

論文

회전익기 통합해석프로그램을 위한 공력해석코드 개발

이준배*, 이재원**, 이관중***, 오세종***, 김덕관****

Development of an Aerodynamic Performance Analysis Module for Rotorcraft Comprehensive Analysis Code

Joonbae Lee*, Jaewon Lee**, Kwanjung Yee***, Sejong Oh*** and Deogkwan Kim****

ABSTRACT

In this study, an aerodynamic performance analysis code has been developed as a part of rotorcraft comprehensive program. Airloads on rotor blades are calculated based on the blade element theory with look-up tables of aerodynamic coefficients of 2-D airfoils. In order to calculate rotor induced inflow, various inflow prediction methods such as linear inflow, dynamic inflow, prescribed wake and free wake model are integrated into the present module. The aerodynamic characteristics of each method are compared and validated against available experimental data such as Elliot's inflow distribution and sectional normal force coefficients of AH-1G.

초 록

본 논문에서는 회전익기 통합해석프로그램개발의 일환으로 공력해석코드를 개발 및 검증하였다. 기본적인 공력하중은 익형 공력데이בל을 이용한 깃요소이론을 기반으로 계산하였고, 로터의 유도 유입류를 계산하기 위해 선형유입류 모델, 동적유입류 모델, 지정후류 모델, 자유후류 모델 등 여러 유입류 예측기법을 사용하였다. 각 모델의 특성을 파악하기 위해 Elliott 등의 유도 유입류 실험결과와 AH-1G 실험결과와 국소 수직력계수를 비교 및 검증하였다.

Key Words : Rotor Inflow(로터 유입류), Linear Inflow Model(선형유입류모델), Dynamic Inflow Model(동적유입류모델), Prescribed Wake Model(지정후류모델), Free Wake Model(자유후류모델), Blade Element Theory(깃요소이론)

1. 서 론

양력면과 조종면이 분리되어 있는 고정익기와 달리 헬리콥터는 로터 블레이드를 회전시킴으로써 추력과 조종력을 동시에 얻는다. 이러한 로

터 시스템에는 회전에 의한 관성력, 표면에 작용하는 공기력, 그리고 구조물의 변형에 의한 탄성력 등이 상호 간섭하며 발생하는 합력이 외부 하중으로 작용하게 된다. 따라서 정확한 로터 성능 예측을 위해서는 공력하중은 물론 공력과 구조의 상호작용을 다루는 진동 및 공탄성 특성에 대한 해석이 동시에 이루어지는 통합해석이 필요하다.

외국에서는 이에 대한 연구가 1960년대부터 활발하게 진행되어 CAMRAD, FLIGHTLAB, UMAC, HOST 등 여러 상용·비상용 통합해석 프로그램을 보유하고 있다. 국내에서는 아직까지 헬리콥터 통합해석프로그램 개발이 시도된 적이

† 2008년 12월 19일 접수 ~ 2009년 2월 11일 심사완료

* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 부산대학교 기계기술연구원

*** 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr

부산광역시 금정구 장전동 산30번지

**** 정희원, 한국항공우주연구원

없으나, 최근 한국형헬기 민·군겸용구성품 개발 사업과 더불어 부산대-서울대와 한국과학기술원에서 통합해석프로그램 개발을 위한 기초 연구를 진행하고 있다. 한국과학기술원에서는 구조와 공력모델을 결합하여 제자리비행 시의 헬리콥터 복합재 로터 블레이드의 변형을 예측하기 위한 정적 공탄성 해석을 수행하였으며[1], 본 연구팀(부산대-서울대)에서 구조와 공력모델을 결합하여 제자리비행에 대한 해석을 수행한 바 있다[2]. 본 논문은 기존 연구에서 개발된 공력코드를 확장하여 다양한 유입류 모델 및 후류 모델을 적용시키고 각 모델을 검증하는 것을 목적으로 한다.

Fig. 1은 일반적인 통합해석프로그램에서 사용되는 공력모델의 구조도를 보여준다. 본 연구에서는 비정상상태를 고려하지 않았으며, 공력하중을 계산하는 방법으로는 준정상상태로 가정하여 공력하중을 해석하는 깃요소이론(Blade Element Theory)[3]을 사용하였다. 유입류 예측 기법은 로터 후류의 유입류 영향을 간단한 모델로 제공하는 유입류 모델(Inflow Model)과 예측된 후류의 형상으로부터 직접 유입류를 계산하는 후류 모델(Wake Model)로 나뉜다. 유입류 모델로는 선형 유입류(Drees)모델과 동적유입류(Peters-He) 모델 [4-6]을 적용하였고, 후류 모델로는 지정후류모델과 시간전진 자유후류(Time-marching Free Wake) 모델[7,8]을 적용하였다. 지정후류 모델로는 제자리 비행 시 Kocurek-Tangler[9], Landgrebe[10] 모델을 적용하였고, 전진비행 시 Beddoes[11] 모델을 적용하였다. 각 모델의 유입류 특성을 파악하고자 Elliott 등의 실험결과[12]와 유도 유입류를 비교, 검증하였고, 구간별 수직력계수를 AH-1G의 실험결과[13]와 비교하여 각각의 유입류 모델 및 후류 모델의 특성을 파악하였다.

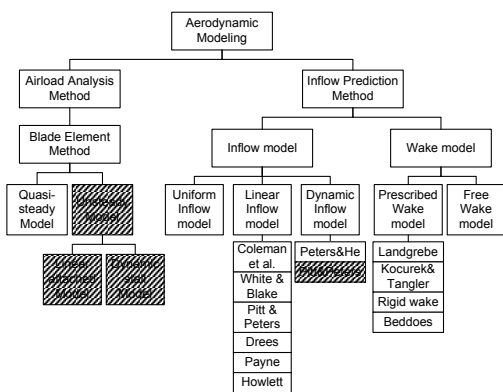


Fig. 1. 공력모델의 구조도

II. 수치해석기법

본 연구에서 사용한 해석의 순서도는 Fig. 2와 같다. 먼저 유입류가 없다고 가정하여 초기 하중을 계산한 후 유입류 모델을 선택하게 된다. 선택된 유입류 모델에 의해 예측된 유도 유입류를 이용하여 깃요소이론으로 공력 하중을 다시 계산한다. 이전 단계의 추력과 현재의 추력의 수렴성을 확인하여 주어진 비행조건에 대한 공력성능을 결정한다. 계산된 C_T , C_{MX} , C_{MY} 이 목표값이 되도록 θ_0 , θ_{1c} , θ_{1s} 를 변수로 두고 뉴턴-랩슨법(Newton-Raphson)을 이용하여 풍동(wind tunnel) 트림을 수행한다. 여기에 사용된 깃요소법과 각 유입류 예측 기법에 대한 설명은 다음과 같다.

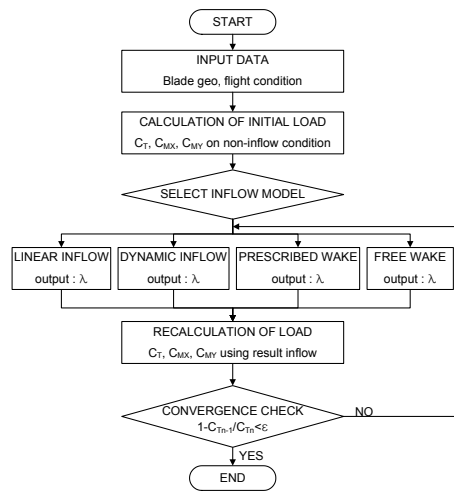


Fig. 2. 공력모델의 순서도

2.1 깃요소이론

깃요소이론은 각 방위각, 반지름방향으로 성분을 나누어 공력하중분포를 계산하는 방법으로서, 계산시간이 빠르기 때문에 통합해석을 수행하는데 적합한 기법 중 하나이다. 다만, 자체적으로 동적실속과 같은 비정상 특성이 고려되지 않으므로 여기에 대해서는 별도의 추가적인 모델링이 필요하다.

Fig. 3은 로터의 깃요소에 작용하는 공기력의 환경을 보여준다. 여기서 ϕ 는 유입각이다. Fig. 3에서 보여지듯이, 각 구간에 작용하는 속도성분은 식(1)에 의해 표현된다[3]. 여기서 μ 는 전진비(advance ratio)이고, λ 는 로터 유입비이다. β 는 플레핑각(flapping angle)이고, $\dot{\beta}$ 은 플레핑각의 시간에 대한 변화율이다.

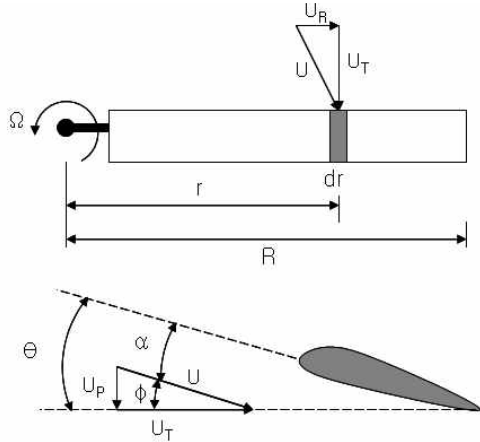


Fig. 3. 깃요소소에 작용하는 공기력 환경

$$\begin{aligned} \frac{U_T}{\Omega R} &= r + \mu \sin \psi \\ \frac{U_P}{\Omega R} &= \lambda + \frac{r\dot{\beta}}{\Omega} + \mu \beta \cos \psi \\ \frac{U_R}{\Omega R} &= \mu \cos \psi \end{aligned} \quad (1)$$

식(1)을 이용하여 얻어진 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. 또한 이 이론은 블레이드의 각 구간이 준-2차원 에어포일이라고 가정하기 때문에 Prandtl's 끝손실계수(Tip Loss Factor)[2]를 적용하여 3차원 효과를 보정하였다.

2.2 유입류 모델

유입류 모델은 주로 시험데이터를 이용하거나 가속포텐셜(Accelerated Potential)식에 기반하여 모델링하게 되는데, 로터 1회전당 평균 유입류를 예측하게 되며, 선형모델과 비선형모델로 나눌 수 있다. 선형모델에는 Coleman, Drees, Payne, White-Blake, Pitt-Peters, Howlett 모델 등이 있고, 비선형모델에는 CAMRAD, FLIGHTLAB 등 여러 통합해석프로그램에서 널리 사용되고 있는 Peters-He 모델 등이 있다.

선형모델은 로터디스크의 유입류가 선형적으로 분포한다는 가정으로 유도 유입류는 식(2)에 의해 결정된다.

$$\lambda_i = \lambda_0 \left(1 + k_x \frac{x}{R} + k_y \frac{y}{R} \right) \quad (2)$$

Table 1. 선형유입류의 종류

	k_x	k_y
Drees	$(4/3)(1 - \cos \chi - 1.8\mu^2)/\sin \chi$	-2μ
Payne	$(4/3)[\mu/\lambda/(1.2 + \mu/\lambda)]$	0
Pitt-Peters	$(15\pi/23)\tan(\chi/2)$	0

k_x , k_y 의 값에 따라 여러 모델로 나뉘는데, 전반적으로 Drees, Payne, Pitt-Peters 모델이 유입류를 잘 표현한다고 알려져 있으며[3], 각 모델의 k_x , k_y 값은 Table 1과 같다. 여기서 χ 는 후류의 경사각(skew angle)이고, μ 는 전진비이다. 본 논문에서는 k_y 값이 0이 아닌 Drees 모델을 적용하여 유입류를 비교하였다.

비선형모델에서 Peters-He 모델은 헬리콥터의 전진비행 상태의 유동 해석에 대한 중간단계(intermediate-level) 후류 기법이다. 유동특성에 대한 계수들을 이용하여 유도 유동 분포를 식(3)과 같이 확장하여 나타낼 수 있다.

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

이러한 로터 디스크에서의 압력 분포가 각 블레이드에 작용하는 공력하중의 식으로 표현되어 있으므로 정해진 개수의 블레이드에 의한 영향을 고려할 수 있다. 이에 대한 자세한 설명은 참고 문헌 [4-6]에 기술되어 있다.

2.3 후류 모델

유입류 모델들은 전진비 0.1 이하에서는 로터 회전면 아래에서 복잡한 후류의 영향이 크기 때문에 유입류를 잘 예측하지 못하는 것으로 알려져 있다. 이러한 한계를 극복하기 위한 방법으로 여러 가지 후류모델기법 및 전산유체기법을 이용한 후류포착기법 등이 개발되었으며, 이중 후류 모델에는 지정후류모델, 자유후류모델 등이 있다.

지정후류모델은 Beddoes의 후류모델을 사용하였다. 블레이드 내부의 와류강도가 반지름방향으로 균일하다고 가정하여 블레이드 내부의 후류는 무시하고 깃끝 후류만 존재한다고 가정하였다.

깃끝의 와류강도를 결정하기 위해 각 방위각에서의 추력과 와류강도의 관계로부터 식(4)와 같이 표현된다.

$$dT = N_b dL = N_b \rho U d\Gamma \quad (4)$$

이로부터 각 방위각에서의 와류강도는 식(5)와 같이 결정되며, 1회전에 의해 결정된 와류강도는 전체 후류에 주기함수로 적용된다.

$$\Gamma(\psi) = 2\Omega R c \left(\frac{C_T}{\sigma} \right) \quad (5)$$

계산된 추력계수에 의해 후류의 형상을 미리 결정하고, 정해진 깃끝의 와류강도와 후류의 형상을 이용하여 Biot-Savart 적분을 통해 유도 유입류를 계산하였다.

자유후류모델은 시간전진 기법을 사용하였으며, 로터 후류를 일정한 강도를 가진 와류고리의 분포로 모델링하여 계산하였다. 와류고리에 의한 유도속도는 Biot-Savart 식에 의해 계산된다. 와류 중심에서의 특이성 문제를 해결하기 위해서 Vatisstas의 와류중심 모델을 사용하였다[14]. 와류 불안정성을 해결하고 와류의 점성에 의한 확산효과를 고려하기 위해 식(6)과 같은 Squire의 와류 코어 성장(vortex core growth) 모델[15]을 사용하였다.

$$r_c(\zeta) = \sqrt{r_{initial}^2 + 4\alpha\delta\nu\zeta/\Omega} \quad (6)$$

식 (6)에서 α 는 Lamb-Oseen 상수로 1.25643이며, δ 는 평균 점성 영향계수(average effective viscosity coefficient)이다. 본 연구에서 초기 와류의 코어반경은 블레이드 시위의 10%로 두고 해석하였다. 이에 대한 설명은 자유후류기법의 선행연구[7,8]에 자세히 기술되어 있다.

각각의 후류모델은 반지름방향 14개, 방위각 10도 간격으로 해석하였다.

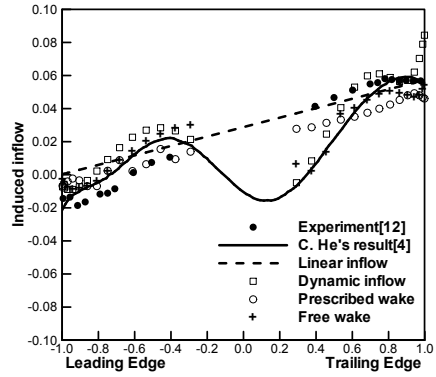
III. 해석결과

3.1 유도 유입류 비교

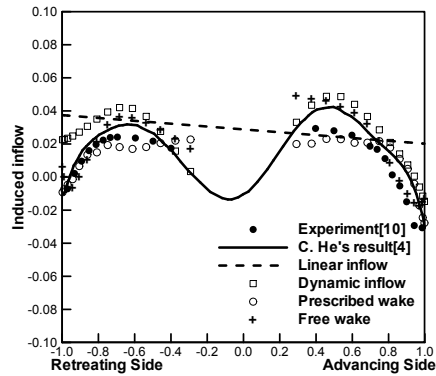
각 모델의 유입류 특성에 대해 파악하기 위해 선형유입류모델, 동적유입류모델, 지정후류모델, 자유후류 모델을 전진비 0.15에 대한 Elliott 등의 실험결과[12]에서 가로방향(Lateral) 및 세로방향(Longitudinal)의 유도 유입류 분포를 비교하였다. 앞서 설명한 뉴튼-랩슨법(Newton-Raphson)에 의해 수렴된 트립 각은 Table 2에 비교하였다.

Table 2. 트립 각 비교

	$\theta_0(^{\circ})$	$\theta_{1c}(^{\circ})$	$\theta_{1s}(^{\circ})$
Experiment[12]	6.26	2.08	-1.96
C. He's result[4]	6.86	1.96	-2.26
선형유입류	6.60	1.60	-2.76
동적유입류	6.84	1.99	-2.35
지정후류	5.76	1.70	-2.08
자유후류	6.38	1.84	-2.23



(a) 세로방향(Longitudinal)



(b) 가로방향(Lateral)

Fig. 4. 유도 유입류

각 모델이 실험결과와 1° 이내로 수렴하였다. 다른 모델들의 θ_0 값이 실험결과보다 높게 예측된 것과 달리 지정후류의 θ_0 값이 낮게 예측되었다. 이로부터 각 모델이 동일한 추력을 발생하기 때문에 지정후류의 유도 유입류가 다른 모델에 비해 낮게 예측될 것이라 예상된다.

Fig. 4는 가로방향, 세로방향의 유도 유입류 분포를 보여준다. 선형유입류모델은 세로방향의 경우에 실험결과와 유사한 기울기의 직선으로 나타났으며, 가로방향의 경우에는 유입류의 비균일성을 예측하지 못하고 실험값 영역에서 직선의 형태로 나타났다. 동적유입류모델은 가로방향과 앞전 부근에서 실험결과보다 높게 예측되지만 He의 결과와 상당히 유사한 경향을 보이고 있으며, 뒷전의 끝부근에서 끝손실에 의해 유입류가 크게 예측되고 있는 것으로 보인다. 지정후류모델은 앞전부근에서 실험결과와 유사한 분포를 나타내지만 뒷전부근에서 실험결과보다 조금 낮게 예측되고 있다.

가로방향에서는 실험결과와 상당히 유사한 결과를 보여주고 있다. 자유후류모델은 세로방향에서 동적유입류모델의 해석결과 및 He의 해석결과와 유사한 경향을 나타내고 있으며, 가로방향에서는 깃끝에서 70%지점까지는 실험결과와 거의 일치하지만 뿌리부근에서는 He의 해석결과와 유사한 경향을 나타내고 있다.

선형유입류모델은 유입류의 비균일성을 표현하기에는 한계가 있으며, 동적유입류모델은 He의 해석결과와 같은 33개의 상태변수를 적용하여 해석했지만 약간의 차이를 보이고 있다. 이는 He의 수치해석 중 공력하중을 계산하는 방법과 본 연구에서 사용한 공력하중 계산방법에 의한 차이로 생각된다. 자유후류모델은 후류의 형상과 깃끝 와류에 의해 계산된 유도 유입류의 분포가 전반적으로 He의 해석결과와 유사한 경향을 나타냈다. 지정후류모델은 추력계수에 의해 후류의 형상이 고정되고 와류강도가 주기적으로 주어지기 때문에 앞전면의 50%부근에서의 유도 유입류 값이 차이가 나는 것으로 생각된다.

3.2 공력계수 비교

각 모델의 상세한 공력 특성을 파악하고자 AH-1G 실험결과와 수직력계수와 국소 유효 받음각을 비교하였다. 수직력계수 분포의 경우 유입류 모델은 BVI현상을 예측하지 못하기 때문에 부드러운 곡선의 분포가 예상된다. 앞서 설명한 뉴턴-랩슨법(Newton-Raphson)에 의해 수립된 트림 각은 Table 3에 비교하였으며, 플레핑각은 $\beta_{1c} = 2.13^\circ$, $\beta_{1s} = -0.15^\circ$ 으로 고정하였다.

전반적으로 각 모델이 1° 이내로 수립했다. 자유후류모델의 θ_{1c} 값만이 1° 이상의 차이를 보이고 있는데, 세로방향에서의 콜렉티브 피치각(Collective pitch)이 다른 모델과 유사한 값을 가지고 있음을 알 수 있다.

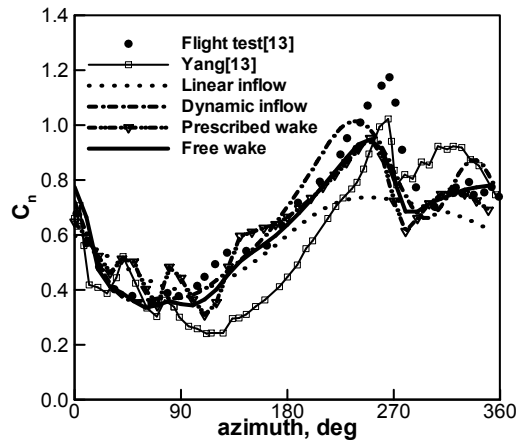
Fig. 5는 반지름방향으로 각 위치에서의 수직

Table 3. 트림 각 비교

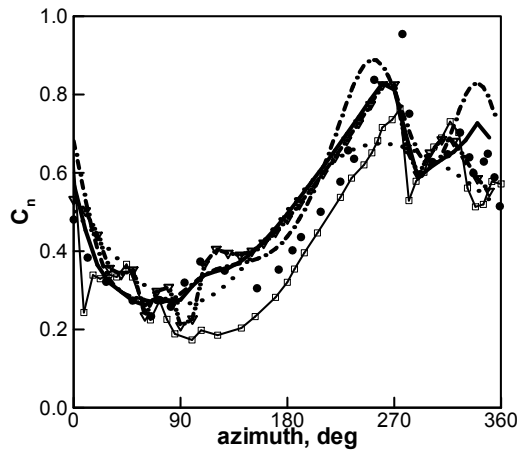
	$\theta_0(^{\circ})$	$\theta_{1c}(^{\circ})$	$\theta_{1s}(^{\circ})$
Experiment[13]	6.0	1.7	-5.5
Yang[13]	8.0	2.5	-6.5
선형유입류	5.62	0.64	-4.84
동적유입류	6.65	1.00	-5.23
지정후류	5.62	0.73	-4.67
자유후류	5.87	0.49	-5.00

력계수를 보여준다. 예상과 같이 유입류 모델은 부드러운 곡선의 분포로 나타나며, 선형유입류모델은 주기함수와 같은 분포를 나타내고 있다. 반면 동적유입류모델은 유입류 분포의 비균일성을 잘 표현하지만 실험값과는 다소 차이를 보이고 있다. 지정후류모델과 자유후류모델은 후퇴면의 270° 부근에서 수직력계수의 분포가 급격히 변하는 BVI(Blade-Vortex Interaction)현상을 잘 예측하고 있으며, 전반적으로 실험결과와 유사한 경향을 보이고 있다.

Fig. 5 (a), (b)는 60%, 75%지점의 결과를 보여주는데, 전반적으로 모든 모델의 최대값이 실험값보다 다소 낮게 예측되고 있지만 Yang의 결과보다 실험값에 더 근접하게 예측되고 있다. 동적유입류모델은 전진면 부근에서는 실험결과와 유사한 결과를 나타내고 있지만 후퇴면 부근에서는 실험결과와 다소 차이를 보이고 있다. 상태변수에 의해 유도 유입류가 방정식의 형태로 결정되기 때문



(a) r/R=60%



(b) r/R=75%

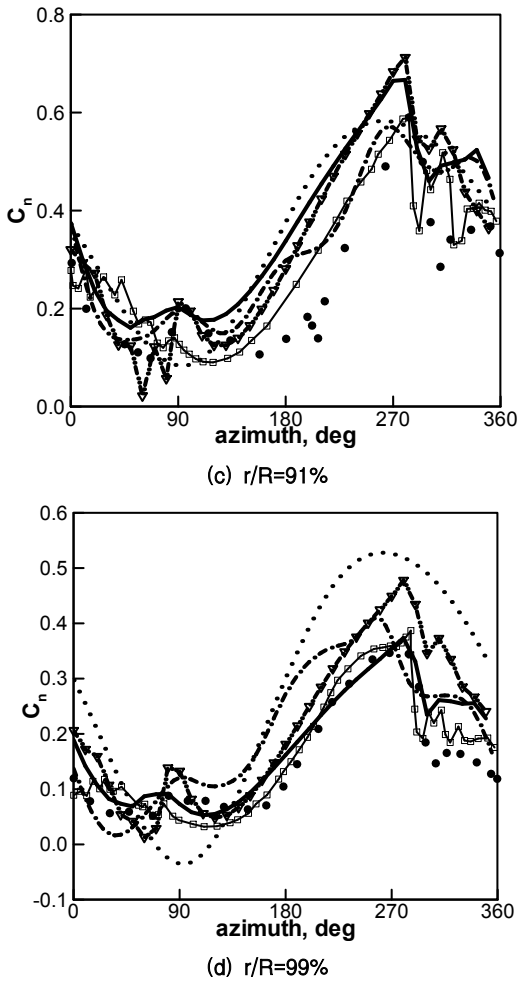


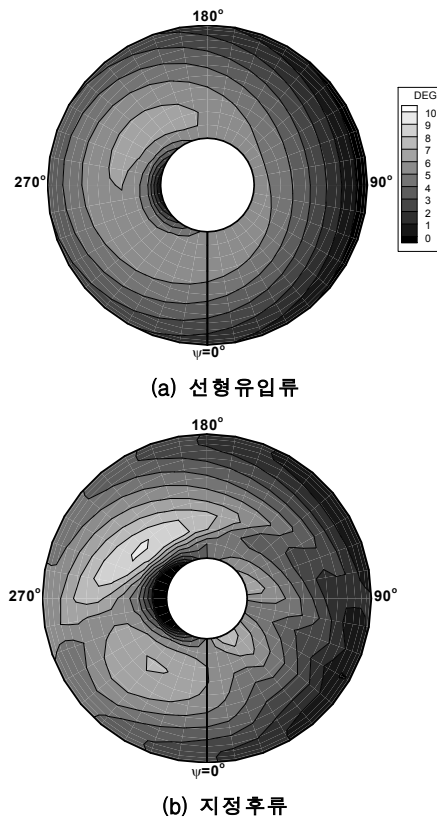
Fig. 5. 수직력계수

에 나타나는 현상으로 보여진다. 지정후류모델과 자유후류모델이 서로 비슷한 경향을 보이고 있으며, 270도 부근의 최대값 지역에서 실험결과보다 낮게 예측되지만 다른 지역에서는 실험결과와 유사한 경향을 나타내고 있다. 지정후류 모델의 경우 90° 방위각 부근에서 다소 값의 차이를 보이고 있다. 이는 추력계수에 의해 고정된 후류형상과 강한 와류효과에 의해 유도 유입류 계산에서 다소 차이가 발생하는 것으로 생각된다.

Fig. 5 (c), (d)는 91%, 99%지점의 결과를 보여주는데, 후류모델의 경우 전반적으로 실험결과와 유사한 경향을 보이고 있다. 동적유입류 모델은 90도 부근에서 실험결과와 유사한 경향을 나타내지만 이후의 영역에서는 위상이 왼쪽으로 약 20° 정도 이동한 형태로 예측되고 있다. 다른 모델에 비해 큰 위상차를 보이고 있는데, 이는 방

정식의 형태로 표현되는 동적유입류의 특성으로 보여진다. 선형유입류모델은 주기함수의 형태로 나타나고 있다. 91%지점에서 후류 모델은 후면에서의 값이 서로 유사한 분포를 나타내고 있지만 실험값보다 최대값이 다소 크게 예측되고 있다. 이는 와류강도를 계산하는 방법에 의한 한계와 공력 데이터의 보간에 의한 오차로 생각된다. 전반적으로 90°와 270° 사이에 위상차가 발생하고 있는데, 동체, 허브, 깃의 탄성변형의 효과가 고려되지 않아 발생한 차이로 보인다[13]. 99%지점에서는 끝손실의 효과에 의해 후류 모델의 결과가 실험결과와 유사한 분포를 나타내고 있다.

Fig. 6은 각 모델별 로터디스크의 국소 유효 받음각 결과를 보여주는데, 각 모델이 약 240° 부근의 50%지점에서 최대 국소 유효 받음각을 띄는 영역을 예측하고 있다. 선형유입류모델은 유도 유입류를 계산하는 기법의 특성에 의해 300° 부근에서 국소적으로 큰 영역을 예측하지 못하고 있다. 각각의 모델이 서로 유도 유입류를 예측하는 기법이 다르기 때문에 계산되는 유도 유입류의 분포에서 차이가 발생하지만 동일한 추력을 얻기 위한 트림각의 조정에 의해 국소 유효



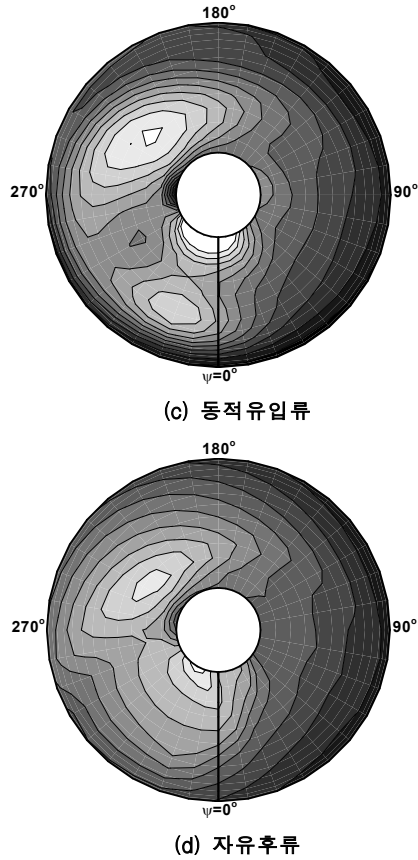


Fig. 6. 국소 유효 받음각(deg)

받음각은 유사한 분포를 나타내고 있다. 지정후류모델의 경우 전진면의 깃끝에서 다른 모델과 차이를 보이고 있는데, 이것은 Fig. 5 (c)의 90도 부근에서 약한 BVI현상이 발생하여 값의 차이가 나는 원인이 되며, 현재 수식에 의해 정해진 후류의 형상과 주기적인 깃끝의 와류강도를 이용하는 지정후류모델의 한계로 보여진다.

III. 결 론

본 연구에 사용된 모델은 다른 공력 해석 기법(전산유체기법, 패널기법 등)에 비해 다소 정확도가 낮으나, 상대적으로 짧은 계산시간이 요구되는 장점이 있어 헬리콥터 통합해석프로그램에 널리 쓰이고 있다. 이러한 각 모델의 특징과 한계점에 대해 파악하고자, 본 연구에서는 각각의 유입류 예측기법을 Elliot 등의 실험결과와 비교함으로써 각 모델의 유도 유입류를 검증하였고, AH-1G의 실험결과와 비교함으로써 각 모델의 공력특성을 검증하였다.

선형유입류모델의 유도 유입류는 실험결과와 유사한 기울기를 나타내고는 있지만 유입류의 비균일성을 모델링하기에는 한계가 있다. 동적유입류모델은 비균일한 유입류 분포를 표현하고 있으며, 실험결과와 유사한 경향을 나타내고 있다. 하지만 후류모델과 달리 국소 수직력계수가 부드러운 곡선의 형태로 나타났다. 동적유입류모델은 상태변수의 개수에 의해 유입류의 분포가 방정식의 형태로 표현되기 때문에 BVI현상을 예측하지 못하는 한계가 있다. 지정후류모델의 경우 전반적으로 실험결과와 유사한 경향을 나타내고 있지만 실험결과와 조금씩 차이가 발생하는 부분이 예측되었다. 이는 깃의 내부 와류강도가 균일하다고 가정하여 내부후류를 무시하였고, 추력계수에 의해 고정된 후류의 형상 및 360도의 주기로 주어진 깃끝의 와류강도에 의한 지정후류모델의 한계로 생각된다. 자유후류모델의 경우 유입류의 비균일성을 잘 표현하였고, 4가지 모델의 해석결과 중 AH-1G의 실험결과와 가장 유사한 경향을 나타내고 있다. 각각의 모델에 의해 계산된 유도 유입류의 분포가 조금씩 차이가 있지만 컨트롤각의 조정에 의해 서로 유사한 국소 유효 받음각의 분포를 얻을 수 있음을 확인하였고, 이로 인해 각 모델의 수직력계수 분포가 전반적으로 유사하게 나타남을 알 수 있다.

각 모델이 산출하는 유입류의 분포와 강도가 다소 차이는 있으나 이는 모델의 이론적 가정에 의한 한계에서 기인한 것으로 보이며, 본 연구에서는 각 모델이 가지고 있는 한계 내에서 실험결과와 비교했을 때 신뢰할만한 결과를 얻을 수 있었다. 또한 각 모델의 유입류 및 국소 유효 받음각이 전반적으로 실험결과와 유사한 경향을 나타내고 있지만 준정상상태로 해석하는 것요소이론을 사용하였기 때문에, 보다 정확한 예측을 위해서는 비정상 효과 및 동적실속 효과의 적용이 필요한 것으로 분석된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임. 본 연구의 동적유입류모델부분의 결합은 서울대학교 기계항공공학부 홍상원의 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 유승재, 임인규, 이인, “자유후류기법을 이용한 복합재 무힌지 로우터 블레이드의 정지비행

시의 정적 공탄성 해석", KSAS 춘계학술발표회, April, 2007, pp. 910~913.

2) Kim, K. H., Shin, S. J., Lee, J. W., Yee, K. J. and Oh, S. J., "Toward a More Complete Analysis for Fluid-Structure Interaction in Helicopters", *KSAS International Journal*, Vol. 7, No. 2, Dec., 2006, pp. 110~120.

3) Leishman, J. G., "*Principles of Helicopter Aerodynamics 2nd edition*", Cambridge University Press, 2006.

4) He, C. J., "Development and Application of a Generalized Dynamic Wake Theory for Lifting Rotors", Doctor Thesis, Georgia Institute of Technology, 1989.

5) 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, 1995, pp. 323~333.

6) 홍상원, 이기학, 이관중, 이동호, 최형식, 전향식, "비정상 유도 유동 기법을 이용한 단일로터 공력성능 해석기법 연구", KSAS 춘계학술발표회, 2007, pp. 863~866.

7) 이재원, 이관중, 오세중, "비정상 Source-Doublet 패널 기법을 이용한 헬리콥터 로터 공력 해석", 한국항공우주학회지, 34권 6호, 2006, pp. 1~9.

8) 박상규, 이재원, 이상일, 이관중, 오세중, "자유후류 기법을 이용한 다중로터 공력해석 프로그램의 개발 및 검증", 한국항공우주학회지, 35권 10호, 2007, pp. 859~867.

9) Kocurek, J. D. and Tangler, J. L., "A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 22, No. 1, Jan., 1987, pp. 24~35.

10) Landgrebe, A. J., "An Analytical and Experimental Investigation of Helicopter Rotor Hover Performance and Wake Geometry Characteristics", USAAMRDL Technical Report 71-24, Eustis Directorate, U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, Fort Eustis, Va., June 1971.

11) Komerath, N. M. and Schreiber, O. A., "Implementation and Validation of a Wake Model for Low-Speed Forward Flight", Final Report, NASA Grant NAG-1-693, Sep., 1987.

12) Elliot, J. W., Althoff, S. L. and Sailey, R. H., "Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight- $\mu=0.23$ ", NASA TM 100542, 1988.

13) Yang, Z., Sankar, L. N., Smith, M. J. and Bauchau, O., "Recent Improvements to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight", *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 5, Sep.-Oct., 2002, pp. 804~812.

14) Vatistas, G. H., Kozel, V., and Mih, W., "A Simpler Model for Concentrated Vortices", *Experiments in Fluids*, Vol. 11, 1991, pp. 73~76.

15) Squire, H. B., "The Growth of a Vortex in Turbulent Flow", *Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, Aug. 1965, pp. 302~306.