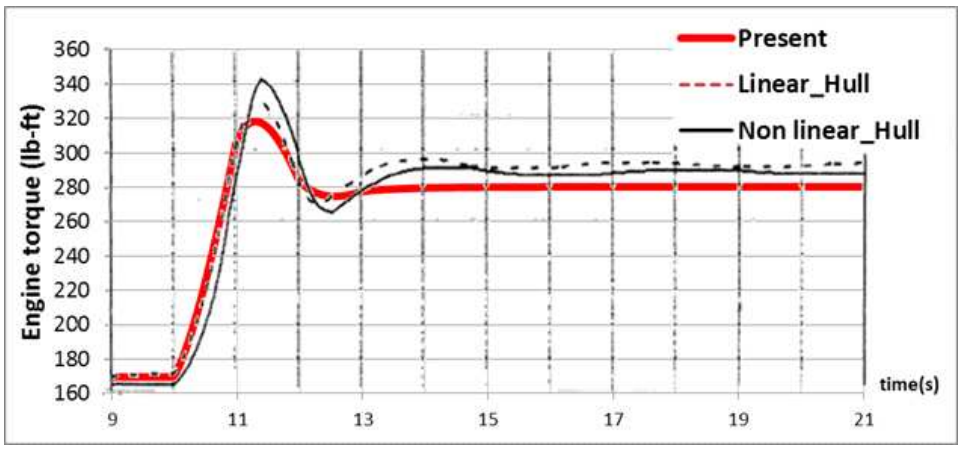


그림 3.5 엔진 토크 해석 결과

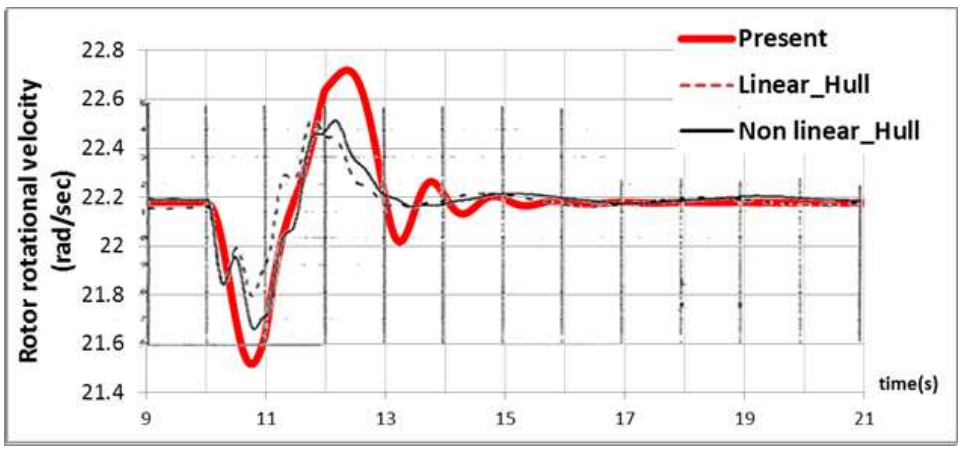


그림 3.6 로터 회전 속도 해석 결과

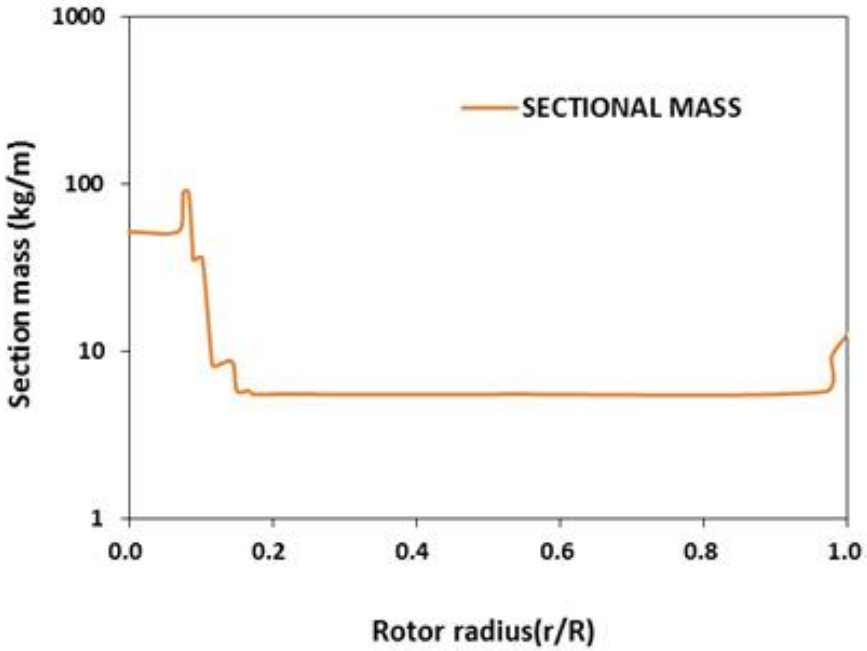


그림 3.7. BO-105 헬리콥터 블레이드 단면 물성치(질량)

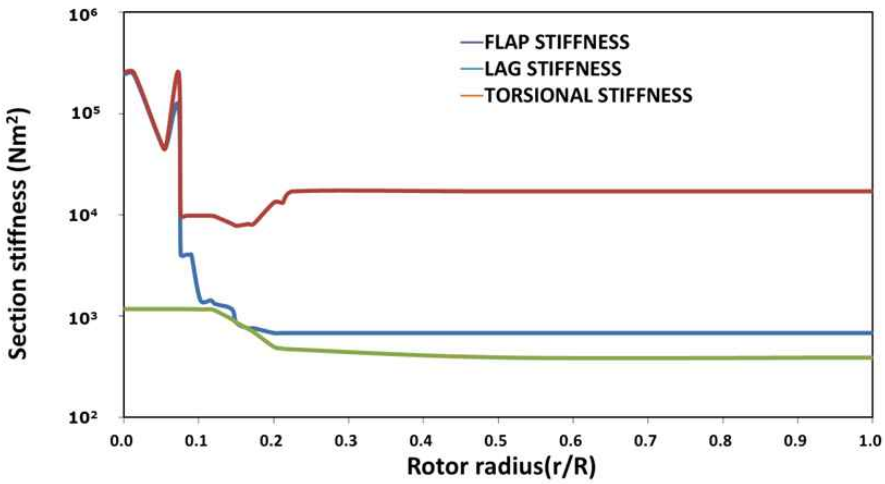


그림 3.8. BO-105 헬리콥터 블레이드 단면 물성치(강성)

표 3.3. 기본 해석 조건 (BO-105)

구분	값
온도 (^oC)	15
대기 밀도 (kg/m^3)	1.225
블레이드 수	4
블레이드 반경 (m)	4.912
로터 회전속도 (rad/sec)	44.25

표 3.4. 트림 조종각 결과 비교 (BO-105)

C_T/σ	μ	구분	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}
0.08	0.1	Present	9.1	1.42	-1.36
		CAMRAD II	8.81	1.4	-1.31
		오차(%)	3%	1.4%	3.7%

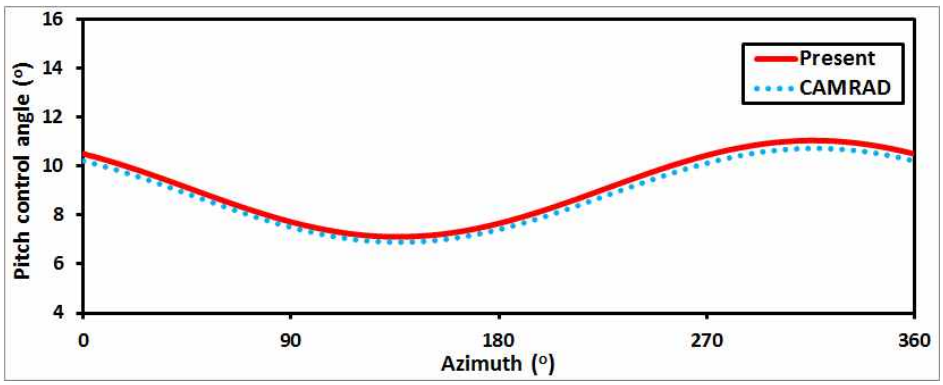
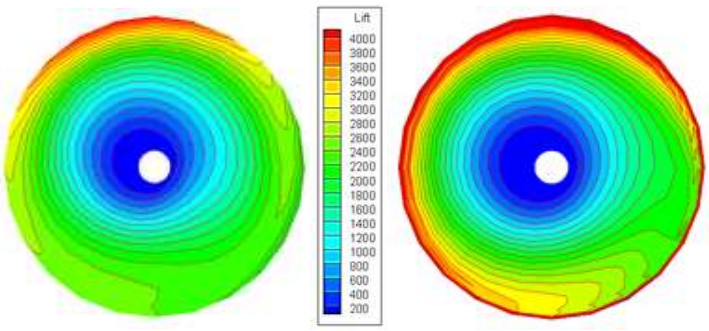
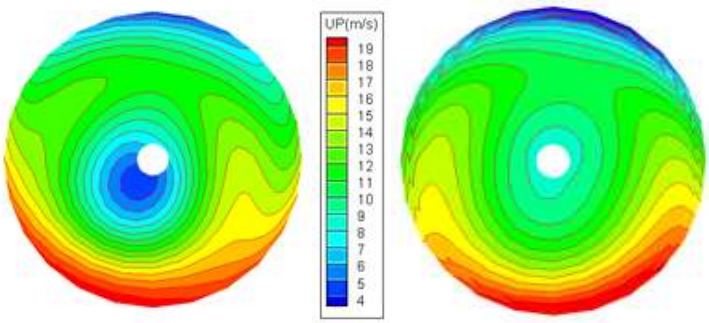


그림 3.9 트림 조종각 분포 비교 (BO-105)



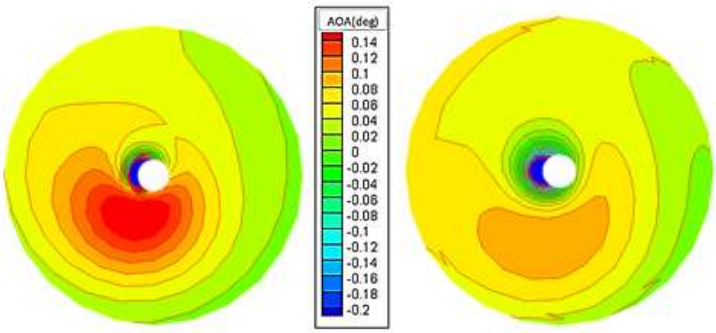
(a) Present (b) CAMRAD II

그림 3.10 양력 분포 비교 (BO-105)



(a) Present (b) CAMRAD II

그림 3.11 유입류 분포 비교 (BO-105)



(a) Present (b) CAMRAD II

그림 3.12 받음각 분포 비교 (BO-105)

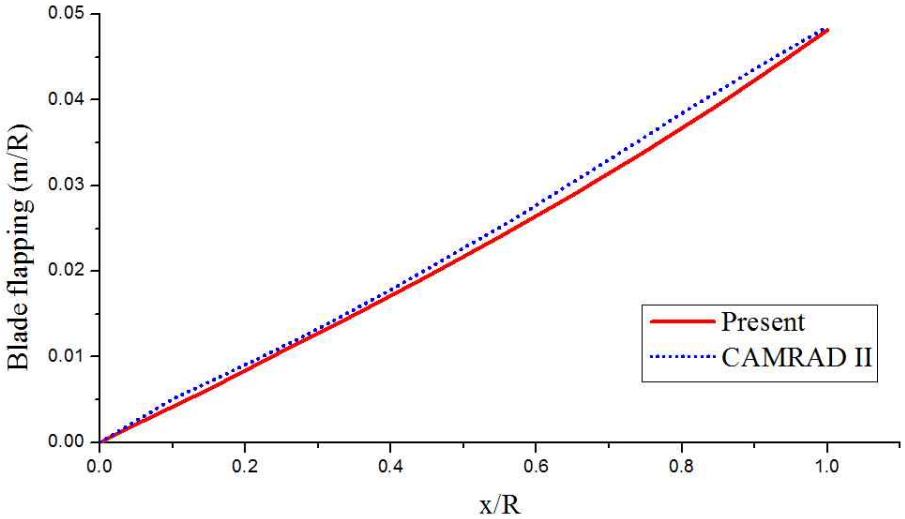


그림 3.13 블레이드 플래핑 변위 비교 (BO-105)

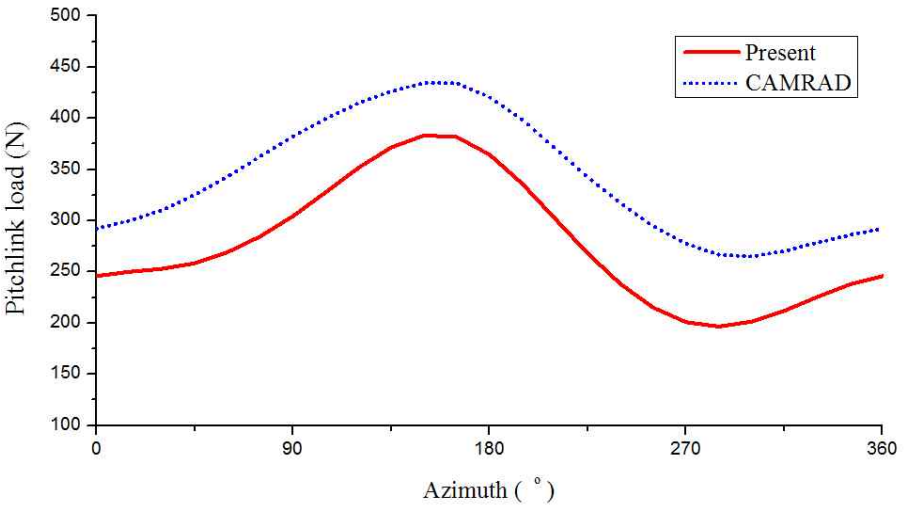


그림 3.14 피치링크 하중 비교 (BO-105)

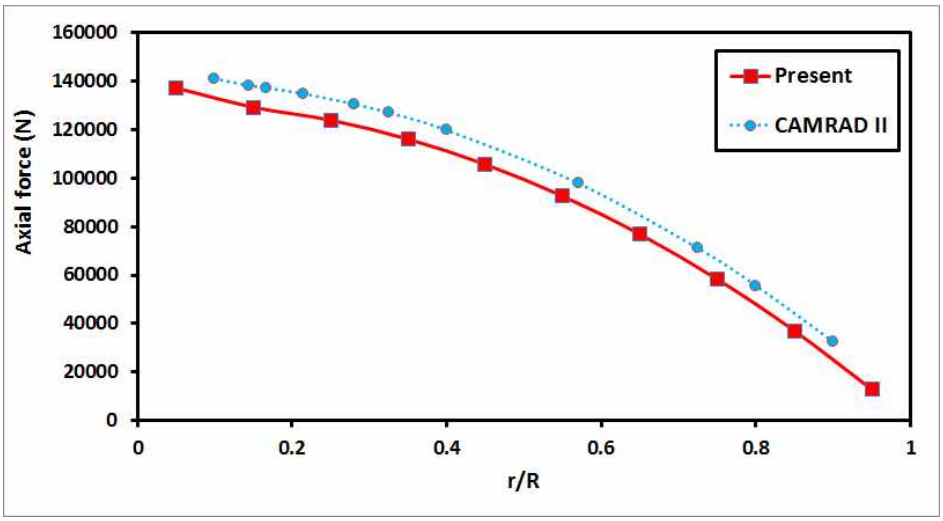


그림 3.15. 축 방향 내력 비교 (BO-105)

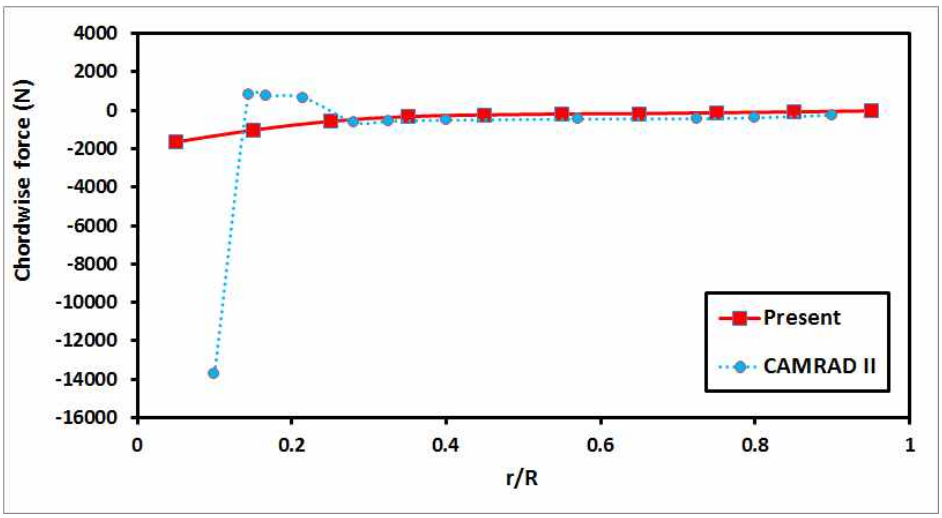


그림 3.16 블레이드 시위 방향 내력 비교 (BO-105)

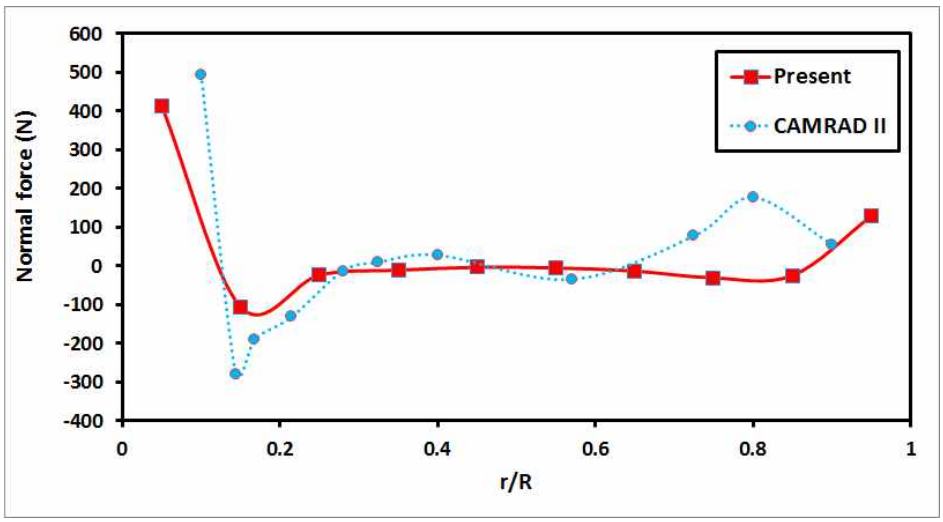


그림 3.17 블레이드 굽힘 방향 내력 비교 (BO-105)

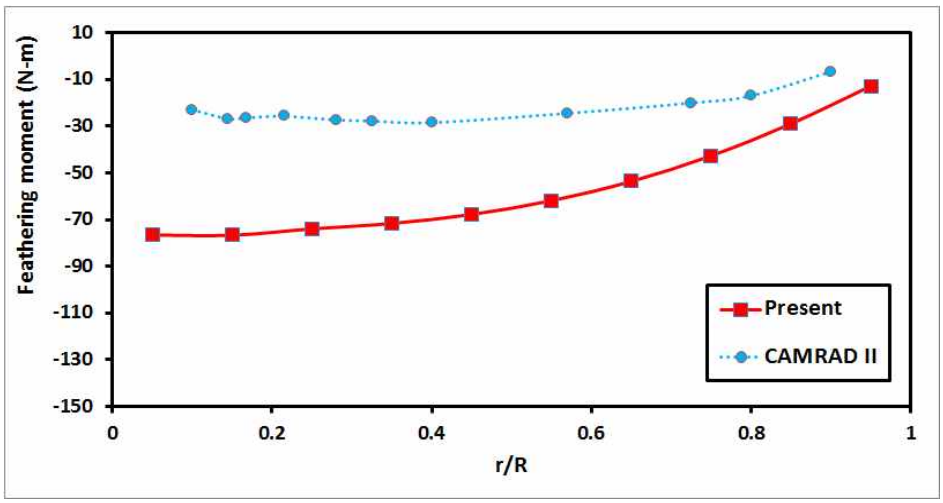


그림 3.18 Pitching 모멘트 비교 (BO-105)

표 3.5 블레이드 물성치 (CAMRAD II 예제 로터)

구분	값
Mass per unit length (kg/m)	3.503
I_{xx} (kg m)	5.0×10^{-5}
I_{yy} (kg m)	8.315×10^{-3}
I_{zz} (kg m)	5.0×10^{-5}
K_{11} (N)	1.112×10^{9}
K_{22} (N)	1.0×10^{20}
K_{33} (N)	1.0×10^{20}
K_{44} (Nm^2)	8.609×10^{8}
K_{55} (Nm^2)	7.182×10^{7}
K_{66} (Nm^2)	9.576×10^{8}

표 3.6 동적 구성품 물성치

구분		값
로터 관성		2.16
기어비		35
로터축	관성	1.711
	강성(*N·m/rad*)	109700
	감쇠(*N·m/rad/sec*)	0.2
엔진축	관성	2.136
	강성(*N·m/rad*)	4500
	감쇠(*N·m/rad/sec*)	0.01

표 3.7 기본 해석 조건 (CAMRAD II 예제 로터)

구분	값
온도 (^oC)	15
대기 밀도 (kg/m^3)	1.225
블레이드 수	3
블레이드 반경 (m)	4.572
로터 회전속도 (rad/sec)	40.003

표 3.8 트림 조종각 결과 비교 (CAMRAD II 예제 로터)

C_T/σ	μ	구분	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}
0.07	0.14	Present	6.5	3.3	-1.9
		CAMRAD II	5.8	3.0	-1.9
		오차(%)	12%	10%	0%

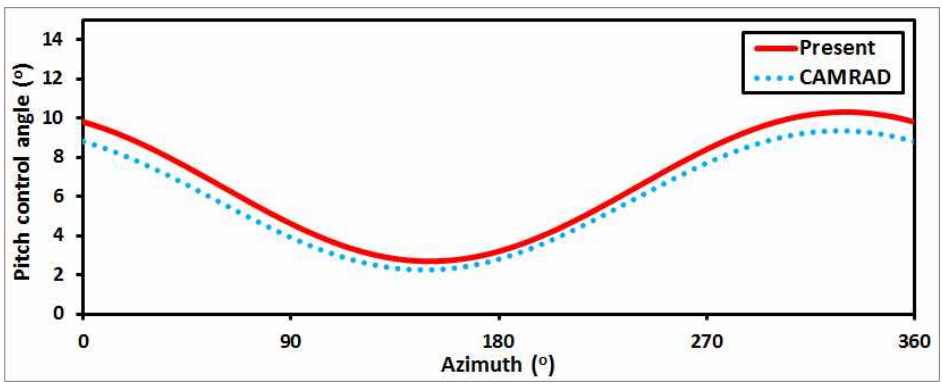
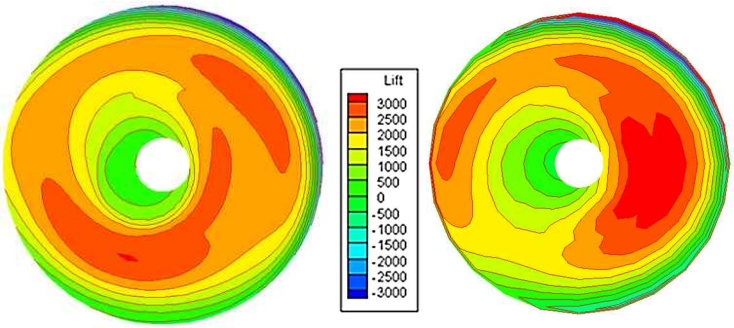
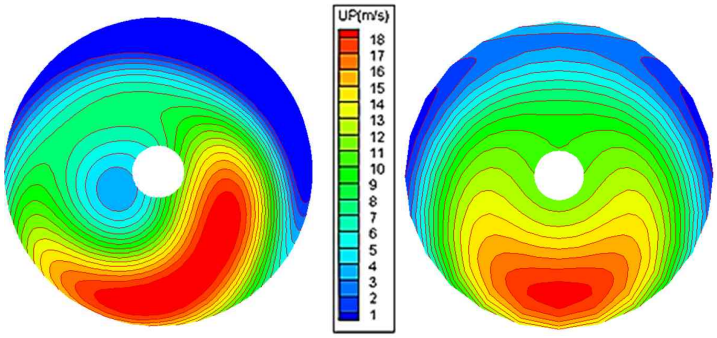


그림 3.19 트림 조종각 분포 비교 (CAMRAD II 예제 로터)



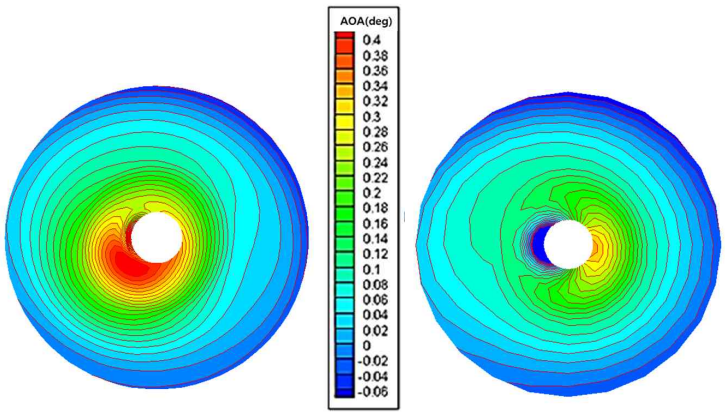
(a) Present (b) CAMRAD II

그림 3.20 양력 분포 비교 (CAMRAD II 예제 로터)



(a) Present (b) CAMRAD II

그림 3.21 유입류 분포 비교 (CAMRAD II 예제 로터)



(a) Present (b) CAMRAD II

그림 3.22 받음각 분포 비교 (CAMRAD II 예제 로터)

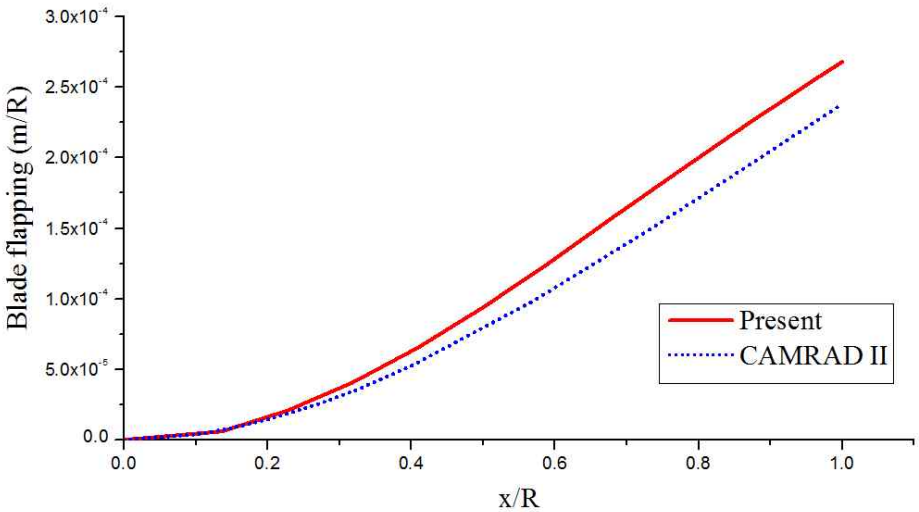


그림 3.23 블레이드 플래핑 변위 비교

(CAMRAD II 예제 로터)

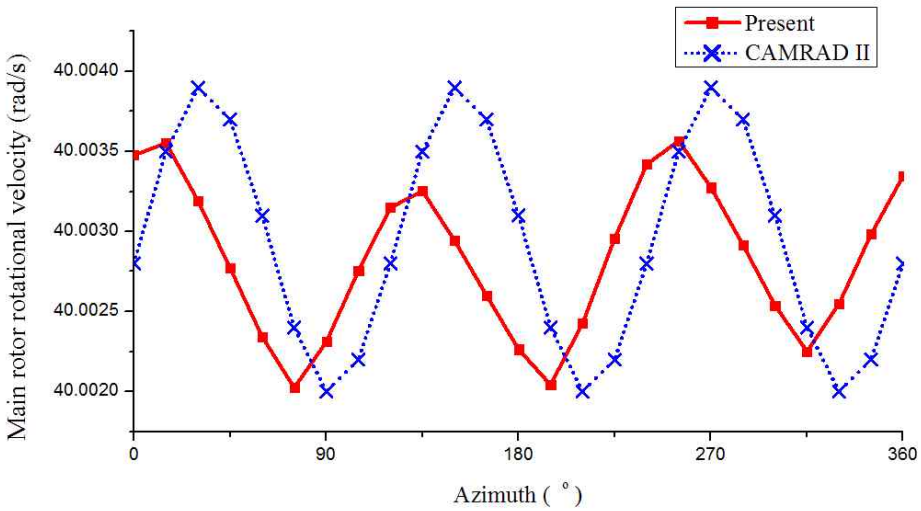


그림 3.24 주로터 회전 속도 비교 (CAMRAD II 예제 로터)

표 3.9. 동적 구성품 물성치 (천이 응답 해석 Case 1)

구분		값
로터 관성		2.16
기어비		35
로터축	관성	1.711
	강성(*N·m/rad*)	109700
	감쇠(*N·m/rad/sec*)	0.2
엔진축	관성	2.136
	강성(*N·m/rad*)	4500
	감쇠(*N·m/rad/sec*)	0.01
governor 입력 값	Engine control	10.113

표 3.10. 해석 조건 (천이 응답 해석 Case 1)

구분		값	
트림 조종각		Present	CAMRAD II
	θ_0	6.5	5.8
	θ_{1c}	3.3	3.0
	θ_{1s}	-1.9	-1.9
해석 시간 (sec)		2	
Time step $\triangle\Psi$($\triangle$t)		15°(0.006sec)	

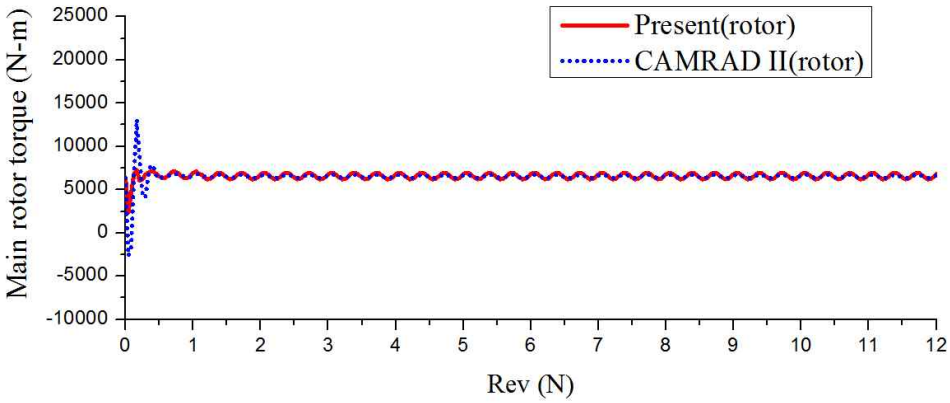


그림 3.25 주 로터 토크 응답 비교 (단일로터)

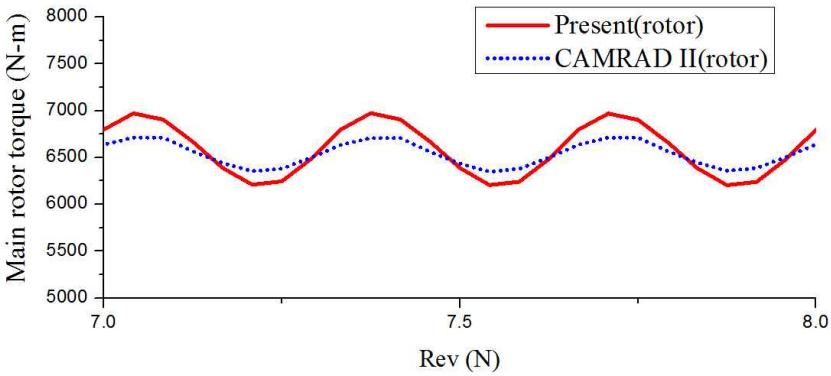


그림 3.26 1rev에서 토크 응답 비교 (단일로터+동적 구성품)

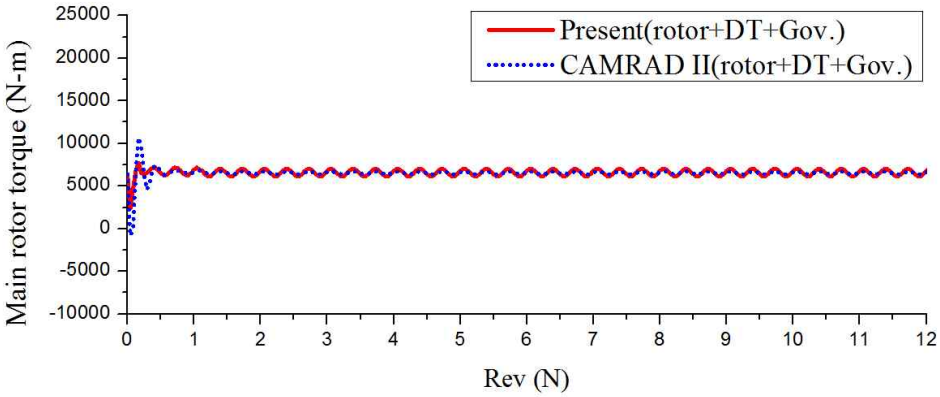


그림 3.27 주 로터 토크 응답 비교 (단일로터+동적 구성품)

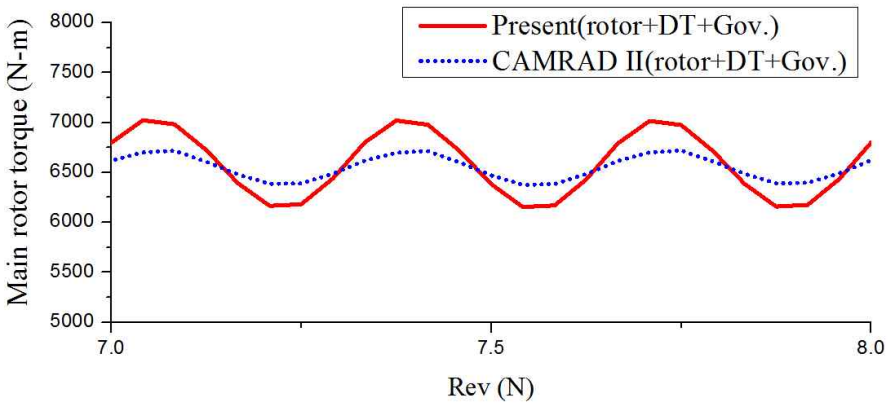


그림 3.28 1rev에서 토크 응답 비교 (단일로터+동적 구성품)

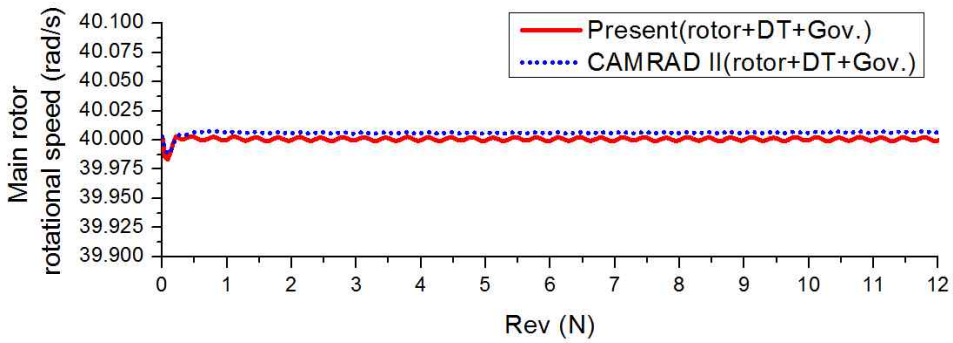


그림 3.29 주 로터 회전 속도 응답 비교

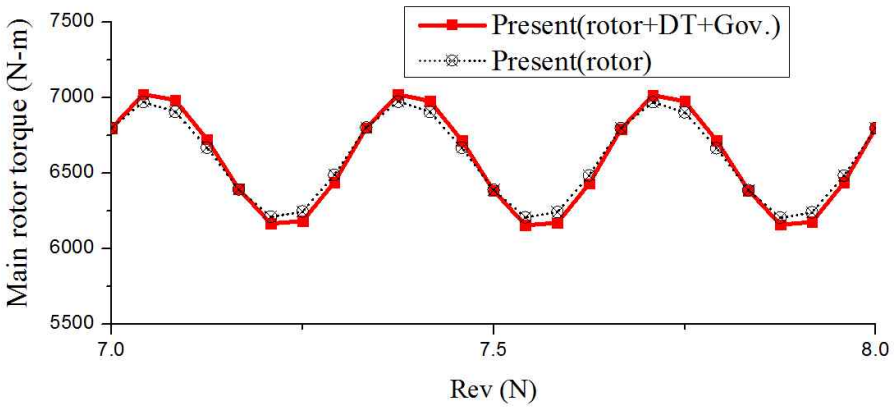


그림 3.30 동적 구성품 결합에 따른 효과 (Present)

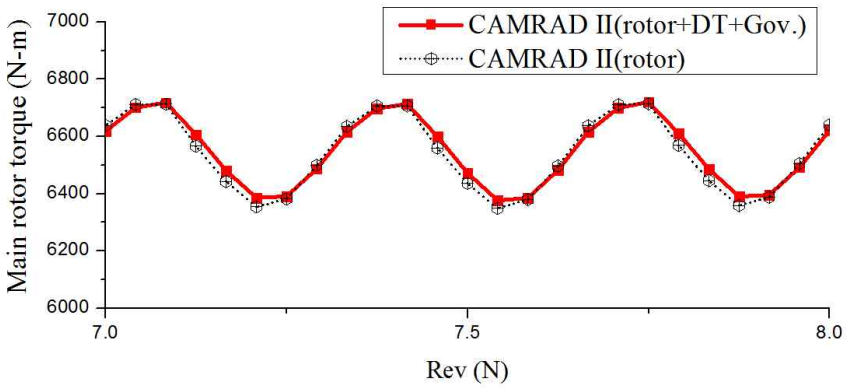


그림 3.31 동적 구성품 결합에 따른 효과
(CAMRAD II)

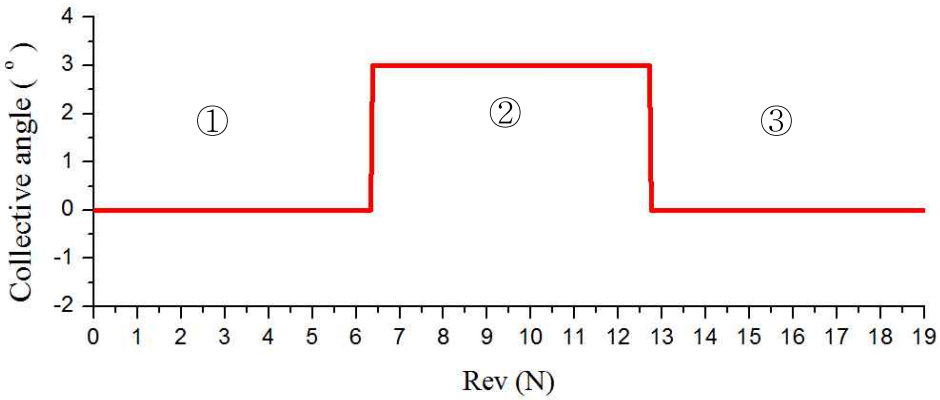


그림 3.32 조종각 변화 입력 조건 (단일로터)

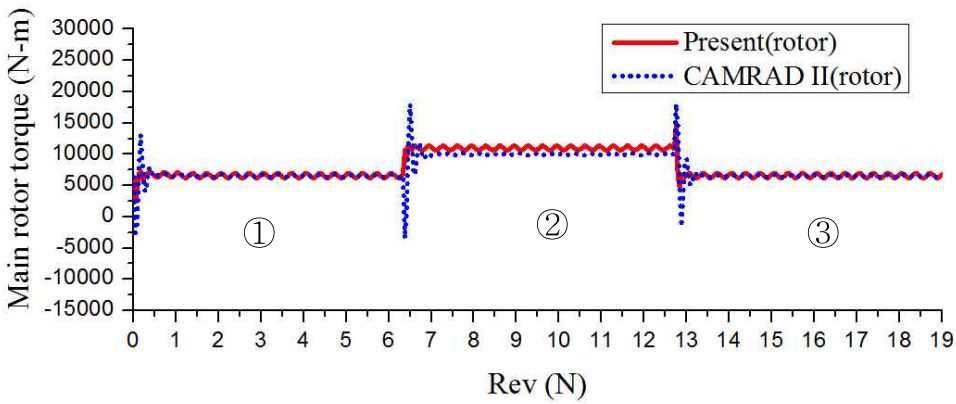


그림 3.33 주 로터 토크 응답 비교 (단일로터)

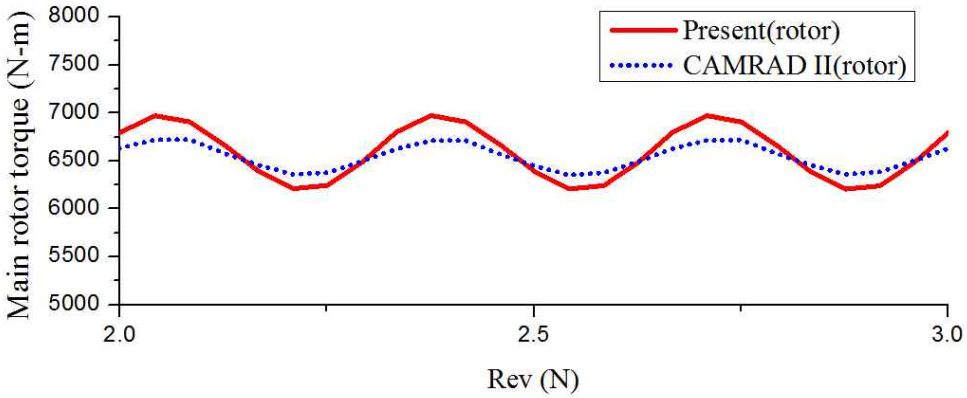


그림 3.34 1rev에서 토크 응답 비교 (①)

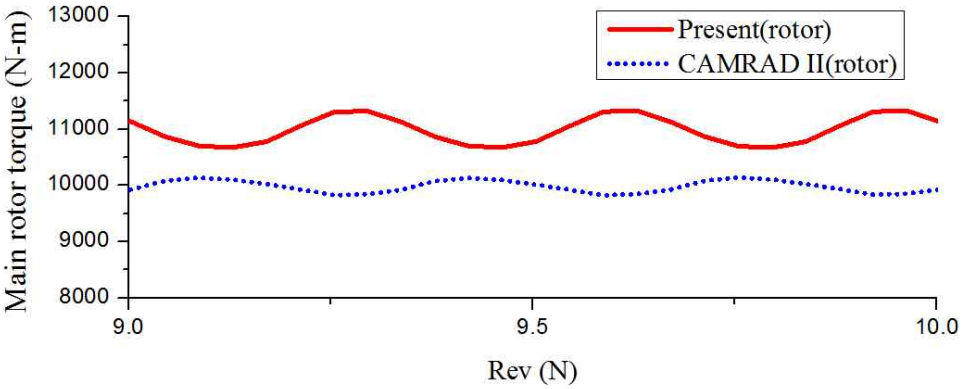


그림 3.35 1rev에서 토크 응답 비교 (②)

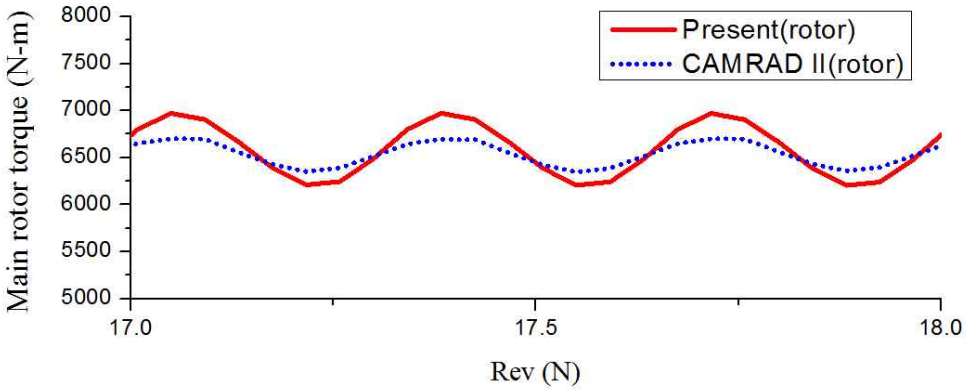


그림 3.36 1rev에서 토크 응답 비교 (③)

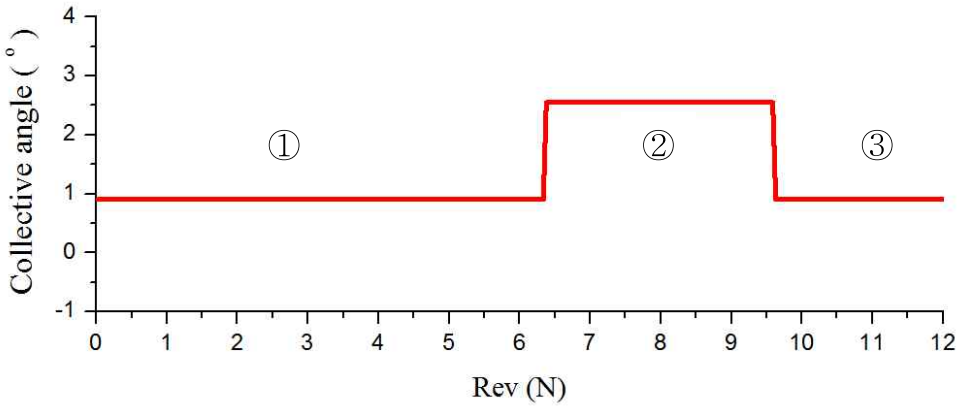


그림 3.37 조종각 변화 입력 조건 (단일로터+동적 구성품)

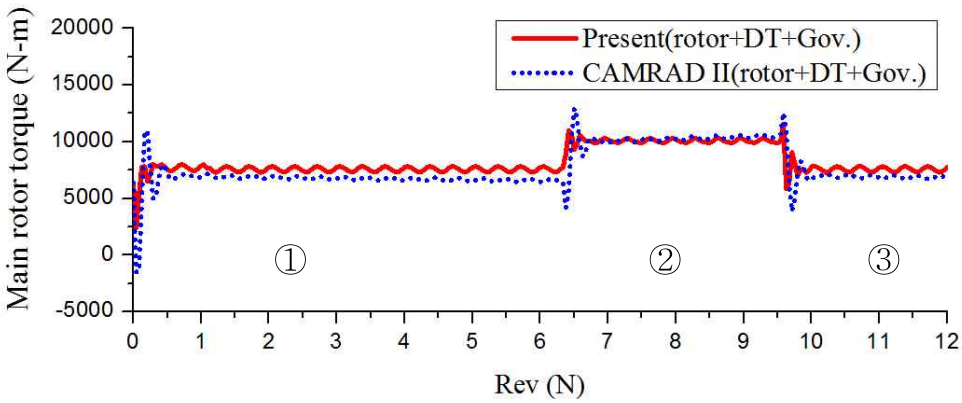


그림 3.38 주 로터 토크 응답 비교 (단일로터+동적 구성품)

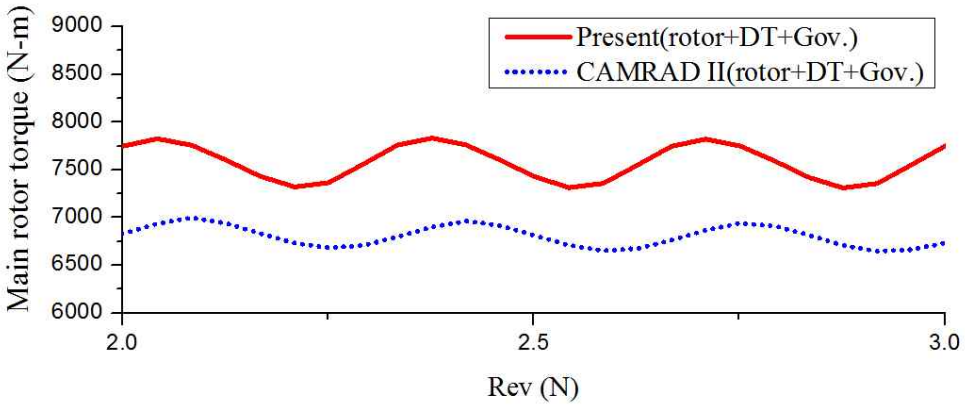


그림 3.39 1rev에서 토크 응답 비교 (①)

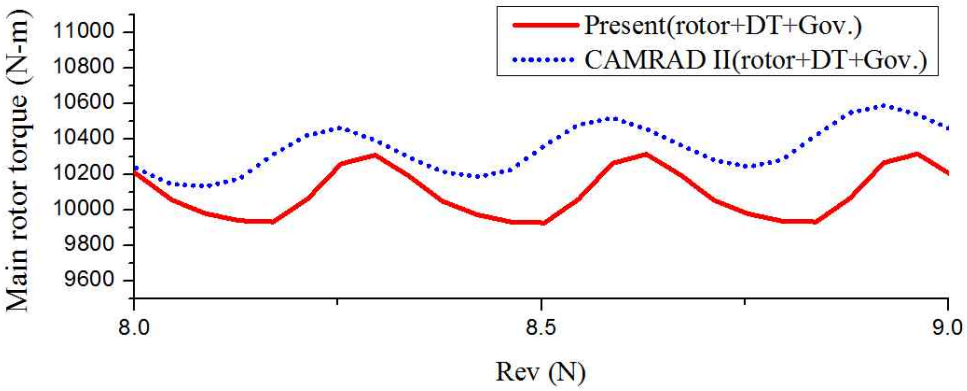


그림 3.40 1rev에서 토크 응답 비교 (②)

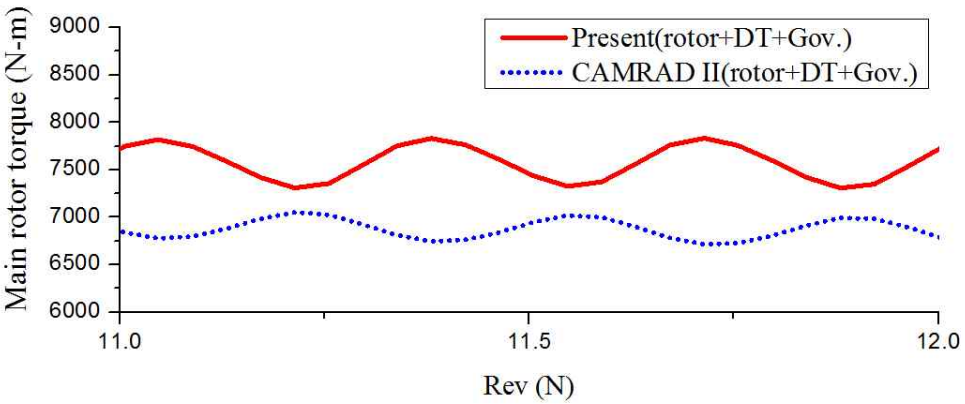


그림 3.41 1rev에서 토크 응답 비교 (③)

표 3.11 해석 조건 및 대상 입력 정보

구분	값
온도 (^oC)	15
대기 밀도 (kg/m^3)	1.225
블레이드 수	4
블레이드 반경 (m)	1.129
로터 회전속도 (rad/sec)	199.38
래그 운동 감쇠기 스프링 계수 (N-m/rad)	192,857
래그 운동 감쇠기 감쇠 계수 (N-m/rad/sec)	3,367

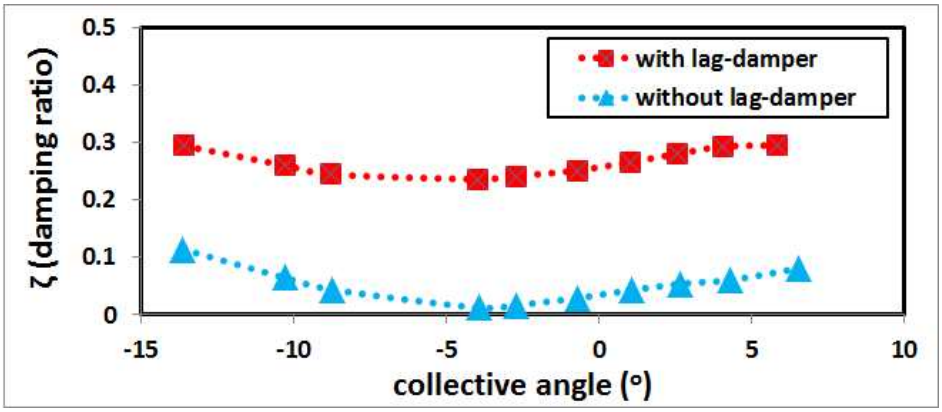


그림 3.42 래그 운동 감쇠기 유/무에 따른 해석 결과

(제자리 비행)

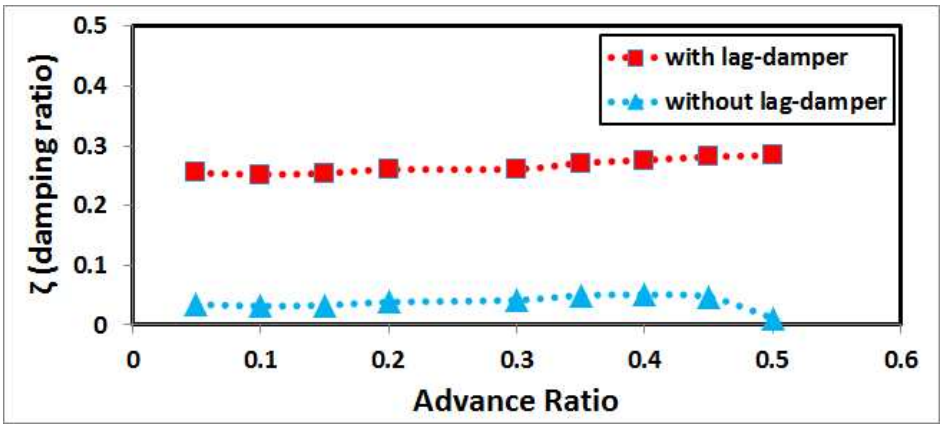


그림 3.43 래그 운동 감쇠기 유/무에 따른 해석 결과

(전진 비행)

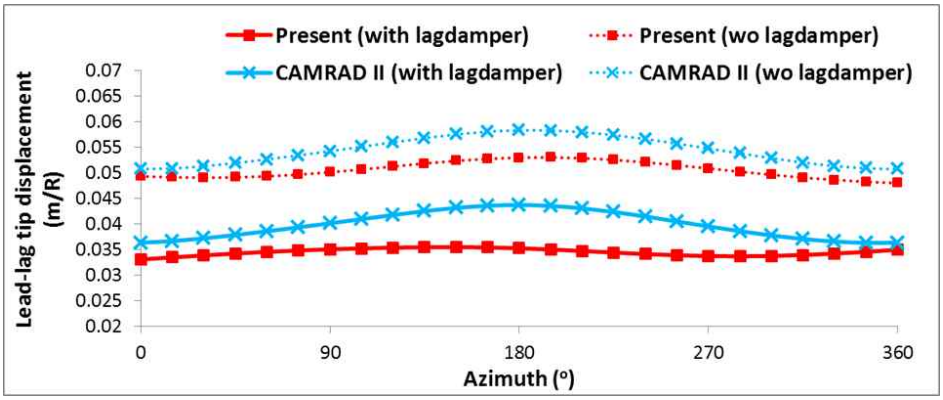


그림 3.44 래그 운동 감쇠기 유/무에 따른 해석 결과

IV. 결 론

4.1. 결론

본 논문에서는 동적 구성품 해석 모델을 개발하고 로터 해석 모델과 결합하여 하중에 의한 거동 다양한 측면에서 살펴보았다. 동적 구성품 해석 모델은 기존의 로터 구조-공력 상호 작용을 고려한 로터 시스템 하중 해석 프로그램의 일부로서 삽입되었다. 구조 모델로는 로터 블레이드의 대변형과 기하학적 비선형성을 모사할 수 있는 기하학적 정밀 보 이론이 적용되었으며, 기존 프로그램의 공력 해석 모델은 유한 상태 변수 유입류 모델이 포함되어 있다.

동적 구성품 해석 모델은 선형 질량-댐퍼-스프링 모델로 단일로터에 연결된 형상과 일반적인 헬리콥터 내 연결된 형상으로 정립하였다. 단일 로터과 결합 가능한 모델은 각 구성품의 거동을 시간영역에서 확인하기 위하여 상태-공간 방정식으로 모델링하였으며 이를 연성결합 기법으로 로터 해석 모델과 트림해석을 위한 결합을 수행하였다. Governor의 경우, CAMRAD II와 유사한 기법을 적용하여 모델링하였고 이 해석 모델은 천이 응답 시 추가 결합되어 해석이 수행되었다.

로터/동적 구성품 결합 모델을 통해 트림 및 천이 응답 해석이 수행 되었으며 해석 결과는 동일 조건으로 해석한 CAMRAD II의 결과와 비교 검증하였다.

동적 구성품의 경우 4차 Runge-Kutta 기법을 적용하여 Hull의 해석 모델을 해석하였다. 하지만 Hull의 엔진 모델에 포함된 비선형 연료제어 모델은 정립 상의 한계로 인해 입력 조건으로 대체하여 해석을 수행하였으며 해석 결과는 Hull의 결과와 잘 일치하였다. 로터 토크 및 엔진 유량의 변화에 따라 주 로터 회전 속도는 토크의 변화에 의해 섭동이 나타났으며 엔진 토크의 경우 연료 유량의 입

력 조건과 유사한 형상으로 그 크기가 변화함을 확인하였다.

현재 정립된 단일로터 적용 가능한 동적 구성품 해석 모델은 로터 해석 모델과 결합하여 트림해석을 수행하였으며 해석 결과는 트림 조종각, 공력 및 구조 결과에서 CAMRAD II 대비 유사한 결과를 나타내었다. 동적 구성품의 결합 효과 측변에서 일반적인 단일로터 해석 경우에서는 회전 속도가 일정한 상수로 가정하지만 동적 구성품 결합으로 인해 N/rev의 응답이 나타났고 이 효과는 CAMRAD II와 현 해석 결과는 유사하게 나타났다.

천이 응답 해석의 경우, N개의 블레이드를 동시에 계산할 수 있도록 프로그램을 확장 하였으며 엔진 제어기 즉, governor를 CAMRAD II와 유사하게 모델링하여 추가 결합을 수행하였다. 트림 상태를 유지하는 조건에서 선 수행된 해석결과에서 단일로터 해석과 로터/동적 구성품 해석에서 주 로터 토크 응답은 유사한 결과를 도출하였다. 동적 구성품에 의한 효과는 주 로터 토크 응답에 있어서 약간의 위상 변화가 나타났으며 이 변화의 정도는 현 해석 결과와 CAMRAD II에서 유사하게 나타났다. 하지만 조종각 섭동을 통한 결과에서는 단일로터와 결합 해석 모델에서 특정 구간의 결과가 CAMRAD II 대비 다소 차이를 나타내었다. 이는 CAMRAD II의 경우 구조 해석 모델에 현 해석 모델에 비하여 더 많은 자유도를 포함하고 있어 조종각의 변화에 따라 발생하는 주 로터 토크의 섭동이 차이가 발생하여 응답 자체의 위상 및 크기가 다르게 도출되었다.

또한 회전익 항공기 진동특성에 주요한 영향을 끼치는 구성품중 하나인 래그 운동 감쇠기에 대한 해석적 모델링 기법을 정식화 하였으며 CAMRAD II를 사용하여 parametric study를 수행하였다. 이를 통해 감쇠기 유/무에 따른 안정성의 변화를 확인하였다. 또한 현 해석 프로그램에 래그 운동 감쇠기 해석모델을 정립하여 모듈화하

여 결합 하였다. 현 해석 프로그램을 통해 트림 해석을 래그 운동 감쇠기 유/무에 따른 조건에서 수행하였으며 동일 조건에서 해석된 CAMRAD II의 결과와 비교하였다. 해석 결과는 비교적 잘 일지 하였지만 결합 해석 모델의 경우, 약간의 위상 차이가 발생하였다.

4.2. 향후 추천 연구

본 연구에서 기 수행되었던 연구를 바탕으로 다음과 같은 추가 연구 수행이 가능하다.

• 구조 해석 모델 개선

- 조종계통 해석 모델 개선

본 논문에서 사용된 구조 모델은 로터 블레이드와 조종계통을 포함하고 있지만 해석 결과에서 다소 차이를 나타내고 있다. 현 프로그램에서는 관절형 및 무힌지형 로터에 대해 탄성 피치 링크, 스워시 플레이트 등을 추가한 구조 해석 모델을 적용하고 있지만 피치 링크에 작용하는 하중 관점에서 가장 두드러지게 영향을 끼치는 블레이드의 피칭방향의 회전만 고려하여 피치링크의 변위차이를 계산하고 하중을 도출하는 다소 간단한 기법으로 모델링을 수행하였다. 따라서 이에 대한 개선을 진행할 계획이다.

- 래그 운동 감쇠기 해석 모델 개선

본 논문에서 새롭게 정식화하여 결합한 래그 감쇠기의 경우, 블레이드 부착 위치에 대한 구조적 모델링은 구현되어 있으나 실제 래그 운동 감쇠기가 갖는 기구학적인 조건을 정확하게 모사하지 못하는 한계가 있다. 이에 강체 요소와 조인트로 연결된 래그 운동 감쇠기의 기구학적 메커니즘을 추가 고려하는 개선을 진행할 계획이다.

• 자유 비행 트림 해석

본 논문에서는 주 로터만을 대상으로 풍동 트림 조건에 대한 연구를 수행 하였다. 하지만 실제 회전익 항공기는 주 로터뿐만 아니라 테일 로터와 동체를 포함하고 있으며 동적 구성품의 관점에서 보았을 때, 드라이브 트레인과 엔진 시스템은 두 로터와 연결되어 고속의 회전에 의한 영향을 받게 된다. 따라서 이러한 실제 항공기의 정밀한 하중 및 진동 특성의 예측을 위해서 현재 정립된 모델을 확장하여 6자유도를 갖는 자유 비행 트림 모델을 정립하여야 할 것이다. 이미 관절형 및 무힌지형 로터에 대해서는 곽진성 [25]에 의해 꼬리로터, 헬리콥터 동체 등을 포함하는 헬리콥터 전체 시스템의 모델링이 수행되었으며 동적 구성품 해석 모델의 확장을 통해 추가적인 결합을 수행할 것이다.

• 동체 해석 모델

동체의 진동 특성은 로터의 거동에 상당한 영향을 주는 요소이다. 실제 항공기의 특성을 정밀히 모사하기 위하여 탄성보 및 쉘과 평판 요소로 구성된 유연 동체 모델을 개발이 필수적이며 현재 BO-105 헬리콥터를 대상으로 하여 일부 그 모델링이 수행되었으며 [33] 이에 대한 모델링 절차 및 해석 결과는 부록에 나타나있다. 하지만 현재 기 개발된 모델의 동특성 해석 결과가 BO-105 헬리콥터 실 기체의 지상 진동 시험 결과[35] 대비 다소 부정확하여 동체 모델에 대해 부분적으로 나누어 정밀한 모델링을 다시 진행할 계획이다.

• 비선형 엔진 해석 모델

현 프로그램에 적용된 governor 해석 모델은 간단한 제어기를 통해 구현되어 있어 다소 그 효과를 정밀하게 예측하는데 한계가

있다. 실제 엔진 해석 모델의 경우 간단하지 않으며 선형이 아닌 비선형이다. 엔진 자체의 동적 특성의 경우 선형으로 모사가 가능하나, 연료제어기의 경우 선형 모사가 불가능하며 비선형적 모델링이 필수적이다. 따라서 Hull의 연구[12]에 사용되었던 동적 구성품 해석 모델 중, 엔진 해석 모델에 포함된 비선형 연료 제어 모델을 구현하여 현 해석 프로그램에 적용할 계획이다. 비선형 연료 제어 모델의 경우, ECU(electronic control unit)와 HMU(hydromechanical unit)를 포함하고 있으며 각각에 대한 제어기 모델링을 수행할 예정이다.

• 정형화 후류, 자유 후류 모델 해석 수행

정형화 후류, 자유 후류 모델은 이준배, 이재원[21] 등에 의해 개발되어 기존의 해석 프로그램과 결합되어 있으나 수렴성 확보에 어려움이 따르고 있다. 그러나 실제 헬리콥터의 경우, 전진면과 후퇴면에서 블레이드의 와류 간섭 현상이 발생하고 이는 헬기의 진동 발생에 주요한 원인 중 하나이다. 따라서 정확한 해석을 위해서는 블레이드 뒷전에서 발생하는 후류의 모사가 가능한 이러한 공력 해석 모델을 이용한 해석이 수행되어야 할 것이다.

참고문헌

1. Johnson, W., “Technology Drivers in the Development of CAMRAD II,” *Proceedings of the 51st Annual Forum of the American Helicopter Society*, January1994.
2. Johnson, W., *CAMRAD II, Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics, Palo Alto, California, 1992-1997.
3. Bir, G. S., Chopra I. and et al., University of Maryland Advanced Rotorcraft Code (UMARC) Theory Manual, Technical Report UM-AERO 94-18, Center for Rotorcraft Education and Research, University of Maryland, College Park, July 1994.
4. Bauchau, O. A., DYMORE Users’ Manual, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, May 2006.
5. Bauchau, O. A., “Computational Schemes for Flexible Nonlinear Multibody Systems,” *Multibody System Dynamics*, Vol. 2, No. 2, 1998. pp.169-225.
6. Michael, J. R., “Comprehensive Aeromechamics Analysis of Complex Rotorcraft Using 2GCHAS,” *the AHS Aeromechanics Specialists Conference*, California, 1994
7. Houbolt, J. C. and Brooks, G. W., “Differential Equations of Motion for Combined Flapwise Bending, Chordwise Bending, and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades,” NACA Report 1346, 1956.
8. Jung, S. N., and Kim, S. J., "Aeroelastic Response of Composite Rotor Blades Considering Transverse Shear and

Structural Damping," AIAA Journal, Vol. 33, No. 4, 1994, pp. 820-827.

9. Hodges, D. H., "A Mixed Variational Formulation Based on Exact Intrinsic Equations for Dynamics of Moving Beams," International Journal of Solids and Structures, Vol. 26, No. 11, 1990, pp.1253 - 1273.
10. Danielson, D. A. and Hodges, D. H., "Nonlinear Beam Kinematics by Decomposition of the Rotation Tensor," Journal of Applied Mechanics, Vol. 54, No. 2, 1987, pp.258-262.
11. Cesnik, C. E. S. and Hodges, D. H., "VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Sectional Modeling," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 42, No. 1, 1997, pp.27-38.
12. Hull, R., "Development of a Rotorcraft/Propulsion Dynamics," NASA-CR-166380, 1982
13. Hopkins, A. S., Ruzicka, G. C. and Ormistion, R. A., "Analytical Investigations of Coupled Rotorcraft/Engine/Drive Train Dynamics," *Proceedings of the 20th Army Science Conference*, Norfolk, Virginia, 1996
14. Needham, J. F., "Engine/Airframe/Drive Train Dynamics Interface Documentation," USARTL-TR-78-12, 1978
15. Vance, J. M., "Dynamic Compatibility of Rotary Wing Aircraft Propulsion Components," USARTL-TR-73-10, 1973
16. Twomey, W. J., "Review of Engine/Airframe/Drive Train Dynamic Interface Development Problems," USARTL-TR-78-13, 1978

17. Hu, G., Xiang J., and Zhang, X., “Analytical Model of Elastomeric Lag Damper Kinematic Coupling and Its Effect on Helicopter Air Resonance in Hover,” *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 15, No. 1, 2002.
18. Shang, X., “Aeroelastic Stability of Composite Hingeless Rotors with Finite-State Unsteady Aerodynamics,” Ph. D. Dissertation, Georgia Institute of Technology, August 1995.
19. Cheng, T., “Structural Dynamics Modeling of Helicopter Blades for Computational Aeroelasticity,” M.S. Thesis, Massachusetts Institute of Technology, May 2002.
20. 김경환, “헬리콥터 블레이드의 비선형적 변형을 고려한 유체-구조 상호간섭 해석,” 석사학위논문, 서울대학교 대학원, 2007.
21. 박상철, “회전익 항공기 조종 계통 구성품의 공력-구조 결합 해석에 관한 논문,” 석사학위논문, 서울대학교 대학원, 2009.
22. Lee, *et al.*, “Helicopter Rotor Load Prediction Using a Geometrically Exact Beam with Multicomponent Model,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 4, July-August, 2010.
23. 곽진성, “동체의 유연성을 고려한 회전익 항공기의 하중해석 프로그램 개발,” 석사학위논문, 서울대학교 대학원, 2011.
24. 전태영, “다물체 동역학을 고려한 무베어링 로터 시스템의 하중해석,” 석사학위논문, 서울대학교 대학원, 2012
25. Johnson, W., “The Influence of Engine/Transmission/Governor on Tilting Proprotor Aircraft Dynamics,” NASA-TM-X-62455, 1975
26. Peters, D. A. and He, C. J., “Finite State Induced Flow Models Part II: Three-Dimensional Rotor Disk,” *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, March-April, 1995.

27. He, C. J., “Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors,” Ph. D. dissertation, Georgia Institute of Technology, 1989.
28. 이현구, “유체-구조 상호작용을 고려한 헬리콥터 하중 해석 프로그램 개발,” 석사학위논문, 서울대학교 대학원, 2009
29. Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2006.
30. Chopra, I., and Datta, A., *Helicopter Dynamics*, Lecture Note, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, Maryland, Spring 2007. p.67.
31. Susan, L. A. and Elliott, J. W., “Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight,” Vol. IV Tapered Planform Blades at an Advance Ratio of 0.15, NASA TM100544, April 1988.
32. Susan, L. A. and Elliott, J. W., “Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight,” Vol. V Tapered Planform Blades at an Advance Ratio of 0.23, NASA TM100545, April 1988.
33. 조해성, 신상준, “BO-105 헬리콥터 동체의 동특성 해석,” 한국항공우주학회 2011년도 추계 학술발표회, 2011.
34. Mangalic, S., Venkatesan, C. and Kishore, N. N., “Formulation and Dynamic Analysis of a Helicopter Fuselage Model,” *Technical Report*, IIT. 1995.
35. Stoppel, J. and Degener, M., “Investigations of Helicopter Structural Dynamics and a Comparison with Ground Vibration Tests,” *The Journal of American Helicopter Society*, Vol. 27, No. 2, 1980.

부록

A. 기하학정 정밀 보 이론

기하학적 보의 좌표계는 그림 2.1에 나와 있는 좌표계를 이용하며 그 사이의 변환은 식 (A.1)과 같은 좌표 변환 행렬을 통해서 이루어진다.

$$Z_b = C^{ba} Z_a, \quad Z_B = C^{Ba} Z_a \tag{A.1}$$

Z는 임의의 벡터를 뜻하며 아래 첨자는 벡터가 기술된 좌표계를 나타낸다. C는 회전변환 행렬로 위 첨자에 표현된 좌표계 간의 회전 관계를 나타낸다. 블레이드의 초기 비틀림 각 θ_{pret}를 고려하기 위해 C^{ba}를 아래의 식과 같이 정의할 수 있고, C^{Ba}는 블레이드의 강체 및 탄성 변형과 관련된 회전 변환 행렬로 구조 해석을 통해 미지수를 구해나가는 과정에서 구해진다.

$$C^{ba} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_{pret} & \sin\theta_{pret} \\ 0 & -\sin\theta_{pret} & \cos\theta_{pret} \end{bmatrix} \tag{A.2}$$

기하학적 정밀 보 이론의 혼합 변분식은 Hamilton의 최소 에너지 원리로부터 시작한다.

$$\int_{t_1}^{t_2} \int_0^l \left[\delta(K - U) + \overline{\delta W} \right] dx_1 dt = \overline{\delta A} \tag{A.3}$$

임의의 시간 t_1, t_2 에 대해 K 와 U 는 단위 길이당 운동 에너지와 변형률 에너지를 각각 뜻하며, $\overline{\delta A}$ 는 보 끝단에서의 가상 움직임을, $\overline{\delta W}$ 는 단위 길이당 가상 일로 경계조건에서 스프링이나 변형

에 의해 발생하는 내력과 공기력과 관련된 항이다.

속도 벡터와 변형률 벡터 등의 관계식으로부터 다음의 관계식을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} F_B \\ M_B \end{Bmatrix} = [S] \begin{Bmatrix} \gamma \\ \kappa \end{Bmatrix}, \qquad \begin{Bmatrix} P_B \\ H_B \end{Bmatrix} = [M] \begin{Bmatrix} \gamma \\ \kappa \end{Bmatrix} \tag{A.4}$$

식 (A.4)로부터 식 (A.3)은 다음과 같이 전개된다.

$$\begin{aligned} &\int_{t_1}^{t_2} \int_0^l \left[\delta V_B^{*T} P_B + \delta \Omega_B^{*T} H_B - \delta \gamma^{*T} F_B - \delta \kappa^{*T} M_B \right] dx_1 dt \\ &+ \int_{t_1}^{t_2} \int_0^l \overline{\delta W} dx_1 dt = \overline{\delta A} \end{aligned} \tag{A.5}$$

여기서 위 첨자 * 은 해당하는 항들이 다음의 기하학적 정밀 방정식을 만족한다는 것을 의미한다.

$$\begin{aligned} &\gamma^* = C^{Ba}\left(C^{ab} e_1 + U_a'\right) - e_1, \quad \kappa^* = C^{ba} \left(\frac{\Delta - \frac{\tilde{\theta}}{2}}{1 + \frac{\theta^T \theta}{4}} \right) \theta' \\ &V_B^* = C^{Ba}\left(v_a + \dot{u}_a + \widetilde{w_a} u_a\right), \quad \Omega_B^* = C^{ba} \left(\frac{\Delta - \frac{\tilde{\theta}}{2}}{1 + \frac{\theta^T \theta}{4}} \right) \dot{\theta} + C^{Ba} w_a \end{aligned} \tag{A.6}$$

u_a 는 a 좌표계에서 측정된 변위 벡터이고, θ 는 Rodrigues 매개변수로 정의된 회전 벡터이다. $e_1 = [1, 0, 0]^T$ 이고, Δ 는 3×3 단위 행렬, v_a 와 w_a 는 선속도와 각속도, $\widetilde{(\ )}$ 는 벡터를 식 (A.7)과 같이 이중 행렬(dual matrix)로 변환하는 연산자를 나타낸다.

$$\tilde{Z}=\begin{bmatrix} 0 & -Z_3 & Z_2 \\ Z_3 & 0 & -Z_1 \\ -Z_2 & Z_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{A.7}$$

기하학정 정밀 방정식을 만족시키고, 내력과 모멘트, 그리고 선·각운동량으로 표현되는 Lagrange multiplier를 적용함으로써 식 (A.8)에서와 같은 혼합 변분식으로 정식화할 수 있다.

$$\begin{aligned} &\int_{t_1}^{t_2}\int_0^l [\delta V_B^* P_B + \delta \Omega_B^{*T} H_B - \delta \gamma^{*T} F_B - \delta \kappa^{*T} M_B + \delta F_B^T(\gamma - \gamma^*) \\ &\quad + \delta M_B^T(\kappa - \kappa^*) - \delta P_B^T(V_B - V_B^*) - \delta H_B^T(\Omega_B - \Omega_B^*)]\, dx_1 dt \\ &\quad + \int_{t_1}^{t_2}\int_0^l \overline{\delta W} dx_1 dt = \delta A \end{aligned} \tag{A.8}$$

각각의 변분항들은 아래 첨자에 표시된 좌표계에서 측정되도록 변환하면 다음의 비선형 지배 방정식을 얻을 수 있다.

$$\int_{t_1}^{t_2} \delta \Pi_a dt = 0 \tag{A.9}$$

각각의 세부 항목들은 다음의 식 (A.10)과 같다.

$$
\begin{aligned}
\delta\Pi_a = \int_{t_1}^{t_2} \Big\{ & \delta u_a' C^T C^{ab} F_B + \delta u_a^T \left[\left(C^T C^{ab} P_B \right)^{\bullet} + \tilde{\omega}_a C^T C^{ab} P_B \right] \\
& + \overline{\delta\psi}'_a C^T C^{ab} M_B - \overline{\delta\psi}_a C^T C^{ab} (\tilde{e}_1 + \tilde{\gamma}) F_B \\
& + \overline{\delta\psi}_a^T \left[\left(C^T C^{ab} H_B \right)^{\bullet} + \tilde{\omega}_a C^T C^{ab} H_B + C^T C^{ab} \tilde{V}_B P_B \right] \\
& - \overline{\delta F}_a^T \left[C^T C^{ab} (e_1 + \gamma) - C^{ab} e_1 \right] - \overline{\delta F}'^T_a u_a \\
& - \overline{\delta M}_a^T \left(\Delta + \frac{\tilde{\theta}}{2} + \frac{\theta\theta^T}{4} \right) C^{ab} \kappa - \overline{\delta M}'_a \theta \\
& + \overline{\delta P}_a^T \left(C^T C^{ab} V_B - \nu_a - \tilde{\omega}_a u_a - \overline{\delta P}_a^T \dot{u}_a \right) \\
& + \overline{\delta H}_a^T \left(\Delta - \frac{\tilde{\theta}}{2} + \frac{\theta\theta^T}{4} \right) \left(C^T C^{ab} \Omega_B - \omega_a \right) \\
& - \overline{\delta H}_a^T \dot{\theta} - \delta u_a^T f_a - \overline{\delta\psi}_a^T m_a \Big\} dx_1 \\
& - \left(\delta u_a^T \hat{F}_a + \overline{\delta\psi}_a^T \hat{M}_a - \overline{\delta F}_a^T \hat{u}_a - \overline{\delta M}_a^T \hat{\theta} \right) \Big|_0^l
\end{aligned}
\tag{A.10}
$$

위 식에서 f_a와 m_a는 외부에서 작용하는 힘과 모멘트를 나타내며 식 (2.7)에서의 공력 연산자로 입력된다. $\widehat{F_a}, \widehat{M_a}, \widehat{u_a}, \widehat{\theta_a}$ 는 경계조건을 나타내는 벡터로 표. 2.2 에서처럼 로터 형식에 따라 달라지는 값들이다. C는 변환 행렬이고 회전 및 변형의 변환을 위하여 식 (A.11)의 행렬이 사용된다.

$$
C = C^{ab} C^{Ba} = \frac{\left(1 - \frac{\theta^T\theta}{4}\right)\Delta - \tilde{\theta} + \frac{\theta\theta^T}{2}}{1 + \frac{\theta^T\theta}{4}}
\tag{A.11}
$$

식 (A.9)는 블레이드를 N 개의 요소로 이산화하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\int_{t_1}^{t_2} \sum_i \delta \Pi_{i_a} dt = 0 \tag{A.12}$$

여기에서 i 는 길이 Δl_i 인 i 번째 요소를 의미하며, $\delta \Pi_{i_a}$ 는 $\delta \Pi_a$ 를 i 번째 요소에 대하여 공간 적분한 값이다. 식 (A.12)의 유한 요소 차분은 간단한 선형의 형상 함수를 사용하여 식 (A.13)과 같이 정의하였다.

$$x = x_i + \xi \Delta l_i, \quad dx = \Delta l_i d\xi, \quad (\ )' = \frac{1}{\Delta l_i} \frac{d}{d\xi}(\ )$$

$$\begin{aligned} \delta u_a &= \delta u_i (1-\xi) + \delta u_{i+1} \xi & u_i &= u_a \\ \overline{\delta \psi_a} &= \overline{\delta \psi_i}(1-\xi) + \overline{\delta \psi_{i+1}} \xi & \theta_i &= \theta \\ \overline{\delta F_a} &= \overline{\delta F_i}(1-\xi) + \overline{\delta F_{i+1}} \xi & F_i &= F_B \\ \overline{\delta M_a} &= \overline{\delta M_i}(1-\xi) + \overline{\delta M_{i+1}} \xi & M_i &= M_B \\ \overline{\delta P_a} &= \overline{\delta P_i} & P_i &= P_B \\ \overline{\delta H_a} &= \overline{\delta H_i} & H_i &= H_B \end{aligned} \tag{A.13}$$

여기에서 $u_i, \theta_i, F_i, M_i, P_i, H_i$ 등은 상수 벡터이며 δ 를 포함한 변분량은 임의의 값이고, ξ 는 0에서 1까지 변한다. 위의 형상 함수를 이용하여 공간 적분을 수행하고, 최종적으로 다음의 비선형 요소 함수를 얻게 된다.

$$
\begin{aligned}
f_{u_i} &= -C^T C^{ab} F_i + \frac{\Delta l_i}{2}\widetilde{w}_a C^T C^{ab} P_i + \frac{\Delta l_i}{2}\left(C^T C^{ab} P_i\right)^{\bullet} - \overline{f}_i \\
f_{\psi_i} &= -C^T C^{ab} M_i - \frac{\Delta l_i}{2} C^T C^{ab}\left(\widetilde{e}_1 + \widetilde{\gamma}_1\right) F_i \\
&\quad + \frac{\Delta l_i}{2}\left(\widetilde{w}_a C^T C^{ab} H_i + C^T C^{ab}\widetilde{V}_i P_i\right) + \frac{\Delta l_i}{2}\left(C^T C^{ab} H_i\right)^{\bullet} - \overline{m}_i \\
f_{F_i} &= u_i - \frac{\Delta l_i}{2}\left[C^T C^{ab}\left(e_1 + \gamma_1\right) - C^{ab} e_1\right] \\
f_{M_i} &= \theta_i - \frac{\Delta l_i}{2}\left(\triangle + \frac{\widetilde{\theta}_i}{2} + \frac{\theta_i \theta_i^T}{2}\right) C^{ab}\kappa_i \\
f_{P_i} &= C^T C^{ab} V_i - v_a - \widetilde{w}_a u_i - \dot{u}_i \\
f_{H_i} &= \Omega_i - C^{ba} C w_a - C^{ba}\left(\frac{\triangle - \frac{\widetilde{\theta}_i}{2}}{1 + \frac{\theta_i^T \theta_i}{4}}\right)\dot{\theta}_i \\
f_{u_{i+1}} &= C^T C^{ab} F_i + \frac{\Delta l_i}{2}\widetilde{w}_a C^T C^{ab} P_i + \frac{\Delta l_i}{2}\left(C^T C^{ab} P_i\right)^{\bullet} - \overline{f_{i+1}} \\
f_{\psi_i + 1} &= C^T C^{ab} M_i - \frac{\Delta l_i}{2} C^T C^{ab}\left(\widetilde{e}_1 + \widetilde{\gamma}_1\right) F_i \\
&\quad + \frac{\Delta l_i}{2}\left(\widetilde{w}_a C^T C^{ab} H_i + C^T C^{ab}\widetilde{V}_i P_i\right) + \frac{\Delta l_i}{2}\left(C^T C^{ab} H_i\right)^{\bullet} - \overline{m_{i+1}} \\
f_{F_{i+1}} &= -u_i - \frac{\Delta l_i}{2}\left[C^T C^{ab}\left(e_1 + \gamma_1\right) - C^{ab} e_1\right] \\
f_{M_{i+1}} &= -\theta_i - \frac{\Delta l_i}{2}\left(\triangle + \frac{\widetilde{\theta}_i}{2} + \frac{\theta_i \theta_i^T}{2}\right) C^{ab}\kappa_i
\end{aligned}
\tag{A.14}
$$

식 (A.14)에서 유효 공기력 벡터 $\overline{f}_i$, $\overline{m_i}$ 는 작용하는 외력 f_a, m_a 에 대하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\overline{f_i} = \int_{l_i} (1-\xi) f_a dx_1, \quad \overline{f_{i+1}} = \int_{l_i} \xi f_a dx_1$$
$$\overline{m_i} = \int_{l_i} (1-\xi) m_a dx_1, \quad \overline{m_{i+1}} = \int_{l_i} \xi m_a dx_1 \tag{A.15}$$

식 (A.14)-(A.15) 로부터 구해진 각 요소의 방정식으로부터 전체 요소의 지배 방정식을 구할 수 있으며, 식 (A.16) 의 비선형 연립 방정식의 형태로 나타낼 수 있다.

$$F_S = \begin{bmatrix} f_{u_1}^{(1)} + \hat{F}_1 \\ f_{\psi_1}^{(1)} + \hat{M}_1 \\ f_{F_1}^{(1)} - \hat{u}_1 \\ f_{M_1}^{(1)} - \hat{\theta}_1 \\ f_{P_1}^{(1)} \\ f_{H_1}^{(1)} \\ f_{u_2}^{(1)} + f_{u_2}^{(2)} \\ f_{\psi_2}^{(1)} + f_{\psi_2}^{(2)} \\ f_{F_2}^{(1)} + f_{F_2}^{(2)} \\ f_{M_2}^{(1)} + f_{M_2}^{(2)} \\ f_{P_2}^{(2)} \\ f_{H_2}^{(2)} \\ f_{u_3}^{(2)} + f_{u_3}^{(3)} \\ f_{\psi_3}^{(2)} + f_{\psi_3}^{(3)} \\ f_{F_3}^{(2)} + f_{F_3}^{(3)} \\ f_{M_3}^{(2)} + f_{M_3}^{(3)} \\ \vdots \\ f_{u_{N+1}}^{(N)} + \hat{F}_{N+1} \\ f_{\psi_{N+1}}^{(N)} + \hat{M}_{N+1} \\ f_{F_{N+1}}^{(N)} + \hat{u}_{N+1} \\ f_{M_{N+1}}^{(N)} + \hat{\theta}_{N+1} \end{bmatrix} \qquad F_L = \begin{bmatrix} \overline{f}_1^{(1)} \\ \overline{m}_1^{(1)} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \overline{f}_2^{(1)} + \overline{f}_2^{(2)} \\ \overline{m}_2^{(1)} + \overline{m}_2^{(2)} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \overline{f}_3^{(2)} + \overline{f}_3^{(3)} \\ \overline{m}_3^{(2)} + \overline{m}_3^{(3)} \\ 0 \\ 0 \\ \vdots \\ \overline{f}_{N+1}^{(N)} \\ \overline{m}_{N+1}^{(N)} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{A.16}$$

이때의 미지수 벡터 X는 다음의 값들을 가진다.

$$X = [\hat{F}_1^T \ \hat{M}_1^T \ u_1^T \ \theta_1^T \ F_1^T \ M_1^T \ P_1^T \ H_1^T \cdots u_N^T \ \theta_N^T \ F_N^T \ M_N^T \ P_N^T \ H_N^T \ \hat{u}_{N+1}^T \ \hat{\theta}_{N+1}^T]^T \tag{A.17}$$

시간 적분법으로 Euler 2차 후진 차분법을 사용했으며, 이를 통해 지배 방정식은 식 (A.18)에서와 같이 미지벡터 X 만의 함수로 나타낼 수 있다.

$$F_S(X) - F_L = 0 \tag{A.18}$$

식 (A.18)로 나타난 18N+12 개의 비선형 연립방정식 풀이에는 Newton-Raphson 기법을 사용하였다. 식으로부터 (18N+12) × (18N+12) 의 Jacobi 행렬을 구하고, 이로부터 미지 벡터의 증분이 충분지 작아져서 해가 수렴할 때까지 반복한다. 즉 사용되는 Jacobi 행렬은 다음과 같다.

$$[J] = \left[\frac{\partial F_S}{\partial X}\right] = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_{u_1}}{\partial \hat{F}_1} & \frac{\partial F_{u_1}}{\partial \hat{M}_1} & \cdots & \frac{\partial F_{u_1}}{\partial \hat{\theta}_N} \\ \frac{\partial F_{\psi_1}}{\partial \hat{F}_1} & \frac{\partial F_{\psi_1}}{\partial \hat{M}_1} & \cdots & \frac{\partial F_{\psi_1}}{\partial \hat{\theta}_N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial F_{M_{N+1}}}{\partial \hat{F}_1} & \frac{\partial F_{M_{N+1}}}{\partial \hat{M}_1} & \cdots & \frac{\partial F_{M_{N+1}}}{\partial \hat{\theta}_N} \end{bmatrix} \tag{A.19}$$

이 때, 식 (A.19)의 Jacobi 행렬이 대각을 기준으로 모여 있기 때문에, 먼저 각 요소 별로 Jacobi 행렬을 구성한 뒤에 합치는 것이 편리하다. 요소 Jacobi 행렬은 식 (A.20)과 같이 (30 X 18)의 행렬로 구성된다.

$$
[J]_i = \left[\frac{\partial F_{Si}}{\partial X_i}\right] = \begin{bmatrix}
\frac{\partial F_{u_i}}{\partial u_i} & \frac{\partial F_{u_i}}{\partial \theta_i} & \frac{\partial F_{u_i}}{\partial F_i} & \frac{\partial F_{u_i}}{\partial M_i} & \frac{\partial F_{u_i}}{\partial P_i} & \frac{\partial F_{u_i}}{\partial H_i} \\
\frac{\partial F_{\psi_i}}{\partial u_i} & & & & & \vdots \\
\frac{\partial F_{F_i}}{\partial u_i} & & & & & \vdots \\
\frac{\partial F_{M_i}}{\partial u_i} & & & & & \vdots \\
\frac{\partial F_{P_i}}{\partial u_i} & & & 30\times 18 & & \vdots \\
\vdots & & & & & \vdots \\
\frac{\partial F_{F_{i+1}}}{\partial u_i} & & & & & \vdots \\
\frac{\partial F_{M_{i+1}}}{\partial u_i} & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \frac{\partial F_{M_{i+1}}}{\partial H_i}
\end{bmatrix} \quad \text{(A.20)}
$$

Jacobi 행렬의 각 요소들은 참고문헌 [36-37]에 정리되어 있다. 최종 Jacobi 행렬은 그림 A.1과 같이 구성된다. 이 때 푸른색 상자 부분은 경계 조건과 관련된 항들이 추가되는 부분을 나타낸다.

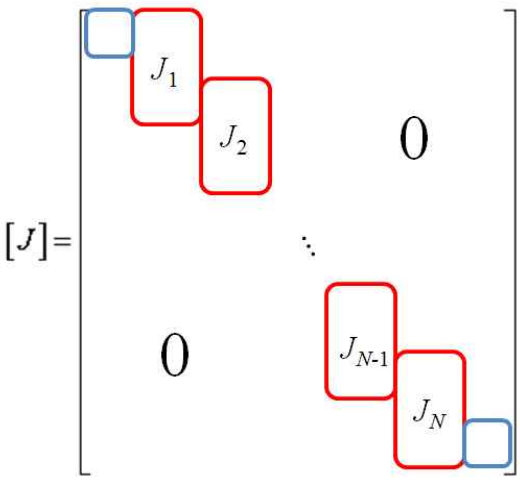


그림 A.1. 전역 Jacobi 행렬

B. 유연 동체 모델링 및 해석

회전익 항공기에서의 진동은 구조의 피로파괴를 유발하며, 그 밖에도 조종사의 역할 수행 능력에도 영향을 미쳐 항공기의 임무 수행 능력을 제한시키는 요소로 작용한다. 진동의 정도는 가진력의 크기뿐만 아니라 동체의 동특성 또한 영향을 받는다. 그러므로 회전익 항공기의 진동과 그 진동을 제어하기 위해 동체의 현실적인 구조모델을 구현하는 것이 요구된다. 따라서 BO-105 헬리콥터의 동체를 모델링하여 이를 해석하였으며 그 결과를 상용프로그램은 NASTRAN과 비교하여 동체의 고유진동수와 고유 모드 형상을 확인 하였으며 모델링의 정확도를 확인하기 위해 실제 항공기의 지상 공진 시험 결과와 비교 분석 하였다.

항공기 동체의 모델링을 위해 Euler-Bernoulli 보 요소를 사용하여 수행하였다. 해석 결과는 동일한 현재 모델을 사용하여 해석된 NASTRAN의 동특성 결과와 비교 하여 해석 프로그램의 검증을 수행하였다. NASTRAN과의 프로그램 검증 결과는 표 B.1과 그림 B.1에 고유진동수와 모드형상을 각각 비교하여 나타내었다. 해석 결과는 NASTRAN과 잘 일치하는 것으로 나타났다.

현재 정립된 해석 모델의 모델링 정확도를 확인하기 위해 실제 항공기의 지상 공진 시험 결과와 비교하였다. 비교 결과는 표 B.2와 그림 B.2에 나타내었다. 결과에서 나타난 것과 같이 현재 모델링된 해석 동체는 각 구성품의 무게 등 세부적으로 더욱 정밀한 모델링을 통한 수정이 필요하다.

표 B.1 고유 진동수 비교 (NASTRAN)

No.	Present	NASTRAN	오차(%)
7	6.50	6.49	0.15
8	6.60	6.59	0.15
9	17.79	17.75	0.23
10	27.14	27.12	0.07
11	35.52	35.45	0.20
12	58.13	57.91	0.38
13	72.31	72.20	0.15
14	74.46	74.38	0.11
15	95.23	95.09	0.15
16	114.53	114.34	0.17
17	117.53	116.56	0.83

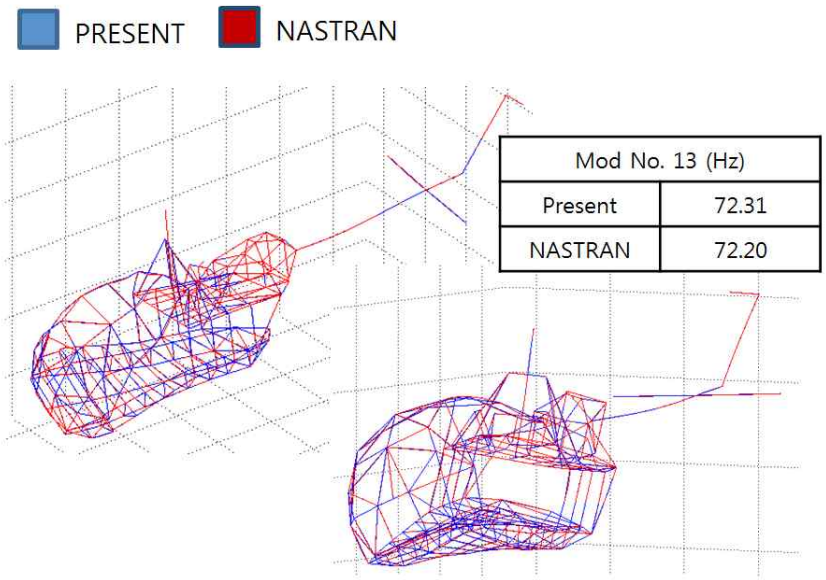


그림 B.1. 모드 형상 비교 (NASTRAN)

표 B.1 고유 진동수 비교 (지상 공진 시험)

No.	Present	NASTRAN	오차(%)
7	6.50	5.52	17.75
8	6.60	6.63	0.45
9	17.79	11.74	51.53
10	27.14	12.43	118.34
11	35.52	15	136.80
12	58.13	16.48	252.73
13	72.31	17.64	309.92
14	74.46	17.4	327.93
15	95.23	16.44	479.26
16	114.53	23.54	386.53
17	117.53	25.24	365.65

Present (Mode 8)	Ground test (Mode 12)
6.60Hz	6.63Hz

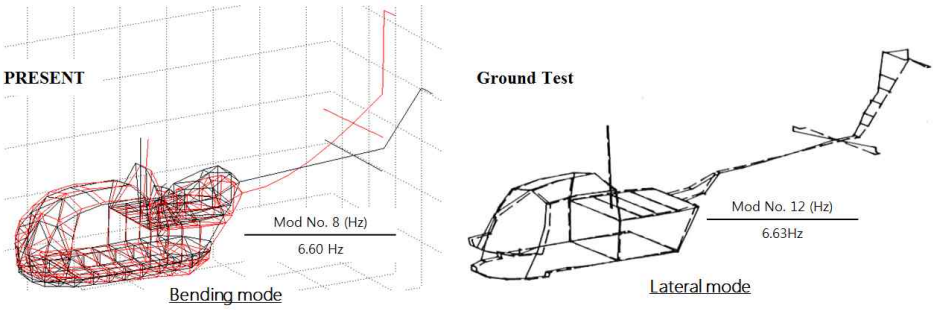


그림 B.1. 모드 형상 비교 (지상 공진 시험)

ABSTRACT

In rotorcraft system including rotor, fuselage and dynamic component, there exists very complex interaction between an aerodynamic and structure. because of the complex circumstance, precise prediction of the interaction including dynamic component is required, so that trim and time-transient response analysis is accomplished in this paper. The present structural model is derived based on the mixed form variational formulation of moving beams. For dynamic components, linear mass-spring-damper system is used for a drive train and simple control algorithm is used for an engine governor. To analyze a response of the components, state-space equation is established based on the torque equilibrium. Finally, the multi-component structural model is combined with a finite-state dynamic inflow model in forward flight. It can calculate unsteady aerodynamics and will cost less time than the wake models do by solving equation between the lift and inflow. The multi-component structural, aerodynamic model are developed independently and combined by the loosely coupling scheme. To consider the dynamic components effect, partition-iteration scheme was used. Therefore aerodynamic, structural, and dynamic components model were solved separately and exchange their result at each time step. Currently, numerical validation is performed for a wind tunnel trim analysis and transient analysis by using a hingeless rotor which is separated from a tilt-rotor aircraft in CAMRAD II sample. And the numerical results are compared with those by CAMRAD II which show good agreement in both trim and time-transient response analysis

Keyword : Helicopter, Dynamic components, Geometrically Exact Beam, Fluid-Structure Coupling
Student Number : 2011-20758