

# 제자리 비행 조건에서의 유연 다물체 동역학을 이용한 틸트로터의 공력탄성학적 하중 해석

## Aeroelastic Load Analysis of Tiltrotor using Flexible Multibody Dynamics in Hovering Flight

김 영 준\* · 정 인 호\* · 조 해 성†  
Yeongjun Kim\*, Inho Jeong\* and Haeseong Cho†

(Received July 23, 2024 ; Revised September 29, 2024 ; Accepted October 5, 2024)

**Key Words :** Tiltrotor(틸트로터), Flexible Multibody Dynamics(유연 다물체 동역학), Aeroelastic Load Analysis(공력탄성학적 하중 해석), Hovering Flight(제자리 비행)

### ABSTRACT

This paper presents a rotor structural dynamics analysis of a tiltrotor aircraft using DYMORE, a nonlinear flexible multibody dynamics analysis program. The analysis employed multibody dynamics modeling based on the WRATS SASIP model, a semi-articulated tiltrotor. To validate the structural model, a dynamic characteristic analysis of the rotor blade was conducted, confirming its appropriate implementation. For the aerodynamic analysis, dynamic inflow model and two-dimensional unsteady lifting line theory were utilized. Aeroelastic analysis was also performed to evaluate the aircraft's flight performance during hovering and to assess hub loads. The results obtained using DYMORE were compared with previous research findings to verify the accuracy and reliability of the current model for tiltrotor aircraft analysis. Additionally, the aerodynamic and sectional structural loads were evaluated concerning the collective pitch angle during hovering flight, providing valuable insights into the rotor's behavior under these conditions.

### 기 호 설 명

$A$  : 로터 면적  
 $a_0$  : 양력 곡선 기울기  
 $C_P$  : 로터 동력 계수  
 $C_T$  : 로터 추력 계수  
 $c$  : 시위 길이  
 $FM$  : 성능 지수(figure of merit)  
 $M$  : 마하수  
 $N_B$  : 블레이드 개수

$R$  : 로터 반지름  
 $U_P$  : 익형 수직 상대 유입류 속도  
 $U_T$  : 익형 수평 상대 유입류 속도  
 $V_{tip}$  : 블레이드 끝단 속도  
 $\alpha$  : 받음각  
 $\theta$  : 비틀림각  
 $\theta_0$  : 콜렉티브 피치각  
 $\mu$  : 블레이드 단위 길이당 질량  
 $\sigma$  : 로터 고행비

† Corresponding Author ; Member, Aerospace Engineering, Jeonbuk National University, Associate Professor  
E-mail : hcho@jbnu.ac.kr

\* Member, Jeonbuk National University, Graduate Student

‡ Recommended by Editor Seon-Jun Jang  
© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

- $\phi$  : 유입류 각도
- $\Omega$  : 로터 회전속도

### 1. 서 론

전통적인 회전익 항공기의 경우, 블레이드 끝단의 속도가 천음속에 도달하게 되면 기체에 극심한 진동과 소음을 유발한다<sup>(1)</sup>. 이는 비행 성능에 악영향을 미치게 되고, 이러한 한계점으로 인해 다양한 로터 형태의 회전익기가 개발이 되어 왔다. 틸트로터 항공기는 날개 양 끝단의 로터가 부착된 파일런(pylon)을 기울여 수직이착륙과 제자리비행, 전진비행이 복합적으로 가능하다는 특징이 있다. Fig. 1과 같이 틸트로터는 3가지의 비행 모드가 있으며, 회전익 모드, 전환 모드, 고정익 모드로 비행이 가능하다<sup>(2)</sup>. 일반적인 수직이착륙기처럼 회전익 모드에서는 제자리 비행이 가능하며, 추가적으로 로터가 부착된 파일런을 앞으로 90° 기울여 고정익 모드로 전환하여 빠르고 효율적인 전진 비행이 가능하다는 장점이 있다. 하지만 날개와 로터, 파일런의 복잡한 기계적 연결로 인한 메카니즘의 복잡성 증가와 날개 양 끝단에 위치한 로터 시스템으로 인해 고속 전진 비행 시 로터의 공기역학적 하중과 날개의 구조 탄성 모드의 연성으로 인해 윙 플러터(whirl flutter)와 같은 공력탄성학적 불안정성이 나타날 수 있다.

Kim et al.은 틸트로터 무인기에 대하여 3차원 전기체 형상을 고려한 유한요소 해석을 수행하였고 진동 특성 및 안정성을 검토하였다<sup>(3)</sup>. 3차원 유한요소 해석의 경우 비행 과정에서 발생하는 다양하고 복잡한 진동에 대해 정밀한 해석이 가능하다는 장점이 존재하지만, 방대한 계산 비용이 요구되는 단점이 존재한다.

Johnson et al.은 미 육군 틸트로터 수송기 V-22의 1/4 축소 스케일 모델인 TRAM(tilt rotor aeroacoustic model)에 대하여 회전익기 통합 해석 코드인 CAMRADII(comprehensive analytical model of rotor-craft aerodynamics and dynamics)를 이용하여 단독 로터 모델링, 로터 블레이드 공력-구조 연계 해석을 수행하였다<sup>(4)</sup>. 도출된 결과는 DNW(German-Dutch wind tunnel) 풍동 실험 결과와 비교 검증을 수행하였다.

Ghiringhelli et al.은 V-22의 1/5 축소 스케일 모델인 WRATS(wing and rotor aeroelastic testing system)

모델을 고려하여, 다물체 동역학 해석 프로그램인 MBDyn을 이용한 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하였고, NASA Langley TDT(transonic dynamics tunnel) 풍동 실험 결과와 비교 검증을 수행하였다<sup>(5)</sup>.

이 연구에서는 비선형 유연 다물체 동역학 해석 프로그램인 DYMORE를 이용하여 틸트로터의 로터 구조 동역학 해석을 정립하였다<sup>(6)</sup>. 이를 위해 WRATS SASIP(wing and rotor aeroelastic testing system semi articulated soft-in-plane)에 대하여 다물체 동역학 모델링을 수행하였다. 공력 모델은 동적 유입류 모델과 2차원 비정상 양력선 이론을 사용하였으며, 제자리 비행에서 공력탄성학적 하중 해석을 수행하였다. DYMORE로 도출된 허브 하중 및 비행 성능 결



(a) Helicopter mode



(b) Conversion mode



(c) Airplane mode

Fig. 1 Tiltrotor flight mode

과를 선행 연구결과와 비교하여 공력탄성학적 하중 해석의 검증을 수행하였다. 나아가 검증된 해석을 이용하여 콜렉티브 피치각(collective pitch angle,  $\theta_0$ )에 따른 블레이드 공력 하중 및 단면 구조 하중을 분석하였다.

## 2. 틸트로터 모델링 방법

### 2.1 WRATS SASIP 틸트로터 모델

이 논문에서 검증과 하중 평가를 위해 고려한 WRATS SASIP은 기존 WRATS에서 면내 방향으로 전달되는 하중과 진동을 개선한 시험용 로터로 짐벌을 제거하고 플랩 힌지를 추가하여 블레이드의 플랩 운동을 구현하였다<sup>(7)</sup>. WRATS SASIP은 Fig. 2와 같이 NASA TDT에서 다양한 풍동 실험을 진행하였으며, 비행 모드에 따른 실험 데이터와 그에 대한 선행 연구들이 존재한다<sup>(8)</sup>.

회전의 모드에서 제자리 비행 실험을 통해 지상 공진 조건과 제자리 비행 성능을 확인하였다. 고정익 모드에서는 전진 비행 조건을 고려하였으며, 항공기의 비행속도별 안정성을 확인하였다. WRATS SASIP 모델에 대한 제원을 Table 1에 정리하였다<sup>(7,8)</sup>.

### 2.2 유연 다물체 동역학 모델링

틸트로터의 다양한 구조 동역학적 요소를 모델링하기 위해서 비선형 유연 다물체 동역학 프로그램인 DYMORE를 이용하였다. DYMORE는 CAMRADII, RCAS(rotorcraft comprehensive analysis system) 등과 같은 회전익 항공기 로터 블레이드 구조 동역학 해석 프로그램으로 기하학적 정밀 보 이론 기반으로

다양한 해석을 수행한다. 로터 블레이드와 같이 가로 세로비가 크고 비틀림각이 있는 복잡한 3차원 형상을 1차원 기하학적 비선형 보와 2차원 단면해석으로 근사화한다.

2차원 단면 해석은 변분 점근법(variational asymptotic method)을 기반으로 한 VABS(variational asymptotic beam sectional analysis)와 같은 프로그램을 이용할 수 있다<sup>(9)</sup>. 3차원 블레이드 형상의 원하는 단면 지점에서 1차원 보 해석에 필요한 2차원 물성치를 획득할 수 있으며, 전단변형을 고려하는 티모셴코 보를 이용하면  $6 \times 6$  행렬로 구할 수 있다.

기하학적 정밀 보 이론은 낮은 계산 비용으로 효율적인 구조 거동 예측이 가능하며, 트림 해석 및 동적 안정성 해석에 효과적이다. 해에 변위 기반으로 계산된 내력과 운동량이 도출되어 별도의 하중 변환 과정이 불필요하다는 장점이 있다.

DYMORE에서 1차원 탄성 보 요소를 이용해 블레이드와 허브, 날개를 모델링하였다. 블레이드는 2차원 단면 물성을 고려하여 50개의 3차 형상함수를 갖는 탄성 보 요소를 사용하였다. 탄성 보의 각 2차원 단면 물성치(강성행렬, 질량행렬, 단면 중심)는 참고 문헌에 제시되어 있는 값을 적용하였다. 조인트 요소를 이용해 플랩 힌지, 리드-래그 힌지, 피치 베어링을 모델링하였다. 조인트 요소의 강성은 비틀림 스프링

**Table 1** Rotor properties of WRATS SASIP

Parameters	Value
Number of blades	4
Rotor radius	1.161 m
Blade root	0.232 m
Twist	47.5°
Airfoil sections	XN28, XN18, XN12, XN09
Blade flap inertia	0.172 kg·m <sup>2</sup>
Rotor weight	7.684 kg
Rotational speed at hover	888 r/min
Rotational speed at cruise	742 r/min
Lift slope curve	5.9/rad
Root chord	0.165 m
Tip chord	0.112 m
Rotor solidity	0.105
Precone	2.75°



**Fig. 2** WRATS SASIP in the NASA TDT

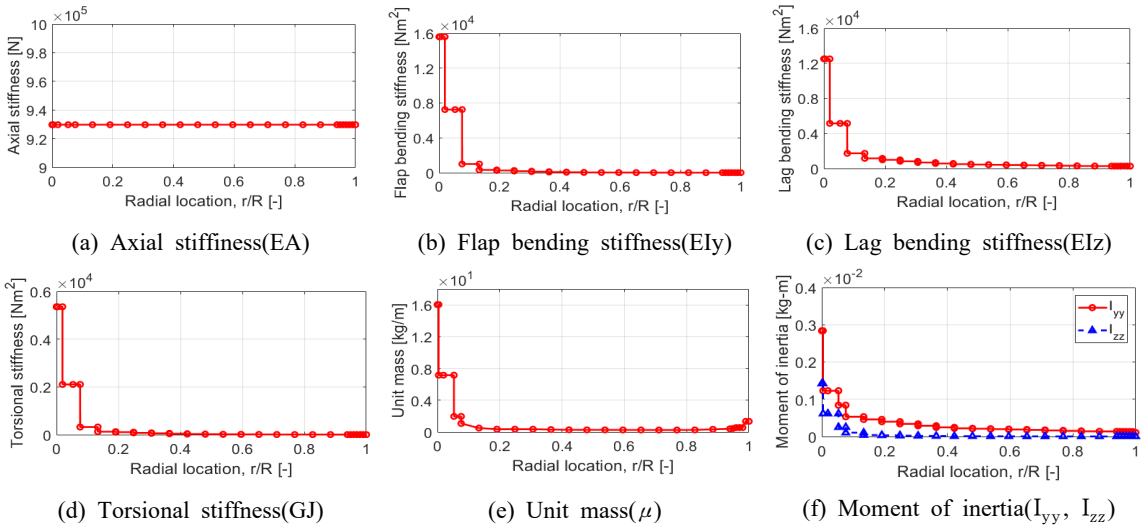


Fig. 3 WRATS SASIP tiltrotor blade properties

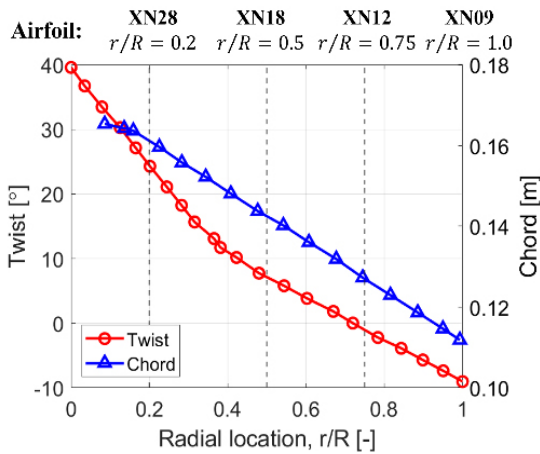


Fig. 4 Twist and chord distribution

계수를 통해 정의되며, 그 값은 참고문헌에 제시된 모델링을 참고하여 적용하였다<sup>(10)</sup>. 강체 요소를 이용하여 파일런과 마스트를 모델링하였다. Fig. 3에 2차원 단면 물성치를 나타내었으며, Fig. 4에 블레이드의 비틀림각과 시위 분포, 익형(airfoil)의 위치를 나타내었다<sup>(7,8)</sup>. XN 계열의 익형을 사용하며, 각 숫자는 두께비(thickness ratio,  $t/c$ )를 의미한다<sup>(8)</sup>.

Fig. 5는 DYMORE의 1차원 탄성 보와 조인트, 강체 요소를 이용하여 로터 모델링 결과를 나타낸다. Fig. 5(a)는 블레이드의 구성을 나타내며, Fig. 5(b)는

회전의 모드에서 하프 스패(half-span) 모델에 대한 다물체 동역학 모델링 결과를 나타낸다.

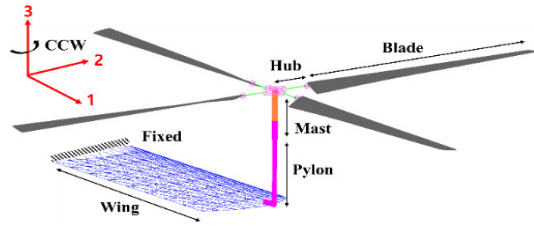
### 2.3 공력탄성학적 하중 해석

구성한 WRATS SASIP의 다물체 동역학 모델로 공력탄성학적 하중 해석을 수행하였다. 유입류 모델은 Peters와 He에 의해 제안된 동적 유입류(dynamic inflow)를 선택하였다<sup>(11)</sup>. 로터 디스크의 압력 분포가 각 블레이드에 작용하는 공력 하중의 식으로 표현되어 있어 다수 블레이드에 의한 공력 현상과 비정상 공기력을 고려하여 계산이 가능하다는 장점이 있다. 공력 하중은 2차원 비정상 양력선 이론(2D unsteady lifting line theory)을 통해 계산하였다<sup>(12)</sup>. 정적 공기력, 비정상 공기력, 풍동 마찰 보정을 포함하여 구조에 작용하는 하중으로 적용한다. 2차원 익형에 대하여 받음각과 마하수의 함수로 표현된 공력 계수(양력  $c_l(\alpha, M)$ , 항력  $c_d(\alpha, M)$ , 모멘트  $c_m(\alpha, M)$ )로 이루어진 C81 table look-up 방식을 통해 1차원 보를 따라 내삽되어 계산한다.

동적 유입류와 2차원 비정상 양력선 이론을 통해 계산된 공력 하중이 블레이드에 작용하여 구조 변형을 발생시킨다. 구조 모델의 변형된 변위가 다시 공력 모델로 전달된다. 공력 모델은 이전 계산에서의 구조 변형을 고려하여 다시 계산을 수행하게 된다. 이러한 과정이 반복되면서 동적 응답이 수렴할 때가



(a) WRATS SASIP rotor blade configuration



(b) WRATS SASIP multibody model

Fig. 5 DYMORE WRATS SASIP model

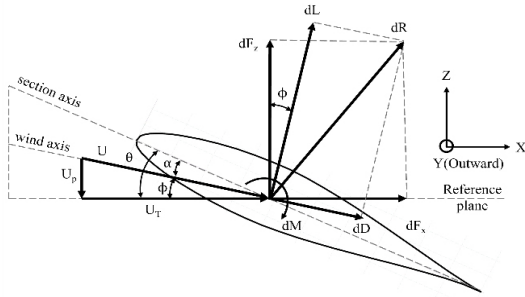


Fig. 6 Aerodynamic forces at a blade element

지 공력-구조 연계 해석이 수행된다<sup>(13)</sup>.

Fig. 6은 2차원 블레이드 익형에 작용하는 공력 하중을 나타낸다<sup>(14)</sup>. 익형에서 유입류에 대해 양력은 수직하게, 항력은 평행하게 작용한다. 유입류 각도는 유입류 상대 속도의 수직 및 수평 성분으로 식(1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\phi = \theta - \alpha = \tan^{-1} \left( \frac{U_p}{U_T} \right) \tag{1}$$

수직 및 수평 방향으로 작용하는 힘으로, 양력과 항력을 구할 수 있으며, 양력과 항력으로 추력과 토크, 동력을 계산할 수 있다.

로터에서 발생한 추력과 동력을 식(2)~식(4)와 같이 무차원화하여 로터의 성능을 비교할 수 있다<sup>(14)</sup>.

$$C_T / \sigma = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2 \sigma} = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2 \sigma} \tag{2}$$

$$C_P / \sigma = \frac{P}{\rho A V_{tip}^3 \sigma} = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3 \sigma} \tag{3}$$

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} C_P} \tag{4}$$

성능 지수는 로터가 발생시킬 수 있는 이론적인 최대 동력 대비 실제 발생하는 동력의 비율로, 제자리 비행 시 로터의 성능을 평가하는 주요 지표이다<sup>(14)</sup>. 항상 1보다 작은 값을 가지며, 추력 대비 동력이 커질수록 그 값은 커지는 특성을 가진다.

### 3. 수치 해석 결과

#### 3.1 로터 블레이드 동특성 해석

Fig. 5(a)와 같이 로터 블레이드와 조인트, 허브로 구성된 단독 로터 블레이드에 대하여 로터 회전 속도에 따른 고유진동수를 확인하였다. 로터 블레이드의 고유진동수와 회전 속도의 정수배 성분이 일치할 경우 공진이 발생하여 동적 불안정 현상이 발생할 수 있다. 따라서 블레이드의 고유진동수와 모드 형상을 파악하기 위해 동특성 해석을 수행하였다. 이 논문에서 고려한 로터는 4개의 블레이드를 가지므로, 그 정수배의 회전속도와 공진 위험성을 충분히 고려하여 12 /rev까지의 동특성을 확인하였다. 틸트로터의 경우 고정익 모드와 회전익 모드 모두 고려하여야 하며, Table 1에서 각각의 회전속도를 모두 고려하여 해석을 수행하였다.

Fig. 7에서 고유진동수와 모드 형상을 선행 연구 결과와 비교하였다<sup>(15)</sup>. 주요 모드인 저차 모드는 선행 연구와 일치하는 결과를 확인하였다. 고차 모드의 경우 선행 수치해석 및 실험결과와 함께 비교하였을 때, 최대 오차가 발생하는 제자리 비행 운용 조건의 3차 플랩 모드에서 4.9%의 오차를 확인하였다. 각 숫자는 모드 형상의 차수를 나타내며, F는 플랩 굽힘 모드(flap bending mode), L은 리드-래그 굽힘 모드(lead-lag bending mode), T는 비틀림 모드(torsional mode)를 나타낸다. 플랩 굽힘 모드의 경우 공력 감소 효과가 강하게 나타나므로 공진 위험성은 크게 고려되지 않는다. 반면 로터 시스템의 동적 불안정성에 치명적인 리드-래그 굽힘 모드는 0.15 /rev 이상 충분히 이격되었음을 확인하였다.

따라서 블레이드의 고유진동수와 운용범위에서의 회전속도의 정수배 성분이 충분히 이격되어 공진의 위험성이 낮은 것을 확인하였다. 그리고 1차 리드-래그 굽힘 모드가 0.7/rev 이하이므로 soft-in-plane 조건을 만족함을 확인하였다. 로터의 비회전시 블레이드 모드 형상을 Fig. 8에 제시하였다.

**3.2 공력탄성학적 하중 해석**

제자리 비행 조건에서 콜렉티브 피치각에 따라 로터에서 발생하는 추력과 토크를 계산하였다. 제자리 비행의 경우 콜렉티브 피치각만을 조종각의 입력으로 고려하며, 방위각에 따른 사이클릭 피치각의 변화는 무시한다. 따라서 콜렉티브 피치각의 변화에 따른 공력탄성학적 하중 해석을 수행하였다. 로터와 날개 사이의 공기역학적 간섭은 고려되지 않았다. 선행 연구에서는 균일 유입류 모델을 사용하였으나, 이 연구에서는 동적 유입류 모델을 선택하여 해석을 수행하였다. Fig. 9는 이 연구에서 정립한 해석 모델로 계산한 추력과 토크를 선행 연구 결과와 함께 비교한 것이다<sup>(15)</sup>. 콜렉티브 피치각이 증가할수록 로터에서 더 많은 추력과 토크가 발생하는 것을 확인하였다. 또한 선행 연구와 마찬가지로 강체 블레이드 보다 구조의 변형을 고려한 탄성 블레이드가 실험결과와 비교하였을

때 더 유사한 경향을 보였다. 이를 통해 블레이드의 변형이 로터의 성능에 영향을 미치는 정도를 확인할 수 있다.

토크의 경우  $\theta_0 \leq 0^\circ$  인 영역에서 13% 크게 예측하지만 유사한 경향성을 확인하였다. 이러한 차이는 유입류 모델의 차이와 선행 연구와의 유효요소 모델링의 차이로 인한 것으로 예측된다. 또한  $\theta_0 = 0^\circ$  에서는 추력과 토크가 거의 발생하지 않는 것을 확인하였다.

계산된 추력과 동력을 무차원화하여 이 연구결과와 선행연구 결과를 함께 비교하였다. 최대 성능 지수는 0.8로 선행 연구 결과와 경향성이 유사하며, 우수한 제자리 비행 성능을 나타내는 것을 확인하였다.

**3.3 공력 하중 및 단면 구조 하중 평가**

검증한 결과를 바탕으로 DYMORE를 이용하여 블레이드의 길이 방향에 대하여 콜렉티브 피치각에 따른 블레이드의 공력 및 구조 하중을 평가하였다.

우선 블레이드에 작용하는 공력 분포를 평가하였으며 그 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 공력 하중에 해당하는 양력과 항력, 그리고 유입류와 받음각을 평가하였다. 제자리 비행 시 유입류는 블레이드 끝단 속도에 대해 무차원화하여 나타내었으며, 식 (5)로 정의한다<sup>(14)</sup>.

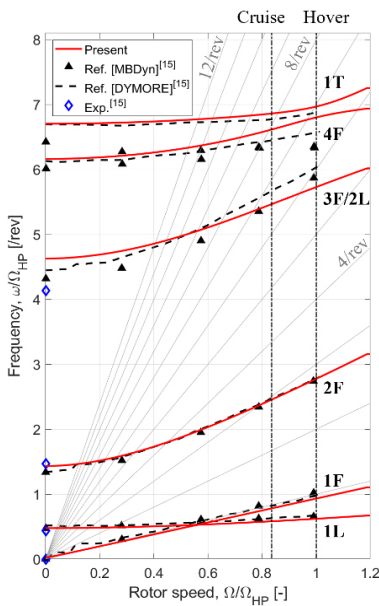


Fig. 7 Fan diagram

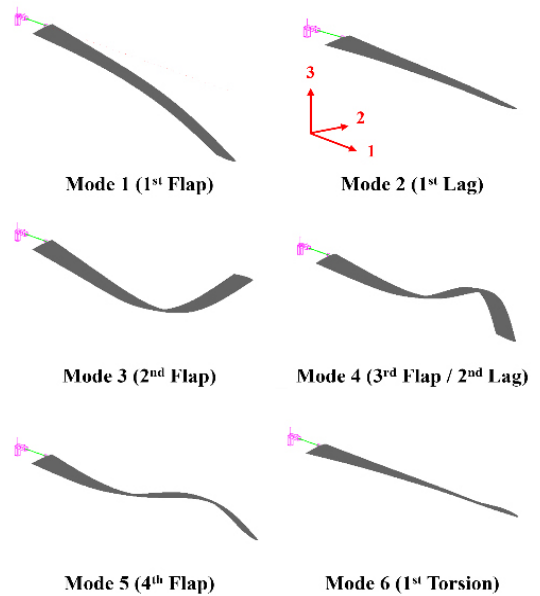


Fig. 8 WRATS SASIP blade mode shape

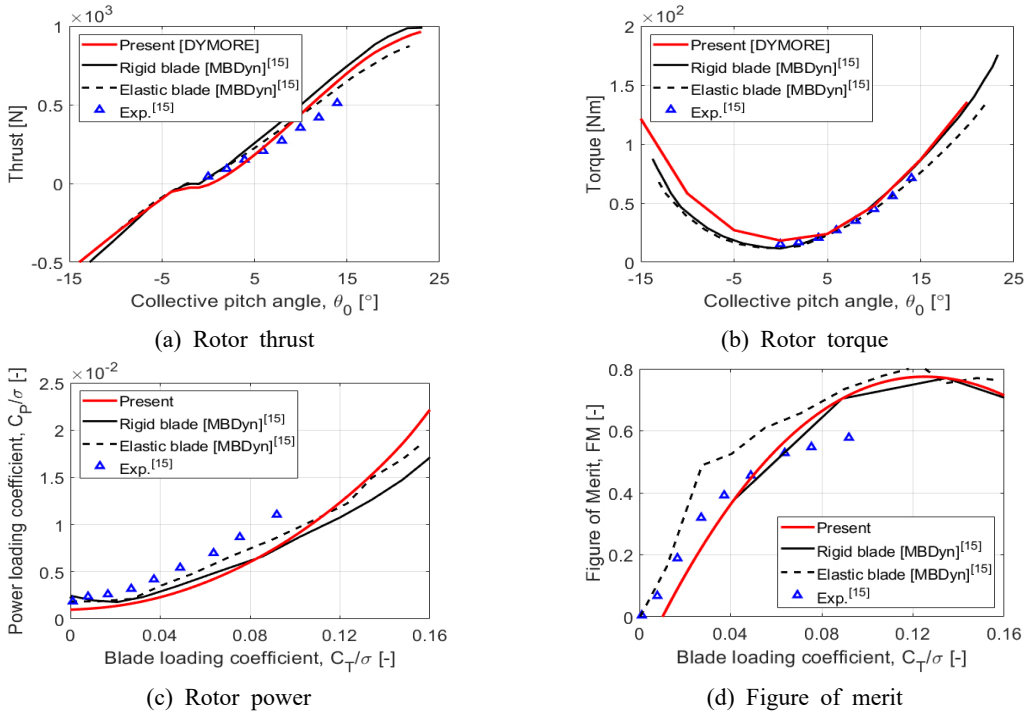


Fig. 9 Rotor performance at hovering flight

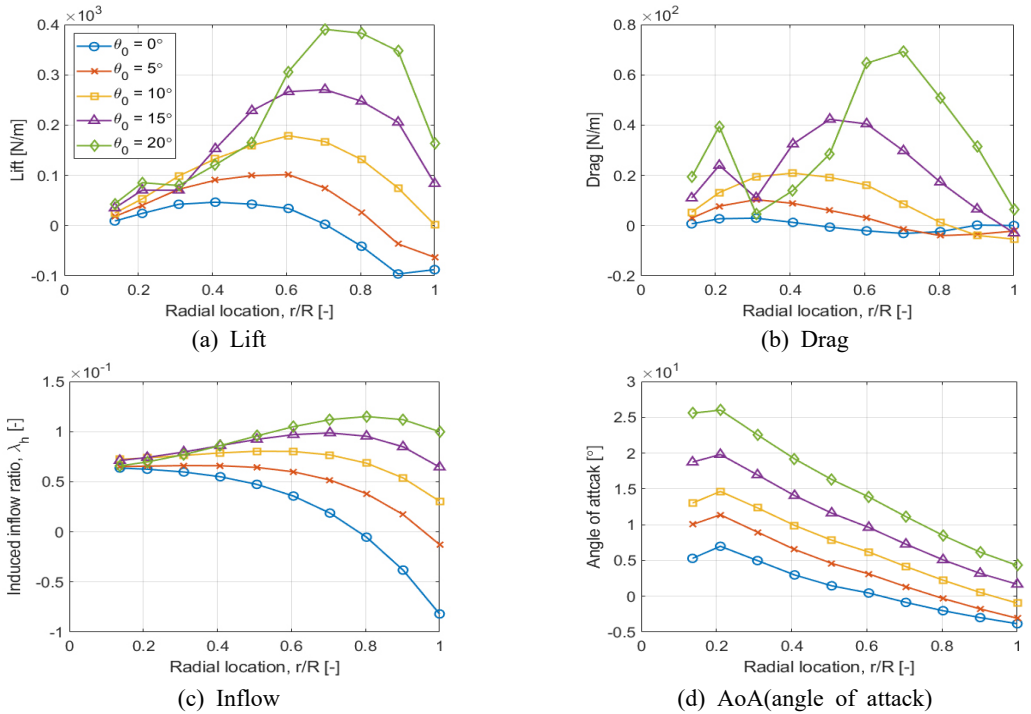


Fig. 10 Aerodynamic distribution

$$\lambda_h = \frac{v_i}{V_{tip}} \tag{5}$$

$\theta_0 = 0^\circ$ 의 경우, Fig. 10(c)의 유입류와 Fig. 10(d)의 받음각의 분포가 블레이드 반경 방향의 3/4 지점인  $r/R = 0.75$ 를 기준으로 부호가 양수에서 음수로 도출되는 것을 확인하였다. Fig. 10(a)와 Fig. 10(b)의 동일한 지점에서 양력과 항력 분포의 부호가 양수에서 음수로 변화하는 것을 확인하였다. 그리고 콜렉티브 피치각이 증가하면서( $\theta_0 \geq 5^\circ$ ) 유입류와 받음각의 크기도 함께 증가하는 것을 확인하였다. 이에 따라 공력 하중 분포도 함께 증가하는 것을 확인하였다.

또한, 모든 콜렉티브 피치각 조건에서  $r/R = 0.2$  위치에서 받음각이 최대값을 가지는 것을 확인하였다. Fig. 4로부터 해석에 고려한 블레이드는 서로 다른 4개의 익형을 사용한다. 그리고  $r/R = 0.2$ 에서 최대 시위 길이를 가지며, 두께비가 큰 익형을 이용한다. 이 위치는 로터 허브 시스템과 블레이드를 연결해주는 연결부이며, 공기역학적 형상이 시작하는 영역이다. 일반적으로 루트부에서 구조적 하중을 지지함에 따라 충분한 두께를 가져야하고, 끝단으로 갈수록

얇아지는 형상을 가진다. 최대 받음각과 최대 시위 길이가 나타나는  $r/R = 0.2$  지점과 비틀림각의 분포가 변화하는  $r/R = 0.5$ 로부터 구간별 익형이 달라질 때, 양력과 항력의 양상이 변화하는 것을 확인하였다. 특히  $r/R = 0.2$ 에서 받음각이 최대로 나타나고, 두께가 두꺼운 익형인 XN28을 사용하여 상대적으로 두께가 얇은 XN18, XN12, XN09 익형에 비해 항력이 증가하는 결과를 확인하였다. 또한 가장 우수한 양항비를 갖는 XN12를 익형으로 사용하는  $r/R = 0.75$ 에서 양력의 분포가 최대로 나타나는 것을 확인하였다.

다음으로 블레이드의 길이 방향에 대해 루트부, 중간부, 끝단부 3개 지점을 선정하고, 단면 구조 하중을 평가하였다. 평가한 하중은 축 방향 하중(원심력), 플랩 굽힘 모멘트, 리드-래그 굽힘 모멘트, 비틀림 모멘트이며, Fig. 11에 그 결과를 제시하였다. 공통적으로 하중을 지지하는 블레이드 루트부에서 최대 하중이 발생하고, 끝단으로 갈수록 하중이 감소하는 것을 확인하였다. 콜렉티브 피치각에 관계없이 동일한 원심력이 도출되었다.  $\theta_0$ 의 증가에 따라 루트부의 플랩 및 리드-래그 방향 굽힘 모멘트가 증가하는 것을 확

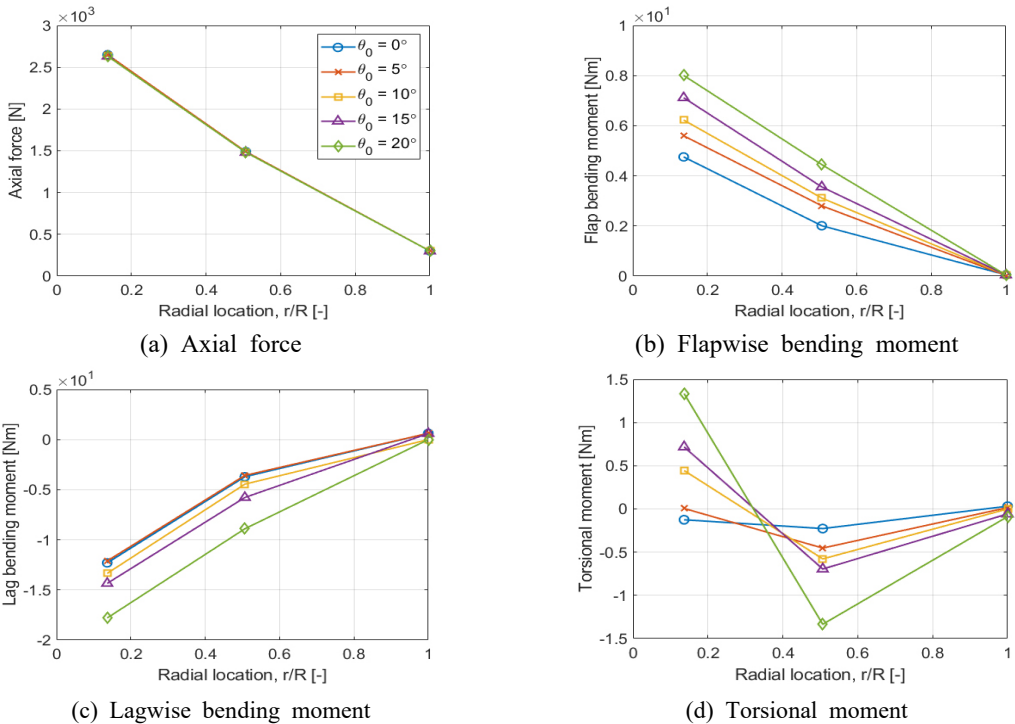


Fig. 11 Sectional loads distribution



인하였다. 특히  $\theta_0 = 0^\circ$  와  $\theta_0 = 15^\circ$  조건을 비교하였을 때, 각각 1.58배와 1.28배 증가하는 것을 확인하였다. 비틀림 모멘트의 경우 루트부는 양의 기울기로 5.73배 변화하였고  $r/R=0.5$  위치에서 3.06배 음의 기울기를 따라 변화하는 것을 확인하였다.

#### 4. 결 론

이 연구에서는 비선형 유연 다물체 동역학 해석 프로그램인 DYMORE를 이용하여 세미관절형 틸트로터인 WRATS SASIP 모델의 구조 동역학 모델을 구성하였다. 먼저 블레이드의 동특성 해석을 통해 도출된 고유진동수 및 모드 형상을 확인하고, 정립한 모델이 동적 불안정성을 발생시키지 않는 것을 확인하였다. 유입류 모델은 동적 유입류 모델을 선택하였으며, 2차원 비정상 양력선 이론과 C81 table look-up 방식을 통해 공력 하중을 계산하였다. 공력 하중과 구조의 변형된 변위 응답으로 동적 응답이 수렴할 때까지 공력-구조 연계 해석을 반복적으로 수행하였다. 계산된 공력 하중으로부터 추력과 동력을 계산하고, 무차원화를 통해 로터의 성능 비교를 진행하였다. 이 연구를 통해 정립한 틸트로터의 다물체 동역학 모델링과 공력탄성학적 하중 해석에 대해 선행 연구결과와 일치한 경향성을 확인하였다.

다음으로 콜렉티브 피치각에 따른 블레이드의 공력 하중 및 단면 하중을 분석하였다. 공력 하중은 블레이드에 작용하는 양력, 항력, 유입류, 반응각을 평가하였다.  $\theta_0 = 0^\circ$  에서  $r/R=0.75$ 를 기준으로 공력 분포가 양수에서 음수로 역전되어 도출됨을 확인하였다. 또한 콜렉티브 피치각이 증가하면서 공력 하중의 크기가 증가함을 확인하였다. 단면 구조 하중은 축 방향 하중(원심력), 플랩 및 리드-래그 방향 굽힘 모멘트, 비틀림 모멘트를 확인하였다. 콜렉티브 피치각이 증가할 수록 루트부에서 굽힘 모멘트가 증가하는 경향성을 확인하였다.

향후 Fig. 5(b)와 같은 날개와 마스트, 파일런을 포함한 로터 하프스팬 모델로 진전 비행을 추가적으로 고려하여 고정익 모드에서의 공력탄성학적 하중 및 안정성 해석을 수행할 계획이다.

#### 후 기

이 논문은 2022년도 12월부터 정부(방위사업청)의

재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(No. KRIT-CT-22-082, 고속 복합 회전기용 기체형상 최적설계 기술).

#### References

- (1) Kim, J. M., 2017, Lessons Learned from the Past Tilting Aircraft Development and Implication to Future VTOL UAV Development, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 15, No. 2, pp. 3~10.
- (2) Maisel, M. D., Giulianetti, D. J. and Dugan, D. C., 2000, The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft: From Concept to Flight, Government Reprints Press, DC, United States.
- (3) Kim, D.-H., Jung, S.-U., Koo, K.-N., Kim, S.-J. and Kim, S.-C. et al., 2005, Structural Vibration Analysis for a Composite Smart UAV Considering Dynamic Hub-loads of the Tilt-rotor, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 15, No. 1, pp. 63~71.
- (4) Johnson, W., 2000, Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model(TRAM DNW) Performance, Airloads and Structural Loads, Proceedings of the American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Meeting, GA, United States.
- (5) Ghiringhelli, G. L., Masarati, P., Mantegazza, P. and Nixon, M. W., 1999, Multi-body Analysis of a Tiltrotor Configuration, Nonlinear Dynamics, Vol. 19, No. 4, pp. 333~357.
- (6) Bauchau, O. A., 2006, DYMORE User's Manual, Georgia Institute of Technology, GA, United States.
- (7) Nixon, M. W., Langston, C. W., Singleton, J. D., Piatak, D. J. and Kvaternik, R. G. et al., 2003, Aeroelastic Stability of a Four-bladed Semi-articulated Soft-inplane Tiltrotor Model, Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Amsterdam, Netherlands.
- (8) Piatak, D. J., Kvaternik, R. G., Nixon, M. W., Langston, C. W. and Singleton, J. D. et al., 2002, A Parametric Investigation of Whirl-flutter Stability on the WRATS Tiltrotor Model, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 47, No. 2, pp. 134~144.
- (9) Yu, W., 2011, VABS Manual for Users, Utah

State University Commercialization Office and Georgia Institute of Technology Research Cooperation, UT and GA, United States, pp. 1~22.

(10) Bauchau, O. A. and Wang, J., 2006, Stability Analysis of Complex Multibody Systems, *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, Vol. 1, No. 1, pp. 71~80.

(11) Peters, D. A. and He, C. J., 1995, Finite State Induced Flow Models Part II: Three-dimensional Rotor Disk, *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, pp. 323~333.

(12) Peters, D. A., Hsieh, M. A. and Torrero, A., 2007, A State-space Airloads Theory for Flexible Airfoils, *Journal of the American Helicopter Society*,

Vol. 52, No. 4, pp. 329~342.

(13) Bauchau, O. A., Bottasso, C. L. and Nikishkov, Y. G., 2001, Modeling Rotorcraft Dynamics with Finite Element Multibody Procedures, *Mathematical and Computer Modelling*, Vol. 33, No. 10~11, pp. 1113~1137.

(14) Leishman, J. G., 2006, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd Edition, Cambridge University Press, NY, United States. pp. 55~110 and pp. 212~229.

(15) Masarati, P., Piatak, D. J., Quaranta, G., Singleton, J. D. and Shen, J., 2008, Soft-inplane Tiltrotor Aeromechanics Investigation using Two Comprehensive Multibody Solvers, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 53, No. 2, pp. 179~192.