



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 52(1), 25-35(2024)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2024.52.1.25>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 비선형 와류 격자법과 기하학적 정밀 보 이론 결합을 통한 로터 블레이드 공탄성 해석자 개발

이사람<sup>1</sup>, 정인호<sup>2</sup>, 조해성<sup>3</sup>, 강우람<sup>4</sup>, 이학진<sup>5</sup>

### Development of Aeroelastic Analysis Code for Rotor Blade using Coupled Nonlinear Vortex Lattice Method and Geometrically Exact Beam Theory

Sa-Lang Lee<sup>1</sup>, Inho Jeong<sup>2</sup>, Haeseong Cho<sup>3</sup>, Woo-Ram Kang<sup>4</sup> and Hakjin Lee<sup>5</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea<sup>1,5</sup>Department of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University, Jeonju, Republic of Korea<sup>2,3</sup>Rotorcraft Flight Dynamics Team, Korea Aerospace Industries, LTD., Sacheon, Republic of Korea<sup>4</sup>

#### ABSTRACT

The vibration of the rotor blades inevitably occur due to the nature of the rotating system. Therefore, the aeroelastic analysis is required to analyze the vibration characteristics of the rotor blade and develop novel technology for reducing vibratory loads. As the demand for aeroelastic analysis increases, the domestic and international studies in this field have been conducted. In this study, we developed an aeroelastic analysis code for the rotor system by combining a nonlinear vortex lattice method for aerodynamic model and geometrically exact beam theory for structural model. For solver validation, two rotor blades operating hover flight conditions, Sharpe and BO-105 rotor blades, are considered. The aeroelastic analysis is conducted to predict the aerodynamic performance and aeroelastic stability, and investigate the effects of the rotor blade's structural deformation on the evolving wake geometry. By comparing the predicted values with results from other previous studies, we performed the validation of the analysis tool. The validation results showed that the aeroelastic analysis code developed in this study can provide reasonable results considering the aerodynamic-structural interaction.

#### 초 록

회전익기 로터 시스템의 특성상, 로터 블레이드의 진동 현상이 불가피하게 발생한다. 로터 블레이드의 진동 특성을 분석하고 저감하기 위해서는 공탄성 해석 연구가 선행적으로 요구된다. 공탄성 해석의 필요성이 높아짐에 따라 국내외 관련 연구가 활발히 수행되고 있다. 따라서 본 연구에서는 비선형 와류 격자법을 적용한 공력 모델과 기하학적 정밀보 이론을 적용한 구조 모델을 결합하여 로터 블레이드의 공탄성 해석자를 개발하였다. 각 공력 모델과 구조 모델의 개별적인 검증 후, 개발된 해석자를 검증하였다. 제자리 비행 조건에서 공력 성능 및 공탄성 안정성을 예측할 수 있으며, 로터 블레이드의 구조 변형이 후류에 미치는 영향을 분석하였다. 개발된 해석자를 통해 예측된 값과 타 선행 연구 결과를 비교하여 해석자 검증을 수행하였다. 이를 통해 본 방법론을 적용한 공탄성 해석자가 공력-구조 상호작용에 의한 공탄성 해석에 활용될 수 있음을 확인하였다.

† Received : August 6, 2023    Revised : November 13, 2023    Accepted : November 21, 2023

<sup>1</sup> M.S. Student, <sup>2</sup> Ph.D. Student, <sup>3</sup> Associate Professor, <sup>4</sup> Senior Research Engineer, <sup>5</sup> Assistant Professor<sup>5</sup> Corresponding author, E-mail : [hlee@gnu.ac.kr](mailto:hlee@gnu.ac.kr), ORCID 0000-0002-4459-9858

© 2024 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

**Key Words** : Nonlinear Vortex Lattice Method(비선형 와류 격자법), Vortex Particle Method(와류입자법), Geometrically Exact Beam Theory(기하학적 정밀 보 이론), Aeroelastic(공탄성), Fluid-Structure Interaction(공력-구조 상호작용)

## 1. 서 론

고정익기와 달리 추력과 조종력을 동시에 얻는 회전익기 로터 시스템의 특성상, 헬리콥터의 로터 블레이드는 관성력(Inertial Force), 탄성력(Elastic Force), 공기력(Aerodynamic Force)의 상호작용이 발생한다. 이는 로터 블레이드의 소음, 진동, 정적 및 동적 불안정성을 유발한다. 특히 로터 블레이드 허브에 작용하는 하중은 기체에 가진력으로 전달되어 기체 주요 위치에서 진동을 발생시킨다. 또한, 로터 허브 하중에 대한 기체의 진동 응답은 로터 허브로 피드백되어 추가적인 응답을 유발하고, 로터 블레이드의 공력 하중 변화를 발생시킨다. 따라서 헬리콥터의 진동 특성을 분석하고 저감하기 위해서는 공력 하중뿐만 아니라 공력-구조 상호작용에 의한 진동 및 공탄성 해석이 필수적이다[1].

로터 블레이드 공탄성 해석 연구의 필요성이 높아짐에 따라 관련 연구들이 국내외에서 활발히 수행되고 있다. 국외에서 Blackwell[2]은 헬리콥터의 진동 저감을 위해 설계 단계에서 공탄성 해석을 고려하였다. William 등[3, 4]과 Sharpe[5]는 각각 제자리 비행 중인 Full-scale Hingeless Rotor와 Small-scale Hingeless Rotor에 대한 공력탄성학적 안정성 측정 시험을 수행하였다. Reterson 등[6]은 회전익기 통합해석 코드인 CAMRAD II 프로그램을 사용하여 제자리 및 전진 비행 조건에서 Hingeless Rotor의 공탄성 하중과 안정성을 예측하였다. 기존의 공탄성 해석 프로그램들은 상대적으로 높은 계산 비용과 경험적 숙련도가 요구된다. 이러한 단점을 보완하기 위해 Shang 등[7]은 기하학적 정밀 보 이론과 동적 후류 이론을 결합하여 정확하고 효율적인 공탄성 해석자를 개발하였다. Fleischmann 등[8]은 와류 격자법(Vortex Lattice Method, VLM)와 Euler-Bernoulli 편미분 방정식의 결합을 통해 공탄성해석 프레임워크를 개발하였다. 국내에서도 Lee 등[9]이 깃요소이론, 기하학적 정밀 보 이론 등을 적용하여 로터 시스템 통합 해석자를 개발하였다. Noh[10]는 MATLAB 기반의 공탄성 해석 프로그램을 개발하였다. Yoon 등[11]은 재료의 탄성 계수 변화에 따른 공력탄성학적 영향을 분석했다. Lee 등[12]은 CAMRAD II 프로그램과 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석을 통해 소형헬기의 공력-구조 연계해석을 수행하였다. Lee 등[13]은 동적유입류 모델을 이용하여 회전익기의 공탄성 해석을 수행하였다. Hong 등[14]과 Kim 등[15]은 공탄성 해석을 기반으로 회전익기 능동 진동 저감을 위한 Individual Blade

Control(IBC) 기법을 연구하였다. Hwang 등[16]은 V-22 Osprey 틸트로터 항공기의 축소 모델에 대해 CAMRAD II를 이용하여 공탄성 해석을 수행하고, 풍동 시험 결과와 비교하였다. Bang 등[17]은 CAMRAD II를 이용하여 Higher Harmonic Pitch Control(HHC) 기법을 적용한 회전익기 능동 진동 제어 시뮬레이션 연구를 수행하였다.

본 연구에서는 헬리콥터 로터 허브에 작용하는 하중을 예측하기 위한 로터 블레이드 공력-구조 연계해석 코드를 개발하고자 한다. 향후 공탄성 해석 코드는 기체 동특성 예측 코드와 결합하여 로터 허브 하중(가진력)에 의한 기체의 진동 응답을 예측하는 해석 프레임워크로 확장할 계획이다. 로터 블레이드 공탄성 해석 코드의 공력 모델로는 비선형 와류 격자법(Nonlinear Vortex Lattice Method, NVLM)을 이용하였다. 해당 기법은 기존의 와류 격자법이 고려하지 못하는 비선형적인 공력 특성을 고려할 수 있도록 고안된 방법이며 병렬계산을 통해 효율적인 계산이 가능한 장점이 있다[18]. 또한, 공력 모델은 Lagrangian 기반의 와류입자법(Vortex Particle Method, VPM) 후류 모델과 연계되어 있어 시간에 따른 후류의 비정상 거동을 모델링하고 후류에 의한 유도속도 성분을 공력해석에 반영할 수 있다. 로터 블레이드의 구조적인 변형을 예측하기 위한 구조 모델로는 기하학적 정밀 보 이론(Geometrically Exact Beam Theory)을 이용하였다. 이번 논문에서는 공탄성 해석자를 구성하는 각각의 해석 모듈들에 대한 개별적인 검증과 공력-구조 연계해석에 대한 검증 연구를 주로 다루었다. 검증 모델로는 제자리 비행 중인 Sharpe와 BO-105 로터 블레이드 모델을 이용하였다. 제자리 비행 중인 로터 블레이드에 대해 공력해석을 수행하고 공력-구조 상호작용에 의한 구조적인 탄성 변형을 예측하였다. 해석 결과는 선행 연구결과[3,5,7,19]들과의 비교를 통해 해석자 검증을 수행하였다.

## II. 본 론

### 2.1 전산해석기법

#### 2.1.1 로터 블레이드 공력해석 모듈

본 연구에서는 로터 블레이드에 작용하는 공력 하중을 계산하기 위해 비선형 와류 격자법을 이용하였다. 비선형 와류 격자법은 기존의 와류 격자법에 에어포일 공력 테이블 룩업(Airfoil Look-up Table), 공력계수 보정함

수, 와류 강도 보정을 결합한 기법으로 점성효과에 의한 경계층 유동, 박리 유동과 저 레이놀즈수 유동에서 발생하는 비선형 공기역학적 특성을 고려할 수 있다[20]. 비선형 와류 격자법은 4개의 Vortex Filament로 이루어진 다수의 Vortex Ring Elements를 이용하여 로터 블레이드를 시위길기와 반경 방향으로 각각 이산화한다. 따라서 로터 블레이드를 하나의 양력선으로 모델링하는 양력선 이론(Lifting-line Theory)과는 달리 로터 블레이드가 가진 기하학적인 형상을 조금 더 정확하게 고려할 수 있다. 로터 블레이드를 이산화한 Vortex Ring Element의 세기( $\Gamma$ )는 식 (1)을 통해 도출할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1m} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{k1} & a_{k2} & \cdots & a_{km} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_k \end{Bmatrix} \quad (1)$$

이때, Influence Coefficients( $a_{km}$ )는 식 (2)와 같이 Collocation Point에서 Vortex Ring Elements에 의해 유도된 격자에 수직인 속도 성분으로 정의된다. RHS 항은 (3)과 같이 후류에 의한 속도, 물체의 회전에 의한 속도 성분의 수직인 성분으로 표현된다.

$$a_{ij} = (\mathbf{V}_{ind, bound})_{ij} \cdot \mathbf{n}_i \quad (2)$$

$$RHS_i = -(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_{ind, wake} - \Omega \times \mathbf{r})_i \cdot \mathbf{n}_i \quad (3)$$

선형방정식으로부터 Vortex Ring Elements의 세기가 결정되면 Kutta 조건에 의해 로터 후류의 강도를 정할 수 있고, 식 (4)를 통해 로터 블레이드의 각 단면 위치에서 Inflow Velocity( $\mathbf{V}_{inflow}$ )를 계산할 수 있다. 단면 위치에서 Inflow Velocity가 결정되면 식 (5)를 통해 유효 받음각( $\alpha_{eff}$ )을 계산할 수 있고, 결과적으로 각 단면 위치에서의 유효 받음각, 마하수 또는 레이놀즈 수 정보를 통해 에어포일의 양력, 항력, 모멘트 계수를 결정할 수 있다.

$$\mathbf{V}_{inflow} = \mathbf{V}_\infty - \Omega \times \mathbf{r} + \mathbf{V}_{ind, wake} \quad (4)$$

$$\alpha_{eff} = \theta_{twist} + \theta_{pitch} - \tan^{-1}\left(\frac{U_p}{U_T}\right) \quad (5)$$

유효받음각(5)은 로터 블레이드 Root에서의 Pitch Angle( $\theta_{pitch}$ )과 Twist Angle( $\theta_{twist}$ )의 합에 Inflow Angle( $\Phi$ )을 뺀 값으로 정의할 수 있다. 이때, Inflow Angle은 Inflow Velocity의 수직인 속도 성분( $U_p$ )과 로터 블레이드 회전으로 발생하는 회전면에 평행한 Inflow Velocity 성분( $U_T$ )으로 정의된다[21]. 이를 통해 각 단면에서의 공력 성분을 적분함으로써 로터 블레이드의 공력 하중을 계산한다.

제자리 비행 중인 Caradonna-Tung 로터 모델을 이용하여 공력해석 모델에 대한 검증 연구를 수행하였다. Caradonna-Tung 로터 모델은 Twist Angle이 없고 시위 길이가 분포가 일정한 Rectangular 플랜폼의 블레이드이다. 자

Table 1. Caradonna-Tung rotor model and simulation conditions

Property	Value
Rotor radius [m]	1.143
Hub offset [%]	20
Aspect ratio [-]	6
Airfoil [-]	NACA0012
Tip mach number [-]	0.439
Collective pitch angle [°]	5, 8, 12
Time step [°]	10
Total revolution [-]	20

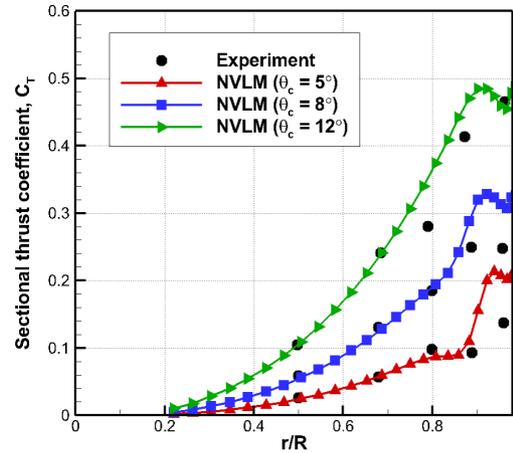


Fig. 1. Comparison of the sectional thrust coefficients with the experimental data

세한 제한 및 해석 조건은 Table 1과 같다. 로터 블레이드 시위 방향으로 21개, 반경 방향으로 36개의 와류 격자 요소를 이산화하였다. 제자리 비행, Collective Pitch Angle 5°, 8°, 12° 조건에서 전산해석 검증을 수행하였다.

Figure 1은 Caradonna-Tung이 실험한 길이 방향에 따른 단면 추력 계수 값을 비선형 와류 격자법을 이용한 값과 비교하였다. 모든 Collective Pitch Angle에서 비선형 와류 격자법을 이용하여 예측한 값과 실험값의 유사한 경향성을 확인하였다. 즉, 비선형 와류 격자법을 이용하여 개발된 공력 모델의 전산해석 검증을 수행하였다.

### 2.1.2 로터 블레이드 후류해석 모듈

로터 블레이드 회전에 따라 주기적으로 발달하는 로터 후류를 모델링하기 위해 Lagrangian 기반의 와류 입자법을 이용하였다. 공간상의 이산화된 격자를 사용하지 않고 수학적 모델을 이용하기 때문에 비정상 후류의 거동과 구조를 수치적 소산 오차 없이 고려할 수 있다. Vorticity Dynamics 방정식은 식 (6)으로 표현되며, 와류 입자 모델에 대한 소멸이 없는 방정식을 나타낸다 [18].

$$\frac{D\omega}{Dt} = \omega \cdot \nabla \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \omega \quad (6)$$

이때,  $\mathbf{u}$  는 속도이며 식 (7)과 같이 표현된다.

$$\mathbf{u}(x_i, t) = \sum_{j=1}^N \mathbf{K}_\sigma(x_i - x_j) \times \alpha_j \quad (7)$$

$\omega$  는 Vorticity이며 Vorticity-velocity 지배방정식을 풀기 위해 식 (8)로 나타낸다.

$$\omega(x, t) = \sum_{j=1}^S \xi_\sigma(x - x_j) \alpha_j = \sum_{j=1}^S \xi_\sigma(x - x_j) \omega_j V_j \quad (8)$$

로터 후류를 Vortex Filament를 이용하여 선으로 모델링하는 Free-wake 방법과 달리 와류 입자를 개별적인 Vortex Particle로 표현하였다. 각각의 와류 입자들은 서로 영향을 주고받으며 속도 성분을 유도하고 Connectivity 제약 없이 3차원 공간 내에 자유롭게 전파가 가능하다. 이러한 와류 입자법을 비선형 와류 격자법과 결합하여 후류에 의해 발생하는 유도 속도 성분을 직접 계산하였고, 이를 통해 후류가 로터 블레이드 공력 하중에 미치는 영향을 고려하였다. 와류 입자법을 검증하기 위해 Caradonna-Tung 로터 모델의 시간에 따른 끝단 와류의 궤적을 예측하고 시험 결과와 비교 검증을

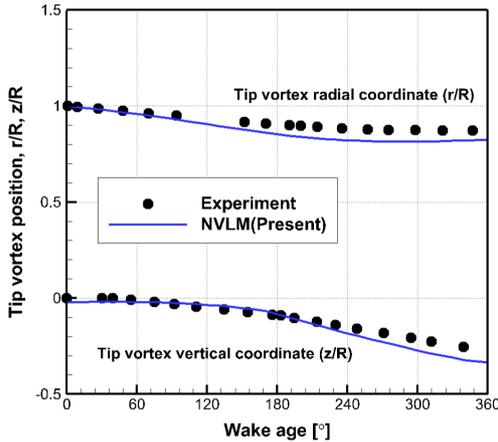


Fig. 2. Comparison of tip vortex trajectories in terms of axial and vertical locations at collective pitch angle of 8° with the experimental data

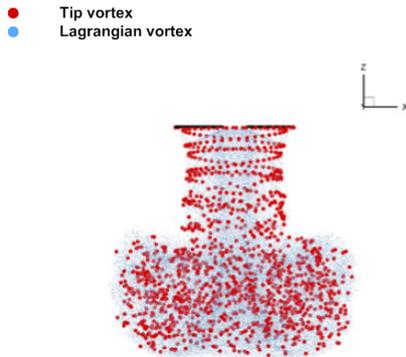


Fig. 3. Wake structure of Caradonna-Tung rotor blade at collective pitch angle of 8°

수행하였다.

Figure 2와 같이 제자리 비행, Collective Pitch Angle 8° 조건에서 시간에 따른 와류 입자 궤적을 관찰하였다. 로터 블레이드의 Radial 방향으로 수축하고 Vertical 방향으로 전파되는 경향성이 도출되었고, 각 궤적도 실험값과 유사하게 예측하였다. Fig. 3에서 로터 블레이드 끝단에서 발생하는 강한 Tip Vortex에 의한 로터 후류 구조를 관찰할 수 있다. 즉, 비선형 와류 격자법과 와류 입자법을 적용한 공력해석자의 전산 해석 검증을 수행하였다.

### 2.1.3 로터 블레이드 구조해석 모듈

로터 블레이드에 가해지는 공력 하중에 의해 발생하는 로터 블레이드의 변형을 고려하기 위해 기하학적 정밀 보 이론을 사용하였다. 이는 혼합 변분법 정식화를 사용하여 회전과 대변형이 발생하는 블레이드의 거동을 묘사하는 데 적합하다.

혼합 변분법 정식화를 위해 사용되는 Hamilton의 원리는 식 (9)와 같다.

$$\int_{t_1}^{t_2} \int_0^l [\delta(K-U) + \delta\bar{W}] dx_1 dt = \delta\bar{A} \quad (9)$$

식 (9)에 기하학적 정밀성이 보장되는 방정식을 대입하고 Lagrange 승수를 적용하면 식 (10)과 같이 혼합 변분법 정식화 기반의 지배방정식을 유도할 수 있다.

$$\int_{t_1}^{t_2} \int_0^l [\delta V_B^{*T} P_B + \delta \Omega_B^{*T} H_B - \delta \gamma_B^{*T} F_B - \delta \kappa_B^{*T} M_B + \delta F_B^T (\gamma - \gamma^*) + \delta M_B^T (\kappa - \kappa^*) - \delta P_B^T (V_B - V_B^*) - \delta H_B^T (\Omega_B - \Omega_B^*)] dx_1 dt = \delta\bar{A} \quad (10)$$

여기서  $F_B$ ,  $M_B$ ,  $P_B$ ,  $H_B$ ,  $V_B$ ,  $\Omega_B$ ,  $\gamma_B$ ,  $\kappa_B$ 는 각각 힘, 모멘트, 선운동량, 각운동량, 선속도, 각속도, 그리고 변형률과 곡률을 의미한다.

식 (10)에 유한요소 이산화 과정을 거치고 이를 행렬 형태로 나타내면 식 (11)과 같다.

$$F_S(X, \dot{X}) - F_L = 0 \quad (11)$$

여기서  $F_S$ 는 구조 연산자,  $F_L$ 은 공력 연산자, 그리고  $X$ 는 구조 상태 변수이다.

구조 상태 변수는 구조해석을 통해 도출되는 해로써 변위, 회전, 내력, 모멘트, 선운동량, 각운동량이다. 이는 식 (12)와 같이 식 (11)에 Newton-Raphson 방법을 적용하여 도출할 수 있다.

$$\frac{\partial F_S}{\partial X} (\Delta X) = \Delta R, \Delta R = F_L - F_S \quad (12)$$

이와 같이 혼합 변분법 정식화를 기반으로 하는 기하학적 정밀 보 이론은 변위와 회전뿐만 아니라 내력과 운동량을 동시에 구할 수 있다.

### 2.1.4 로터 블레이드 공탄성 해석

비선형 와류 격자법과 기하학적 정밀 보 이론을 결합하여 개발된 공력-구조 연계해석자의 계산 과정은 Fig 4와 같다.

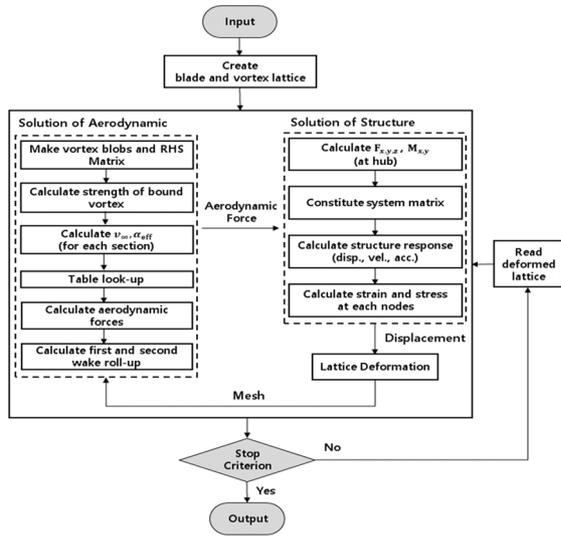


Fig. 4. Flow chart of aeroelastic analysis for rotor blade

구조 변형이 적용되지 않은 로터 블레이드 형상에 대한 공력해석을 먼저 수행한다. 앞서 기술한 것과 같이 로터 블레이드가 회전하면서 발생하는 로터 후류는 와류 입자로 모델링하고 와류 입자의 위치는 시간 전진 기법에 의해 업데이트된다. 로터 후류에 의한 유입류 속도 성분은 로터 블레이드의 유효받음각 계산에 반영되고, 이를 바탕으로 에어포일 Table Look-up을 통해 로터 블레이드 각 단면에서 양력, 항력, 피칭 모멘트 계수가 계산된다. 로터 블레이드 각 단면에서의 하중 성분은 구조해석 모듈에 전달되고, 구조해석 모듈에서는 공력해석 결과를 바탕으로 구조 응답, 변형 및 응력을 계산한다. 구조 변형이 반영된 새로운 로터 블레이드의 격자점 좌표 정보는 다시 공력해석 모듈에 전달되고, 변형된 격자에 대한 공력해석을 수행한다. 로터 블레이드의 구조적인 변형은 공력 하중뿐만 아니라 Time Step 마다 로터 블레이드 뒷전으로부터 Shedding 되는 후류 구조의 발달에도 영향을 미치므로 변형된 격자에 대해 충분히 수렴할 때까지 공력해석을 수행하였다. 본 연구에서는 제자리 비행 조건을 고려하고 있으므로 수렴된 공력해석 결과를 바탕으로 구조 변형을 예측하고 변형된 격자를 다시 공력해석 모듈에 전달하는 것을 공력-구조 연계해석의 1회 Iteration으로 정의하였다. 이러한 반복 계산은 공력 하중과 구조적 변형에 의한 로터 블레이드의 팁 변위가 수렴할 때까지 반복된다. 로터 블레이드의 형상에 따라 Iteration의 반복 횟수는 달라지며, 수렴하면서 변화하는 공력 및 구조적 특성을 관찰할 수 있다.

## 2.2 Sharpe 로터 블레이드 공탄성 해석

### 2.2.1 Sharpe 로터 블레이드 모델

개발된 공탄성 해석자의 검증을 위한 첫 번째 모델로 Sharpe 로터 블레이드를 고려하였다. Sharpe 로터 모델은 Twist Angle이 없고, 시위 길이 분포가 일정한 2개의 블레이드로 구성되어 있다. 제자리 비행, Collective Pitch Angle 2°, 4°, 6°, 8°, 10° 조건에서 공력-구조 연계해석을 수행하였다.

Sharpe 로터 블레이드는 단방향 케블라로 이루어진 C-스

파 구조에 스킨은 유리섬유로 구성되어 있다. 블레이드의 내부는 우레탄 폼으로 이루어져 있다. 자세한 구조 및 물성은 참고문헌 [5]에 제시되어 있으며 제원 및 해석 조건은 Table 2와 같다.

Table 2. Sharpe’s rotor specifications and analysis condition

Property	Value
Rotor radius [m]	0.9615
Hub offset [%]	9.5
Aspect ratio [-]	11.1285
Airfoil [-]	NACA0012
Tip mach number [-]	0.296
Collective pitch angle [°]	2, 4, 6, 8, 10
Time step [°]	10
Total revolution [-]	20

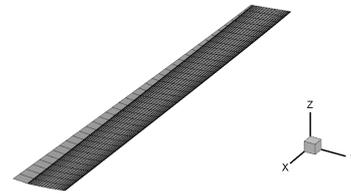


Fig. 5. Sharpe’s rotor blade modeled by vortex lattice

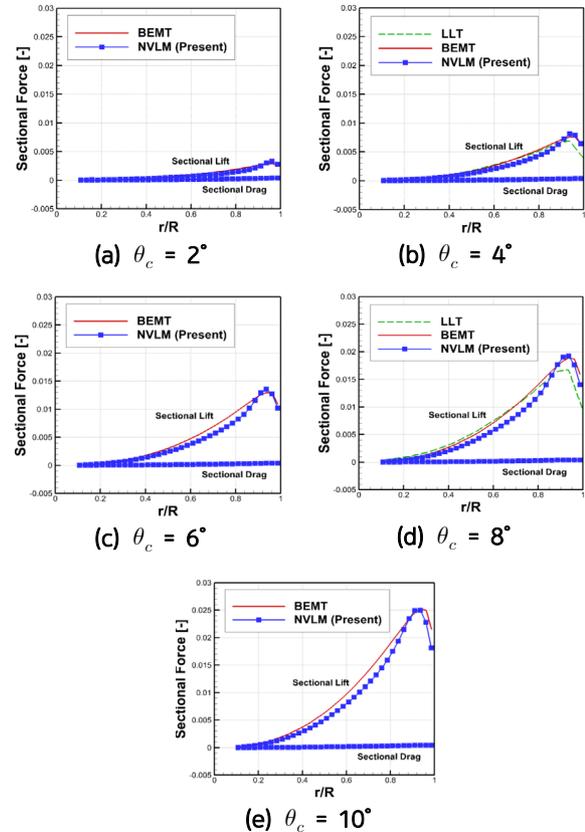


Fig. 6. Comparison of the sectional lift and drag coefficients depending on collective pitch angles

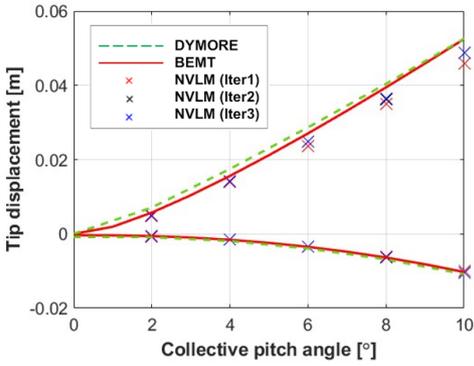


Fig. 7. Comparison of the tip displacement depending on iteration

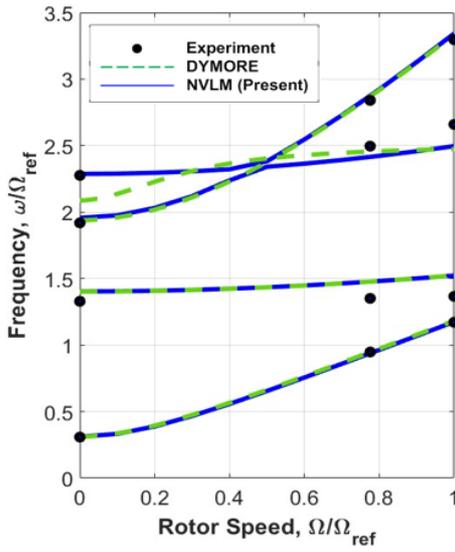


Fig. 8. Fan diagram

비선형 와류 격자법을 이용하여 Sharpe 로터 블레이드를 평판형 격자로 모델링한 형상은 Fig. 5와 같다. 로터 블레이드의 Camber Line을 따라 시위 방향으로 21개, 반경 방향으로 36개의 와류 격자 요소를 배치하였다. 1회의 공력해석 당 20바퀴의 전산해석을 수행하였으며, Time Step은 10° 간격으로 설정하였다.

2.2.2 Sharpe 로터 블레이드 공탄성 해석 결과

본 연구에서 개발한 공력-구조 연계 해석자의 예측 정확성을 검증하기 위해 서로 다른 공탄성 해석자에서도 출된 결과와 상호 비교하였다. Fig. 6은 다양한 Collective Pitch Angle 조건에서 r/R에 따른 단면 양력 및 항력을 비교하였다. 비교 결과들은 각각 로터 블레이드를 Span 방향으로 유한개의 Elements로 나누고 Inflow Condition을 가정하고 공력을 계산하는 Blade Element Momentum Theory(BEMT)와 로터 블레이드를 하나의 Vortex Line으로 모델링하여 공력을 계산하는 Lifting Line Theory(LLT) 공력해석 모듈과 결합된 공탄성 해석 결과들이다[7]. 비교 데이터는 로터 블레이드의 각 단면에서의 공기력이고, Global Coordinate에서

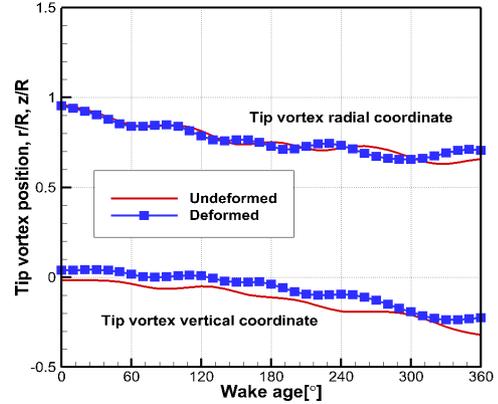


Fig. 9. Tip vortex trajectories at collective pitch angle of 10°

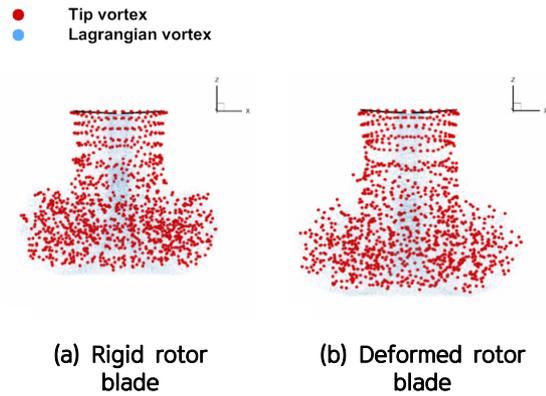


Fig. 10. Wake structure of Sharpe's rotor blade at collective pitch angle of 10°

정의되는 양력 및 항력이 아닌 구조적인 변형에 의해 회전하는 블레이드 평면을 따라 재정의되는 Local Coordinate에서의 공기력이다. LLT를 공력 모델로 활용한 결과와 비교하여 r/R = 0.8~1.0 지점에서 다소 과대 예측되는 경향성을 확인할 수 있었으나, 모든 Collective Pitch Angle 조건에서 BEMT, LLT 공력 모듈과 결합된 해석자의 값이 유사한 경향성을 나타내었다.

다음으로는 구조 변형에 의해 로터 블레이드 끝단에서 발생한 변위를 비교하였다. 다물체 동역학, 비선형 유한 요소 기법 기반의 해석 프로그램인 DYMORE, BEMT 해석 값과 비교 검증을 수행하였다. Fig. 7은 Collective Pitch Angle을 증가시키며 공력-구조 연계 해석을 진행하고 끝단의 레그와 플랩 방향 변위를 나타낸 것이다. DYMORE의 결과와 유사한 경향성을 가지며 Iteration이 증가함에 따라 변위가 수렴하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 8은 로터 블레이드의 회전 속도를 증가시키며 모드 해석을 진행하고 고유진동수와 모드 형상을 4차까지 나타낸 것이다. DYMORE를 통해 도출한 결과 및 Sharpe의 실험값과 비교하였으며, 잘 일치하는 것을 확인하였다. 공탄성 해석의 결과로 Collective Pitch Angle이 증가할수록 로터 블레이드의 구조적인 Tip 변형 정도가 증가하는 경향을 확인하였다. 따라서 로터 블레이드 구조 변형에 의한 후류의 영향을

관찰하기 위해 구조 변형이 가장 크게 발생하는 Collective Pitch Angle  $10^\circ$  조건에서 후류 구조를 분석하였다.

Figure 9와 같이 구조 변형 적용 전, 후에 따른 끝단 와류의 궤적 변화를 관찰하였다. 로터 블레이드의 Radial 방향으로 구조 변형에 따른 변화가 거의 발생하지 않으며, Vertical 방향으로 약간의 차이를 확인할 수 있다. 이는 Fig. 7의 결과에서 확인할 수 있듯이 Sharpe 로터 블레이드의 구조적인 변형이 크게 발생하지 않았기에 후류 궤적에 미치는 영향도 크지 않은 것을 확인하였다.

Figure 10은 로터 블레이드 끝단에서 발생하는 강한 끝단 와류의 발달 구조를 관찰할 수 있다. 로터 블레이드의 구조 변형에 따라 Vortex Particle이 Vertical 방향으로 더 길게 전파되며, Radial 방향으로 구조 변형에 따른 변화가 거의 발생하지 않는 것을 확인하였다. 이는 Fig. 9와 마찬가지로 길이가 짧고, Twist Angle이 없는 Sharpe 로터 모델 특성상 적은 구조 변형에 의한 영향으로 판단할 수 있다.

## 2.3 BO-105 로터 블레이드 공탄성해석

### 2.3.1 BO-105 로터 블레이드 모델

Sharpe 로터 블레이드는 비교적 짧고, 단순한 형상을 가져 구조적인 변형을 크게 유발하지 않았다. Sharpe 로터 블레이드 검증을 통해 개발된 공탄성 해석자의 유효성은 확인할 수 있었지만, 로터 블레이드의 구조 변형이 공력 특성 및 후류에 미치는 영향을 분석하기엔 다소 부족했다. 따라서 실제 헬리콥터의 블레이드인 BO-105 로터 블레이드 모델을 적용하여 공력-구조 연계 해석을 수행하고, 타 공탄성 해석자의 결과와 비교 검증하였다.

BO-105 헬리콥터의 로터 블레이드는  $-8^\circ$ 의 Linear Twist Angle을 가지며,  $2.5^\circ$ 의 Conning Angle을 가진다. 자세한 제원 및 해석 조건은 Table 3과 같다. BO-105 로터 블레이드는 C-스파 구조로 단방향 유리섬유로 이루어진 C-스파 구조에 스킨은 유리섬유로 구성되어 있다. 블레이드의 내부는 강화폼으로 이루어져 있으며 자세한 구조 및 물성은 참고문헌[22,23]에 제시되어 있다. 시위 방향으로 30개, 반경 방향으로 50개의

Table 3. BO-105 rotor blade specifications and analysis condition

Property	Value
Rotor radius [m]	4.91
Hub offset [%]	20
Aspect ratio [-]	18.185
Twist angle [ $^\circ$ ]	-8
Conning angle [ $^\circ$ ]	2.5
Airfoil [-]	NACA23012
Tip mach number [-]	0.642
Collective pitch angle [ $^\circ$ ]	3.45, 7.67, 10.82, 13.45
Time step [ $^\circ$ ]	10
Total revolution [-]	10

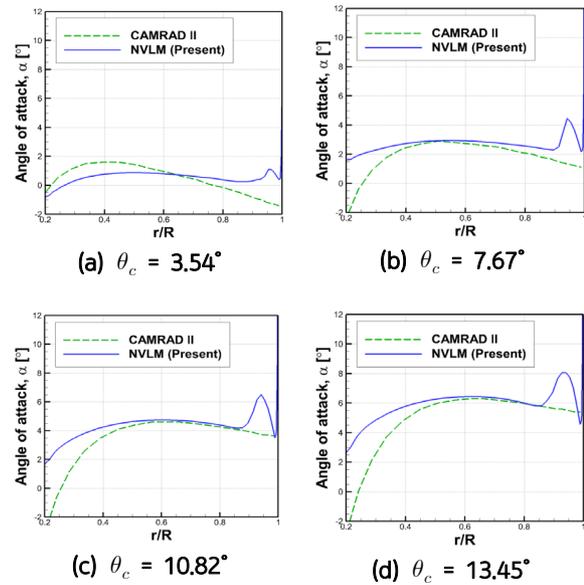


Fig. 11. Comparison of the distribution of effective angle of attack along radial position depending on collective pitch angles

와류 격자를 배치하여 제자리 비행 조건을 적용하였다. Collective Pitch Angle은 각각  $3.54^\circ$ ,  $7.67^\circ$ ,  $10.82^\circ$ ,  $13.45^\circ$  조건에서 공력-구조 연계해석을 수행하였다.

### 2.3.2 BO-105 로터 블레이드 공탄성 해석 결과

공력-구조 연계해석 결과를 비교하기에 앞서, 공력해석 모듈을 다시 한번 검증하기 위해 구조 변형이 적용되지 않은 Rigid 로터 블레이드에 대해 CAMRAD II 해석자의 공력 예측 결과와 비교하였다. CAMRAD II는 다물체 동역학, 비선형 유한 요소 기법, 구조 동역학 등을 기반으로 한 대표적인 회전익기 통합 해석 코드이다.

Figure 11은 Collective Pitch Angle에 따른 로터 블레이드의 유효받음각 분포를 비교하였다. 본 연구에서 개발한 공력-구조 연계해석자와 CAMRAD II 해석자의 결과가 모든 Collective Pitch Angle 조건에서 전반적으로 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 다만, 로터 블레이드의  $r/R = 0.2 \sim 0.4$  지점에서 두 해석자의 결과가 다소 다른 경향성이 도출되었다. 비선형 와류 격자법의 경우 로터 후류를 와류 입자법으로 모델링하기 때문에 로터 블레이드에 유입되는 비선형적인 유입류를 고려할 수 있는 반면에, CAMRAD II는 Uniform Inflow 조건을 적용하였다. 따라서 CAMRAD II 해석 결과에서 로터 블레이드 In-Board 쪽에서 유입류를 과도하게 예측하였고, 이로 인해 유효받음각 분포가 크게 감소하는 형태로 도출되었다. 결합 기법의 유효받음각 분포가  $r/R = 0.95$  부근에서 Peak 형상의 개형이 도출되었다. CAMRAD II는 공력 모델로 LLT를 적용하여 후류에 의한 영향을 고려하기 힘들다. 반면, 결합 기법은 와류 입자법을 적용하여 후류를 모델링하기 때문에 후류가 로터 블레이드 공력 하중에 미치는 영향을 고려할 수 있어 Tip에서 후류에 의한 유효받음각 분포의 차이가 존재한다.

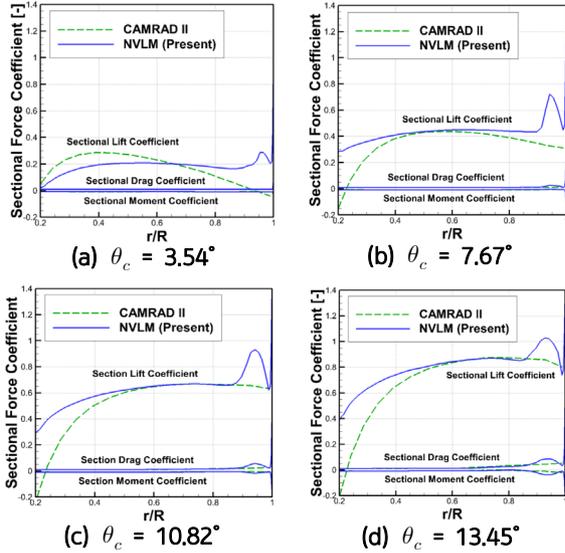


Fig. 12. Comparison of the sectional force coefficients along radial position depending on collective pitch angles

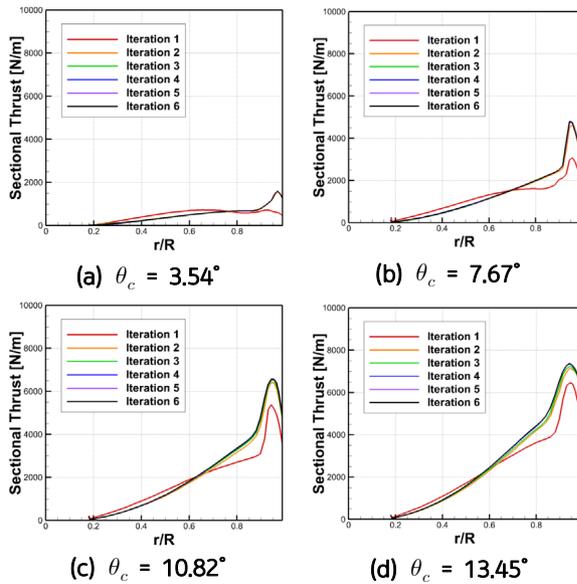


Fig. 13. Convergence history of the sectional thrust distribution depending on collective pitch angles

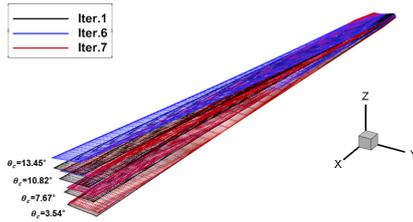


Fig. 14. Geometry of deformed rotor blade

Figure 12는 유효받음각 분포를 바탕으로 예측한 양력, 항력, 피칭 모멘트 계수의 분포를 비교하였다. 이때 두 해석자는 동일한 에어포일 공력 테이블을 이용했기 때문에 유효받음각 분포와 유사하게 공력계수의 분포가

예측되었다. 다만, 앞에서 고찰한 것과 같이  $r/R = 0.2 \sim 0.4$  지점과 Tip 부근에서 후류의 영향성을 고려하는 방법론의 차이에 의해 다소 다른 결과들이 도출되었다.

공력해석 과정 이후, 구조해석 과정을 통해 변형된 로터 블레이드 형상이 도출된다. 구조 변형이 적용된 형상은 다시 공력해석 단계를 수행하는 Iteration이 반복되며, Fig. 13과 같이 수렴하는 공력 하중을 관찰할 수 있다. 첫 번째 Iteration에서 비교적 다른 경향성을 보이지만, 두 번째 Iteration을 수행하며 공력 하중의 수렴하는 경향성을 확인할 수 있다.

Figure 14는 Collective Pitch Angle과 Iteration에 따른 공력-구조 연계 해석의 결과로, 각각 Iteration 1 (검은색), Iteration 6 (파란색), Iteration 7 (빨간색)에서의 로터 블레이드 형상을 나타낸 것이다. Iteration이 진행됨에 따라 형상이 변화하는 것을 확인할 수 있으며 Iteration 6과 7에서의 형상이 거의 유사한 것으로 보아

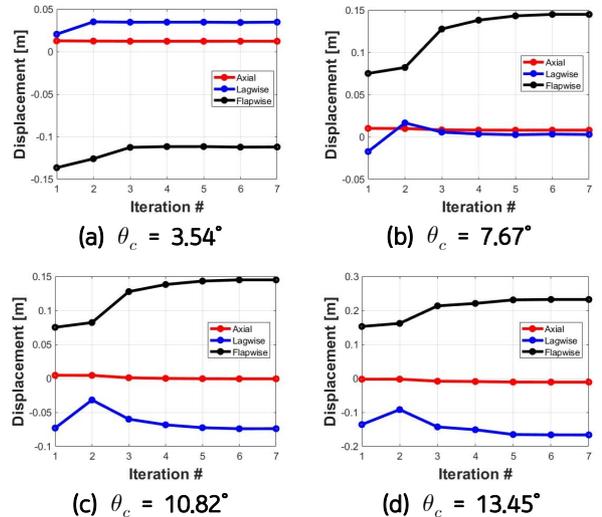


Fig. 15. Tip displacement at each iteration

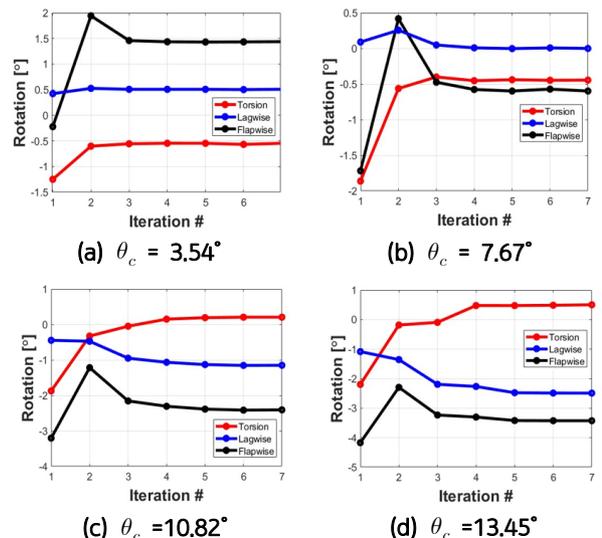


Fig. 16. Tip rotation at each iteration

구조 변형 및 공력 하중이 수렴된 것을 확인할 수 있다.

각각의 Collective Pitch Angle에 대해서 Iteration에 따른 끝단의 변위와 회전을 비교하였다. Fig. 15는 변위, Fig. 16은 회전이다. Iteration 1~3에서는 변위와 회전이 급격하게 변화하는 것을 확인할 수 있으며 Iteration이 증가함에 따라 일정한 값에 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

공력 하중, 구조 변형에 의한 팁 변위가 수렴할 때까지 Iteration이 반복되며 구조 변형이 적용된 최종 형상인 Deformed 로터 블레이드 모델을 적용하여 공력 성능을 검증하였다. Fig. 17에서 BO-105 로터 블레이드 실험값[4,5]과 개발된 연계 해석자가 예측한 공력 성능을 비교하였다. 추력 계수에 따른 파워 계수가 실험값과 유사한 경향성을 나타내는 것을 확인하였다.

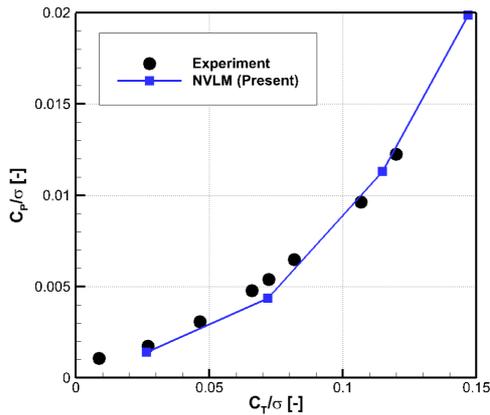


Fig. 17. Comparison of the rotor aerodynamic performance with the experimental data

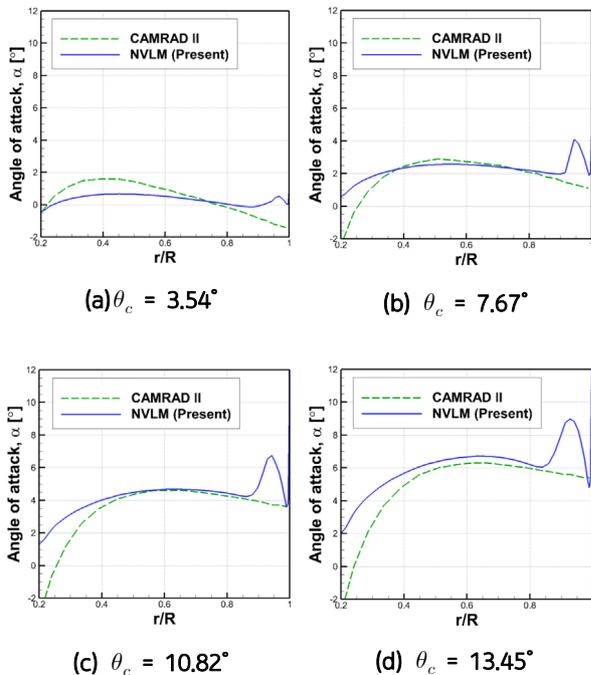


Fig. 18. Comparison the distribution of effective angle of attack along radial position

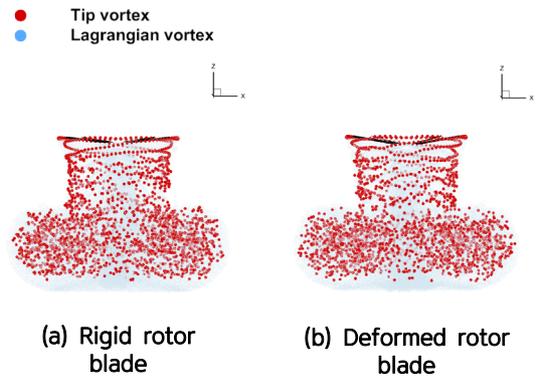


Fig. 19. Wake structures of BO-105 rotor blade at collective pitch angle of 13.45°

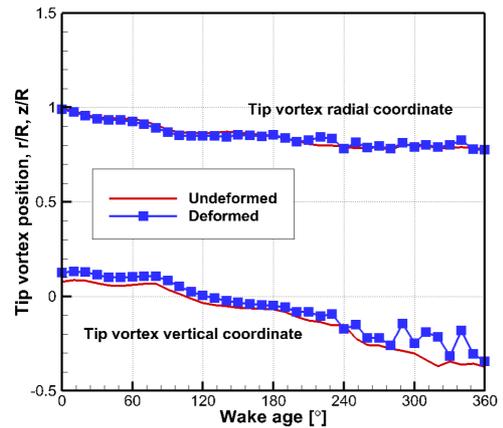


Fig. 20. Tip vortex trajectories at collective pitch angle of 13.45°

Figure 18과 같이 구조적 변형을 고려한 CAMRAD II 결과와 개발된 해석자의 유효받음각 분포를 비교하였다.

Collective Pitch Angle이 증가할수록  $r/R = 0.8 \sim 1$  지점에서 과대 예측되는 현상을 확인하였다. 이러한 Peak 현상은 Wake에 의한 영향으로 판단되며, Collective Pitch Angle이 증가할수록 큰 값을 나타낸다. 하지만 전반적으로 모든 Collective Pitch Angle 조건에서 CAMRAD II 값과 유사한 경향성을 나타내었다.

로터 블레이드의 구조 변형이 후류에 미치는 영향을 관찰하기 위하여 Fig. 19와 같이 구조적 변형이 가장 크게 발생하는 Collective Pitch Angle 13.45° 조건에서 후류 구조를 확인하였다. 로터 블레이드의 구조적 Tip 변위가 발생하며 Conning Angle이 과도하게 적용된 듯한 로터 형상을 확인할 수 있으며, 육안으로는 구조 변형에 의한 후류 구조의 차이를 확인하기 어려웠다.

따라서 Fig. 20과 같이 로터 블레이드 끝단에서 발생하는 강한 Tip Vortex의 시간에 따른 궤적을 확인하였다. 로터 블레이드의 Radial 방향으로는 구조 변형에 의한 영향이 거의 발생하지 않았다. 하지만 후류가 전파되는 Vertical 방향으로는 시간의 흐름에 따라 Tip Vortex 위치 변화가 비교적 크게 발생하는 것을 관찰하였다. 이

는 로터 블레이드의 구조적인 변형이 반경 방향으로 거의 발생하지 않지만, Tip에 의한 변형이 크기 때문에 Vertical 방향으로 후류에 미치는 영향이 크게 나타나는 것으로 판단된다. 따라서 로터 블레이드의 구조 변형은 후류에 영향을 미친다는 사실을 확인하였다.

### III. 결 론

본 연구에서는 비선형 와류 격자법을 적용한 공력 모델과 기하학적 정밀 보 이론을 적용한 구조 모델의 결합을 통해 로터 블레이드의 공탄성 해석 코드를 개발하고, 검증 연구를 수행하였다.

Sharpe 로터 블레이드 모델을 적용하여 LLT, BEMT, DYMORE의 해석값과 개발된 공탄성 해석 코드의 비교 검증을 수행하였다. 검증 결과 공력 하중의 유사한 경향성을 확인하였으며, 로터 블레이드 구조 변형에 의한 틸 변위 및 회전 속도에 따른 구조 동특성 변화가 타 선행 연구 결과와 일치하는 경향성을 확인하였다. 두 번째 검증 모델로 BO-105 로터 모델을 고려하였다. 비선형 와류 격자법/기하학적 정밀 보 이론의 결합 이론을 통해 개발된 공탄성 해석 코드의 구조 변형 전, 후에 따른 공력 성능을 CAMRAD II 해석 결과 및 NASA 실험값과 비교하여 유사한 경향성이 도출됨을 확인하였다. 로터 블레이드 구조 변형에 따른 공력 하중의 변화를 예측할 수 있었으며, Iteration이 수행되며 공력 하중, 구조적 변형에 의한 끝단 변위 및 구조적 안정성의 수렴을 확인하였다. 또한 구조적인 변형이 로터 블레이드 끝단에서 발생하는 끝단 와류의 궤적 변화를 유발하는 것을 확인하였다.

본 연구에서는 비선형 와류 격자법을 이용한 공력 모델과 기하학적 정밀 보 이론을 적용한 구조 모델의 결합으로 개발된 공탄성 해석자를 개발하고, 각 해석 모듈에 대한 검증과 함께 공력-구조 상호작용에 의한 탄성 변형을 고려한 연계 해석을 수행하였다. 향후 연구에서는 기체 동특성 모델과의 결합을 통해 로터 블레이드 허브 하중(가진력)에 대한 기체의 진동 응답을 예측할 수 있도록 해석자를 확장할 예정이다. 나아가 로터/기체 동특성 연계 해석을 통해 HHC 능동 진동 저감 기법을 연구할 계획이다.

### 후 기

이 논문은 2023년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소와 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다. (No. KRIT-CT-21-020, 중형헬기 진동저감을 위한 진동원(블레이드) 능동제어장치 SW 개발, NRF-2021R1C1C1010198, 우수신진연구과제 “고효율/저소음 도심 항공 모빌리티(UAM) 개발을 위한 전산공력소음 기법과 최적설계 프레임워크 개발”)

### References

- 1) Choi, G. M., “Helicopter Vibration Phenomenon,” *Defense & Technology*, No. 387, 2011, pp. 84~95.
- 2) Blackwell, R. H., “Blade Design for Reduced Helicopter Vibration,” *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 28, No. 3, 1989, pp. 33~41.
- 3) Warmbrodt, William, and Randall L. Peterson., “Hover test of a full-scale hingeless rotor,” No. NASA-TM-85990, 1984.
- 4) Peterson, R. L., “Full-scale hingeless rotor performance and loads.” No. NASA-TM-110356, 1995.
- 5) Sharpe, D. L., “An Experimental Investigation of the Flap-Lag-Torsion Aeroelastic Stability of a Small-Scale Hingeless Helicopter Rotor in Hover,” NASA TP-2546, 1986.
- 6) Peterson, Randall L. and Wayne Johnson., “Aeroelastic loads and stability investigation of a full-scale hingeless rotor,” *DGLR/AAAF/AIAA/RAeS International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, No. A-91157, 1991.
- 7) Shang, X., Hodges, D. H. and Peters, D. A., “Aeroelastic Stability of Composite Hingeless Rotors in Hover with Finite-State Unsteady Aerodynamics,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 44, No. 3, 1999, pp. 206~221.
- 8) Fleischmann, Dominique, Simone Weber and Mohammad M. Lone., “Fast computational aeroelastic analysis of helicopter rotor blades,” *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018.
- 9) Lee, J. B., Lee, K. J., Ryu, H. Y., Shin, S. J., Jung, M. S., Lee, I. and Kim, D. K., “Development of a Comprehensive Analysis Program for Rotor System,” *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2012, pp. 1246~1251.
- 10) Noh, H. K., “A Study on the Development of Integrated Aeroelastic Analysis Program Based on MATLAB,” Domestic Master's thesis Korea Aerospace University Graduate School, 2017.
- 11) Yoon, S. H., Cho, H., Shin, S. J., Huh, S., Koo, J., Ryu, J. and Kim, C., “Effect of the Leading Edge and Vein Elasticity on Aerodynamic Performance of Flapping-Wing Micro Air Vehicles,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 49, No. 3, 2021, pp. 185~195.
- 12) Lee, D. W., Kim, K., Yee, K. J. and Jung, S.

N., "Airloads and Structural Loads Analysis of LCH Rotor Using a Loose CFD/CSD Coupling," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 7, 2019, pp. 489~498.

13) Lee, J., Yoo, S. J., Jeong, M. S., Lee, I., Kim, D. K., Oh, S. and Yee, K., "Aeroelastic Analysis of Rotorcraft in Forward Flight Using Dynamic Inflow Model," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 4, 2011, pp. 297~305.

14) Hong, S., You, Y., Jung, S. N. and Kim, D. H., "Vibratory Loads Reduction of a Coaxial Rotorcraft Using Individual Blade Control Scheme," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 5, 2019, pp. 364~370.

15) Kim, T., Wie, W. Y., Kim, M. and Lee, D., "Rotor Hub Vibration Reduction Analysis Applying Individual Blade Control," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 49, No. 8, 2021, pp. 649~660.

16) Hwang, U. J., Park, J. and Lee, M., "A Validation Study on Structural Load Analyses of TiltRotors in Wind Tunnel," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 2, No. 17, 2023, pp. 45~55.

17) Bang, S., Park, J., Kim, D. and Kang, U., "Vibration Reduction Simulations of a Medium Utility Helicopter Rotor Using Higher Harmonic Pitch Control," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 5, No. 51, 2023, pp. 345~353.

18) Lee, H., Sengupta, B., Aragizadeh, M. S. and Myong, R. S., "Review of vortex methods for rotor aerodynamics and wake dynamics," *Advances in Aerodynamics*, Vol. 4, No. 20, 2022.

19) Caradonna, F. X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," NASA TM-81232, 1981.

20) J.Katz and A. Plotkin., "Low-Speed Aerodynamics," *Cambridge university press*, Vol. 13, 2001.

21) Leishman, G. J., "Principles of helicopter aerodynamics with CD extra," *Cambridge university press*, 2006.

22) Staley, J. A., "Validation of Rotorcraft Flight Simulation Program through Correlation with Flight Data for Soft-in-plane Hingeless Rotors," No. USAAMRDD-TR-75-50, 1976.

23) Anonymous, "BO 105 CB/CBS Approved Rotorcraft Flight Manual," *Eurocopter Deutschland GmbH*, 1993.