

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.7.629

## 향상된 자유후류 기법을 이용한 비정상 로터-동체 상호작용 시뮬레이션

이준배\*, 서진우\*, 이재원\*, 이관중\*\*, 오세종\*\*\*

## Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Interaction Using an Improved Free-Wake Method

Joonbae Lee\*, Jinwoo Seo\*, Jaewon Lee\*, Kwanjung Yee\*\* and Sejong Oh\*\*\*

## ABSTRACT

This study is to investigate the aerodynamic effects of the Rotor-Fuselage Interactions in forward flight, and is conducted by using an improved time-marching free-wake panel method. To resolve the instability caused by the close proximity of the wake to the blade surface, the field velocity approach is added to the prior unsteady panel code. This modified method is applied to the ROBIN(Rotor Body Interaction) problem, which had been conducted experimentally in NASA. The calculated results, pressure distribution on fuselage surface and induced inflow ratio without and with the rotor, are compared with the experimental results. The developed code shows not only very accurate prediction of the aerodynamic characteristics for the rotor-fuselage interaction problem but also the rotor wake development.

## 초 록

본 논문에서는 시간전진 자유후류 모델이 고려된 비정상 패널 코드를 이용하여 비정상 로터-동체 상호작용에 대한 수치적 해석기법에 대한 연구를 수행하였다. 이전 개발된 시간전진 자유후류 모델이 고려된 비정상 패널 코드는 후류와 깃(Blade)이 아주 근접한 경우에 불안정성이 발생하였다. 이를 제거하기 위해 장속도 기법을 적용하여 코드를 개선하였다. 개선된 코드를 이용하여 NASA에서 실험된 ROBIN(Rotor Body Interaction) 형상에 대한 해석을 수행하였다. 로터가 있을 때와 없을 때의 동체 표면 압력과 유도 유입류의 비를 실험결과 및 기존 수치해석 결과들과 비교하였다. 개발된 코드는 로터-동체 상호작용으로 인해 발생하는 유동 특성과 생성되는 복잡한 후류의 형상을 잘 예측하였다.

**Key Words** : Rotor-Fuselage Interaction(로터-동체 상호작용), Unsteady Panel Method(비정상 패널기법), Time-Marching Free-Wake(시간전진 자유후류), Unsteady Flow(비정상 유동), Field Velocity Approach(장속도기법)

## 1. 서 론

날개를 회전시켜 양력, 추력 및 제어력을 얻는 회전익 비행체에서는 깃(blade)에서 발생한 와류와 동체 간의 상호작용이 주위 유동장에 중대한 영향을 미치게 된다. 회전하는 로터의 주위에는

† 2010년 4월 7일 접수 ~ 2010년 6월 17일 심사완료

\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과  
교신저자, E-mail : tazo@pusan.ac.kr  
부산광역시 금정구 장전동 산 30번지

비정상 3차원, 비선형, 동실속(dynamic stall), 천음속 유동(transonic flow)등의 복잡한 유체 유동이 형성된다. 이러한 로터주위의 와류 유동과 상호 작용은 헬리콥터의 성능, 조종성에 영향을 미치며 또한 소음과 진동을 유발할 수 있다. 따라서 헬리콥터의 효율적인 운용을 위해서는 로터와 동체의 상호작용에 대한 공기역학적인 연구가 필요하다.

로터와 동체간의 상호작용에 대한 실험적인 연구로는 1978년에 수행된 Sheridan의 풍동시험[1]을 시작으로 1980년대 로터와 비교적 간단한 동체형상을 대상으로 한 Komerath 등의 실험[2]과 Smith와 Betzina의 실험[3]이 진행되었다. Smith와 Betzina는 다양한 비행조건 하에서 로터와 동체 사이의 시간 평균 힘과 모멘트, 동체에 따른 평균 표면 압력을 측정하였고, 그 결과 로터와 허브가 동체의 공력특성에 큰 영향을 미친다는 것을 실험결과를 통해 보여주었다. 좀 더 복잡한 동체형상을 대상으로 한 연구는 1980년 Freeman[4]과 1986년 Trept의 실험[5]으로 시작되었다. Trept는 0.15 스케일의 Bell 222 로터와 동체를 이용한 풍동시험을 통하여 동체에 미치는 로터의 영향이 동체가 로터에 미치는 영향보다 기체의 성능에 더 중요한 영향을 미친다는 것을 통해 실험 결과를 통해 보여주었다.

로터와 동체간의 상호작용에 대한 수치적인 연구로는 1979년 Wilby[6]에 의해 유동장 선형 중첩 방법이 최초로 사용되었다. 이 방법은 로터와 동체의 상호작용이 고려되지는 않았지만 로터의 후류가 동체 주위의 유동장에 어떠한 영향을 미치고, 동체가 로터 후류의 발달에 어떠한 영향을 미치는지 보여주었다. 이후 1988년 Lorber와 Egolf[7]는 양력선 깃 모델, 규정후류 모델과 소스 패널 동체 코드를 결합하여 로터와 동체의 상호작용에 대하여 연구를 하였고, bound vortices와 free vortex filament가 흐름을 불안정하게 하는데 가장 큰 역할을 한다는 것을 보여주었다. 1989년 Mavris[8]는 양력선 깃 모델, 자유후류 모델과 vortex surface panel 코드를 결합하여 로터-동체 상호작용이 동체 표면의 정상상태, 비정상상태 압력과 유동장에 어떠한 영향을 미치는지 연구하였다. Mavris의 연구는 동체 표면 윗면에서의 압력은 실험 결과와 거의 일치하는 것을 보였지만 동체의 옆면에서의 압력은 실험결과와 잘 맞지 않는 한계를 보였다. 1990년 Berry[9]와 1991년 Quackenbush[10]의 연구에서는 vortex lattice 모델을 사용하여 로터와 동체 상호작용에 대하여 연구하였다. 연구 결

과 유입류 속도를 예측하는데는 큰 장점을 보였지만, 층류유동에 대해서만 가능하다는 한계가 있었다.

최근에는 컴퓨터의 발달로 인해 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 그 연구가 활발히 진행되어 좋은 결과들이 얻어지고 있지만[11] 아직도 수치적 확산에 의한 와류의 조기 분산과 수치해석적인 비용의 비효율성으로 인하여 많이 이용되고 있지는 못하는 상황이다.

이러한 로터-동체 상호작용의 해석을 위하여 본 연구에서는 이전에 개발된 시간 전진 자유후류(time-marching free-wake) 모델이 고려된 비정상 용출(source) 및 중첩(doublet) 패널 코드를 보완하여 전진비행시 로터-동체 상호작용에 대한 해석이 개발하였다. 본 연구에 사용된 방법에 대한 검증으로는 ROBIN 형상을 해석하여 비정상 유동 값과 동체 표면 압력 분포를 실험치와 비교하였다.

## II. 수치해석 기법

### 2.1 자유후류기법을 이용한 용출 및 중첩 비정상 패널 기법

본 연구에서는 이전 연구[12]에서 사용된 두께 효과와 복잡한 형상을 고려하는데 장점이 있는 비정상 용출( $\sigma$ ) 및 중첩( $\mu$ ) 패널 기법을 이용하였다. 이 경우 표면 경계조건으로 적용되는 Dirichlet 경계조건은 다음 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \mu \hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS \\ & + \sum_{k=1}^{N_w} \frac{1}{4\pi} \int_{wake\ panel} \mu \hat{\mathbf{n}} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS \quad (1) \\ & - \sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \sigma \left( \frac{1}{r} \right) dS = 0 \end{aligned}$$

사용된 수치 기법을 간단히 요약하면 후류의 유도속도 계산의 효율화를 위해서 후류의 중첩패널은 같은 강도의 포텐셜을 가지는 사각형 와류 고리(vortex ring)로 대체되었다. Biot-Savart 식에 의해 와선(vortex line)에서 유도되는 속도에서 생겨나는 와류 중심에서의 특이성 문제를 해결하기 위해서 Vatisstas의 와류핵모델[13]을 사용하였으며 그 식은 다음과 같다.

$$\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{h}{(r_c^{2n} + h^{2n})^{1/n}} (\cos\theta_1 - \cos\theta_2) \hat{\mathbf{e}} \quad (2)$$

점성에 의한 와류의 확산효과로 식 (3)으로 나타나는 Squire의 와류핵성장 모델[14]을 사용하였다.

$$r_c(\zeta) = \sqrt{r_{initial}^2 + 4\alpha\delta\nu\zeta/\Omega} \quad (3)$$

구체적인 수식의 유도 과정 및 기호들이 정의는 [12]에 설명 되어 있다.

이 모델의 우수성은 참고문헌 [15, 16]에 잘 나타나 있으며 본 연구에서는 초기 와류 핵의 반경 ( $r_{initial}$ )은 블레이드 시위의 10%로 두고 해석하였다.

또한 본 연구에서는 깃끝 와류의 와류핵모델과 핵성장모델을 내부의 와선에도 적용시켜서 인공 와류핵과 같은 기능을 수행하도록 하였고, 이를 통해 안정적인 공력성능 예측이 가능하였다.

새로 형성되는 와류의 강도는 Kutta 조건을 적용하여 뒷전의 윗면과 아랫면 중첩 강도의 차이와 같게 하였다. 압력계수는 Bernoulli 식을 통해서 구해지며, 구해진 압력계수에 압축성 효과를 보정하기 위해 2차 정확성의 Karman-Tsien 법칙[17]을 적용하였다.

### 2.2 와류와 양력면의 상호작용 처리

본 연구와 같이 자유 와선을 이용한 로터에서 생성된 와류와 동체의 상호작용을 고려한 공력특성의 연구와 같은 경우, 자유 와선과 동체의 충돌에 의한 영향에 대한 수학적인 모델이 필요하게 된다. 실제의 경우에는 와선이 고체 표면에 도달하게 되면 표면을 따라서 비틀어지다가 결국 파열한다[15]. Vortex Lattice Method (VLM)의 경우에도 동체를 포함한 해석에서는 동일한 문제가 발생한다. 이 문제를 해결하기 위해서 여러 가지 개념이 시도되었다. Mavris 등[8]은 유도 속도를 계산할 때 기체 안에 위치한 와선을 단순히 무시하는 방법을 사용하였다. Quackenbush 등[10]은 fat core 모델을 개발하여, 동체 표면에 위치한 패널에 와류가 근접할 때 특이성이 발생하는 것을 회피하도록 하였다. Crouse[18]는 동체에 용출 패널을 분포시키고, 깃끝 와류만으로 블레이드의 후류를 묘사하였다. 동체 표면 안에 들어가는 와선은 더 작은 조각으로 나누고, 작은 조각들이 동체 표면에서 정해진 최소거리 이상이 되도록 이동시켜 와류와 동체의 충돌 문제를 해결하였다. Fat core 모델은 동체의 영향이 image 기법을 통해 적용되는 것으로 후류와 블레이드의 충돌을 고려할 수가 없다. Crouse의 방법은 너무 많은 후류 조각이 생성되어 계산시간의 증가를 야기하고, 본 연구에서와 같이 안쪽 후류

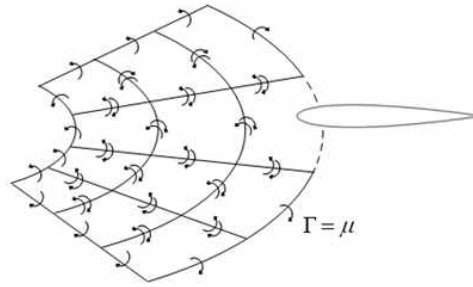


Fig. 1. Concept of Wake/Body interaction

(Inboard wake) 까지 고려할 경우에 작은 패널 단위로 나누는 것이 힘들다. 본 연구에서는 Lighthill[19]에 의해 제안된 표면의 경계층에 의한 와류의 흡수/방출 개념을 이용하여 Fig. 1과 같이 동체의 안쪽에 위치하게 되는 후류의 포텐셜 값을 제거하여 후류와 블레이드의 충돌 문제를 해결하였다. 이러한 Lighthill의 벽면에서의 와류 흡수/방출 개념은 경계층 내부에서의 와류 유동현상에 적용한 것이지만, 본 연구와 같이 외부 유동의 와류가 경계층에 가까이 접근하는 경우에도 적용할 수 있으므로 이러한 개념을 적용하였다. 본 연구에서는 고체와 충돌하여 포텐셜 값이 제거된 패널의 중첩 강도는 이후의 계산에서도 고려하지 않았다. 유동장 계산에는 고려되지 않았지만 흡수된 와류는 외부 유동장의 변화(포텐셜 값의 변화)를 유도하기 때문에 단순한 흡수가 아닌 전체 유동장에 영향으로 나타나게 된다.

### 2.3 장속도 기법

일반적으로 식 (1)을 만족시키는 유일해를 구하기 위해 용출의 분포는 Neumann 경계조건에서 유도된 식 (4)를 이용하여 결정된다.

$$\sigma = -\hat{n} \cdot (\vec{V}_0 + \vec{v}_{rel} + \vec{\Omega} \times \vec{r}) \quad (4)$$

그러나, 식 (1)과 (4)로부터 구해진 속도 포텐셜은 식 (2)를 통해 구해지는 유도속도와 달리 와류핵모델과 와류핵성장모델이 적용되지 않은 값이다. 이 경우 수치적으로 와류패널이 깃 패널과 아주 가까이 위치하게 되면, 깃 패널의 중첩 값에 Fig. 2와 같이 불안정성을 보이게 된다.

본 연구에서는 이런 불안정성 문제를 제거하기 위해서 이전 연구[20, 21]에서 사용되었던 장속도기법을 적용하였다. 장속도기법은 기존의 Euler, Navier-Stokes 코드를 이용한 로터 유동장 해석에서 후류의 효과를 후류모델들과 연계해서 고려할 때 사용되는 방법이다. 패널기법에 장속

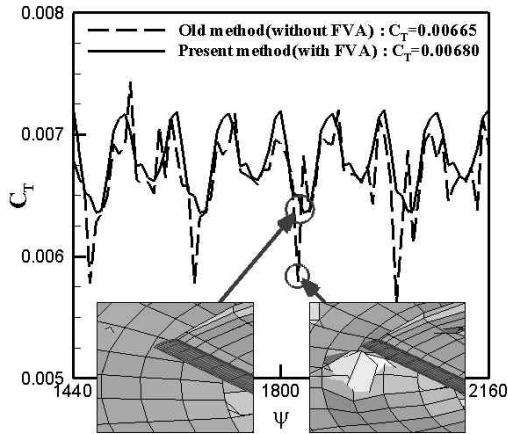


Fig. 2. Thrust coefficient history of tandem rotor with respect to analysis methods

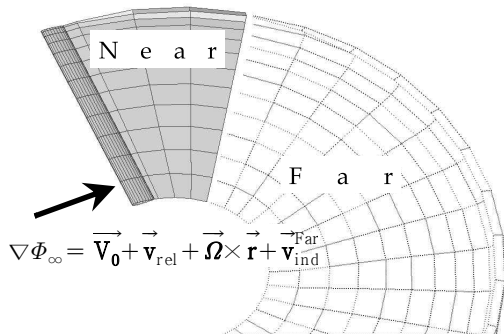


Fig. 3. Near wake and far wake

도기법을 응용하여 후류를 근방후류(near wake)와 원방후류(far wake)로 나누고, 원방후류에 의한 영향을 포텐셜 적분이 아닌 유도속도성분으로 치환하는 방법은 Gennaretti와 Bernardini[22]에 의해 깃-후류 충돌(BVI)시에 발생하는 불안정성 문제 해결을 위해 시도되었다.

장속도기법이 적용된 패널기법은 Fig. 3과 같이 후류를 근방후류와 원방후류로 나누고, 원방후류에 의한 유도속도를 식 (5)와 같은 장속도성분으로 치환한다.

그러면 Neumann 경계조건에 의한 식 (4)는 다음의 식 (6)으로 변경된다. 또한 식 (1)은 다음 식 (7)과 같이 정리된다.

$$\vec{v}_{ind}^{Far} = \sum_{k=1}^{N_m^{Far}} \frac{1}{4\pi} \int_{wake\ panel} \mu \nabla \left[ \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) \right] ds \quad (5)$$

$$\sigma_{FVA} = -\hat{n} \cdot \left( \vec{V}_0 + \vec{v}_{rel} + \vec{\Omega} \times \vec{r} + \vec{v}_{ind}^{Far} \right) \quad (6)$$

$$\sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \mu \hat{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS + \sum_{k=1}^{N_m^{Near}} \frac{1}{4\pi} \int_{wake\ panel} \mu \hat{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) dS - \sum_{k=1}^N \frac{1}{4\pi} \int_{body\ panel} \sigma_{FVA} \left( \frac{1}{r} \right) dS = 0 \quad (7)$$

본 연구에서는 식 (7)을 통해서 그 크기가 정해지는 가장 최근에 생성된 후류를 포함하여 wake age가 10도 이내인 후류를 근방후류 부분으로 지정하였다. 식 (6)과 (7)을 통해서 구해진 블레이드 패널 위의 속도 포텐셜은 와류해모델과 점성효과가 고려된 값이다. 수정된 식으로부터 얻은 추력계수는 Fig. 2에서의 실선과 같이 주기성을 보이며, 장속도기법을 이용하지 않았을 때에 비해 물리적으로 타당한 결과를 보이고 있다.

### III. 해석 결과

개발된 코드의 로터-동체 공력 상호작용의 해석 능력을 검증하기 위해 NASA Research Center에서 실험된 ROBIN(ROtor Body INteraction) 형상을 이용하였다. ROBIN 형상은 일반적인 헬리콥터의 동체 모델을 대표하는 형상으로 많은 계산 방법의 검증으로 사용되고 있다. ROBIN 형상은 4개의 블레이드로 된 로터, 수학적 함수로 나타낼 수 있는 동체와 엔진, 트랜스미션을 보호하는 파일론 3부분으로 구성되어 있다. ROBIN 형상에 대한 대략적인 모습은 Fig. 4와 같다. 계산에 사용된 격자는 동체의 경우 3300개의 패널로 구성되었고, 각각의 블레이드는 384개의 패널로 구성되어 총 4836개의 패널이 사용되었다. 계산에 사용된 격자 형상은 Fig. 5에서 보여지고 있다. 블레이드에 사용된 익형은 NACA 0012이며, 시위는 2.61인치이고 반경은 33.88인치이다. 각 블레이드는 비틀림(twist)은 -8도이며 테이퍼는 없다.

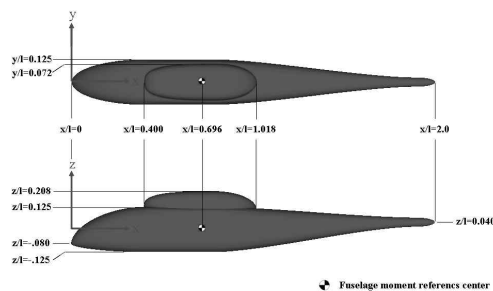


Fig. 4. Sketch of the ROBIN configuration

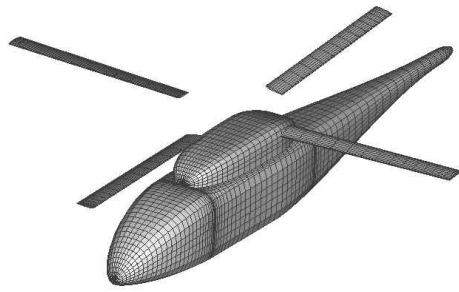


Fig. 5. Computational panels for the ROBIN configuration

3.1 동체 표면 정상 압력 분포 예측

Fig. 6은 로터가 없을 경우 동체 표면에 발생하는 정상 압력분포 예측 결과를 실험결과 및 다른 CFD 코드(CFL3D)와 Panel 코드(VSAERO)의 해석결과[23]와 비교해 놓은 그림이다. 실험조건은 자유흐름(free stream) 마하수가 0.062이고 받음각이 0도인 경우에 대해 비교하였다. 해석 결과 파일론의 앞부분에서는 실험결과와 일치하는 결과를 보여주었지만 파일론에 의한 박리 현상이 발생하는 영역 뒤에서는 실험결과보다 전반적으로 압력계수를 크게 예측하였다. 하지만 다른 해석코드 수준과 비교하여 비슷한 정확도의 결과를 보여주고 있다.

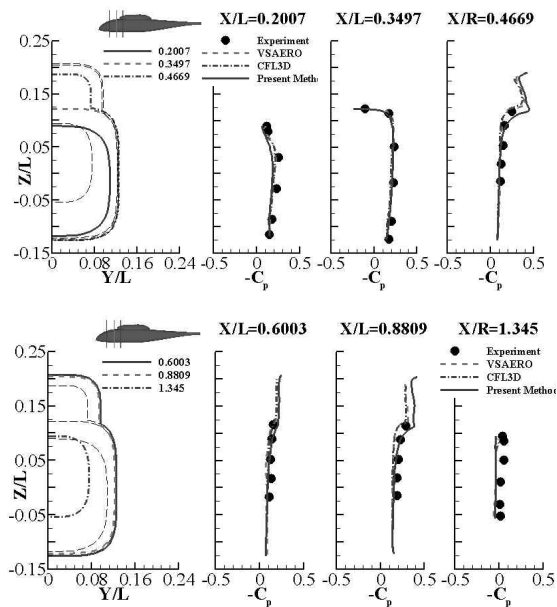


Fig. 6. Steady pressure distribution on the ROBIN configuration

3.2 동체 표면 비정상 압력 분포 예측

로터가 존재할 경우, 깃끝 마하수가 0.5296이고 전진비가 0.15, 받음각이  $-3^\circ$  인 경우에 대하여 계산을 수행하였다. 실험으로부터 얻어진 추력비는 대략 0.0063이다. 트림값은 식(8)과 같은 Newton-Raphson 반복법을 이용하여 획득하였다.

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

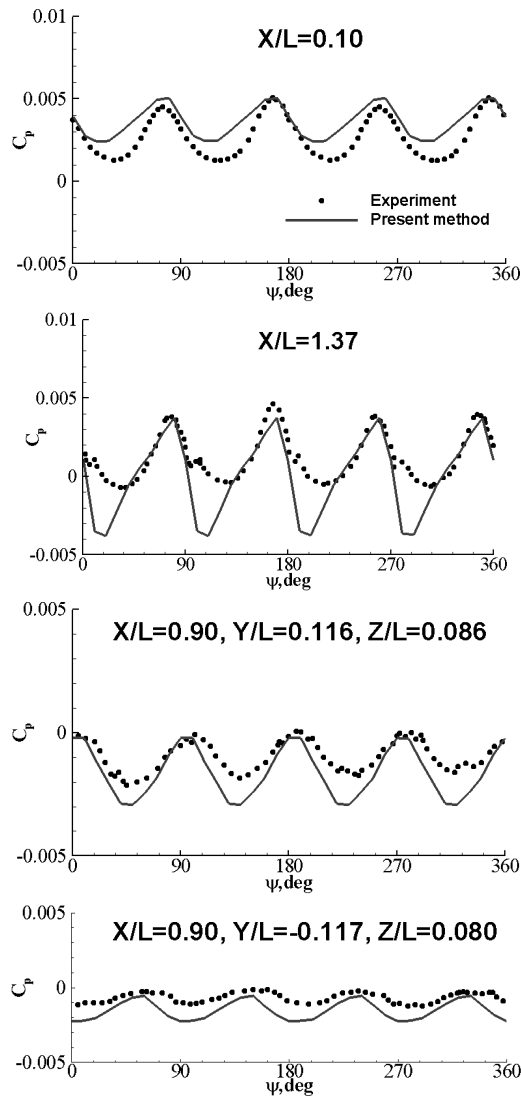


Fig. 7. Unsteady pressure variations at selected fuselage surface points

Fig. 7은 동체 표면의 특정 위치에서 측정된 비정상 압력을 실험치와 비교한 결과이다. 실험치는 참고문헌 [24]로부터 31.2°의 위상 보정을 한 결과이다. 해석 결과는 전반적으로 실험결과와 일치하였으나 동체의 위쪽 윗부분에서는 진폭이 실험치보다 크게 나타남을 알 수 있다.

3.3 유도 유입류 예측

개발된 코드의 유도 유입류 예측 능력을 검증하기 위해 NASA Langley Research Center에서 Elliott 등에 의해 4개의 블레이드를 가진 로터를 이용하여 수행된 실험결과[24]와 비교하였다. 블레이드에 사용된 익형은 NACA0012이며, 시위는 2.6인치이고 반경은 33.8인치이다. 각 블레이드는 비틀림(twist)은 -8°이며 테이퍼는 없다. 실험은 14×22 피트 아음속 풍동(subsonic wind tunnel)에서 2-Meter Rotor Test System (2MRTS)[24]과 2개의 laser velocimeter system을 이용하여 측정되었다. 측정 시스템의 대략적인 모습은 Fig. 8과 같다.

실험 조건은 깃끝 마하수가 0.5533이고 전진비가 0.15, 로터축(shaft)이 -3° 기울어져 있는 경우이다. 원추각(coning angle)은 1.5°이다.

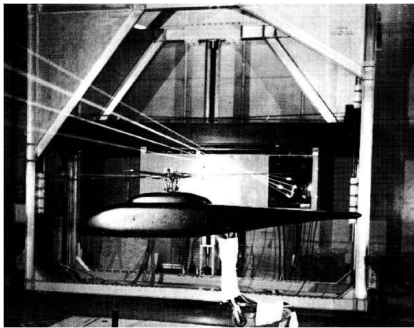


Fig. 8. 2MRTS mounted in forward bay of the test section[24]

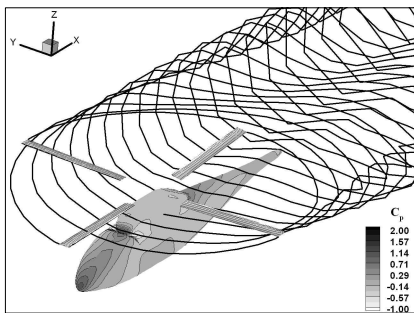


Fig. 9. Surface pressure distribution and tip vortex structure for the ROBIN configuration

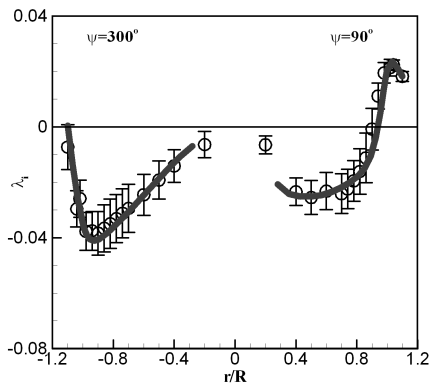
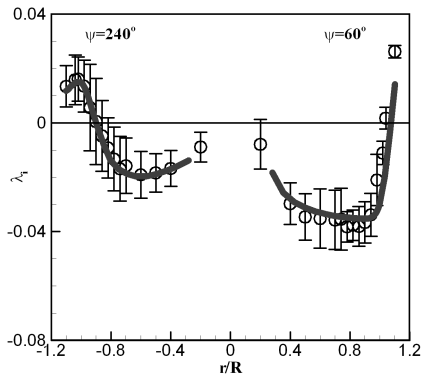
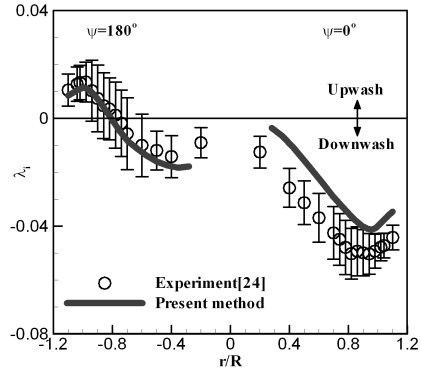
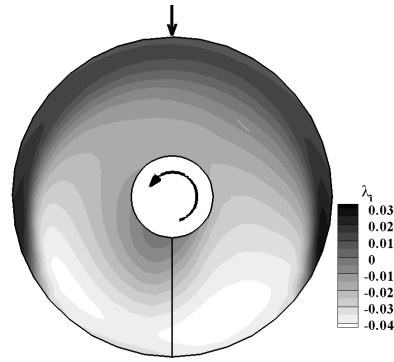


Fig. 10. Time-averaged induced inflow ratio distribution( $\mu = 0.15, \alpha = 3^\circ$ )

실험에서 측정된 추력계수는 약 0.0063이다. 식 (8)을 이용하여 얻은 트림된 조종 입력값은  $\theta_0 = 6.0^\circ$ ,  $\theta_{1s} = -2.2^\circ$ ,  $\theta_{1c} = 2.3^\circ$ 이다.

계산에서 얻은 동체 표면의 압력분포와 깃끝 와류의 형상은 Fig. 9에서 보여진다. 방위각  $180^\circ$ 에 위치하는 블레이드의 영향으로 동체 앞쪽에 큰 압력이 발생하는 경향과 후류가 발달하는 모습을 잘 보여주고 있다.

Fig. 10은 로터면으로부터 시위 길이의 1.154배 만큼 떨어진 위쪽에서 측정된 평균 유입류와 해석결과를 여러 방위각에서 비교한 것이다. 그림을 통해 알 수 있듯이 유입류의 경향과 크기를 전반적으로 아주 잘 예측하고 있다. 그러나 방위각이  $0^\circ$ 인 경우에는 유입류의 크기를 작게 예측하고 있다. 이것은 이 지점이 로터 허브에서 발생하는 유동박리(separation)의 영향을 직접적으로 받는 위치이기 때문이다. 이런 결과는 Kenyon과 Brown이 VLM으로 해석한 결과[25]에서도 나타나고 있다.

#### IV. 결 론

로터와 동체의 상호간섭으로 인한 공력특성 해석을 위한 코드는 자유후류 기법을 토대로 개발하였다. 해석결과 로터와 동체 사이의 상호작용으로 인해 형성되는 복잡한 후류의 형상을 해석할 수 있었으며, 기존의 자유후류 기법으로 불가능한 로터의 두께효과를 고려한 해석이 가능하였다. 전진 비행 해석 과정에서 기존의 시간전진 자유후류 패널 코드에서는 블레이드와 후류가 매우 근접한 경우 블레이드 패널의 중첩값에 불안정성이 발생하였다. 본 연구에서는 이를 해결하기 위해 장속도 기법을 적용하였다. 개발된 코드를 다양한 실험 결과를 통해 검증하였으며, 검증결과 비교적 정확한 공력 성능 예측 결과를 획득하였다.

#### 후 기

이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비(2년)에 의하여 연구되었음.

#### 참고문헌

1) Sheridan P. F., "Interactional Aerodynamics of the Single-Rotor Helicopter Configuration", U.S. Army Research and

Technology Laboratories, TR-78-23, Sept. 1978.

2) Brand A. G., Komerath N. M. and McMahon H. M., "Surface Pressure Measurement on a Body Subject to Vortex Wake Interaction", *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 5, May, 1989, pp. 569-574.

3) Smith C. A. and Betzina M. D., "Aerodynamic Loads Induced by a Rotor on a Body of Revolution", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 31, No. 1, 1986, pp. 4-15.

4) Freeman C. E., "Development and Validation of a Combined Rotor-Fuselage Induced Flow-Field Computational Method", NASA TP 1656, 1980.

5) Trept T., "A 0.15-Scale Study of Configuration Effects on the Aerodynamic Interaction between Main Rotor and Fuselage", NASA CR-166577, 1984.

6) Wilby P. G., Young C. and Grant J., "An Investigation of the Influence of Fuselage Flow Field on Rotor Loads and the Effects of Vehicle Configuration", *Vertica*, Vol. 3, 1979, pp. 79-94.

7) Egolf T. A. and Lorber P. F., "An Unsteady Rotor/Fuselage Interactional Method", Proceedings of the Specialist's Meeting on Aerodynamics and Aeroacoustics, Arlington, TX, Feb. 25-27, 1987.

8) Mavris D. N., Liou S. G., Komerath N. M. and McMahon 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, Proc. of *The 20<sup>th</sup> AIAA Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference*, Buffalo, NY, 1989.

9) Berry J. D., "A Method of Computing the Aerodynamic Interactions of a Rotor-Fuselage Configuration in Forward Flight", Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, School of A.E., June, 1990.

10) Quackenbush T. R., Lam C. G. and Bliss D. B., "Vortex Methods for the Computational Analysis of Rotor/Body Interaction", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 39, 1994, pp. 14-24.

11) Nam H. J., Park Y. M. and Kwon O. J., "Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction Using Unstructured

Adaptive Meshes", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 51, No. 2, 2006, pp. 141-149.

12) Lee J. W., Oh S. J. and Yee K. J., "Aerodynamic Characteristic Analysis of Multi-Rotors Using a Modified Free-Wake Method", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, No. 177, 2009, pp. 168-179.

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

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

15) Leishman J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics, 2<sup>nd</sup> Edition*, Cambridge University Press, 2006.

16) Bagai A. and Leishman J. G., "Rotor Free-wake Modeling Using a Relaxation Technique - Including Comparisons with Experimental Data," Proc. of The 50th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, D.C., USA, 1994.

17) Stepniewski W. Z. and Keys C. N., *Rotary-Wing Aerodynamics*, Dover, 1984, pp. 188-190.

18) Crouse G. L. Jr., "An Analytical Study of Unsteady Rotor/Fuselage Interaction in Hover and Forward Flight", Ph.D. Thesis, University of Maryland, USA, 1992.

19) Lighthill M. J., *Laminar Boundary Layers*, Dover Publications, Inc., 1963.

20) Lee J. W., Oh S. J., Yee K. J. and Kim D. K., "Numerical Investigation on Overlap Effects of Tandem Rotors in Forward Flight", *International Journal of Aeronautics & Space Sciences*, Vol. 10, No. 2, November, 2009, pp. 63-76.

21) Datta A., Sitaraman J., Baeder J. D. and Chopra I., "Analysis Refinements for Prediction of Rotor Vibratory Loads in High-Speed Forward Flight", Proc. of American Helicopter Society 60<sup>th</sup> Annual Forum, Baltimore, USA, 2004.

22) Gennaretti M. and Bernardini G., "Novel Boundary Integral Formulation for Blade-Vortex Interaction Aerodynamics of Helicopter Rotors", *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 6, 2007, pp. 1169-1176.

23) Maskew B., "Program VSAERO Theory Document", NASA CR 4023, 1987.

24) 남화진, 박영민, 권오준, "전진 비행시 헬리콥터 로터-동체 간섭현상 해석", 항공우주학회 추계학술발표회, 2003. 11, pp. 558-562.

25) Elliott J. W., Althoff S. L. and Sailey R. H., "Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight, Volume I, Rectangular Planform Blades at an Advance Ratio of 0.15", NASA TM 100541, 1988.

26) Kenyon A. R. and Brown R. E., "Wake Dynamics and Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 54, No. 1, 2009, pp. 012003-1-012003-18.