

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.4.297

동적 유입류 모델을 이용한 회전익기 전진비행 공탄성 해석

이준배*, 유승재**, 정민수**, 이 인**, 김덕관***, 오세종*, 이관중****

Aeroelastic Analysis of Rotorcraft in Forward Flight Using
Dynamic Inflow ModelJoonbae Lee*, Seung-Jae Yoo**, Min-Soo Jeong**, In Lee**, Deog-Kwan Kim***, Sejong Oh* and
Kwanjung Yee****

ABSTRACT

In this study, the aeroelastic analysis of rotorcraft in forward flight has been performed using dynamic inflow model to handle unsteady aerodynamics. The quasi-steady airload model based on the blade element method has been coupled with dynamic inflow model developed by Peters and He. The nonlinear steady response to periodic motion is obtained by integrating the full finite element equation in time through a coupled trim procedure with a vehicle trim for stability analysis. The aerodynamic and structural characteristics of dynamic inflow model are validated against other numerical analysis results by comparing induced inflow and blade tip deflections (flap, lag). In order to validate aeroelastic stability of dynamic inflow model, lag damping are also compared with those of linear inflow model.

초 록

본 논문에서는 비정상 공기력을 모델링하기 위해 Peters-He의 동적유입류모델을 고려한 2차원 준정상 공기력 이론을 적용하여 회전익기 전진비행에 대한 공탄성 해석을 수행하였다. 또한, 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하기 위하여, 전진비행 시 주기적인 특성을 갖는 비선형 정적 트림 해를 얻기 위해 동체 평형을 고려한 연계 트림 해석을 통한 완전 유한요소 방정식을 이용하였다. 동적유입류모델의 공력과 구조 특성을 검증하기 위해 유도 유입류와 깃끝에서의 구조변형을 타 수치해석결과와 비교하였다. 또한, 공탄성 안정성을 검증하기 위해 두 모델의 래그 감쇠값을 비교하였다.

Key Words : Aeroelastic Analysis(공탄성 해석), Linear Inflow Model(선형유입류모델), Dynamic Inflow Model(동적유입류모델), Large Deflection Beam(대변형보), Blade Element Theory(깃요소이론)

1. 서 론

항공기에서 발생하는 공탄성 문제에는 정적 불안정 현상인 발산(divergence), 동적 불안정 현상인 플러터(flutter), 돌풍에 대한 응답문제, 비행 중 공력과 구조의 평형 상태를 다루는 하중 분포 문제 등이 있다. 이러한 공탄성 불안정 현상들은

† 2010년 10월 26일 접수 ~ 2011년 3월 19일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원

**** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr

부산광역시 금정구 장전동 산30번지

비행체 구조물의 파손이나 추락 사고에 직접적인 연관이 있으므로 설계 및 비행실험 시 필수적인 고려사항이 된다.

일반 고정익기의 공력탄성학적 문제는 굽힘과 비틀림의 연계 문제로서, 근본적으로 선형문제로 다룰 수 있다. 그러나 회전익기의 경우에는 플랩-래그 굽힘과 비틀림(flap, lag, torsion)의 연계 문제로 블레이드의 적정변형 또는 대변형(moderate or large deflection)과 부합되는 기하학적 비선형문제가 된다. 그러므로 로터 시스템의 공탄성 해석을 위해서는 비선형성을 고려할 수 있는 정교한 구조 모델링이 필수적이다.

구조 비선형성을 고려하기 위하여 Hodges[1], Bauchau[2], Cho[3]은 대변형 보 이론을, Jung[4]은 적정변형 보 이론을 적용하였다. 최근에는 무게 대 강성비가 뛰어난 복합재료가 개발되어 블레이드 설계에 적용되고 있다. 이러한 복합재 블레이드는 무게와 진동 등의 감소와 안정성 증대 차원에서 많은 장점을 갖지만 워핑과 같은 비선형성을 야기하기 때문에 블레이드 거동을 해석함에 있어 어려움이 있다. Atilgan[5], Jeon[6] 그리고 Jung[7]은 단면 해석을 수행하기 위하여 이방성 보 이론을 적용하였다.

이와 같이 구조적인 관점에서는 공탄성 해석을 위한 정교한 구조모델링에 대한 연구가 활발히 진행된 반면, 공기력 관점에서의 공탄성 해석에 대한 연구는 상대적으로 부족하다. 공기역학적 관점에서는 익단에서 발생하는 후류를 얼마나 정밀하게 예측하여 공력하중에 반영되는지를 해석하는 것이 핵심이다. 후류를 예측하는 방법에는 간단한 유입류 모델부터 전산유체기법에 이르기까지 다양한 해석방법이 있다. 이에 대한 선행 연구에는 제자리비행에 대해 지정후류, 자유후류 및 전산유체기법을 적용하여 공탄성 안정성 해석을 수행하였다[8-10]. 자유후류모델과 전산유체기법과 같은 3차원 비정상 공기력에 의한 모델링은 공력 해석의 정확성에 있어 상위 모델로 분류될 수 있으나, 1차원 보로 단순화한 구조 모델에 비해 상당한 계산시간이 소모되기 때문에 헬리콥터의 초기 설계단계 시 공력과 구조를 상호 연계 해석하는데 적절하지 못하다. 전진비행에 대한 선행연구에는, 앞선 3차원 모델링에 비해 계산시간이 효율적인 선형유입류모델을 이용한 2차원 준정상(quasi-steady) 공기력 이론을 고려하여 공탄성 해석을 수행[11]하거나, Pitt-Peters의 동적유입류모델을 적용한 공탄성 해석[12,13]이 주를 이루고 있다. 그러나 선형유입류모델은 전진비행 시 발생하는 비균일한 유입류를 표현할 수 없어

실제 비정상, 비선형 공기력을 해석하는데 한계가 있다. 그리고 선형유입류모델은 전진비 0.15 이상일 경우 세로방향(longitudinal)의 유입류 분포가 선형적으로 잘 표현되지만, 전진비가 낮은 영역($0 \leq \mu \leq 0.1$)에서는 후류가 로터 회전면에 매우 가깝게 머물러 있어, 블레이드 주위의 유동장은 복잡하고 불안정한 상태에 놓이게 되어 유입류의 분포가 실제와 큰 차이를 야기한다[14].

그러나 비정상 후류 모델에 기반을 둔 동적유입류모델은 낮은 전진비에서 효과적이며[12], 공탄성 해석에 필수적인 유한 날개 효과를 적용할 수 있다[15]. 또한 이 모델은 실험값에 근거하여 유도된 모델로서 방정식, 물리적 현상, 결과에 대한 직관적인 연관성 파악이 쉬우며, 수렴성이 뛰어난 장점이 있다[16].

그러므로 낮은 전진비로 선회비행(loitering) 및 천이영역에서 비행할 경우, 동적유입류모델의 빠르고 정밀한 공력해석은 보다 정확한 공탄성 안정성 예측을 가능하게 함으로써, 이후 회전익기 설계 시 반영되어야 할 필수적인 사항이다. 이에 Nagabhushanam[17]은 Peters-He의 동적유입류모델을 적용하여 동적 안정성 해석을 수행했으나, 강제 기점으로 가정했기 때문에 실제 회전익기에서 발생하는 구조변형에 의한 효과를 표현하지 못하는 한계가 있었다.

본 연구에서는 구조적으로 대변형 보 이론에 기초를 둔 완전 유한 요소법을 이용하였고, 공력 모델로는 선형유입류모델을 적용하였다. 그리고 보다 정밀한 비정상 공기력을 고려하기 위해 Peters-He의 동적유입류모델을 적용하여 공탄성 안정성 해석을 수행하였다. Lim[18]의 해석조건에 대해 선형유입류와 동적유입류의 해석을 수행하였으며, 두 모델의 차이에 대해 고찰하였다.

II. 수치해석기법

2.1 대변형 보 이론

일정한 속도 Ω 로 회전하는 블레이드에 대하여 초기 곡률과 변형률이 작다고 가정하면 공학변형률에 대한 변위-변형률 관계식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \bar{\epsilon}_{11} + x_3 \kappa_2 - x_2 \kappa_3 + w_1' \\ \gamma_{12} &= 2\bar{\epsilon}_{12} - x_3 \kappa_1 + w_{1,2} + w_2' \\ \gamma_{13} &= 2\bar{\epsilon}_{13} + x_2 \kappa_1 + w_{1,3} + w_3' \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, w 는 워핑 변위를 나타내며, (\prime) 는 축방향의 미분, $(\prime)_{,i}$ 는 단면에서 2, 3방향으로의 미분

을 의미한다. 또한 $\bar{\epsilon}_{11}, \bar{\epsilon}_{12}, \bar{\epsilon}_{13}$ 은 기준선에서의 변형률, $\kappa_i (= K_i - k_i)$ 는 변형 전후의 곡률차를 나타내며 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{bmatrix} 1 + \bar{\epsilon}_{11} \\ 2\bar{\epsilon}_{12} \\ 2\bar{\epsilon}_{13} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} u_1' + t_{11} \\ u_2' + t_{21} \\ u_3' + t_{31} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_3 \end{bmatrix} = C_{k1} \begin{bmatrix} \psi' \\ \beta' \\ \theta' \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

식(1)과 (2)의 세부적인 설명과 전개는 참고문헌[2, 3]에 자세히 제시되어 있다.

2.2 블레이드 변형 해석

전진 비행하는 경우에 공기력은 헬리콥터의 전진 속도와 로터 블레이드의 회전 속도로 인하여 방위각에 따라 주기적인 특성을 갖게 되며, 이로 인해 외력의 작용에 의한 블레이드의 평형해는 방위각에 대하여 주기성을 가지게 된다. 이와 같은 블레이드의 주기적인 정적 트립 해석을 위해 본 연구에서는 빠른 계산 속도와 보다 안정적인 수렴 결과를 주는 시간 유한 요소법을 이용하였다. 시간 유한 요소법은 Hamilton's weak principle을 이용하였고, 각 방위각에서 시간에 따른 블레이드의 거동을 결정하게 된다.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_f} (\delta L + \delta W) d\psi = \delta \mathbf{q}^T \mathbf{p}_{\psi_i}^{\psi_f} \quad (3)$$

여기서,

$$L = T - V, \mathbf{p} = \frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}}$$

이고, ψ_i 는 초기 시간, ψ_f 는 마지막 시간으로 $\psi_f = \psi_i + 2\pi$ 의 관계를 갖는다. L 은 라그랑지안(Lagrangian)으로서 블레이드의 변형 에너지와 운동에너지로부터 구하게 되고, W 는 비보존 공기력 에너지를 나타낸다. \mathbf{q} 는 블레이드 거동의 자유도를 표시하는 일반 좌표계이고, \mathbf{p} 는 라그랑지안의 $\dot{\mathbf{q}}$ 벡터에 대한 미분이다. 이에 대한 자세한 설명은 참고문헌[11]에 제시되어 있다.

2.3 깃 요소 이론

공력하중을 계산하는 기법으로는 깃 요소 이론(Blade Element Theory)을 적용하였다. 깃 요소 이론은 각 방위각, 반지름방향으로 성분을 나누어 공력하중분포를 계산하는 방법으로서, 계산 시간이 빠르기 때문에 공력탄성학적 해석을 수행하는데 적합한 기법 중 하나이다.

본 연구에서는 국소 유효 받음각(Local Effective Angle of Attack, α_{eff})을 통해 해당 공력계수(c_l, c_d, c_m)를 표에서 찾아(Table Look-up)

내삽하여 추력 등의 계산을 수행하였다. 본 연구에 사용된 공력계수는 CAMRAD II의 c81데이터를 이용하였다. 이에 대한 자세한 내용은 참고문헌[19]에 기술되어 있다.

2.3 유입류 예측 모델

유입류 예측 모델은 로터 1회전당 평균 유입류를 예측하게 되며, 선형모델과 비선형모델로 나눌 수 있다. 추력과 유입류의 관계식으로 표현되는 선형모델에는 Drees, Pitt-Peters, Payne 등이 있으며, 유입류는 식(4)에 의해 결정된다.

$$\lambda_i = \lambda_0(1 + k_x \cos \psi + k_y \sin \psi) \quad (4)$$

k_x, k_y 의 값에 따라 여러 모델로 나뉘는데, 본 논문에서는 전반적으로 유입류를 잘 표현한다고 알려진 Drees 모델[14]을 적용하였다. 여기서,

$$k_x = \frac{4}{3} \left\{ (1 - 1.8\mu^2) \sqrt{1 + \left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^2} - \frac{\lambda}{\mu} \right\}, k_y = -2\mu$$

이고, μ 는 전진비, λ 는 유입류이다.

비선형모델에는 CAMRAD, FLIGHTLAB 등 여러 통합해석 프로그램에서 널리 사용되는 Peters-He 모델[15]을 적용하였다. Peters-He의 동적유입류모델은 기본적으로 로터의 유도 유동을 동적 자유도를 이용하여 표현한다. 공력 하중에 의한 동적유입류로 인하여 로터 디스크를 통과하는 비정상 후류-유도 유동이 발생하게 되며, 이를 해석하여 로터 성능을 예측하게 된다. 여기서 로터 비정상 공력해석은 내부영역에 대해서는 양력 이론을, 외부영역에 대해서는 후류 이론을 적용하므로 상황에 따라 적절한 양력 이론을 이용할 수 있다. 이 모델은 양력과 유입류의 관계식을 상태변수에 의한 방정식으로 표현하여 해를 구함으로써 유입류를 예측한다.

유동특성에 대한 계수들을 이용하여 유도 유동 분포를 식(5)와 같이 확장하여 나타낼 수 있다.

$$\omega(\bar{r}, \Psi, \bar{t}) = \sum_{m=0}^{\infty} \sum_{n=m+1, m+3, \dots}^{\infty} \phi_j^r(\bar{r}) \times [\alpha_n^m(\bar{t}) \cos(r\Psi) + \beta_n^m(\bar{t}) \sin(r\Psi)] \quad (5)$$

이러한 로터 디스크에서의 압력 분포가 각 블레이드에 작용하는 공력하중의 식으로 표현되어 있으므로 정해진 개수의 블레이드에 의한 영향을 고려할 수 있다. 동적유입류모델은 전반적으로 전진비행에 대해서는 비정상적인 공력환경을 잘 묘사하나, 제자리비행에 대해서는 정확한 해석이 용이하지 않은 경우가 많다. 이에 대한 자세한 설명은 참고문헌[15,19]에 기술되어 있다.

2.4 구조-공력 결합

회전익기에서 구조와 공력 모듈을 결합하기 위하여 사용되는 방법은 크게 내재적 결합(implicit coupling)과 외재적 결합(explicit coupling)의 두 가지로 요약할 수 있다.

외재적 결합은 구조 모듈과 공력 모듈이 서로 독립적으로 수행되며, 일정 시간 간격마다 해석의 결과를 주고받는다. 이 방법은 로터 한 회전 혹은 매 시간 간격마다 구조 모듈과 공력 모듈 사이에 정보를 주고받는데 시간 간격의 크기에 따라 전달되는 정보의 오차가 발생한다.

내재적 결합은 구조와 공력 해석 모듈이 서로 분리되지 않고 하나의 공통된 지배 방정식에 의하여 결합되어 있는 방법이다. 구조와 공력 모듈이 하나로 통합되어 계산이 수행되기 때문에 비교적 빠르고 정확한 해석이 가능한 장점이 있다. 그러므로 본 연구에서는 구조와 공력 모듈을 내재적 결합하여 해석을 수행하였다.

기존 연구에서 사용한 선형유입류모델은 Fig. 1 (a)와 같이 타겟 C_T 에 의해 고정된 유입류 분포를 가짐으로써 계산시간이 빠르며 수치적으로 안정적인 특징이 있다. 그리고 고정된 C_T 와 블레이드 방위각에 의해 매순간 유입류를 계산하여 구조 모듈과 정보를 교환한다. 그러나 동적유입류모델은 로터디스크의 양력분포에 의한 상태변수 방정식을 계산하여 유입류를 예측하는 특성 때문에, 이전 단계에서 계산된 유입류를 현재 단계에서 사용하여 구조 모듈과 정보를 교환하였으며, 최종적으로 유입류를 수렴시켜 값의 오차를 최소화하였다. 본 연구에서는 Fig. 1 (b)와 같이 로터디스크 한 바퀴별로 동적유입류를 호출하여 공력계산을 수행함으로써 복잡한 공력환경의 예측이 가능하도록 하였다.

2.5 연계 트림 해석

전진 비행에서의 연계 트림 과정은 동체 트림(vehicle trim)해석 과정, 블레이드 트림 해석 과정으로 나눌 수 있다. 동체 트림 해석은 헬리콥터가 주어진 속도와 추력을 가지고 전진 비행할 때 필요한 블레이드의 조종각과 헬리콥터의 자세각을 결정하는 과정이다. 동체 트림 해석에 필요한 힘들은 허브 하중을 통하여 구하게 되는데, 이 허브 하중의 계산은 블레이드의 운동에 기인한 공기력과 관성력을 블레이드 전 길이에 대해서 적분한 후 블레이드의 뿌리 부분에 작용하는 하중을 구한 다음, 전 블레이드에 대해서 합하면 로터 허브에 작용하는 하중을 구할 수 있다. 본 논문에서는 자유 비행 조건을 모사하는 수평전진 비행 트림(level flight) 해석을 수행하였으며, 동체 트림 해석과 블레이드 변형 해석을 Newton-Raphson방법을 이용하여 반복 계산하여 완전히 연계시켜 트림해를 구하였다. 동체 트림에 대한 자세한 수식은 참고문헌[14]에 기술되어 있다.

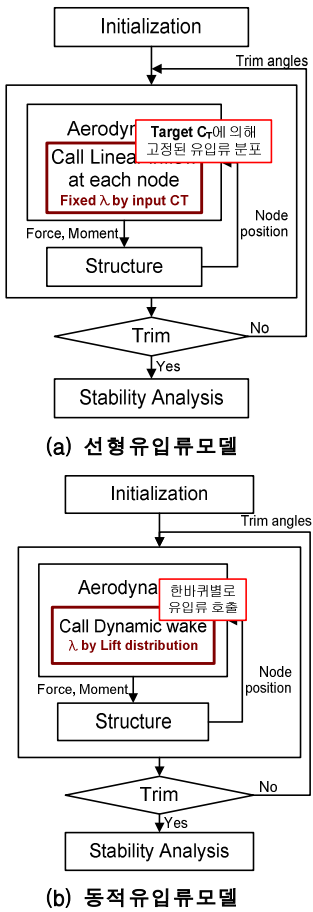


Fig. 1. 유입류 모델 결합 방법

2.6 선형 공탄성 안정성 해석

회전익기 로터 블레이드의 공탄성 안정성 해석은 비선형 트림해로부터 선형 교란 운동 방정식을 해석함으로써 얻을 수 있다. 완전 유한요소법을 이용하여 상태 벡터인 변위와 속도에 대해 각 관심 모드 별로 초기 조건을 주어 시간 적분을 통해 시간 이력을 얻은 다음 moving block 해석 방법을 수행하여 모달 감쇠값을 구하였다. 수렴된 비선형 트림해로부터 얻어진 주기적인 특성을 갖는 선형 교란 운동방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\tilde{\mathbf{y}}} = \bar{\mathbf{K}}(\mathbf{q}_0)\tilde{\mathbf{y}} \quad (6)$$

여기서, \mathbf{q}_0 는 방위각에 따라 수렴된 비선형적 정적 트림해를 나타내고, $\tilde{\mathbf{y}}$ 는 이 평형상태에서의 미소교란을 나타낸다. 초기 조건은 각 관심 모드 별로 정적 평형상태의 10%를 주었다. 시간은 초기 조건을 주었을 때부터 시작되며, 블레이드는 공력하중과 구조 동역학적 운동의 상호 작용하에 자유롭게 운동을 하게 된다. 식(6)에 대한 시간 적분은 4차의 Runge-Kutta법을 사용하였다.

III. 해석결과

대변형 보 이론에 기초를 둔 완전 유한요소법을 이용하여 로터 블레이드 정적 거동과 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하였다. 로터디스크의 유입류 분포는 Drees의 선형유입류모델과 Peters-He의 동적유입류모델을 적용하였으며, 그에 따른 공력계수(c_l, c_d, c_m)은 NACA0012 에어포일을 이용하여 c81 테이블 Look-up 방식을 이용하였다. 유입류의 차이로 인해 발생하는 추력을 비교함으로써 공력해석의 영향이 구조변형에 미칠 영향을 살펴보았다. 그리고 적정변형 보 이론과 박익이론(thin airfoil theory)을 결합하여 모달해석을 수행한 Lim[18]의 해석결과와 비교하였다.

Table 1. 주로터 및 동체 속성[18]

Main rotor	
Number of blades	4
Blade aspect ratio, d/R	0.055
solidity, σ	0.07
Thrust level, C_T/σ	0.07
Lock No.	5.5
$EI_y/m_0\Omega^2 R^4$	0.01080
$EI_z/m_0\Omega^2 R^4$	0.02680
$GJ/m_0\Omega^2 R^4$	0.00615
k_A/R	0.0290
k_{m1}/R	0.0132
k_{m2}/R	0.0247
Vehicle	
$x_{c.g}/R, y_{c.g}/R$	0.0, 0.0
C.G below hub, h/R	0.2
Flat plate area, $f/\pi R^2$	0.01

Table 2. 트림 각 비교

	$\mu = 0.1$	$\theta_0(^{\circ})$	$\theta_{1c}(^{\circ})$	$\theta_{1s}(^{\circ})$	$\alpha_s(^{\circ})$	$\phi_s(^{\circ})$
선형유입류	6.17	1.78	-1.55	0.56	0.73	
동적유입류	6.96	1.65	-1.61	0.74	0.62	
동적유입류 (강체깃)	6.88	1.31	-1.71	0.51	0.55	
	$\mu = 0.2$					
선형유입류	6.31	1.51	-2.85	2.40	0.57	
동적유입류	6.30	1.44	-2.86	2.42	0.51	

Table 1은 해석에 사용된 블레이드의 구조 특성 및 동체 형상을 보여준다. 구조변형에 의한 효과를 잘 드러내기 위해 AR이 큰 블레이드를 사용하였다. 전진비 0.1, 0.2에 대한 선형유입류모델과 동적유입류모델의 수렴된 트림 각은 Table 2에 비교하였다. 그리고 동적유입류모델의 결함을 검증하기 위해 강체 블레이드를 해석함으로써 구조변형이 고려되지 않은 동적유입류모델의 해석결과와 상호 비교하였다. 동적유입류모델을 적용한 공력해석 모듈은 선행연구[19]를 통해 검증을 완료하였다. 전진비 0.1은 로터 뒤쪽의 복잡한 후류 영향이 지배적인 낮은 전진비로서, 두 모델에 의한 공력해석의 차이가 두드러지게 나타날 것으로 예상된다.

각 모델간의 트림 각이 1° 이내의 차이를 보이며, 구조변형을 고려하지 않은 동적유입류모델과 비교하여 동적유입류모델의 해석이 제대로 수행되었음을 확인할 수 있다.

3.1 공기력 측면

각각의 모델에 의한 공기력 특성을 살펴보기 위해 유도 유입류를 비교하였다. 선형유입류모델은 유입류의 비균일성을 모델링하기에는 한계가 있으며, 동적유입류모델은 부드러운 곡선의 형태로 유입류가 표현되고 있다.

Fig. 2, 3은 전진비 0.1, 0.2에 대한 유도 유입류를 보여준다. 전진비에 따라 직선의 형태로 표현되는 선형유입류(a)와 달리, 동적유입류모델(b)은 깃뿌리 주위에서 선형유입류보다 약한 유입류를 표현하는 등 전진비행에 대한 비정상 상태의 유입류를 예측하고 있다. Fig. 2 (c)는 구조변형을 고려하지 않은 동적유입류모델의 유도 유입류를 보여주는데, 동적유입류모델의 유입류 분포와 거의 일치하는 것으로 보아 동적유입류모델의 해석결과가 타당함을 알 수 있다. 구조변형에 의한 유입류 분포를 확인하기 위해 Fig. 2 (d)에 동적유입류모델의 트림각을 입력값으로 하여 트림모듈을 수행하지 않은 해석결과를 나타내었다. Fig.

2 (e)는 (b)와 (d)의 차이를 보여주는데, 구조와 공력을 결합 해석한 동적유입류모델(b)이 상대적으로 낮은 유입류 분포를 나타낸다. 특히 방위각 270~90도의 깃끝에서 유입류가 최대 30%의 낮게 예측되는데, 이 지역에서 플랩방향의 구조변형에 의한 효과가 크게 나타남을 알 수 있다.

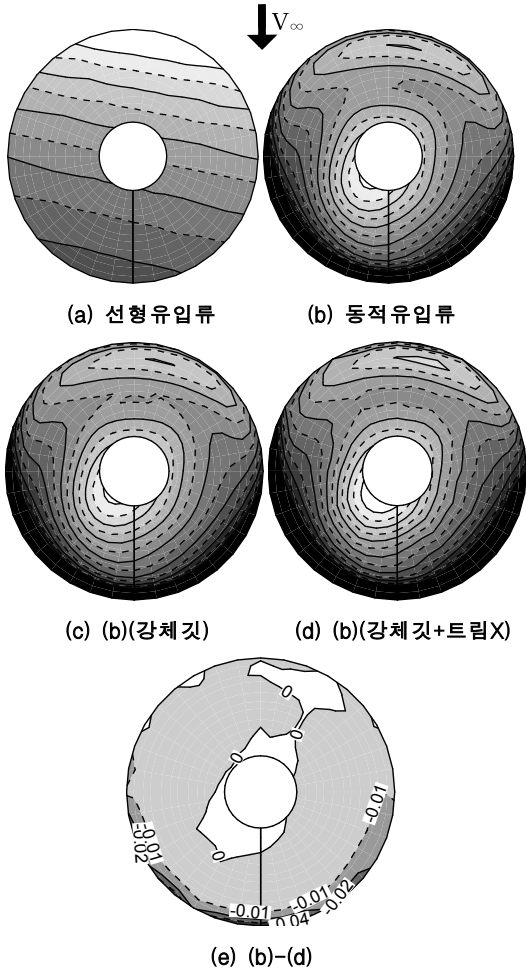


Fig. 2. 유도 유입류($\mu=0.1$)

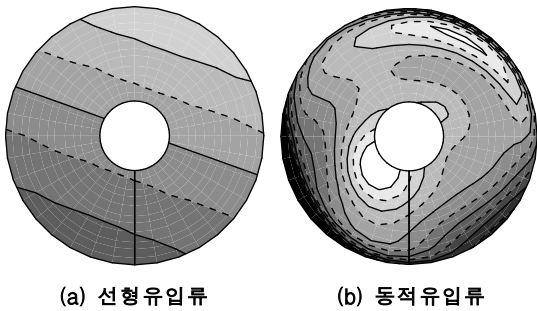


Fig. 3. 유도 유입류($\mu=0.2$)

그리고 전진비가 낮을수록 로터 뒤쪽에서 복잡한 후류의 영향에 의해 강한 유입류가 예측되는데, 동적유입류모델은 선형유입류모델에 비해 후류의 효과를 잘 표현하고 있다. 이로 인해 플랩방향의 블레이드 변위가 깃뿌리 주위에서는 선형 유입류의 해석결과보다 높고, 방위각 270~90도의 깃끝 부근에서는 상대적으로 낮은 추력 및 변위 발생이 예상된다. Fig. 4는 전진비 0.1에 대한 두 모델의 추력과 가로, 세로방향에서의 추력을 보여준다. (a), (b)와 같이 두 모델의 구간별 추력을 비교해보면, 동적유입류모델의 최대 추력이 방위각 225도의 깃끝부근에서 나타나며, 0° 부근에서 국소적으로 높은 값을 예측하는 점이 선형유입류모델과 차이가 있다. (c), (d)와 같이 A, B 단면에서의 추력을 비교해보면, 전진면의 깃뿌리 주위에서 두 모델의 추력이 거의 일치함을 보여주지만 깃끝으로 갈수록 선형유입류모델은 계속 증가하는 반면 동적유입류모델은 감소하는 모습을 보여준다. 이는 동적유입류모델의 상태변수 개수에 의해 깃끝손실과 같은 3차원 효과를 잘 묘사하여 발생한 차이로 보인다. 보통 9개 이상의 상태변수 사용 시, 깃끝손실을 잘 예측한다고 알려져 있다[17]. 후퇴면에서는, 동적유입류 모델이 역류 등에 의한 효과를 잘 묘사하여 깃뿌리 주위에서 상대적으로 높은 추력을 나타내고, 전진면에서와 같이 3차원 효과에 의해 깃끝에서 추력이 감소하고 있다.

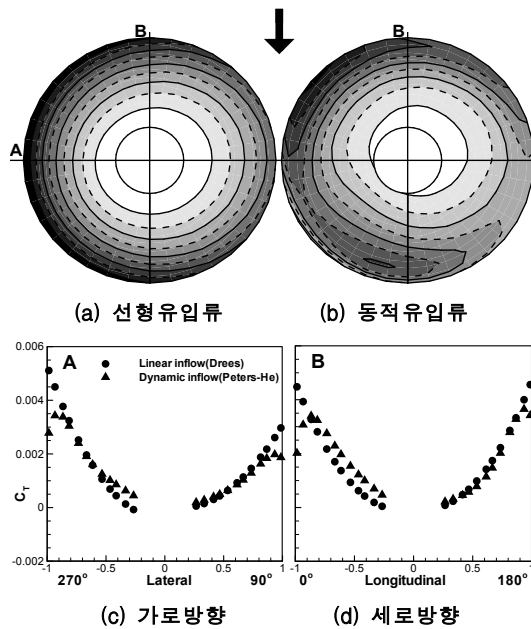


Fig. 4. 두 모델의 추력 차이($\mu=0.1$)

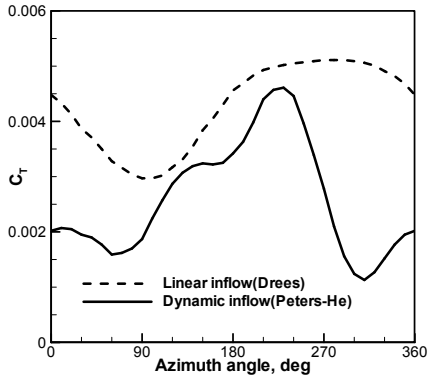


Fig. 5. 깃끝에서의 추력($\mu=0.1$, $r/R=0.99$)

Fig. 4를 바탕으로 방위각에 따른 깃끝에서의 추력 차이를 Fig. 5에 나타내었으며, 유입류 모델의 특성에 의해 부드러운 곡선의 형태로 나타난다. 선형유입류모델이 sine 함수와 같은 형태로 주기함수의 형태를 나타내는 반면, 동적유입류모델은 비정상적인 공력효과가 반영된 형상을 보여준다. Fig. 5로부터 블레이드 깃끝에서 동적유입류모델의 플랩 변형이 선형유입류모델에 비해 전반적으로 낮게 예측되고, 특히 270°~90° 사이에서 큰 차이를 나타낼 것으로 보인다.

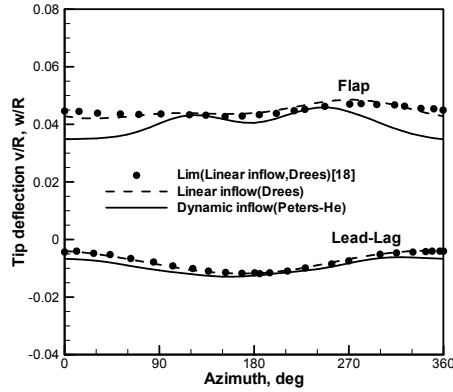
3.2 구조 동역학 측면

선형유입류모델과 동적유입류모델에 의한 블레이드의 플랩, 래그 방향의 구조변형을 비교하였다. 그리고 같은 해석조건에 대해 선형유입류모델로 공탄성 해석을 수행한 Lim의 결과[18]와 상호 비교하였다.

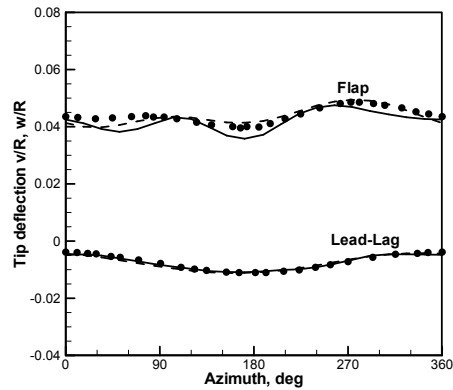
Fig. 6은 각각 전진비 0.1, 0.2에 대해서 방위각에 따른 블레이드 깃끝에서의 플랩, 래그 방향 구조변형을 보여준다. 구조해석 모델과 공력계수 계산 방법의 차이로 인해, 선형유입류모델을 적용한 Lim과 본 연구의 해석결과가 차이를 보이고 있다. Lim의 해석결과는 적정변형 보 이론과 박익이론을 이용하였고, 본 연구에서는 대변형 보이론과 NACA0012 에어포일로부터 해당 공력계수를 내삽하는 방법을 이용하여 구조 및 공력 해석을 수행하였다. 선형유입류와 동적유입류모델은 래그 방향의 구조변형이 거의 일치하는 수준으로 나타나고 있는데, 이는 유입류 값의 차이가 래그 방향의 변형에 큰 영향을 미치지 않기 때문이다. 그러나 유입류의 영향을 크게 받는 z 방향의 성분인 플랩 변형은 방위각 270~90도 부근에서 차이를 보이고 있다. 이는 앞서 유입류와 방위각에 따른 깃끝의 추력 차이에서 보듯, 선

형유입류모델보다 비정상 공기력을 정밀히 묘사한 동적유입류모델의 강한 유입류로 인해 이 부근에서 플랩 방향의 변형이 차이를 보이고 있다. 이러한 비정상 공기력의 차이로 인해 2/rev 진폭이 강하게 나타나는 것으로 판단된다.

전진비 0.2에서는 로터 뒤쪽 후류의 영향이 약화되어 두 모델에 의한 플랩변형이 유사하게 예측되고 있다.



(a) 전진비 0.1



(b) 전진비 0.2

Fig. 6. 전진비에 따른 구조변형($r/R=1.0$)

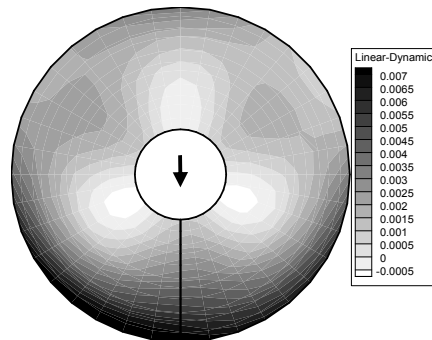


Fig. 7. z방향 변위차($\mu=0.1$)

Fig. 7은 전진비 0.1의 경우에 대해 선형유입류 모델과 동적유입류모델의 플랩방향 변위차이를 보여준다. Fig. 6에서 확인했듯이, 방위각 300~60도의 깃끝 부근에서 최대 0.007(20%)의 차이를 보이고 있다. 그리고 Fig. 4를 보면, 깃뿌리 주위에서 동적유입류모델이 높은 추력을 발생하는 부분이 나타나는데, 이로 인해 깃뿌리에서는 상대적으로 동적유입류모델의 플랩 변형이 더 높게 예측되는 부분도 보인다.

3.3 공탄성 측면

수렴된 비선형 주기해로부터 래그 방향 미소 교란을 주어 초기 조건으로부터 시간 적분을 통해 얻어진 시간 이력을 moving block 해석기법을 이용하여 래그 감쇠값을 구하였다.

Fig. 8은 전진비에 따른 래그 감쇠값을 보여 주는데, 동적유입류모델은 제자리비행 해석이 용이하지 않아 낮은 전진비를 기점으로 전진비를 증가시키며 계산을 수행하였다. Lim의 해석결과와 선형유입류모델은 비선형 정적 트림 해석에서 나타난 수렴된 해의 차이점과 안정성 해석 방법의 차이점으로 인해 두 결과가 차이를 보이고 있다. 본 연구에서 사용한 선형유입류모델과 동적유입류모델은 전진비가 낮은 영역 ($0 \leq \mu \leq 0.1$)에서 값의 차이를 보이고 있다. 이 영역에서 블레이드 주위의 복잡한 유동장을 잘 묘사한 동적유입류모델은 선형유입류모델보다 비선형적인 효과가 크게 묘사되어 래그 감쇠값의 차이를 보이고 있다. 그러나 전진비가 증가할수록 로터 뒤쪽 후류의 영향이 약해지면서 두 모델에 의한 깃 안정성 해석은 거의 일치함을 알 수 있다.

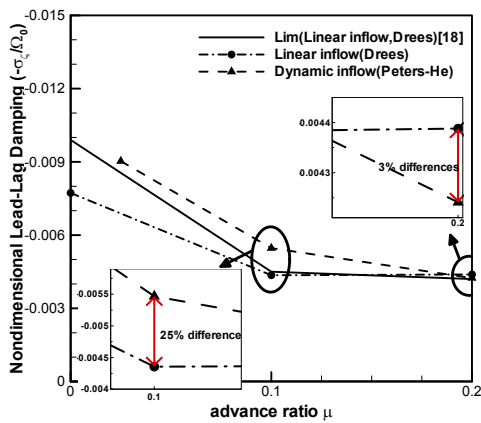


Fig. 8. 전진비에 따른 래그 감쇠값

IV. 결 론

본 연구에서는 구조적으로 대변형 보 이론에 기초를 둔 완전 유한 요소법을 이용하였고, 공력 모델로는 선형유입류모델, 동적유입류모델을 적용하여 공탄성 안정성 해석을 수행하였다. 그리고 두 모델의 차이에 대한 연구를 수행하였다.

1. 공기력 측면

선형유입류모델은 유입류의 비균일성을 모델링하기에는 한계가 있으며, 동적유입류모델은 복잡한 유동장을 잘 표현하고 있다. 낮은 전진비에서 동적유입류모델이 로터 뒤쪽의 후류 영향을 잘 묘사하여 선형유입류모델보다 강한 유입류를 예측하고 있다.

2. 구조 동역학 측면

낮은 전진비 영역에서 로터 뒤쪽의 유입류 차이로 인해 동적유입류모델의 블레이드 플랩 변형이 낮게 예측되고 있고, 상대적으로 빠른 전진비 0.2의 경우에는 두 모델의 플랩 변형이 유사한 경향을 보이고 있다. 그리고 두 모델의 래그 변형은 차이가 작은 것으로 보아 유입류 모델의 차이가 래그 방향의 변형에 큰 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있다.

3. 공탄성 측면

수렴된 주기해로부터 미소 교란을 가정하여 시간 이력을 얻은 후 moving block 기법을 이용한 안정성 해석을 수행하였다. 낮은 전진비에서는, 동적유입류모델이 블레이드 주위의 복잡한 공기력을 정밀히 해석하여 선형유입류모델보다 비선형적인 효과가 크게 묘사되어 래그 감쇠값의 차이를 보이고 있다. 전진비가 증가할수록 로터 뒤쪽의 후류 영향이 약해져 두 모델의 래그 감쇠값이 거의 일치함을 알 수 있다.

전진비가 빠른 영역($\mu \geq 0.15$)에서는 유입류 모델의 차이가 공탄성 안정성에 큰 영향을 미치지 않는다. 그러나 전진비가 낮을수록 유입류 모델의 차이가 공탄성 안정성에 영향을 미치게 되며, 블레이드 주위의 복잡한 유동장을 정밀히 해석한 동적유입류모델이 선형유입류모델보다 비선형적인 효과가 크게 묘사되는 것을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민·군겸용 구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일 부임.

참고문헌

- 1) Hodges, D. H., "Nonlinear Equations for the Dynamics of Pretwisted Beams Undergoing Small and Large Rotations", NASA TP-2470, 1985.
- 2) Bauchau, O. A. and Hong, C. H., "Nonlinear Composite Beam Theory", *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 55, 1988, pp. 156~163.
- 3) Cho, M. H., "Aeroelastic Analysis of Hingeless Rotor Blades Using Refined Structural and Aerodynamic Models", Ph. D. Thesis, KAIST, 1994.
- 4) 정성남, 김경남, 김승조, "전진비행시 복합재료 헬리콥터 회전익의 공탄성에 대한 파라미터 연구", *한국소음진동공학회지*, 7권, 6호, 1997, pp. 819~826.
- 5) Atilgan, A. R. and Hodges, D. H., "Unified Nonlinear Analysis for Nonhomogeneous Anisotropic Beams with Closed Sections", *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 11, 1991, pp. 1990~1999.
- 6) Jeon, S. M., Cho, M. H. and Lee, I., "Static and Dynamic Analysis of Composite Box Beams using Large Deflection Theory", *Computer and Structures*, Vol. 57, 1988, pp. 156~163.
- 7) 정성남, 김경남, 김승조, "첨단 복합재료 회전익의 동적 안정성에 관한 연구", *한국복합재료학회지*, 10권, 4호, 1997, pp. 139~148.
- 8) 조병규, "3차원 공기력을 이용한 복합재 힌지없는 로우터 블레이드의 제자리 비행시 공탄성 해석", 석사학위논문, 한국과학기술원, 2002.
- 9) 유승재, 임인규, 이인, 김도형, 김덕관, "자유후류기법을 이용한 무힌지 로터 시스템의 정지 비행시 정적 공탄성 해석", *한국항공우주학회지*, 36권, 2호, 2008, pp. 156~162.
- 10) Smith, M. J., "Acceleration Techniques for an Aeroelastic Euler Method for a Hovering Rotor", *Journal of Aircraft*, Vol. 2, No. 33, 1996.
- 11) 최지훈, 전성민, 권혁준, 이인, 권오준, "대변형 보 이론을 이용한 전진 비행시 무힌지 로우터 블레이드의 공탄성 해석", *한국항공우주학회지*, 28권, 8호, 2000, pp. 39~46.
- 12) Panda, B., Chopra, I., "Flap-Lag-Torsion Stability in Forward Flight", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 30, No. 4, 1985, pp. 30~39.
- 13) Gaonkar, G. H., Sastry, V. V. S. S., Reddy, T. S. R., Nagabhushanam, J., Peters, D. A., "The use of Actuator-Disc Dynamic Inflow for Helicopter Flap-Lag Stability", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 28, No. 3, 1983, pp. 79~88.
- 14) Leishman, J. G., "*Principles of Helicopter Aerodynamics 2nd edition*", Cambridge University Press, 2006.
- 15) He, C. J., "Development and Application of a Generalized Dynamic Wake Theory for Lifting Rotors", Ph. D. Thesis, Georgia Institute of Technology, 1989.
- 16) Peters, D. A., "How Dynamic Inflow Survives in the Competitive World of Rotorcraft Aerodynamics : *The Alexander Nikolsky Honorary Lecture*", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 54, No. 1, 2009, pp. 1~15.
- 17) Nagabhushanam, J., Gaonkar, G. H., "Hingeless-Rotor Aeromechanical Stability in Hover and Forward Flight with Wake Dynamics", 38th AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, Florida, April 7-10, 1997.
- 18) Lim, J. W., "Aeroelastic Optimization of a Helicopter Rotor", Ph. D. Thesis, Univ. of Maryland, 1988.
- 19) 이준배, 이재원, 이관중, 오세종, 김덕관, "회전익기 통합해석프로그램을 위한 공력해석코드 개발", *한국항공우주학회지*, 37권, 3호, 2009, pp. 224~231.