

## 論文

## 비정상 Source-Doublet 패널 기법을 이용한 헬리콥터 로터 공력 해석

이재원\*, 이관중\*\*, 오세종\*\*

The Aerodynamic Analysis of Helicopter Rotors  
by Using an Unsteady Source-Doublet Panel Method

Jaewon Lee\*, Kwanjung Yee\*\* and Sejong Oh\*\*

## ABSTRACT

The purpose of this study is an efficient estimation of the time-dependent performance of rotors at various flight modes. A numerical technique based on the unsteady source-doublet panel method is developed to predict aerodynamic characteristics of helicopter rotor flowfields. A time-marching free wake model is used for wake consideration. For wake roll-up simulation in consideration of viscous diffusion, the wake doublet panel with constant strength is replaced by equivalent vortex ring. The potential value of the wake vortex ring inside the solid boundary was removed to deal with the wake-body collision problem. The vortex instability of hovering mode is settled by slow starting and a vortex core growth model. The rotor aerodynamic analysis program is validated by the experimental data of a helicopter rotor in hover and forward flight. The computed results show good agreement with the experimental data.

## 초 록

본 연구의 목적은 여러 가지 비행 모드 상의 로터 성능을 효율적으로 예측하는 것이다. 헬리콥터의 공력 특성을 예측하기 위한 비정상 source-doublet 패널 기법 기반의 수치 기법을 개발하였다. 후류의 형상 예측에는 시간 전진 자유후류모델이 사용되었다. 점성에 의한 확산을 고려한 후류의 roll-up 모사를 위하여 후류의 doublet 패널은 같은 강도의 와류고리로 대체하여 계산하였다. 후류와 양력면의 충돌 문제는 표면격자 내부에 들어간 와류고리의 포텐셜값을 제거하여 해결하였다. 제자리비행의 해석 시에 나타나는 와류 불안정성의 해결에는 slow starting과 vortex core growth 모델을 사용하였다. 로터 공력 해석 프로그램은 제자리비행과 전진비행에 대한 실험 결과와 비교하여 검증하였으며, 실험치와 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

**Key Words** : Helicopter Rotor Blade(헬리콥터 로터 블레이드), Unsteady Panel Method (비정상 패널 기법), Vortex Instability(와류 불안정성), Time-Marching Free Wake(시간 전진 자유후류)

## 1. 서 론

회전하는 로터 블레이드에서 발생한 와류는 항공기의 공력 특성에 중대한 영향을 미친다. 따라서 블레이드 공력 특성을 정확히 예측하는 것이 틸트로터, 헬리콥터 및 프로펠러 추진 시스템을

† 2006년 3월 3일 접수 ~ 2006년 5월 10일 심사완료

\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail : daedalus@pusan.ac.kr  
부산광역시 금정구 장전동 산30번지

가지는 항공기의 비행 특성 및 안정성 해석의 열쇠가 된다. 특히 헬리콥터의 경우에는 블레이드가 회전하면서 발생한 후류가 로터 성능뿐 아니라 기체의 진동, 공력 소음 등의 지배적인 요인이 된다.

기존의 Euler, Navier-Stokes 코드를 이용한 로터 유동장 해석에서는 이런 후류의 효과를 고려하기 위해, 직접 와류강도와 끝단 와류를 포착하는 방법과 후류모델들과 연계해서 계산하는 방법이 사용된다. 전자의 경우에는 정확한 예측을 위해서 끝단 와류의 수치적 확산을 막기 위한 엄청난 컴퓨터 자원 및 계산 시간이 필요하고, 후자의 경우에는 후류의 물리적 거동을 예측할 수 있는 정밀한 후류모델이 요구된다. Khanna와 Baeder[1]는 Field Velocity Approach(FVA)를 사용한 자유 후류-CFD 연계 해석을 통해 위의 문제들을 해결할 수 있는 좋은 방법을 제안했으며, Chung[2] 등은 BERP와 같은 복잡한 형상의 블레이드를 FVA에 의한 시간 전진 자유 후류와 CFD 연계를 통해 해석하였다. 이때 자유 후류의 해석에는 와류격자기법(Vortex Lattices Method, VLM)이 사용되었다. VLM은 블레이드의 캠버선에 위치시킨 와류고리를 이용하여 효율적이고 비교적 정확한 블레이드 공력 성능과 후류 형상을 예측할 수 있는 방법이다. 하지만 기법의 특성상 경계층과 연계하여 점성 효과를 고려할 때나 에어포일의 형상에 따른 시위 방향으로의 압력 분포를 계산할 때에 중요한 요인인 두께효과를 고려할 수 없으며 헬리콥터 동체의 영향을 고려하기 위해서는 다른 방법과의 연계가 필요하다.

따라서 본 연구에서는 블레이드의 두께나 동체를 고려한 FVA를 위하여 이전 연구에서 개발해 보유하고 있는 전기체 정상/비정상 공력 데이터 예측 Source-Doublet 패널 코드[3]를 기반으로 한 로터 해석용 비정상 패널 기법의 개발하였다. 기반 코드는 기본설계 단계에서 복잡한 형상을

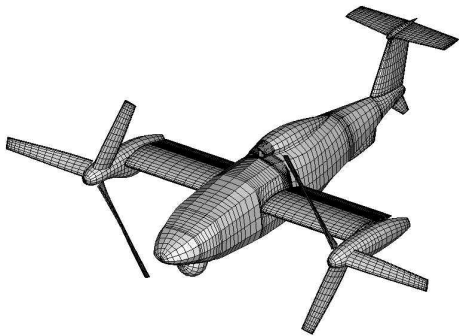


Fig. 1. Grid Configuration(SUAV TR-S3)

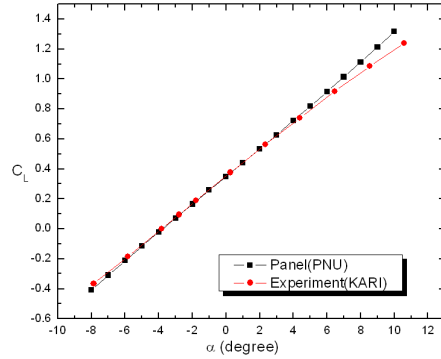


Fig. 2.  $C_L$  of SUAV w/o proprotors

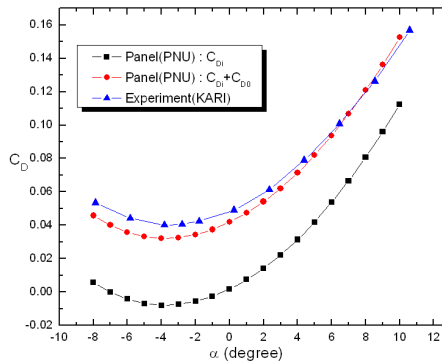


Fig. 3.  $C_D$  of SUAV w/o proprotors

가진 항공기의 정확한 공력 데이터를 효율적으로 예측할 수 있도록 개발된 패널 코드이다. Fig. 1은 현재 개발 중인 스마트무인기의 TR-S3 모델에 대한 패널 해석용 격자 형상이며, Fig. 2, 3은 블레이드를 고려하지 않은 40% 축소모형의 풍동 시험 결과[4]와 패널 코드를 이용해 해석한 전기체의 양력, 항력계수를 비교한 그림이다. 항력계수는 풍동실험에서 얻은 항력을 이용하여 점성저항을 보정하였다. 그림에서 볼 수 있듯이 기본설계 단계에서 충분히 사용 가능할 수준의 정확한 공력 데이터를 예측하고 있다.

개발된 비정상 로터 블레이드 공력 해석용 패널 코드는 로터의 제자리 비행 모드와 전진 비행 모드에 대한 실험 결과와 비교하여 검증하였다. 또한, FVA를 통한 CFD와의 연계 해석에도 시험적으로 적용하여보았다.

## II. 지배방정식 및 수치해석기법

### 2.1 비정상 Source-Doublet 패널 기법

3차원 형상주위의 유동의 마하수가 0.3보다 작

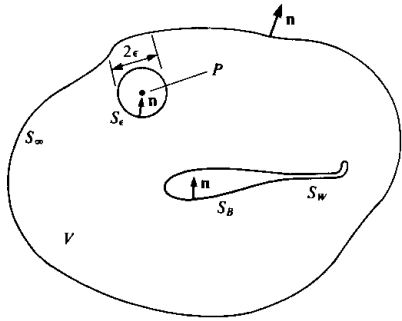


Fig. 4. 포텐셜 유동 문제에서의 정의 [5]

으면 압축성 효과는 무시할 수 있어 비압축성 유동이라고 할 수 있고, 레이놀즈수가 크면 점성력을 무시할 수 있어 비점성 유동이라고 할 수 있다. 3차원 형상주위의 유동이 비점성, 비압축성이면 연속방정식은 속도 포텐셜에 대한 Laplace 방정식으로 표현할 수 있다[5]. Green의 정리에 의해 Fig. 4에서와 같이 정의된 유동장 내의 임의의 한 점 P에서의 전체 포텐셜(potential)은 물체 표면에 분포된 source( $\sigma$ )와 doublet( $\mu$ )의 합으로 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\Phi(\mathbf{P}) = -\frac{1}{4\pi} \int_{body} \left[ \sigma \left( \frac{1}{r} \right) - \mu \mathbf{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{wake} \mu \mathbf{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS + \Phi_{\infty}(\mathbf{P}) \quad (1)$$

경계조건을 만족하는 source와 doublet의 분포가 무한히 존재하기 때문에 식 (1)은 유일해를 결정할 수 없다. 이를 해결하기 위해 PMARC 등의 상용 패널 기법에서 종종 선택하는 방법은 source의 분포를 그 지점의 kinematic velocity로 결정하는 것이다. 즉, source의 강도를 다음 식 (2)과 같이 미리 결정한다.

$$\sigma = -\mathbf{n} \cdot (\mathbf{V}_0 + \mathbf{v}_{rel} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}) \quad (2)$$

패널을 형성하는 방법으로는 물체 표면의 4개의 점을 이어 만든 사각패널법을 이용하였으며 source 및 doublet 강도는 각 패널에서 일정하다고 가정하였다. 물체의 딱딱한 표면을 통과하는 수직방향의 속도 성분이 0이 되도록 물체표면에서의 경계조건을 주었다. 또한 Kutta 조건에 의해 가장 최근에 생성된 후류의 doublet 강도는 식 (3)과 같이 뒷전의 윗면과 아랫면 doublet 강도의 차와 같게 하였다. 후류의 rollup 계산을 위해 사각 중첩 패널 요소를 같은 크기의 와류고리

(vortex ring)으로 치환하여 계산하였다.

$$\mu_{wake} = \mu_{upper} - \mu_{lower} \quad (3)$$

압력은 비정상 Bernoulli 방정식을 사용하여 계산되며 압력계수는 식 (4)와 같다. 또한, 압축성 효과를 고려하기 위해서 Göthert의 확장된 Prandtl-Glauert 법칙[6]을 적용하였다.

$$C_p = -\frac{(\nabla\Phi)^2}{v_{ref}^2} + \frac{2}{v_{ref}^2} [\mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}] \cdot \nabla\Phi - \frac{2}{v_{ref}^2} \frac{\partial\Phi}{\partial t} \quad (4)$$

2.2 시간 전진 자유후류 모델

Hess에 의해 1차수 이하의 doublet 분포를 가지는 사각 패널에서 유도된 속도는 같은 크기의 와류강도를 가지는 와류고리에서 유도되는 속도가 같다는 것이 알려졌다[7]. 로터 후류의 rollup 현상의 효과적인 예측을 위하여 후류의 doublet 패널을 같은 크기의 포텐셜을 가지는 와류고리로 대체하여 계산하였으며, 유도속도는 Biot-Savart 식에 의해 계산된다.

$$\mathbf{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_l \frac{d\mathbf{l} \times \mathbf{r}}{r^3} \quad (5)$$

Vortex 중심에서의 특이성 문제를 해결하기 위해서 Vatisas의 와류중심 모델을 사용하였다[8]. Fig. 5에서처럼 직선 vortex 요소에 의해 임의의 한 점에 유도되는 속도는 Vatisas 와류 중심 모델이 적용되면 식 (6)과 같이 정리 된다. 식 (6)에서  $r_c$ 는 와류 필라멘트의 중심 반경이고  $n$ 은 임의의 정수이다.  $n$ 이 2일 경우에 측정된 속도 형상과 가장 잘 일치한다[9].

$$\mathbf{V} = \frac{\Gamma}{2\pi} \frac{h}{(r_c^{2n} + h^{2n})^{1/n}} (\cos\theta_1 - \cos\theta_2) \mathbf{e} \quad (6)$$

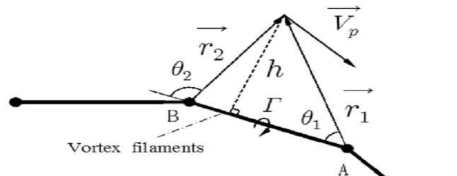


Fig. 5. Schematic showing the velocity induced by a straight-line vortex element



Fig. 6. The interaction of rotor tip vortices with a body (www.nrel.gov)

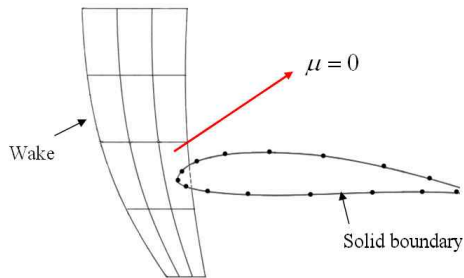


Fig. 7. Wake-Surface interaction treatment

### 2.3 와류와 양력면의 상호작용 처리

두께가 고려되는 Source-Doublet 패널 기법에서는 블레이드에서 생성된 후류가 블레이드와 같은 양력면과 만났을 때에 표면 격자 안에 후류의 포텐셜 값이 존재하여 solid boundary condition을 만족하지 못하는 경우가 생긴다. 안쪽 후류까지 포함하여 계산하는 경우에 이 문제의 해결 방법은 표면 격자 내에 위치한 와류 필라멘트를 무시하고 계산하는 방법[10]과 일단 표면 격자 내부에 들어간 와류고리의 포텐셜 값을 완전히 제거하여 이후의 계산에서 계속 무시하는 방법[11]이 제안되어 왔다. 실제 현상에서는 로터에서 생성된 와류 필라멘트가 물체 표면에 도달하게 되면 결국 Fig. 6과 같이 끊어지게 된다[12]. 따라서 본 연구에서는 후류가 끊어지는 것을 제대로 모사하기 위해서 표면 격자 내부에 들어간 와류고리의 포텐셜 값을 완전히 제거하였다(Fig. 7).

### III. 와류 불안정성

제자리비행하는 로터의 해석에서는 impulsive starting에 의해 계산 초기에 생성된 강한 초기와

류(starting vortex)와 로터 허브쪽에서 일어나는 블레이드와 후류의 충돌에 의해 Fig. 8에서처럼 후류의 불안정성 문제가 발생된다. 이것은 로터의 제자리비행을 자유후류 모델을 적용한 패널기법으로 해석할 때 일반적으로 일어나는 문제로 로터가 약간의 상승속도만 가지고 있어도 나타나지 않는 것을 Fig. 9을 통해 확인할 수 있다.

기존의 연구에서 이런 문제를 해결하기 위해 여러 시도가 있었다. 이성규 등[13]은 이 문제를 해결하기 위해 slow starting을 이용하였고 처음 2 회전까지는 후류에 아랫방향의 유도 속도를 주었다. Rosen 등[14]은 허브 쪽 와선의 이동 속도는 바로 바깥쪽 와선 이동 속도의 75% 값으로 이동한다고 가정하였고, Summa와 Maskew[15]는 전진비 0.05의 상태로 자유후류 계산을 한 후에 실험 데이터를 이용하여 제자리비행 상태의 값으로 보정하였다. Bagai 와 Leishman[16]은 자유후류 모델의 경우에 근접한 와류사이에서 생성되는 강한 유도속도와 블레이드에 아주 근접한 끝단 와류에 의해 일어나는 받음각의 큰 변화를 방지하기 위해 인위적으로 큰 와류중심 반경을 줄 필요가 있다고 하였다. 또한, Quaranta 등[17]은 안정적이고 정확한 해를 얻기 위해 초기와류와 내부와류(inner vortex)의 와류중심 반경을 매우 빨리 증가 시키는 방법을 이용하였다.

기존의 연구자가 적용한 방법들은 대부분 두께

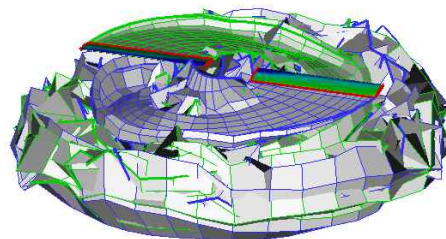


Fig. 8. Hovering rotor wake instability

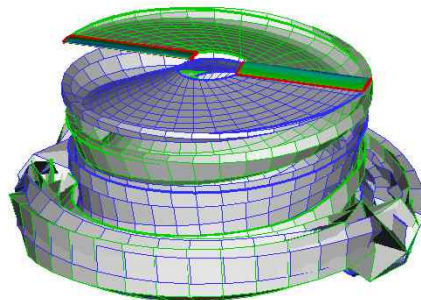


Fig. 9. Climbing rotor wake:  $V_{climb}=0.03M_{tip}$

를 고려하지 않은 VLM에 사용된 것으로 두께를 고려한 source-doublet 패널 기법에서는 효과가 없거나 미미하였다. 앞에서 기술한 방법 외에도 초기에 블레이드 팁 속도의 5%정도 상승속도를 주었다가 천천히 제자리비행상태로 만드는 방법, 내부 와류의 크기를 강제로 작게 만드는 방법 등을 적용하였으나 별다른 효과를 얻지 못하였다.

본 연구에서는 최종적으로 starting vortex의 영향을 줄이기 위한 초기 2회전의 slow starting 과 Leishman 등[18]이 제안한 점성효과를 적용하는 방법으로 안정적이고 정확한 해를 얻을 수 있었다. 와류의 점성에 의한 확산효과를 주기위해 Squire의 vortex core growth 모델[19]이 사용되었다.

$$r_c(\zeta) = \sqrt{r_{initial}^2 + 4\alpha\delta\nu\zeta/\Omega} \quad (7)$$

식 (7)에서  $\alpha$ 는 Lamb-Oseen 상수로 1.25643이며, eddy-viscosity parameter  $\delta$ 는 타당한 상수를 취하면 된다. 헬리콥터 로터의 경우에  $\delta$ 는 10(모델 헬리콥터)에서 1000(실제 사이즈 헬리콥터) 정도의 값을 가지며 실험을 통해 검증되었다[20]. 본 연구에서 초기 와류의 코어반경은 블레이드 시위의 10%로 두고 해석하였다.

## IV. 해석 결과

### 4.1 제자리비행 로터 해석

일반적으로 헬리콥터 공력 해석 코드들은 Caradonna and Tung[21]의 실험 결과와 비교하여 검증한다. 실험에 사용된 블레이드는 익형이 NACA0012이며 twist와 taper가 없다. 또한 가로

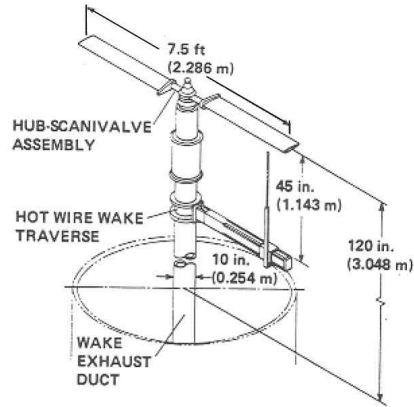


Fig. 10. Caradonna와 Tung의 실험에 사용된 로터 형상

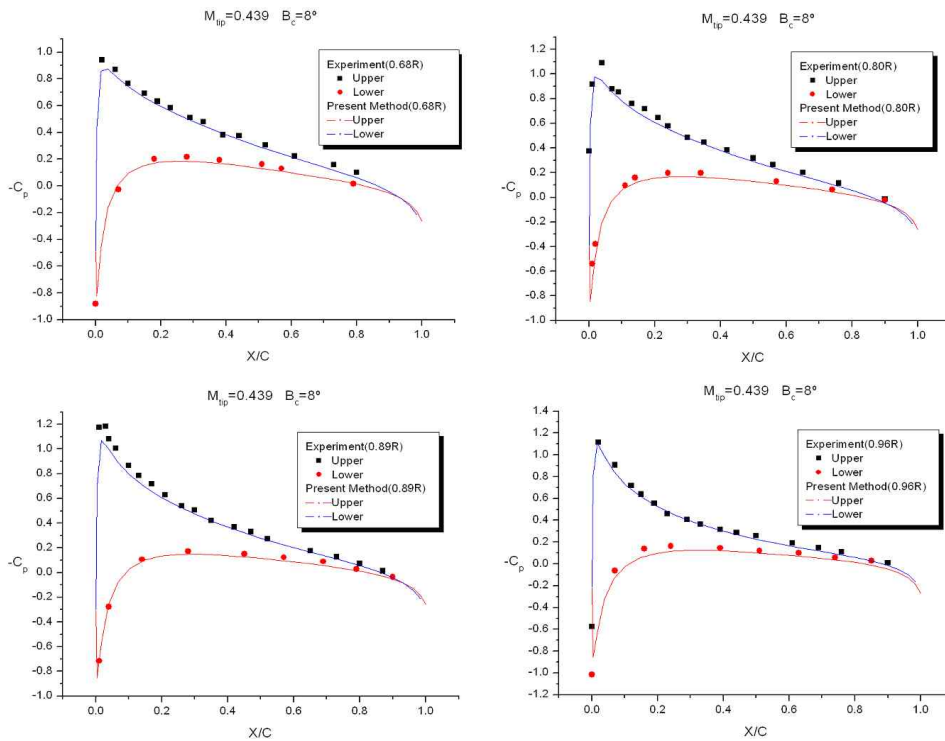


Fig. 11. Chordwise  $C_p$  at difference sections of a hovering rotor



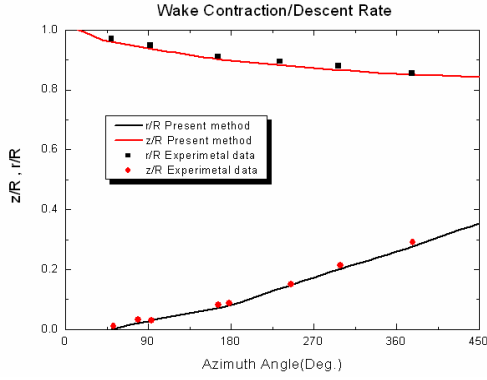


Fig. 12. Wake contraction/descent rate

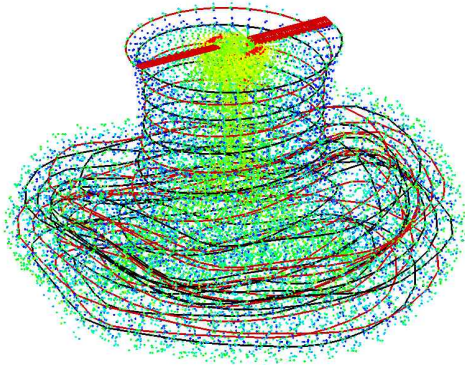


Fig. 13. Wake geometry : hovering mode

세로비가 6으로 공탄성 효과는 고려되지 않는다. 자세한 형상은 Fig. 10에서와 같다. 해석에 사용된 블레이드 한 개당 격자수는 시위 방향으로 44개, 반경방향으로 20개를 사용하였다. 회전속도가 1250rpm이고 컬렉티브 피치각이 8°인 경우의 반경과 시위에 따른 압력 계수를 비교한 그래프가 Fig. 11에 있다. 전반적으로 실험 결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 앞전에서 보이는 오차는 격자의 수가 충분하지 않아서 나타나는 것으로 여겨진다. 계산에서 얻어진 추력계수는 0.00460로 실험에서 측정된 0.00459와 거의 일치하는 값을 얻었다. 또한 후류의 수축률과 하강률이 Fig. 12에서 볼 수 있는 것과 같이 실험 결과와 일치하는 것을 알 수 있다. 해석된 후류의 형상은 Fig. 13에 보였다.

4.2 전진비행 로터 해석

개발된 코드의 전진비행 모드에서의 공력 해석을 검증하기 위해 Cross와 Watts의 실험에서 얻어진 결과[22]와 Hybrid 기법을 사용한 CFD결과[23], Vortex Lattice 기법을 이용한 결과[24] 등과

비교하였다. 전진비행에 사용된 로터는 AH-1G의 직사각형 2개의 블레이드를 가진 teetering 로터가 사용되었다. 블레이드의 가로세로비는 9.8이고 -10°의 선형 twist가 주어졌다. 비행 조건은 깃 끝마하수가 0.65이고 전진비가 0.19, 추력계수가 0.00464이다. 해석에 사용된 블레이드 한 개당 격자수는 시위방향으로 32개, 반경방향으로 22개를 사용하였다. 일반적으로 전진비행하는 로터의 공탄성을 고려하지 않은 공력 해석에서는 비행 실험과 동일한 cyclic pitch angle과 flapping angle을 이용한 해석 결과가 비행실험에서 측정된 추력과 차이를 보인다. 이것은 수치해석에서 허브 및 힌지의 모델링이 생략되며 공탄성 효과를 고려하지 않기 때문이다. 기존 연구에서는 해석된 추력과 비행실험 결과가 일치하고 롤링 모멘트와 피치 모멘트가 0이 되도록 식 (8)과 같은 뉴턴-랩슨(Newton-Raphson) 반복법에 의한 trim 알고리즘을 이용하였다. 본 연구에서도 같은 방법으로 cyclic pitch angle을 보정하였으며, 5회 정도의 반복 후에 수렴한 값을 얻을 수 있었다. 비행실험에서 사용된 cyclic pitch angle 및 기존의 연구와 본 연구에서 사용한 trim된 값은 Table 1과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \Delta\theta_0 \\ \Delta\theta_{1c} \\ \Delta\theta_{1s} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{PM}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{PM}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{PM}}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{RM}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{RM}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{RM}}{\partial \theta_{1s}} \end{bmatrix}^{-1} \times \begin{Bmatrix} C_T^{desired} - C_T \\ -C_{PM} \\ -C_{RM} \end{Bmatrix} \quad (8)$$

Table 1. Control and flapping angles

Blade Motion	$\theta_0$	$\theta_{1s}$	$\theta_{1c}$	$\beta_{1s}$	$\beta_{1c}$
Fight Test[22]	6.0	-5.5	1.7	-0.15	2.13
Yang et al.[23]	8.0	-6.5	2.5	-0.15	2.13
Chung et al.[24]	6.1	-5.6	1.4	-0.15	2.13
Present Method	6.5	-5.0	1.2	-0.15	2.13

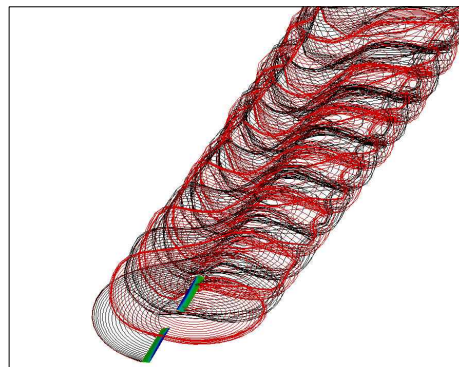


Fig. 14. Wake geometry : forward flight mode

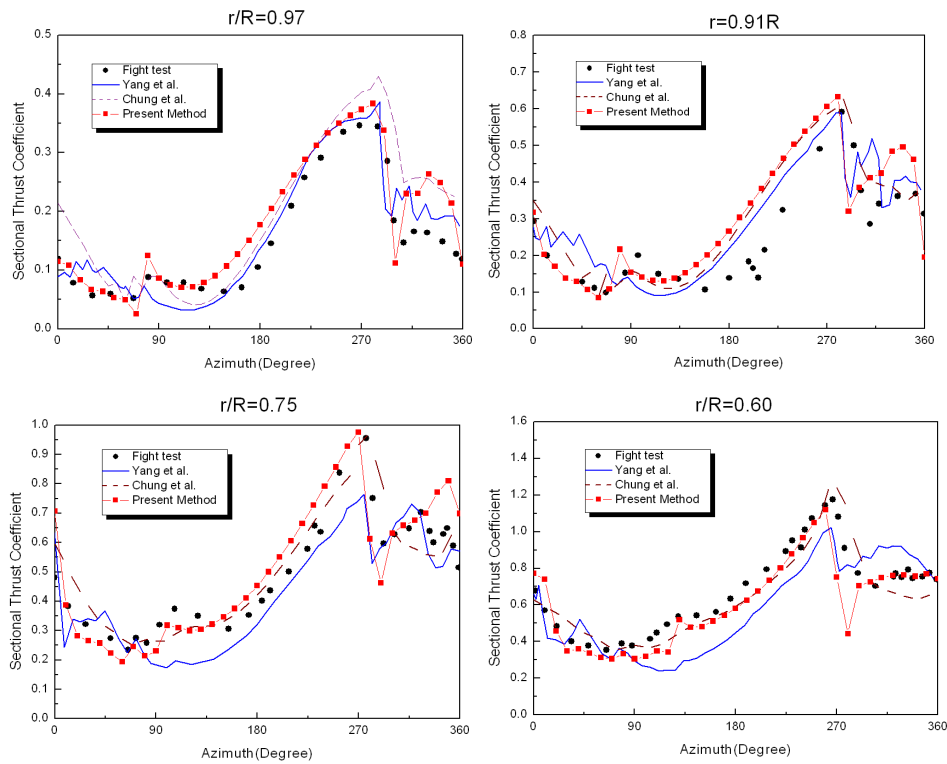


Fig. 15. Sectional  $C_T$  comparisons for AH-1G rotor

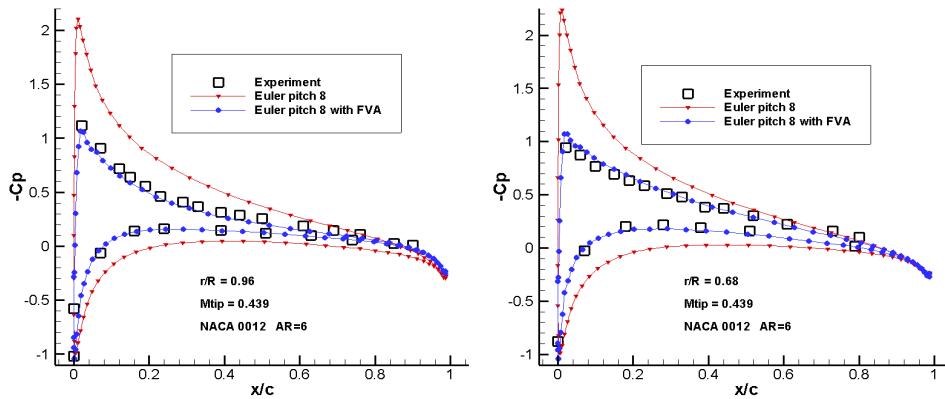


Fig. 16. Chordwise  $C_p$  at difference sections of a hovering rotor by the coupled analysis

이때 해석된 후류의 형상은 Fig. 14에서 보여진다. 본 프로그램으로 계산된 각 단면에 대한 추력계수를 실험 결과 및 기존의 연구 결과들과 비교한 결과는 Fig. 15에서 볼 수 있다. 본 연구에서 개발된 코드가 비행 시험 데이터와 비교하였을 때, 기존 연구들의 해석 수준에 준하는 정확도를 보여주는 것을 알 수 있다.

### 4.3 CFD와 연계 해석 : FVA

본 논문의 연구 목적은 블레이드의 두께나 동체의 영향이 고려되는 FVA를 위한 로터 해석용 비정상 Source-Doublet 패널 기법의 개발이다. 따라서 개발된 코드의 FVA 적용 가능성을 확인하기 위해 Khanna와 Baeder에 의해서 제안된 FVA에 적용해 보았다. FVA의 간단한 검증은 위

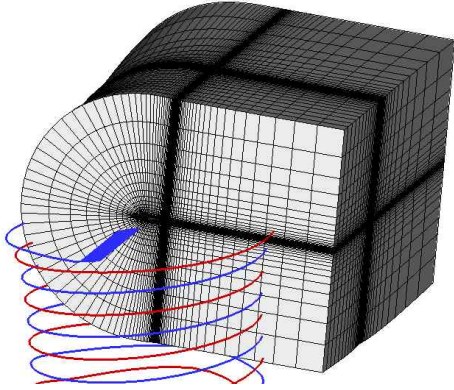


Fig. 17. Schematics of the coupled analysis

해 Euler 코드와 연계하여 4.1에서 제자리비행 모드 검증에 사용된 경우와 동일한 조건에 대해 계산하였다. 연계 해석에 의해 CFD에서 계산된 추력 계수는 실험 결과와 약 1% 정도의 오차를 보였으며, 블레이드의 끝단과 중앙부분에서 계산된 압력계수는 Fig. 16과 같다. 이 때 패널코드에 사용된 격자는 Euler 코드에서 사용된 격자의 표면격자로부터 자동 추출하여 만들어지도록 하였으며, 연계 해석에 사용된 격자 및 후류의 형상은 Fig. 17에 나타나 있다. 후류 모델이 적용되지 않은 CFD 결과는 후류의 downwash 영향이 제대로 고려되지 않아서 실험 결과에 비해 추력이 과도하게 예측되는 경향이 보였다. 그에 비해 패널 기법에서 계산되어진 후류와 반대편 블레이드에 의해 생성된 유도 속도 성분을 이용해 연계 해석한 결과는 참고문헌 [21]의 실험결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 개발된 코드가 FVA에 적용 가능함을 확인할 수 있었다.

## V. 결 론

본 연구를 통하여 효율적이며 두께를 고려할 수 있는 비정상 Source-Doublet 패널 기법을 기반으로 한 로터 블레이드 공력 해석용 코드를 개발하였다. 블레이드에서 발생한 후류와 양력면의 상호작용을 고려하였으며, 시간 전진 자유후류와 비정상 source-doublet 패널기법을 적용하였다. 후류의 roll-up의 효과적인 모사를 위하여 후류의 doublet 패널을 같은 강도의 와류고리로 대체하도록 하였다. 제자리비행 해석시에 발생하는 후류의 불안정성은 slow starting과 Squire의 vortex core growth 모델을 적용하여 해결하였다.

개발된 프로그램을 검증하기 위하여 제자리비행과 전진비행의 실험 결과와 비교하여 좋은 결과

를 얻었다. 또한 Euler 코드와 FVA를 통해 연계하여 제자리비행 실험결과와 비교하였다. 개발된 Source-Doublet 패널 코드를 통해 얻어진 유도 속도를 이용하여 Euler 코드에 후류 모델을 적용한 결과는 실험 결과와 일치하였다.

이미 개발하여 보유하고 있는 Source-Doublet 패널 기법을 기반으로 한 비정상 전기체 공력 해석 코드와 통합하여 헬리콥터의 로터 및 전기체 형상에 대한 공력 특성을 효율적으로 계산할 수 있는 프로그램을 개발할 계획이다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구(R01-2005-000-10059-0) 지원으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) Khanna, H., and Baeder, J. D., "Coupled Free-Wake/CFD Solutions for Rotors in Hover Using a Field Velocity Approach", *Proceedings of the 52<sup>nd</sup> Annual Forum of the American Helicopter Society International*, June 1996.
- 2) Chung, K., Yee, K., Hwang, C., and Lee, D., "Numerical Predictions of Rotor Performance using a coupled with a Time-Marching Free-Wake Model", *KSAS International Journal*, Vol. 5, No. 2, November 2004.
- 3) Lee, J., Oh, S., and Yee, K., "Unsteady Aerodynamic Analysis of Complete Smart UAV Configurations with Proprotor-Wing Interaction", *Proceedings of the 3rd International Conference on Vortex Flows and Vortex Models*, Yokohama, Japan, Nov. 2005.
- 4) 정진덕, "40% Scaled Model 풍동시험 결과", *SUDC-ED-B21-03-013-R0*, 스마트무인기기술 개발사업단, 2004.
- 5) Katz, J., and Plotkin, A., *Low Speed Aerodynamics*, 2<sup>nd</sup> Edition, Cambridge University Press, 2001.
- 6) Ashley, H., and Landahl, M., *Aerodynamics of Wings and Bodies*, Dover Publications, 1965.
- 7) Hess, J. L., "Calculation of Potential Flow About Arbitrary Three-Dimensional Lifting Bodies", *Final Technical Report MDC J5679-02*, McDonnell Douglas, Long Beach, California, USA, Oct. 1972.



- 8) Vatistas, G. H., Kozel, V., and Mih, W., "A Simpler Model for Concentrated Vortices", *Experiments in Fluids*, Vol. 11, 1991, pp. 73~76.
- 9) Bhagwat, M. J., and Leishman, J. G., "On the Aerodynamic Stability of Helicopter Rotor Wakes", *American Helicopter Society 56th Annual Forum*, Virginia Beach, VA, USA, May 2-4, 2000.
- 10) Mavris, D. N., Liou, S.G., Komerath, N.M., and McMahan, H. M., "Measurement and Computation of the Velocity Field of a Cylinder in the Wake of a Rotor in Forward Flight", *Paper AIAA-89-1844*, Presented at the 20th AIAA Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference, Buffalo, NY, USA, June 12-14, 1989.
- 11) Lee, J., Oh, S., and Yee, K., "Unsteady Aerodynamic Analysis of Complete Smart UAV Configurations with Proprotor-Wing Interaction", *Proceedings of the 3rd International Conference on Vortex Flows and Vortex Models*, Yokohama, Japan, Nov., 2005.
- 12) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2000.
- 13) 이성규, 김범섭, 이덕주, "후류의 vortex lattice/doublet panel 연계 모델링에 의한 로터 블레이드의 공력 해석", *2003년도 추계 학술발표회 논문집*, 항공우주학회, 2003.
- 14) Rosen, A., and Graber, A., "Free Wake Model of Hovering Rotors Having Straight or Curved Blades", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 33, No. 3, July 1988, pp. 11~19.
- 15) Summa, J. M., and Maskew, B., "New Method for the Calculation of Hover Air loads", Paper No. 15, *Proceedings of the Fifth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Amsterdam*, The Netherlands, Sep. 1979.
- 16) Bagai, A., and Leishman, J. G., "Rotor Free-Wake Modeling using a Relaxation Technique-Including Comparisons with Experimental Data", *Proceedings of the 50th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., USA, May 11-13, 1994.
- 17) Quaranta, G., Bindolino, G., Masarati, P., and Mantegazza, P., "Toward a Computational Framework for Rotorcraft Multi-Physics Analysis: Adding Computational Aerodynamics to Multibody Rotor Models", *Proceedings of the 30th European Rotorcraft Forum*, Marseilles, France, Sep. 14~16 2004.
- 18) Leishman, J. G., Bhagwat, M. J., and Bagai, A., "Free-Vortex Filament Methods for the Analysis of Helicopter Rotor Wakes", *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 5, 2002, pp. 759~775.
- 19) Squire, H. B., "The Growth of a Vortex in Turbulent Flow", *Aeronautical Quarterly*, Vol. 16, Aug. 1965, pp. 302~306.
- 20) Bhagwat, M. J., and Leishman, J. G., "Viscous Vortex Core Models for Free-Vortex Wake Calculations", *Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society International*, June 2002.
- 21) Caradonna, F. X. and Tung, C., "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover", *TM 81232*, NASA, 1981
- 22) Cross, J. L., and Watts, M. E., "Tip Aerodynamics and Acoustics Test: A Report and Data Survey", *NASA-RP-1179*, NASA Ames Research Center, Dec. 1988.
- 23) 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.
- 24) Chung, K., Hwang, C., Yim, J., and Lee, D., "Tip-Vortex Instability during the Transition from Hover to Forward Flight", *Proceedings of the 61st Annual Forum of American Helicopter Society International*, Grapevine, Texas, June 1-3, 2005.