



# 전진 비행하는 헬리콥터 주로터 시스템의 점성 유동 해석

정 문 승,<sup>1</sup> 권 오 준,<sup>\*2</sup> 강 희 정<sup>3</sup>

## VISCOUS FLOW CALCULATIONS OF HELICOPTER MAIN ROTOR SYSTEM IN FORWARD FLIGHT

M.S. Jung,<sup>1</sup> O.J. Kwon<sup>\*2</sup> and H.J. Kang<sup>3</sup>

*In the present study, viscous flow calculations of helicopter main rotor system in forward flight were made by using an unstructured hybrid mesh solver. Each rotating blade relative to the cartesian frame was simulated independently by adopting unstructured overset mesh technique. For the validation of the present method, calculations for the Caradonna-Tung non-lifting forward flight and the AH-1G main rotor system in forward flight were made. Additional computation was made for the UH-60A rotor in forward flight. Reasonable agreements were obtained between the present results and the experiment.*

**Key Words :** 주로터 시스템(Main Rotor System), 비정렬 중첩 격자계(Unstructured Overset Meshes), 점성 유동(Viscous Flow), 전진 비행(Forward Flight)

### 1. 서 론

전진 비행하는 헬리콥터 로터 블레이드 주위의 유동장은 블레이드 앞전에서 회전 및 전진 속도에 의해 주기적으로 변화하는 자유류와 블레이드 끝단 외류의 영향으로 매우 복잡한 특성을 가지고 있다. 전진 비행시의 대표적인 유동 특성으로는 끝단외류와 블레이드의 충돌에 의해 큰 블레이드의 하중과 소음을 유발하는 BVI 현상과 전진면에서 발생하는 충격파 및 후퇴면에서 발생하는 유동 박리와 이에 따른 실속을 들 수 있다.

비점성 유동 해석 방법을 이용하여 헬리콥터 로터의 전진 비행시의 유동장에 대한 연구[1,2]가 성공적으로 수행되어 왔으나, 끝단 외류의 형성과정과 같은 실제 유동 형상에 대한 수치적 모사를 위해서는 Navier-Stokes 방정식을 이용한 점성 유동 해석이 요구되어 진다. 특히 천음속 영역에 속하는 끝단 마하수를 가지는 경우나 상대적으로 큰 콜렉티브 피치각을 가지는 경우 충격파에 의해 유도되는 유동 박리 현상이나 후

퇴면의 inboard에서 발생하는 박리 및 실속의 발생과 같은 점성-비점성 상호작용에 대한 정확한 수치적 모사를 위해서는 필수적이다.

전진 비행하는 헬리콥터 로터 블레이드는 전진면에서는 블레이드의 회전속도와 전진속도의 상대속도로 인해 매우 높은 마하수 영역을 운항하게 되고, 후퇴면에서는 이와는 반대로 두 속도 성분의 차이로 인한 낮은 마하수 영역을 운항하게 된다. 이러한 속도 영역의 차이로 인한 양력의 불균형은 롤링 모멘트를 유발하게 되며 롤링 모멘트를 제거하기 위해 블레이드는 전진면에서는 낮은 받음각을, 후퇴면에서는 높은 받음각을 가지도록 주기적인 피칭 운동을 하게 된다. 또한 로터 블레이드의 회전으로 인한 원심력과 공기력, 헬리콥터에 작용하는 중력 등으로 인해 코닝각을 가지게 되며, 블레이드의 회전으로 인해 플랩핑 운동을 하게 된다. 블레이드의 회전은 또한 코리올리 가속도를 유발하여 in-phase 운동인 리드-래그 운동을 동반하는 등, 전진 비행을 하는 블레이드는 매우 복잡한 운동을 하게 된다. 이러한 운동은 로터 블레이드의 방위각에 따라 조화운동의 형태로 주기적으로 나타난다.

본 연구에서는 헬리콥터 로터 시스템의 공력 해석을 위해 현재까지 비정렬 혼합 격자를 기반으로 개발되어온 CFD 수치기법[3]과, 방위각에 대한 각각의 블레이드의 운동을 모사하기 위해 격자계의 이동이 독립적이고 유연한 비정렬 중첩

1 학생회원, KAIST 항공우주공학과 대학원

2 정회원, KAIST 항공우주공학과

3 정회원, KARI 로터팀

\* Corresponding author, E-mail: ojkwon@kaist.ac.kr



격자 기법[4]을 연계하여 헬리콥터 전진 비행시 주로터 시스템에 대한 점성 유동 해석을 수행하였다

적용된 해석 기법의 정당성을 판단하기 위해 블레이드의 조화운동이 없는 Caradonna-Tung의 무양력 전진 비행[5]에 대한 해석을 수행하였으며, 해석 프로그램 검증에 주로 사용되고 있는 AH-1G 헬리콥터의 주로터 시스템에 대한 전진 비행[6,7]을 모사하였다.

본 논문에서 포함하고 있지 않으나, 본 연구의 최종적인 목적은 개발된 해석 기법에 블레이드의 구조적 변형을 고려하여 실제적인 헬리콥터 로터 시스템 주위의 유동을 모사하는 데 있다. 이에 대한 기초적인 연구로 AH-1G의 블레이드 중형비보다 큰 중형비를 가져 블레이드의 탄성효과가 크게 나타나는 것으로 알려져 있는 UH-60A 헬리콥터의 주로터 시스템[8]에 대한 해석을 수행하였다. 해석에서 블레이드의 구조적 변형은 고려하지 않아 비행시험 결과와 다소 차이를 나타내고 있으나, 해석된 점성 유동 해석 결과는 비점성 유동 해석과의 국부적인 방향각에 대해 차이를 보여 추후 구조적 변형을 고려할 때 점성 유동과 비점성 유동 해석에 의해 예측된 구조적 변위가 다를 수 있음을 보였다

## 2. 수치해석 기법

### 2.1 수치 기법

지배방정식으로 삼차원, 점성, 비정상, 압축성 유동을 지배하는 Navier-Stokes 방정식을 이용하였다. 지배방정식을 프리즘, 피라미드, 사면체로 구성된 비정렬 혼합 격자계에서 사용하기 위해 격자점 중심의 유한 체적법으로 이산화하였으며 난류 점성 계수는 Spalart-Allmaras 난류 모형을 사용하여 계산하였다. 로터 블레이드의 상대적인 운동은 비정렬 중첩 격자 기법을 도입하여 모사하였으며, 계산 시간의 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해 해석 코드와 중첩 격자 기법을 병렬화하였다.

수치적인 방법 및 비정렬 중첩격자 기법에 대한 내용은 참고문헌[4]에 자세히 설명되어 있다.

### 2.2 로터 블레이드의 운동 및 트림

로터 블레이드의 운동은 방위각에 대해서 주기적으로 나타나며, 이를 간략히 다음과 같은 Fourier Series로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \beta &= \beta_0 + \beta_{1c} \cos(\psi) + \beta_{1s}(\psi) \\ \theta &= \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\psi) + \theta_{1s}(\psi) \end{aligned} \quad (1)$$

식 (1)에서  $\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}$ 는 각각 코닝각, 길이 방향의 플랩핑, 측방향 플랩핑을 의미한다. 그리고  $\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}$ 는 각각 컬렉티브 피치, 길이 방향, 측방향의 사이클릭 피치각을 나타낸다. 여기서  $\theta_0$ 는 전체적인 추력의 크기를 결정하며,  $\theta_{1c}$ 는 롤링 모멘트를 조절하고,  $\theta_{1s}$ 는 피칭모멘트를 조절하는데 사용된다.

일반적으로 관성 좌표계에서 로터 블레이드의 운동은 삼차원 Eulerian 각도법으로 표현할 수 있다. Eulerian 각도법은 삼차원 공간상에서 임의의 방향을 표현하는 방법으로 X-Y-Z축을 조합함으로써 나타낸다. 일반적으로 로터의 회전축을 Z축으로 가정하므로, 로터 블레이드가 X축에 위치하는 경우, X축은 피칭운동을 Y축은 플랩핑 운동을 의미한다. 따라서 로터 시스템은 X축의 반대방향으로 전진한다고 생각할 수 있다. 중첩 격자계를 사용함으로써 블레이드 피칭과 플랩핑 운동은 전체 격자계를 회전시킴으로 모사가 가능하며, 블레이드의 운동으로 인한 격자질의 저하는 없다. 삼차원 좌표변환을 위해서 X-Y-Z축 회전을 순차적으로 수행하였다.

전진 비행을 하는 로터 블레이드의 정확한 모사를 위해서는 로터 블레이드의 운동과 함께 주어진 유동 조건에서 설계된 추력 상태와 평형 상태를 만족한 상태에서 유동 계산을 수행하여야 한다. 이를 위해서는 전진 비행하는 로터 블레이드가 힘과 모멘트 균형을 맞추도록 블레이드의 사이클릭 피치각 및 컬렉티브 피치각을 변화시킬 필요가 있으며, 이를 트림이라고 한다. 특정한 속도로 전진 비행하는 로터 블레이드의 추력 및 모멘트 계수는 아래와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} C_T &= C_T(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \\ C_{M_x} &= C_{M_x}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \\ C_{M_y} &= C_{M_y}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \end{aligned} \quad (2)$$

위의 식에서  $C_T, C_{M_x}, C_{M_y}$ 는 각각 추력, 롤링 모멘트 그리고 피칭 모멘트를 나타낸다. 이런 비선형 방정식의 해를 구하기 위해 Newton-Raphson 반복법을 이용하였다[2].

## 3. 해석 결과 및 토론

### 3.1 Caradonna-Tung 로터 무양력 전진 비행

전진 비행을 하는 헬리콥터 로터 블레이드의 공력 해석 기법을 검증하기 위해 Caradonna-Tung의 무양력 전진 비행[5] 해석을 수행하였다. 계산에 사용된 로터 시스템은 NACA0012 익형의 단면을 가지고 직사각형의 플랩폼을 가지는 중형비 7이고 root cutout이 1인 두 개의 블레이드로 이루어져 있다. 계산에 사용된 유동 조건은 컬렉티브 피치 0도, 끝단 마하수 0.8, 전진비 0.2이고 끝단 레이놀즈 수는  $2.86 \times 10^6$ 이다. 이

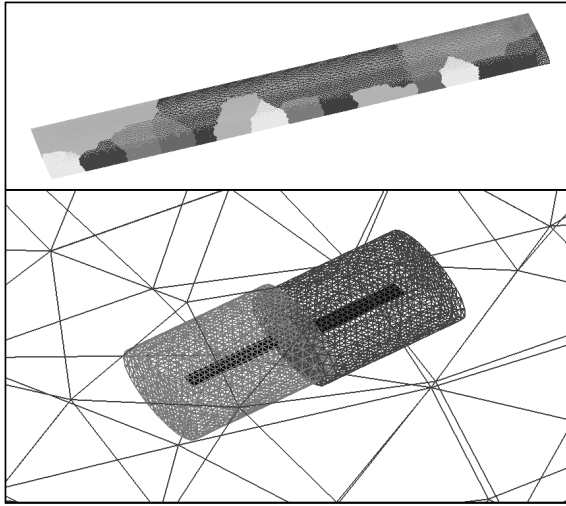


Fig. 1 무양력 전진 비행 해석을 위한 블레이드 표면 격자 및 중첩 격자계

유동 조건은 무양력 비행이므로 와류로 인한 후류가 발생하지 않고, 블레이드의 조화운동이 없다. 또한 중형비가 일반적인 로터 블레이드보다 짧기 때문에 블레이드의 탄성변형을 무시할 수 있어서 전진 비행의 계산 검증에 많이 사용되고 있다.

계산 영역의 원방 경계면은 로터의 회전 중심으로부터 로터 반경에 대해 5배, 위/아래방향에 대해 5배가 되는 점에 위치시켜 원방경계에서 발생하는 수치적인 영향을 제거하기 위해 노력하였다. Fig. 1에서 병렬 계산을 위해 나누어진 표면 격자와 계산에 사용된 중첩 격자계를 보이고 있다 각각의 격자계에 대해 독립적인 격자계를 이용하여 계산 영역을 구성하였다. 유동 영역을 포함하는 주 격자계는 82,864개의 격자점과 482,264개의 사면체 격자로 구성되어 있으며 회전하는 블레이드에 대한 각각의 부 격자계는 1,095,138개의 격자점, 1,508,640개의 프리즘 격자 그리고 1,896,177개의 사면체 격자로 구성되어 있어 계산에 사용된 총 격자점의 수는 2,273,140 개이다. 블레이드 표면에서의 첫 번째 격자점의 수직 높이는 레이놀즈 수와 끝단 마하수의 함수로 결정되었으며,  $y_1 = 1 \times 10^{-5}$ 의 값을 가진다. 프리즘 격자층은 유동의 안쪽으로 1.2의 증가비를 가지고 적층하였다.

이 문제에 대해서는 블레이드 끝단 마하수가 0.8에 이르기 때문에 전진면에서의 최대 유동 속도는 마하 0.96에 이르게 되며 이로 인해 블레이드의 윗, 아랫면에 강한 충격파가 발생하게 된다. 이는 Fig. 2의 30도 간격의 각각의 방위각의 위치에서 나타난 블레이드 표면의 압력 분포로 확인할 수 있다. Fig. 3에서 여러 방위각에 대해 스펀 위치  $r/R = 0.89$ 에서 측정된 표면 압력 계수를 실험값과 비교하였다. 충격파의 위치를

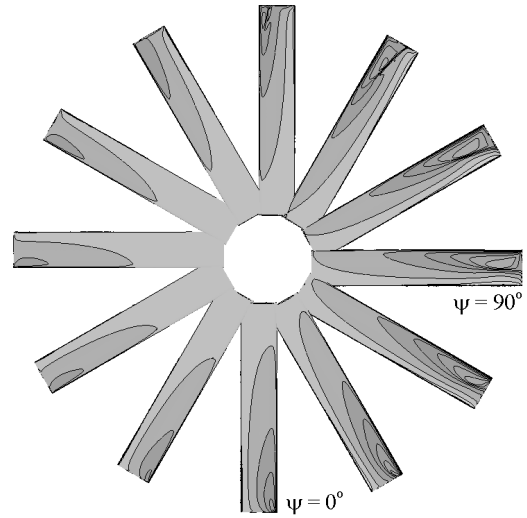


Fig. 2 여러 방위각에 대한 블레이드 윗 표면에서의 압력 분포

다소 upstream 방향으로 예측하고 있으나 대체적으로 실험치와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

### 3.2 AH-1G 주로터 시스템 전진 비행 해석

좀 더 실제적인 형상에 대한 해석을 위해 비행 시험 결과

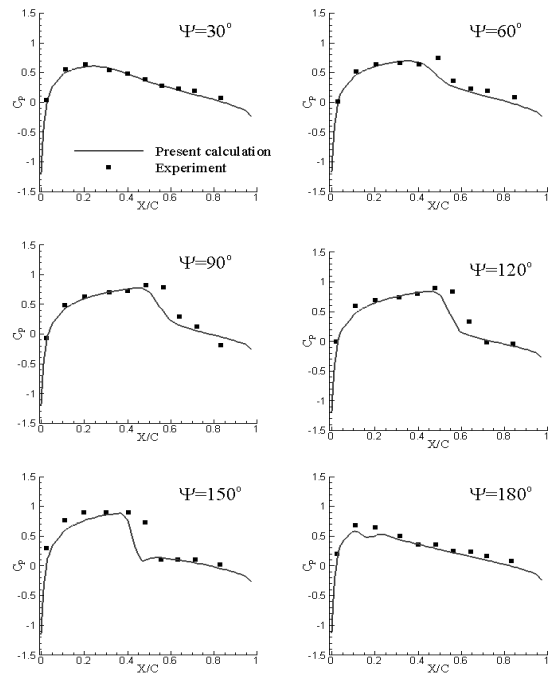


Fig. 3 여러 방위각에 대한 스펀 위치  $r/R = 0.89$ 에서의 표면 압력 분포

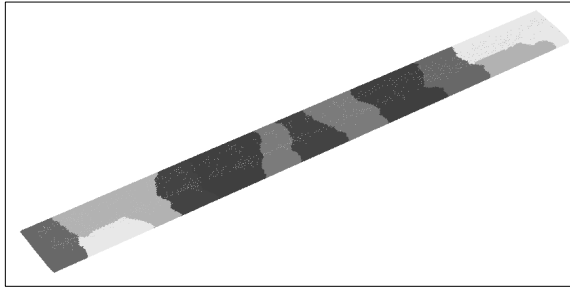


Fig. 4 AH-1G 주로터 블레이드 형상 및 병렬 영역으로 분할된 삼각형 표면 격자계

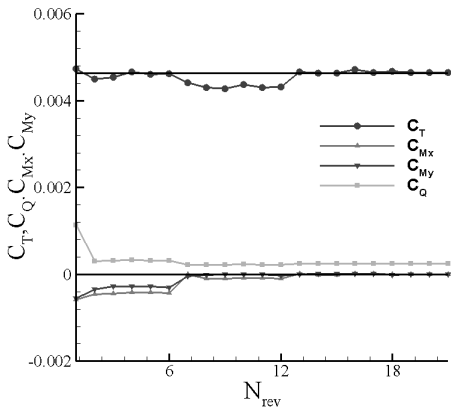


Fig. 5 로터 회전에 따른 공력 트림값의 변화

가 존재하는 AH-1G 헬리콥터 로터 블레이드에 대한 공력 해석을 수행하였다. AH-1G 헬리콥터의 주로터는 2개의 블레이드를 가진 시소형(tectering) 로터로 중황비 9.8, 비틀림각 -10도를 가진 직사각형 형상을 가지고 있으며, solidity는 0.0651이다. 계산은 보고서[6]의 2157 경우로 유동 조건은 끝단 마하수 0.65, 전진비 0.19이며, 레이놀즈 수는  $9.73 \times 10^6$ 의 난류 유동이다. 로터 블레이드가 플랩핑 및 피칭 운동을 하므로 이를 고려할 수 있도록 중첩 격자계를 각 블레이드 마다 따

Table 1 AH-1G 추력 계수 및 블레이드의 first harmonics 비교

	Flight[6]	Yang[9]	Inviscid	Viscous
$C_T$	0.00464	0.00464	0.00464	0.00464
$\theta_0$	6.0	8.0	5.53	5.68
$\theta_{1c}$	1.7	2.5	1.21	1.31
$\theta_{1s}$	-5.5	-6.5	-2.9	-3.04
$\beta_{1c}$	2.13	2.13	2.13	2.13
$\beta_{1s}$	-0.15	-0.15	-0.15	-0.15

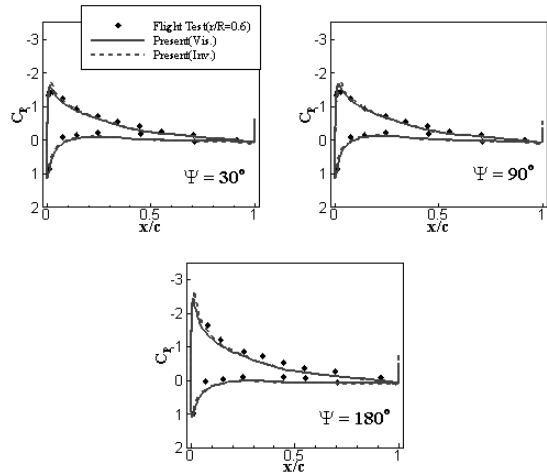


Fig. 6 스팬 위치  $r/R=0.6$ 에서의 각 방위각에 따른 블레이드의 표면 압력 분포

로 생성하고 이를 각기 다른 운동을 하도록 하여 실제 비행 시험과 동일한 조건이 되도록 하였다. 계산 영역의 원방 경계면은 로터의 회전 중심으로부터 로터 반경에 대해 5배, 위/아래 방향에 대해 5배가 되도록 위치시켰다.

Fig. 4에서 병렬 계산을 위해 분할된 삼각형 표면 격자를 나타내었다. 정지해 있는 주 격자계는 578,062개의 격자점과 3,379,525개의 사면체 격자로 구성되어 있으며 회전하는 블레이드에 대한 부 격자계는 1,442,223개의 격자점, 1,373,850개의 프리즘 격자 그리고 4,288,516개의 사면체 격자로 구성되어 있어 계산에 사용된 총 격자점의 수는 3,462,508개이다. 블레이드 표면의 첫 번째 격자점의 수직 높이는  $8 \times 10^{-6}$ 이며, 프리즘 격자 층은 유동의 안쪽으로 1.2의 증가비를 가지고 적층하였다.

점성 계산 결과와의 비교를 위해 추가적으로 비점성 유동을 해석하였다. 비교된 비점성 유동 해석에 사용된 격자계는 사면체로만 이루어져 있으나, 동일한 블레이드 표면 삼각형 수를 가지도록 하여 격자 분포에 따른 계산 결과의 차이를 없애주었다. 비점성 유동 해석에 사용된 부 격자계는 571,928개의 격자점과 3,245,771개의 사면체 격자로 구성되어 있다.

실제 비행 조건에 맞는 추력을 얻기 위한 로터의 트림 과정을 Fig. 5에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 6번의 로터 회전을 한 주기로 하여 3번의 트림 계산 과정을 거쳐 원하는 추력값에 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 비행 시험과 다른 연구자의 트림 결과[9]를 Table 1에 나타내었다. 트림 과정에서 플랩핑 운동은 고려하지 않았으며, 컬렉티브 피치각 및 사이클릭 피치각을 조절하여 힘과 모멘트 평형을 이룰 수 있도록 하였다. 일반적인 비점성 유동 해석은 점성 유동 해석에

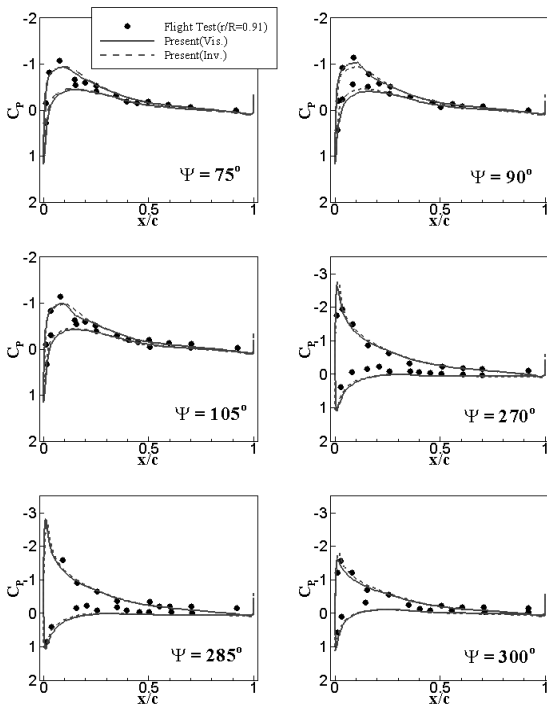


Fig. 7 스팬 위치 r/R=0.91에서의 각 방위각에 따른 블레이드의 표면 압력 분포

비해 추력 계수를 높게 예측하므로 트림 결과 또한 콜렉티브 피치각이 낮게 설정된다. 사이클릭 피치 역시 이런 효과로 낮게 예측되는 것을 알 수 있다. 본 해석에서는 유동의 점성을 고려하여 해석하였기 때문에 비점성 결과에 비해 비행조건에 근접한 트림 결과를 얻을 수 있음을 확인할 수 있다. 점성 유동에서 얻어진 토크계수는 0.0002411로 비행시험 값인 0.0002196과 유사한 값을 얻을 수 있었다.

Fig. 6과 7은 로터 반지름 60%와 91% 지점에서의 표면 압력 계수를 나타내고 있다. 계산 결과는 비행 실험 결과와 비교하였다. 모든 영역에서 표면 압력 분포는 실험값과 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 점성과 비점성 해석의 결과에 큰 차이는 없으나 일반적인 비점성 유동 해석에서 얻을 수 있는 결과와 같이 비점성 유동의 suction peak의 값이 점성 유동 해석의 결과보다 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 8에서 로터 블레이드의 60%, 75%, 91%, 97%, 99%의 스팬 위치에서 블레이드 방위각에 따른 단면 추력 계수를 실험값과 비교하였다. 모든 영역에서의 표면 압력 분포는 실험값과 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. Inboard 영역인 60%와 71%에서는 비점성 유동 해석이 높은 단면 추력 계수를 예측하고 있음을 확인할 수 있으나 큰 차이는 보이지 않았다. 전반적으로 점성 유동 해석이 실험치와 더 근접한 것을 확인

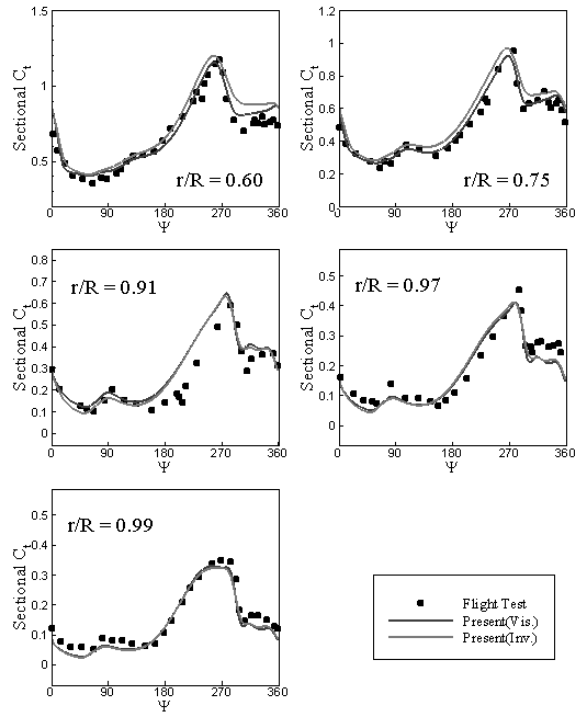


Fig. 8 여러 블레이드 스팬 위치의 단면에서 각 방위각에 따라 측정된 추력 계수

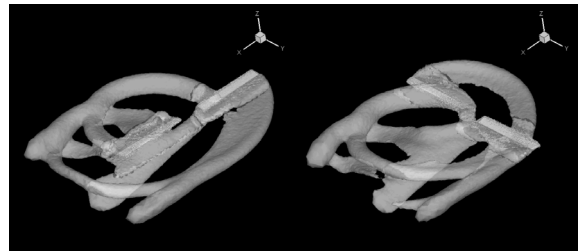


Fig. 9 방위각 0도, 90도 위치에서의 등와도선도

할 수 있다. 방위각 90도와 270도 부근에서 블레이드와 와류 간의 간섭현상이 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 방위각 90도 부근의 로터 블레이드는 사이클릭 피치각과 비틀림 각의 영향으로 받음각이 거의 0도에 가깝게 되어 와류가 약하게 생성되나, 270도 부근에서는 속도가 느리고 받음각이 크기 때문에 강한 와류가 발생하여 블레이드 공력에 영향을 주며 이러한 강한 간섭현상을 270도 부근에서 관찰할 수 있다. Fig. 9는 방위각 0도와 90도에서의 등와도 선도를 나타낸 것으로 Fig. 8에서 설명한 바와 같이 90도와 270도에서 강한 BVI현상이 일어나는 것을 관찰할 수 있다.

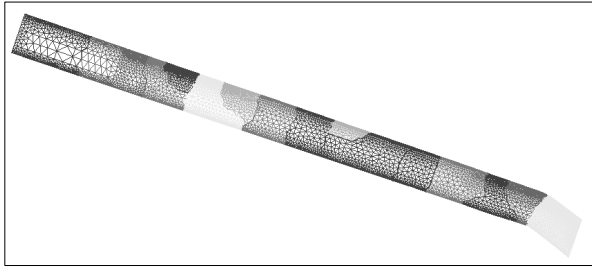


Fig. 10 UH-60A 주로터 블레이드 형상 및 병렬 영역으로 분할된 삼각형 표면 격자계

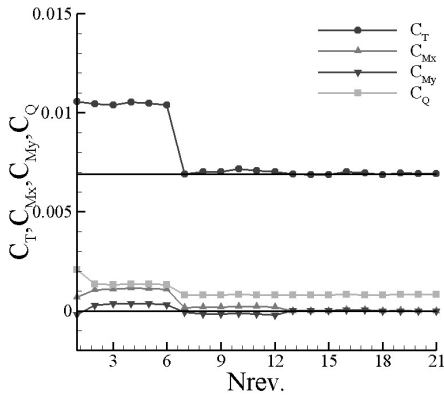


Fig. 11 로터 회전에 따른 공력 트림값의 변화

3.3 UH-60A 주로터 시스템 전진 비행 해석

세 번째의 적용은 현재에도 많이 운용중인 UH-60A 헬리콥터의 주로터 시스템에 대해 수행되었다. UH-60A 로터는 4개의 twisted, flexible한 블레이드로 이루어져 있으며, 블레이드는 9.5%의 두께를 가지는 SC-1095익형과 SC-1094 R8의 익형의 두 가지 익형 단면을 가진다. 또한  $r/R=0.93$ 위치에서부터 20도의 rearward sweep각을 가지고 테이퍼는 없다. 블레이드는

Table 2 UH-60A 추력 계수 및 블레이드의 first harmonics 비교

	Potsdam[10]	Inviscid	Viscous
$C_T$	0.00694	0.00694	0.00694
$\theta_0$	14.36	10.72	11.40
$\theta_{1c}$	2.39	2.13	2.29
$\theta_{1s}$	-8.63	-6.93	-7.35
$\beta_0$	3.43	3.43	3.43
$\beta_{1c}$	2.04	2.04	2.04
$\beta_{1s}$	0.7	0.7	0.7

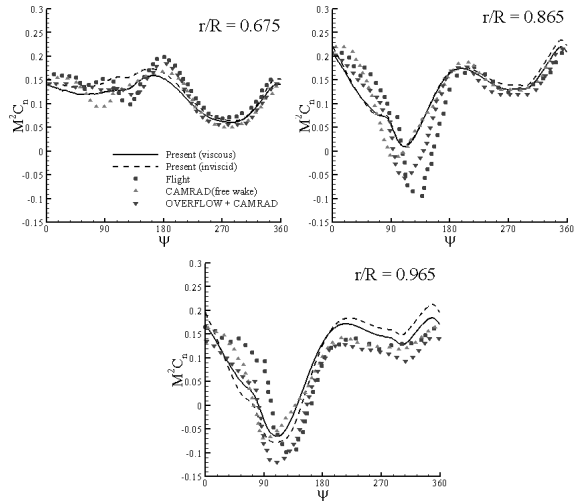


Fig. 12 블레이드 여러 스펠 위치에서 방위각에 대한 수직력 계수의 변화

비선형적인 비틀림 각을 가지고 있으며, 로터 반경은 15.51, solidity는 0.0826이다[8]. 여러 실험 데이터 중 본 연구에서는 끝단 마하수 0.65, 레이놀즈 수  $2.95 \times 10^6$ , 진진비 0.368을 선택하였다. 이 조건에 대하여 헬리콥터의 피치와 shaft축은 앞으로 7.31도 만큼 기울어져 있다.

Fig. 10에서 형상 표면의 삼각형 격자와 병렬 계산 영역을 나타내고 있다. 계산 격자계는 유동 영역을 포함하는 정지해 있는 주 격자계와 각각의 블레이드를 포함하는 부 격자계를 포함하여 총 5개의 격자계로 구성되어 있으며 점성 격자에 대하여 주 격자계는 519,739개의 격자점과 3,039,391개의 사면체 격자, 부 격자계는 1,120,990개의 격자점과 1,604,850개의 프리즘, 1,743,970개의 사면체로 구성되어 있다.

비점성 유동해석에 대한 부 격자계는 하나의 블레이드에 대해 483,206개의 격자점과 2,700,313개의 사면체로 구성되어 있다. 앞선 AH-1G의 경우와 같이 블레이드 표면 격자는 동일하도록 처리하였다.

Fig. 11은 트림 과정 중의 추력과 모멘트의 변화를 보이고 있으며, 표 2에서 트림에 의해 얻어진 first harmonics의 계수를 나타내었다. AH-1G의 해석과 유사하게 6번의 로터 회전을 한 주기로 하여 3번의 트림 계산 과정을 거쳐 원하는 추력값에 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 해석에 적용된 초기 first harmonics의 계수는 Potsdam[10]등에 의해 사용된 조건을 사용하였으며, 수렴된 트림 조건은 초기 조건과 유사하며, 점성 해석의 결과가 더 근접한 것을 알 수 있다.

Fig. 12에서 블레이드의 수직력 계수를 실험치 및 타 연구자의 결과[11]와 비교하였다. 실험 데이터는 참고문헌[12]에 따라 방위각을 보정하였다. 본 연구자의 결과는 전반적으로

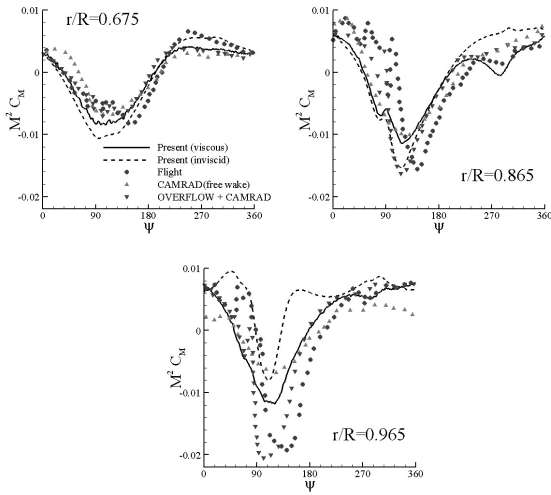


Fig. 13 블레이드 여러 스펠 위치에서 방위각에 대한 피칭 모멘트 계수의 변화

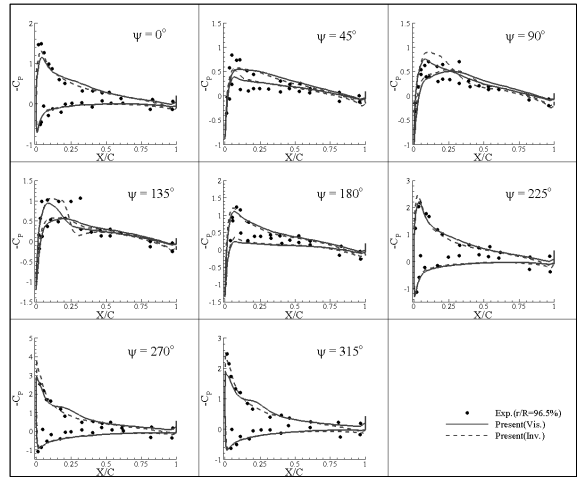


Fig. 15 스펠 위치 r/R=0.965에서의 각 방위각에 따른 블레이드의 표면 압력 분포

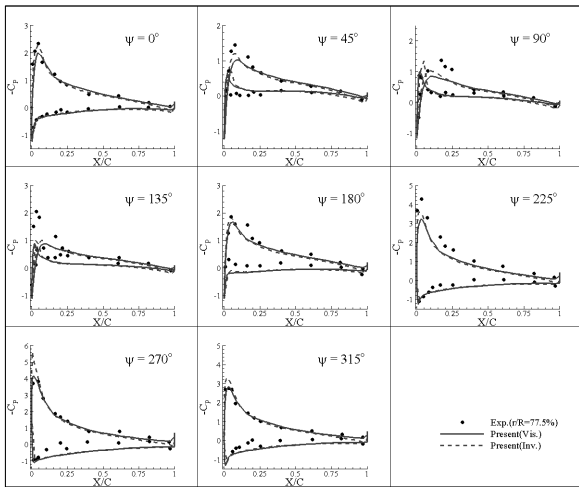


Fig. 14 스펠 위치 r/R=0.775에서의 각 방위각에 따른 블레이드의 표면 압력 분포

타 연구자의 결과 및 실험값과 동일한 경향성을 보이고 있으며, 특히 후퇴면에서 수직력 계수의 값이 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 또한 블레이드의 inboard 영역에서의 수직력 계수는 블레이드의 outboard에 비해서 잘 일치하는 경향을 보이는데, 이는 블레이드의 탄성 변형의 의한 것으로 판단된다. 즉 현재의 연구는 블레이드를 강체로 가정하였으므로, 탄성 변형을 고려할 수 없다. 따라서 상대적으로 flap deflection이 작은 inboard 영역에서 수직력 계수가 outboard의 수직력 계수보다 실험치 및 타 연구자의 결과와 잘 일치하는 것으로 이해된다.

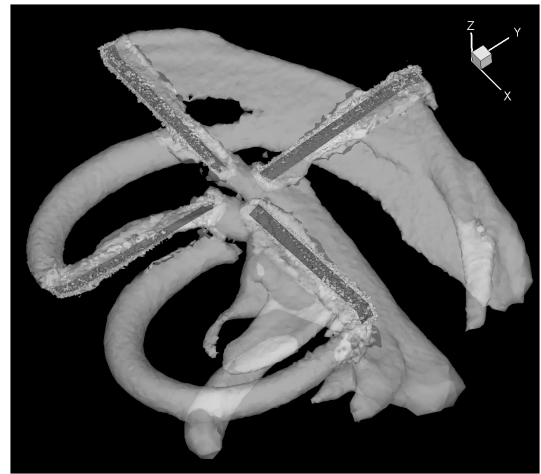


Fig. 16 방위각 0도에서의 등와도선도

높은 속도의 전진 비행에서는 전진면에서 발생하는 음의 하중이 주된 연구의 대상이며, 본 해석에서도 전진면에서 음의 하중이 나타나고 있다. 그러나 블레이드의 탄성 변형을 고려하지 못함으로 인해 하중의 최대값은 실험치에 비해 다소 작게 예측하고 있다. 위상각은 참고문헌을 따라 방위각을 보정하더라도 약 10여도 가량의 위상차가 보이며 이러한 결과는 lifting line theory와 free wake 모형을 적용한 CAMRAD 해석 및 난류 모형을 포함한 삼차원 N-S 방정식과 CAMRAD를 결합한 타 연구의 결과에서도 관찰된다.

Fig. 13에서 블레이드의 피칭 모멘트 계수를 비교하였다. 모멘트 계수 역시 수직력 계수와 같이 후퇴면에서 실험값에



비교적 잘 따라가는 것을 알 수 있다. 그러나 점성 및 비점성 해석에 있어 수직력 계수가 비교적 작은 차이를 보인 것에 비해 모멘트 계수는 큰 차이를 보이며 이는 outboard로 갈수록 그 차이가 커지는 것을 확인할 수 있다. 실제로 피칭 모멘트의 값은 twist에 관련된 torsion deflection에 큰 영향을 주기 때문에 이는 구조 변형 모델을 적용했을 때 예측되는 구조 변위가 달라질 수 있음을 의미하며, 이는 블레이드 단면의 국부적인 유효 받음각을 변화시켜 결과적으로 공력 예측에도 영향을 줄 수 있음을 의미한다. 실험이나 타 연구자의 결과가 모두 탄성 변형을 고려한 결과이고 본 연구의 결과가 강제 운동으로 해석한 결과이기는 하나 전반적으로 점성 유동 해석의 결과가 실험치 및 타 연구자의 결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 14와 15에서 77.5%와 96.5% 스패น 위치에서의 표면 압력 계수의 분포를 실험 데이터와 비교하였다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 해석 결과는 실험값과 비슷한 경향성을 보이고 있으나 탄성 변형이 큰 전진면에서 값의 차이가 나타나는 것을 알 수 있다.

Fig. 16에서 방위각이 0도 일때의 등와도분포를 나타내었다. 전진면에서 빠른 전진비의 영향으로 와류가 휘어지는 것을 관찰할 수 있으며, 후퇴면에서 발생한 끝단 와류는 역시 전진비의 영향으로 유동 방향으로 치우치는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

삼차원 비정상 Navier-Stokes 방정식과 비점열 중첩격자 기법을 도입하여 전진 비행하는 헬리콥터의 주로터 시스템에 대한 유동 해석을 수행하였다. 적용된 기법은 무양력 전진 비행과 탄성 효과가 작은 AH-1G의 주로터 시스템을 해석하여 검증하였으며, 블레이드의 중형비가 큰 UH-60A 주로터 시스템에도 적용하였다. 본 해석이 탄성 효과를 고려하지 않아 실험치와 동일한 결과를 얻지는 못하였으나 전반적으로 유사한 경향성을 도출할 수 있었으며, 피칭 모멘트를 비교하여 추후 탄성 효과를 고려하여 해석을 수행하는 경우 점성 유동 해석이 신뢰성 높은 결과를 제공할 것임을 보였다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업 (KARI주관) (위탁)연구결과 중 일부임.

#### 참고문헌

- [1] 2006, You, J.Y., Jung, M.S. and Kwon, O.J., "Numerical simulation of rotor-airframe interaction using a parallel unstructured chimera technique," *Heli Japan 2006*, T112-2-1~T112-2-12.
- [2] 2006, Nam, H.J., Park, Y.M. and Kwon, O.J., "Simulation of unsteady rotor-fuselage aerodynamic interaction using unstructured adaptive meshes," *Journal of American Helicopter Society*, Vol.51, No.2, pp.141-149.
- [3] 2007, Jung, M.S., Kang, H.J. and Kwon, O.J., "Assessment of an unstructured mesh viscous flow solver for rotor performance analysis," *International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology*, AHS Specialist's Conference (CD-ROM).
- [4] 2007, Jung, M.S. and Kwon, O.J., "A parallel unstructured hybrid overset mesh technology for unsteady viscous flow simulations," *International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics (CD-ROM)*.
- [5] 1984, Caradonna, F.X., Laub, G.H. and Tung, C., "An experimental investigation of the parallel blade-vortex interaction," *NASA TM 86005*.
- [6] 1988, Cross, J.F. and Watts, M.E., "Tip aerodynamics and acoustic test," *NASA Ref. Pub. 1179*.
- [7] 1990, Cross, J.F. and Tu, W., "Tabulation of data from the tip aerodynamics and acoustic test," *NASA TM 102280*.
- [8] 2003, Bousman, W.G., "Aerodynamic characteristics of SC1095 and SC1094 R8 airfoils," *NASA/TP-2003-212265*.
- [9] 2002, Yang, Z., Sankar, L.N., Smith, M. and Bauchau, O., "Recent improvements to a hybrid method for rotors in forward flight," *Journal of Aircraft*, Vol.39, No.5, pp.804-812.
- [10] 2004, Potsdam, M., Yeo, H. and Johnson, W., "Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling," *AHS 60th Annual Forum*.
- [11] 2004, Yeo, H. and Johnson, W., "Assessment of Comprehensive Analysis Calculation of Airloads on Helicopter Rotors," *AHS 4th Decennial Specialist Conference*.
- [12] 2005, Kufeld, R.M. and Bousman, W.G., "UH-60A airloads program azimuth reference correction," *American Helicopter Society*, pp.211-213.