論文

로터 제자리비행에 적용된 CFD/FreeWake 연계방법의 원거리 경계조건에 대한 연구

위성용*, 이재훈*, 권장혁**, 이덕주**, 정기훈***, 김승범***

A Study on the Far-Field Boundary Condition of Tightly Coupled CFD/FreeWake Method in Hover

Seong-Yong Wie*, Jae-Hun Lee*, Jang-Hyuk Kwon**, Duck-Joo Lee**, Ki-Hoon Chung*** and Seung-Bum Kim***

ABSTRACT

In this study, helicopter rotor flow is simulated by using a tightly coupled CFD/FreeWake method to describe wake characteristics and to calculate the flow field and rotor aerodynamics. In this tightly coupled CFD/FreeWake method, freewake model provides the boundary condition required in the CFD calculation and CFD provides the pressure distribution on blade surface used in feewake generation. To show the advantage of this method, the pressure distributions on blade surface of a hovering 2-bladed rotor are compared with other numerical methods. This tightly coupled CFD/FreeWake method shows good accuracy in the predicted results and efficient computation time.

초 록

본 논문에서는 CFD/FreeWake 연계해석방법을 이용하여 헬리콥터 로터의 공력을 해석하였다. 연계해석방법은 CFD를 이용하여 로터주변의 공력을 얻고, 후류의 거동은 FreeWake를 이용하여 모사한다. FreeWake 모델은 CFD의 경계조건을 제공하고, CFD는 후류형성을 위한 로터블레이드 양력변화율을 제공하는 방법으로 연계된다. CFD/FreeWake 연계해석방법은 다른 로터공력해석 방법에 비하여 높은 정확도와 계산 시간 절감으로 효율적인 계산을 가능하도록 한다.

Key Words : Tightly coupled method(연계 방법), CFD(전산유체역학), FreeWake(자유후류), Rotor(로터)

Ⅰ. 서 론

헬리콥터의 경우 고정익과는 달리 후류의 거동이 매우 복잡하며 와류와 블레이드간의 상호간섭에 의한 비정상적인 특징이 두드러진다. 이러한 이유로 아직까지 정확한 공력 해석을 하는데 많은 어려움을 겪고 있다. 특히 로터에서 발생되는 후류의 경우 수치적으로 정확한 거동을 모사하기 힘들며, 그에 따른 공력특성의 변화를 해석하기 힘들다. 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics : CFD)을 이용한 로터 공력해석의 경우 수치소산(numerical dissipation)으로 인해 로터 주위 와류장이 빨리 소산해 버린다. 이러한 수치적 어려움을 극복하기 위하여 여러 수

† 2007년 8월 14일 접수 ~ 2007년 10월 11일 심사완료
* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원
연락저자, E-mail : wsy278@kaist.ac.kr
대전광역시 유성구 구성동 373-1
** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
*** 정회원, 한국항공우주연구원

학적 모델과 수치적 방법을 도입한 연구가 진행되어 왔다.

Srinivasan 등은 용출 흡입(source-sink)모델을 사용하여 CFD의 원방 경계에서 사용 가능한 흡입 유동조건과 배출 유동조건을 제안했다[1]. 그러나 이 방법은 제자리 비행에서만 적용가능하며 유동장이 복잡하게 거동하는 전진 비행의 경우 적용할 수 없는 단점이 있다. 또한 후류에 의한 수치소산 문제 때문에 와유동장 해석에 어려움을 갖고 있다. 이러한 수치적 어려움과 후류효과를 효과적으로 해결하기 위하여 FreeWake를 이용한 방법이 CFD에 도입되었다.

Berkman[2], Yang[3], Zhao[4] 등은 로터 주변 후류의 영향을 FreeWake 모델로 해석함으로써 CFD 주변의 유동장과 로터의 공력을 해석하였다. 로터에 근접한 작은 영역은 Navier-Stokes 방정식으로 해석했으며, 로터에서 원방까지의 음향파와 압력파의 계산을 위해 포텐셜 방정식을 풀었으며, 점성영역과 원방에 걸쳐 존재하는 익단와류(tip vortex)에 의한 유도속도 영향은 FreeWake 모델을 사용하였다.

본 연구에서도 FreeWake 모델 과 CFD를 연계하여 로터의 공력을 해석하였으나 위의 방법과는 달리 블레이드 전 영역에서 발생하는 후류에 의한 유도속도를 고려하기 위하여 익단와류 뿐 아니라 블레이드 내측(inboard)에서 발생하는 와류까지 모두 해석하게 된다[5]. 또한 이전 연구자들과는 달리 포텐셜 영역 없이 로터 주변을 압축성 오일러 해석자로만 CFD 해석을 하였다. 해석에 필요한 원거리 경계조건은 매 시간마다 블레이드에서 발생되는 후류에서 얻은 유도 속도장을 이용하여 얻을 수 있다.

본 연구에서는 이러한 연계방법을 이용하여 계산 영역의 크기에 따른 원거리 경계조건의 효과를 살펴보았다.

II. 본 론

2.1 해석기법

로터 주위의 유동장 해석을 위해서 사용된 코드는 정렬 격자계를 기반으로 한 다중 블록과 다중 프로세싱이 가능한 압축성 유동장 해석자(solver)이다[6]. 해석에 사용된 지배방정식과 수치해석 기법들은 아래와 같다.

2.1.1 지배방정식

3차원 오일러 방정식은 식(1)과 같이 표시될 수 있다[7,8].

$$\frac{\partial \vec{q}}{\partial t}+\frac{\partial f_i}{\partial x_i}=\alpha^F\vec{H} \tag{1}$$

식 (1)에서 q는 보존 변수(conservative variable), fi는 i방향의 비점성 유속(inviscid flux), $\vec{H}$는 비관성력(noninertial force)에 의한 원천항을 의미한다.

$$\vec{q}=\begin{pmatrix}\rho\\ \rho u_1\\ \rho u_2\\ \rho u_3\\ \rho E\end{pmatrix},\ f_i=\begin{pmatrix}\rho\vec{U}\\ \rho u_1\vec{U}+\delta_{i1}p\\ \rho u_2\vec{U}+\delta_{i2}p\\ \rho u_3\vec{U}+\delta_{i3}p\\ (\rho e+p)\vec{U}+p\vec{U_g}\end{pmatrix} \tag{2}$$

$$\vec{H}=\begin{pmatrix}0\\ \vec{h}\cdot\hat{i}\\ \vec{h}\cdot\hat{j}\\ \vec{h}\cdot\hat{k}\\ \vec{h}\cdot\vec{u}\end{pmatrix},\ \vec{h}=-\rho\vec{\Omega}\times\vec{u} \tag{3}$$

$\vec{U}$는 격자점의 운동에 대한 유동의 상대속도이며 식 (4)와 같다.

$$\vec{U}=n_x u+n_y v+n_z w-\vec{U_g} \tag{4}$$

식 (1)에서 α^F는 관성좌표계에서는 0이 되고 비관성 좌표계에서는 1이 된다. 관성좌표계의 비정상 유동에서 식 (4)의 $\vec{U_g}$는 격자의 운동속도(grid velocity)가 되고, 이때 $\vec{U}$는 격자점의 운동에 대한 유동의 상대속도가 된다. 그러나 비관성 좌표계의 정상 유동에서 $\vec{U_g}$는 좌표계속도(frame velocity)가 되고 $\vec{U}$는 회전좌표계의 속도에 대한 유동의 상대속도가 된다[7].

2.1.2 수치해석 기법

공간 이산화를 위해서 식 (1)의 미분형의 지배방정식은 유한 체적법을 사용하여 준이산화(semi-discretized) 방정식으로 변환한 후 이를 시간 전진 기법으로 적분하였다. 유한 체적법에는 격자 중심 방법이 사용되었으며 비점성 유속의 계산을 위해서는 압축성 유동에서 많이 사용되는 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)와 고해상도 기법의 일종인 van Leer의 MUSCL(Monotone Upstream Scheme for Conservation Law)이 사용되었다. 해석의 안정성을 위해 van Albada의 제한자가 적용되었다. 시간 전진에는 DADI(Diagonalized Alternating Driection Implicit)가 사용되었다[9,10]. 비정상

유동 해석에서의 시간 정확도를 높이기 위해 이중 시간 전진법(dual time stepping)이 적용되었다. 또한 수렴 가속을 위해서 다중격자(multigrid) 기법과 국소 시간 전진(local time stepping)이 사용 되었다.

2.1.3 Free Wake 모델

후류의 경우 와선으로 모사한다. 일반적인 와선에 의한 유도속도는 Biot-Savart 법칙에 얻을 수 있다. 길이 $d\vec{l}$을 갖는 와선에 의하여 $\vec{r}$ 떨어진 위치에서의 유도속도 $d\vec{V}$ 를 얻을 수 있다.

$$d\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi}\frac{d\vec{l}\times\vec{r}}{|\vec{r}|^3} \tag{5}$$

식 (5)에서 알 수 있듯이 $\vec{r}$=0인 경우 속도에 대한 특이성이 나타난다. 이러한 이유로 물리적인 가정을 통하여 회전중심 근처에서는 강체 회전하는 와류모델을 적용한다. 대표적인 와류모델인 Vatistas 모델[11]을 적용하였다.

Vatistas 모델 :

$$v_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi r_c}\frac{r/r_c}{\sqrt{(1+(r/r_c)^4)}} \tag{6}$$

$r_c : radius\ of\ vortex\ core$

본 연구에 사용된 FreeWake 모델은 위의 방법을 이용하여 블레이드의 전 영역에서 생성된 후류를 뒷전 와선(trailed vortex filament)로 모사한다. 시간전진기법은 4차 Adams-Bashforth-Moulton method 를 사용하였다. 본 방법은 일반적인 수치적분보다 안정하다.

2.1.4 FreeWake 와의 연계

연계는 매 계산시간 마다 CFD에서 FreeWake에 필요한 후류 성분을 생성하고 만들어진 후류가 다시 CFD에 유도속도를 넣어줌으로써 이루어진다. FreeWake에 필요한 후류의 강도는 블레이드의 양력선을 이용하여 스팬방향의 양력의 차이를 뒷전 와(trailed vortex)로 치환하여 얻을 수 있다. 즉 양력선 이론과 Kutta-Joukowsky 이론을 이용하여 식(7) 과 같이 속박 와(bound vortex) 강도와 속박와 차이를 이용한 뒷전 와의 강도를 얻을 수 있다..

$$\Gamma_{bound} = lift/(\rho V)$$
$$\Gamma_{trailed} = \Delta\Gamma_{bound} \tag{7}$$

본 연구에서 사용된 CFD와 FreeWake의 연계

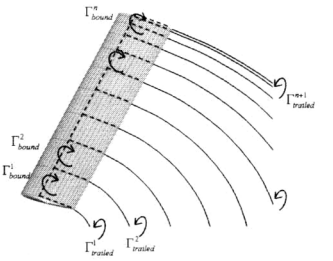

그림 1. 스팬방향 양력변화를 이용한 후류형성

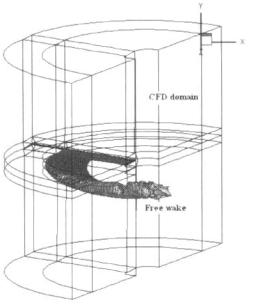

그림 2. CFD에서 FreeWake 생성

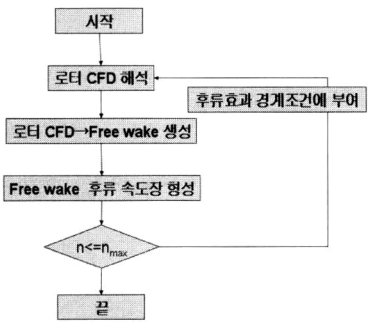

그림 3. CFD/FreeWake 연계 순서도

순서도는 그림 3과 같다. 후류생성과 경계조건 부여는 매 계산 시간마다 이루어지며 후류의 말림(wake rollup) 또한 매 계산 시간마다 해석되어진다.

2.2 제자리 비행 로터 해석

Caradonna-Tung의 정지비행[12]을 비정상 해석을 하였다. 블레이드 형상은 단면이 에어포일 NACA0012이며 비틀림과 테이퍼가 없는 직사각형 블레이드(Rectangular blade)로 블레이드 길이는 3.75ft(1.143m), Aspect ratio는 6 이며 받음각 8도 이다.

해석조건은 익단속도 아음속(Tip Mach No.= 0.439) 및 천음속(Tip Mach No.=0.877) 영역에서 수행되었다. 본 해석은 실험값, 용출 흡입 모델 이외에도 아음속 영역에서 FreeWake와 연계된 비정상 패널법과 비교 되었다. 비정상 패널법은 경계적분방정식을 이용하여 아음속영역에서 효율적으로 로터 공력을 예측할 수 있는 방법이다.[13] 제자리 비행 해석에서 격자크기에 따른 원거리 경계조건의 특성을 파악을 위해 아래의 3가지 크기(5R×10R, 1.8R×3.6R, 1.8R×0.6R)의 격자에서 수치해석을 수행하였다.

2.2.1 5R×10R 격자 해석

5R×10R 격자는 4개의 블록으로 이루어져 있으며 전체 크기는 로터 반지름의 5배인 원통형

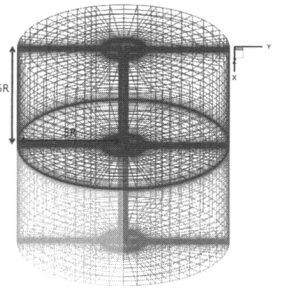

그림 4. 5R×10R 격자

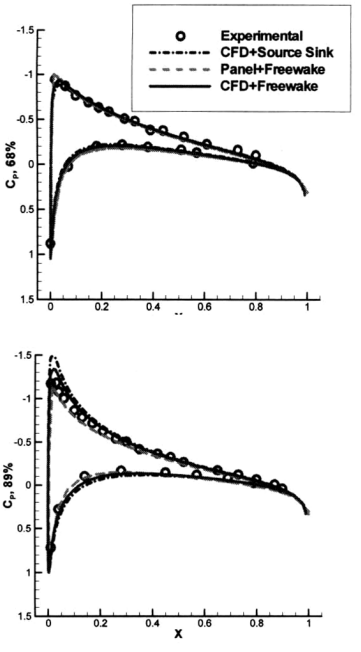

그림 5. 압력계수 분포(5R×10R 격자, M_{tip}=0.439)

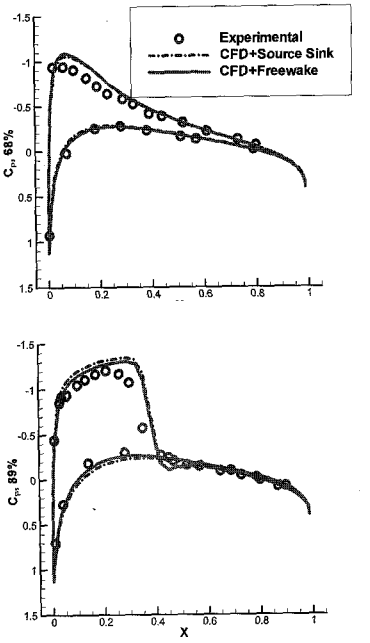

그림 6. 압력계수 분포(5R×10R 격자, M_{tip}=0.877)

격자이다. 격자수는 850212 이다.

그림 5~그림 6은 블레이드 위 스팬방향으로 반지름 68%, 89% 위치의 압력분포이다. 그림 5 ~그림 6의 그림은 블레이드의 임의의 스팬위치에서의 압력분포를 나타낸 그림이다. 그림에서 알 수 있듯이 용출 흡입, FreeWake를 이용한 두 결과 모두 실험값에 근사함을 확인할 수 있다. 용 출 흡입을 이용한 경계조건의 경우 후류가 완전히 형성되어질 수 있도록 로터와 원거리 경계까지의 거리가 충분히 확보되어 실험값에 근사하였다. 또한 FreeWake를 이용한 경계조건의 경우 후류에 의한 입류와 출류가 경계에 직접 적용되어지므로 실험값과 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

2.2.2 1.8R×3.6R 격자 해석

계산속도 증가와 CFD/FreeWake 연계방법의 효과를 자세히 보기 위하여 높이 및 반경이 로터 반지름의 1.8배인 작은 격자(1.8R×3.6R)을 사용하여 공력해석을 수행하였다. 격자(1.8×3.6R)의 전체 격자수는 553700 이다.

그림 8~그림 9는 블레이드 위 스팬방향으로 반지름 68%, 89% 위치의 압력분포이다. 5R×10R 격자의 결과보다 비교적 실험값에 근접하며 용출 흡입모델보다 좋은 결과를 보이고 있다. 특히 블레이드 익단부근에서 FreeWake 모델의 효과가 두드러짐을 확인할 수 있다.

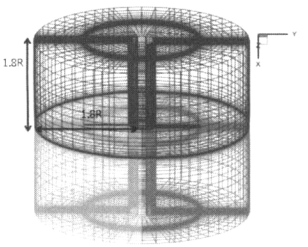

그림 7. 1.8R×3.6R 격자

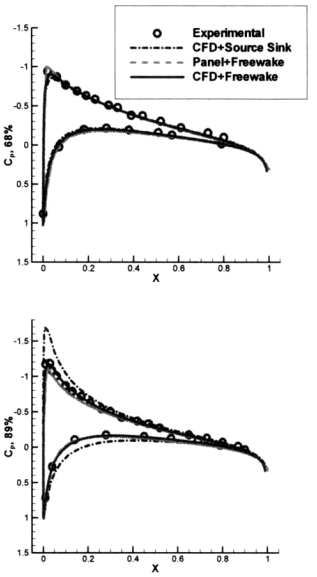

그림 8. 압력계수 분포(1.8R×3.6R 격자, M_{tip}=0.439)

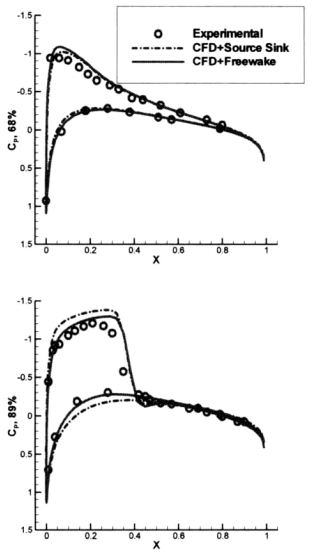

그림 9. 압력계수 분포(1.8R×3.6R 격자, M_{tip}=0.877)

2.2.3 1.8R×0.6R 격자 해석

위에서 알 수 있듯이 FreeWake/CFD 연계해석의 결과는 일반적인 CFD 해석보다 좋음을 알 수 있다. 연계해석의 효과를 극대화하기 위해서 격자의 크기를 더 줄여서 해석하였다. 1.8R×3.6R 격자의 높이를 0.6R까지 줄인 후 해석을 수행하였다. 격자(1.8R×0.6R)의 전체 격자수는 376516 이다.

그림 11~ 그림 12를 살펴보면 FreeWake 모델을 이용한 경계조건의 효과가 두드러지게 나타남을 확인 할 수 있다. 특히 천음속 해석의 경우 일반적인 용출 흡입 모델을 이용한 결과는 실험값과 큰 차이를 보이는 반면에 FreeWake 모델을 이용한 결과는 실험값과 일치함을 확인 할 수 있다. 또한 격자수가 5R×10R, 1.8×3.6R 보다 적기 때문에 계산시간도 줄일 수 있다.

2.2.4 계산효율성 비교

CFD/FreeWake 방법의 계산시간 효율성을 알아보기 위해 용출-흡입 모델과 비교하여 보았다.

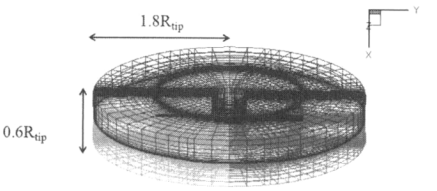

그림 10. 1.8R×0.6R 격자

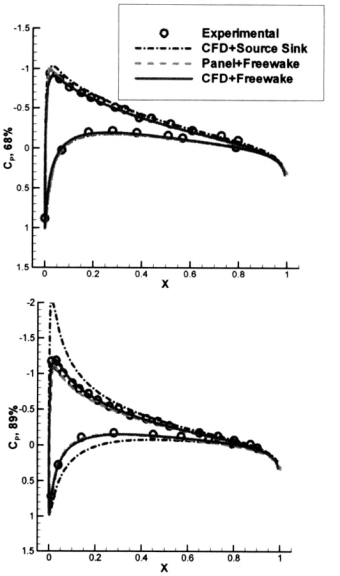

그림 11. 압력계수 분포(1.8R×0.6R 격자, M_{tip}=0.439)

표 1. 계산시간

	5R×10R	1.8R×3.6R	1.8R×0.6R
Source-sink	26.6 hour	18.6 hour	13.8 hour
FreeWake	29.5 hour	20.6 hour	15.3 hour

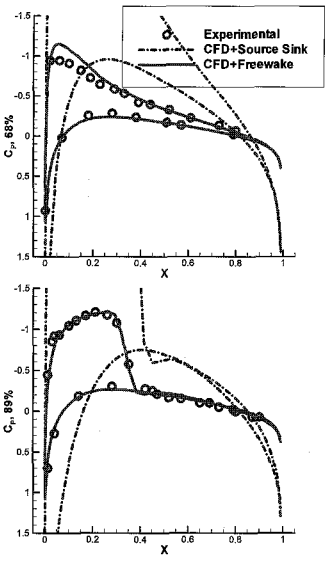

그림 12. 압력계수 분포(1.8R×0.6R 격자, M_{tip}=0.877)

4개 CPU(Pentium4-2.8GHz)를 이용하여 로터를 10회전 병렬 해석하였다. 표 1은 5R×10R, 1.8R×3.6R, 1.8R×0.6R 각 격자를 이용하여 해석하였을 때 걸린 계산시간을 나타낸다.

표 1에서 보면 알 수 있듯이 FreeWake를 이용한 계산시간이 용출-흡입 모델 보다 동일 격자에서 약 10% 정도 오래 걸리는 것을 확인할 수 있다. 그러나 1.8R×3.6R, 1.8R×0.6R 격자에서는 용출-흡입 모델은 실험값과 큰 차이를 보이므로 이용할 수 없다. 즉 용출-흡입 모델을 이용하여 실험값에 근사하는 결과를 얻기 위해서는 26.6 hour의 계산시간이 소요되며 FreeWake는 15.3 hour의 계산시간이 소요된다.

CFD/FreeWake 연계방법은 일반적인 로터 CFD 해석보다 계산시간의 효율성이 높다. 계산시간은 비정상해석을 통한 소음해석의 경우 큰 문제가 된다. 그러므로 FreeWake 연계를 통한 계산시간의 절감은 비정상 해석의 효율성을 극대화할 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 FreeWake와 CFD 연계해석방법을 사용하여 로터의 공력을 해석하였다. 서로 연계한 결과는 일반적인 용출-흡입 모델을 이용한 로터 CFD방법에 비하여 보다 좋은 결과 및 효율적인 계산시간을 보였으며, Panel /FreeWake 연계방법으로 해석하기 불가능한 천음속 영역의 해석 또한 가능하다.

FreeWake 모델을 이용한 경계조건의 특성은 CFD 해석 영역의 크기에 의존함을 알 수 있으며 해석 경계가 블레이드와 가까울수록 FreeWake에 의한 경계특성이 잘 반영되어 비교적 작은 해석 영역에서도 일반적인 로터 CFD 보다 정확한 공력특성을 예측할 수 있음을 확인하였다.

후 기

동 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참고문헌

1) Srinivasan, G. R., Raghavan, V., and Duque, E.P.N., "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 38, No. 3, 1993, pp.3~13.

2) Berkman, M. E., Sankar, L. N., "Navier-Stokes/Full-Potential/Free-Wake Method for Rotor Flows", *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 5, 1997, pp.635~640.

3) Yang, G., Zhuang, L., "Numerical Simulation of Rotor Flow in Hover", *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 2, 2000, pp.221~226.

4) Zhao, Q. J., Xu, G. H., and Zhao, J. G., "New Hybrid Method for Predicting the Flowfields of Helicopter Rotors", *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 2, 2006, pp.372~380.

5) Chung, K. H., Kim, J. W., Ryu, K. W., Lee, K. T. and Lee, D. J., "Sound Generation and Radiation from Rotor Tip-Vortex Pairing Phenomenon", *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 6, 2006, pp.1181~1187.

6) Kim, Y. S., Park, S. H., and Kwon, J. H., "Drag Prediction Workshop Results Using the Parallel Multigrid Solver KFLOW3D", *Proc. of 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop* ,2003.

7) 박수형, "Navier-Stokes 방정식을 사용한 동안정 미계수 예측 기법", 한국과학기술원 박사학위 논문, 2003.

8) Park, S. H., Kim, Y. S., and Kwon, J. H., "Prediction of Damping Coefficients Using the Unsteady Euler Equations", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 3, 2003, pp.356~362.

9) Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S., "A Diagonalized Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm", *Journal of Computational Physics*, Vol. 39, 1981, pp.347~363.

10) Sung, C. H., Park, S. H., Kwon, J. H., " Multigrid Diagonalized-ADI Method for Compressible Flows," *Proc. of 15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, AIAA Paper 2001-2556.

11) Bhagwat, M. J. and Leishman, J. G., " Correlation of Helicopter Rotor Tip Vortex Measurements", *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 2, 2000, pp. 301~308.

12) Caradonna, F. X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover", NASA TM-81232, 1982.

13) 이성규, 김범섭, 이덕주, "후류의 vortex lattice/doublet panel 연계 모델링에 의한 로터 블레이드의 공력 해석", 2003년 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 2003.