

비정렬 적응격자 기법을 이용한 전진비행하는 헬리콥터 로터 블레이드의 수치 해석

박 영 민^{*1}, 이 장 연^{*2}, 권 오 준^{*3}

Numerical Analysis of Helicopter Rotor Blade in Forward Flight Using Unstructured Adaptive Meshes

Y. M. Park, J. Y. Lee and O. J. Kwon

A three dimensional inviscid parallel flow solver has been developed for the simulation of rotor blades in forward flight. The computational domain is divided into stationary and rotating zones for the more efficient mesh adaptation. The conservative mesh treatment algorithm is used for the convection of flow variables and fluxes across the sliding boundary. A deforming mesh algorithm using modified spring analogy is used for the blade motion. In the present paper, detail descriptions of numerical analysis for forward flight are introduced. Some results are presented for a two bladed AH-1G rotor and compared with experimental data.

Key Words: unstructured mesh, adaptive, rotor blade, forward flight, trim

1. 서 론

전진 비행하는 로터 주위의 유동은 로터의 회전 때문에 비정상 특성으로 인해 매우 복잡한 유동특성을 갖는다. 대표적인 유동 특성들로는 천음속 영역에서의 압축성 효과, 그리고 저속, 고받음각 상태에서 나타나는 동실속 현상을 들 수 있다. 또한 로터의 공력특성에 큰 영향을 주는 요소로써 끝단와류 및 이로 인한 후류 효과를 들 수 있다. 끝단와류는 로터의 회전면에 불규칙적인 유도속도 분포를 발생시키며 이로 인한 진동으로 인해 로터의 구조적 변형이 발생되기도 한다.

전산유체 역학을 이용한 헬리콥터 로터의 유동해석은 Srinivasan 그리고 Baeder 등에 의해 시도되어 현재까지 많은 발전이 이루어졌다[1]. Hariharan 등은 5-차의 ENO scheme을 이용하여 로터 블레이드를 해석하였고 Bangalore와 Sankar는 앞전 slat을 장착한 UH-60 로터 블레이드를 해석한 바 있다[2,3]. 보다 정교한 전진비행 해석

은 Ahmad와 Duque에 의해 이루어졌다[4], 이들은 NASA Ames Research Center에서 개발한 OVERFLOW 및 중첩격자 기법을 이용하여 전진 비행하는 로터를 해석하였다. 그러나 대부분의 전산유체역학을 이용한 전진비행 해석은 계산의 한계로 인해 로터의 트림을 고려하지 못했으므로 실제 헬리콥터 관련 업체들로부터 큰 관심을 끌지 못했다. 최근에는 Yang 등의 연구자들이 로터 근방에는 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석하고 원방영역에서는 full potential 해법을 이용하여 로터 유동장을 해석하는 hybrid 방법을 이용하기도 하였다[5]. 이들은 hybrid 방법을 이용하여 40%정도 계산시간을 절감하였고 이를 이용 로터의 트림을 만족하도록 하였다.

위에서 언급한 정렬격자를 이용한 방법 이외에 비정렬 격자를 이용한 방법 또한 많이 이용되어 왔다. 초기의 비점성 계산에서 시작한 유동해석은 최근 Kang과 Kwon 등에 의해 점성 난류유동 해석까지 발전하였으나 전진비행 해석에는 아직 이용되지 못하고 있다[6,7].

본 논문에서는 비정렬 격자계를 이용 전진비행을 해석할 수 있는 방법을 제시하였고 이를 이용하여

*1 정회원, 한국항공우주연구원 공력성능그룹

*2 종신회원, 한국항공우주연구원 공력성능그룹

*3 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

E-mail : ympark@kari.re.kr

전진 비행하는 로터 주위의 유동을 계산하였다. 효율적인 격자 적용을 위해서 계산영역을 로터를 포함한 회전영역과 대부분의 후류를 포함하는 정지영역으로 분할하였다. 두 영역간 정보전달을 위해서 슬라이딩 격자기법을 도입하였고 유동변수 및 플럭스가 보존적으로 전달되도록 하였다. 보다 현실적인 전진 비행 계산을 위하여 로터의 운동을 고려하도록 하였으며 Newton-Rhapon 방법을 이용 로터의 트림상태를 만족하는 조종각을 구하였다. 개발된 방법을 이용하여 AH-1G 로터 블레이드에 대하여 계산을 수행하고 실험값과 비교하였다.

2. 이론적 배경

2.1 수치적 기법 및 병렬화

로터 블레이드의 비정상 유동해석에 이용된 유동 해석 코드는 Roe의 FDS(flux difference splitting)에 기반을 둔 유한 체적법으로 2차의 공간 정확도를 갖는다. 2차의 공간정확도를 이루기 위한 재구성(reconstruction)기법으로는 코드구현 및 병렬화가 용이한 Frink의 방법을 이용하였다. 시간 적분법은 2차의 Euler 후방 차분법을 이용한 이중시간 적분 방법을 이용하였고 선형방정식은 Gauss-Seidel 방법을 이용하였다. 유동해석 코드의 병렬화는 MPI library를 이용하여 구현하였으며 병렬화 기법 및 유동해석 기법에 대한 자세한 내용은 참고문헌[8]에 기술되어있다.

2.2 슬라이딩 격자 기법

적용격자 기법을 보다 효율적으로 적용하고 후에 로터와 동체가 간섭해석 능력을 확보하기 위하여 슬라이딩 격자 기법을 이용하였다. 슬라이딩 격자 기법은 그림. 1과 같이 슬라이딩 경계면에서 인접하는 모든 격자면을 탐색하고 이러한 부격자면(sub-face)들을 각각 하나의 격자면으로 인식하여 계산한다. 그림의 경우 슬라이딩 격자면에 인접한 부격자면들은 7개이며 실제 계산에서는 내부의 세 격자면과 더불어 10개의 격자면을 갖는 사면체로 인식된다. 인접하는 격자면을 찾는 기준은 현재의 목표 격자면과 중첩되는 면적이 0 보다 큰 값을 갖는지의 여부로 판단하였다. 이때 중첩여부는 Sutherland 와 Hodgman 의 clipping 알고리즘[9]을 이용하여 판단하였다.

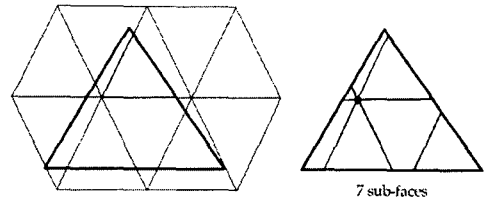


그림. 1 Clipping algorithm을 이용한 격자면 분할.

시간에 따라 인접하는 격자면들을 탐색하기 위해서는 현재시간에서의 격자면 목록들과 함께 다음 시간단계에서의 격자면들의 목록이 요구된다. 인접하는 격자면들의 목록은 탐색알고리즘을 통해 작성된다. 첫 번째 시간 단계에서는 인접격자에 관한 자료가 전혀 없으므로 인접하는 모든 격자면을 점검하여 목록을 작성한다. 격자면 목록은 같은 격자 밀도를 가질 경우 한 격자당 6-10개 정도이나 격자의 크기 차이가 클 경우 30-40개까지 증가할 수 있다. 따라서 초기 격자 생성 과정에서 가능한 격자의 상대적 차이가 크지 않도록 고려해야 한다.

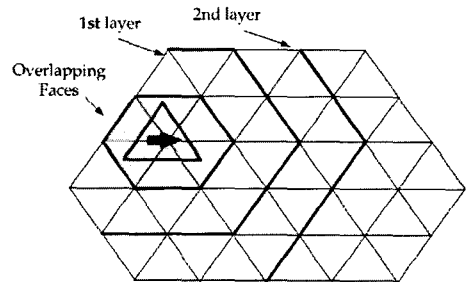


그림. 2 슬라이딩 경계면에서의 격자면 탐색과정

초기 목록이 작성되면 다음 시간 단계에서는 현재의 중첩하는 격자면의 격자점들을 공유하는(node neighboring) 격자면들의 목록을 만들고 이 목록(1st layer, 2nd layer) 중에서 중복되는 격자면을 찾는다. 격자점을 공유하는 격자면들의 정보는 그림. 2에서 보는 바와 같이 두 번째 격자층까지 이르도록 하였다. 이렇게 함으로써 격자면의 상대적인 차이로 인해 인접 격자면들의 정보를 놓치는 현상을 방지할 수 있다.

슬라이딩 격자면의 위치는 로터의 최대변형을 고려하여 설정해야 하나 본 적용격자 기법을 이용할 경우에는 가능한 로터와 근접하게 위치하는 것이 효과적이다. AH-1G 로터 블레이드의 경우 슬라이딩 경계면은 로터로부터 0.5c정도 하단에 위치하였으며 플래핑으로 인한 로터와 경계면의 충돌을 방지하기

위하여 tip-path plane에 수직인 방향을 회전축으로 설정하였다.

2.3 적응 격자 기법

후류 영역을 해석하는 과정에서 수치적 확산을 감소시키고 공간정확도를 높이기 위하여 적응격자 기법을 이용하였다. 로터 블레이드의 유동해석과정에서 격자의 적응 방법으로 두 가지 경우를 들 수 있다. 한 가지 방법은 매시간 간격마다 vortex를 추적하면서 격자를 분할하는 동적(dynamic) 적응격자 방법이 있고 다른 하나는 한주기 동안 vorticity를 측정하면서 vortex가 통과한 부분의 격자를 기억하고 이를 분할하는 정적(static) 적응격자 방법을 들 수 있다. 위의 두 방법은 각각 장점과 단점을 모두 갖는다. 첫 번째 방법을 이용할 경우 필요한 영역만 격자 적응이 이루어지므로 효율적인 격자 분포가 가능하며 계산시간 또한 절감할 수 있다. 그러나 현실적으로 유동해석 프로그램과 연동하여 해석하기에는 메모리, 계산시간 그리고 병렬계산을 위한 영역분할 등의 문제에 봉착하게 된다. 두 번째 방법을 이용할 경우 vortex가 지나간 위치에 있는 모든 격자가 분할되므로 시간에 따라 불필요한 격자가 발생할 수 있으나 유동해석 부분과 격자 적응 부분이 독립적으로 이루어지므로 메모리의 제약이 적고 영역분할 또한 용이하게 이루어질 수 있다.

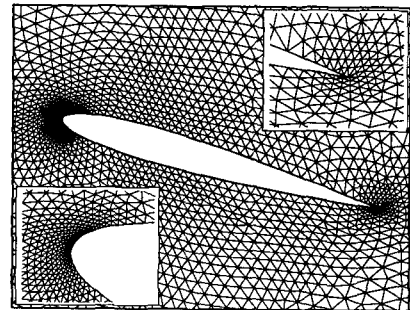
격자의 분할을 위하여 기억되는 오차 지시자는 vorticity ($|w|$)의 최고값으로 설정하였다. 오차 지시자 센서는 로터가 한 주기 회전하는 동안 최고 vorticity 값을 기억하도록 하였고 기억된 값을 이용 격자적용 과정에서 격자를 분할하도록 하였다. 본 유동해석 프로그램의 경우 3-4번 정도의 회전이면 전진비행의 주기적인 추력계수를 구할 수 있으므로 적응격자 과정 또한 3-4번의 회전이후에 이루어졌다.

2.4 Spring Analogy

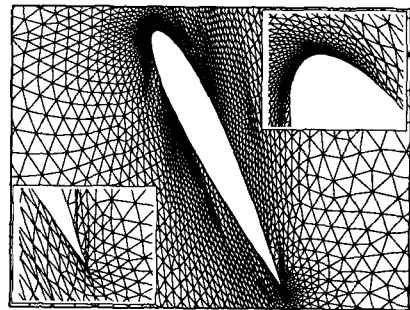
로터의 운동은 azimuth 각에 따라 운동에 대한 수학적 표현이 가능하다. 그러나 원방경계와 로터블레이드 사이의 내부 격자들은 격자의 변형 알고리즘을 통해 적절히 재분배해야 격자의 뒤틀림으로 인한 수치적인 불안정성을 제거할 수 있다. 일반적인 spring analogy는 초기의 격자선 길이의 역수를 spring 상수로 하여 반복계산을 통해 격자를 재분배 한다. 그

러나 이러한 방법은 로터의 표면상에서의 격자변형이 심하므로 피칭이나 플런징 변위에 제약이 따른다. 따라서 본 논문에서는 스프링 상수항에 벽면으로부터의 거리 정보를 추가하도록 하였다.

거리정보를 추가함으로써 로터에 인접한 격자선의 강성을 증가시키고 원방부분의 격자 강성을 감소시키므로 완만한 격자분포를 구할 수 있다. 그림. 3은 거리정보의 유무에 따른 격자의 최대 허용 피치각을 보이고 있다. 그림에서 보면 일반적인 방법의 경우 최대 허용각이 20도인 반면 거리정보를 이용할 경우 65도까지 증가함을 알 수 있다.



(a) Spring analogy without wall distance correction.



(b) Spring analogy with wall distance correction.

그림. 3 거리정보에 따른 최대허용 피치각.

2.5 격자 최적화

3차원 격자 생성 단계에서는 뒤틀림이 심한 격자가 발생하기 쉽다. 이러한 격자는 spring analogy를 이용하는 격자변형 과정에서 파괴되어 수치적 불안정성을 야기할 수 있으므로 유동해석 과정 이전에 미리 제거해야 한다. Edge collapsing 방법은 자료구조를 이용하지 않는 anisotropic 적응 격자 방법에서 격자 제거(coarsening)과정으로 자주 이용된다.

Edge collapsing 과정은 격자 생성이후 한 주기 동안 회전하면서 모든 격자들의 체적(volume) 및 격자면각(dihedral angle)을 점검, 특정값 이하가 되는 격자를 기억하도록 한다. 기억된 격자 요소들은 6개의 격자선(edge)중에서 표면격자를 변형시키지 않도록 내부영역의 격자선만을 제거하였다. 한 번의 edge-collapsing 과정 후에는 1개의 격자점(node), 1개의 격자선(edge) 그리고 6-12 개 정도의 격자요소(cell)가 제거되었다.

2.6 로터 블레이드 운동 및 트림

실제 전진비행에서는 전진하는 방향과 후퇴하는 방향의 양력차이로 인해 모멘트가 발생하게 되므로 이를 방지하기 위하여 플래핑이나 피칭을 통하여 로터의 힘과 모멘트의 평형상태를 이루도록 한다. 따라서 유동해석 코드는 로터의 운동을 모사할 수 있는 부분과 이에 따른 격자의 변형을 처리할 수 있는 부분이 추가되어야 한다. 로터의 운동은 주기적인 특성이 있으므로 아래와 같은 Fourier 함수를 이용하여 표현된다.

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \Psi + \theta_{1s} \sin \Psi + \theta_{2c} \cos 2\Psi + \theta_{2s} \sin 2\Psi \dots$$

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \Psi + \beta_{1s} \sin \Psi + \beta_{2c} \cos 2\Psi + \beta_{2s} \sin 2\Psi \dots$$

일반적으로 위의 식에서 2차 이상의 계수는 무시되므로 본 논문에서는 1차의 계수만을 고려하였다. 로터는 3차원 Eulerian 각도법을 이용하여 최고 격자로부터 회전 이동하도록 하였다. 로터의 회전 순서는 아래와 같으며 A, B 그리고 C는 각각 피칭(θ), 플래핑(β) 그리고 허브를 중심으로 한 회전(Ψ)을 의미한다.

$$\vec{x}_{new} = T \vec{x}_{old} = [C][B][A] \vec{x}_{old}$$

정확한 전진비행의 수치적 모사를 위해서는 로터의 트림상태에서 계산이 이루어져야 한다. 로터의 트림상태는 추력계수를 실험에서의 추력계수와 동일하게 하고 로터 평면에서의 모멘트 평형을 만족하는 조건으로 하였다. 본 논문에서는 타 연구자들과 동일하게 β 값 및 lead-lag 각을 고정시키고 collective pitch 및 cyclic pitch 각을 미지수로 하여 아래의 비선형 방정식을 해석하도록 하였다.

$$C_T = C_T(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s})$$

$$C_{Mx} = C_{Mx}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s})$$

$$C_{My} = C_{My}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s})$$

위의 식을 Taylor expansion 방법을 이용하여 정리하고 sensitivity matrix를 이용하여 나타내면 아래와 같이 표현될 수 있다. 아래의 식에서 sensitivity는 FDM(finite difference method)을 이용하였으며 각도의 미세변위(ϵ)는 0.02-0.04도로 설정하였다.

$$\begin{bmatrix} C_T^{desired} - C_T \\ -C_{Mx} \\ -C_{My} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{Mx}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{Mx}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{Mx}}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{My}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{My}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{My}}{\partial \theta_{1s}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \theta_0 \\ \Delta \theta_{1c} \\ \Delta \theta_{1s} \end{bmatrix}$$

최종 트림조건은 아래의 식을 만족하는 조건으로 설정하였다.

$$Error = (C_T - C_T^{desired})^2 + C_{Mx}^2 + C_{My}^2 < 5.0 \times 10^{-10}$$

트림과정은 7회전을 한주기로 하여 이루어지며 수렴된 해는 약 5 cycle(35회 회전)을 통해 구할 수 있었다. 트림 사이클은 그림. 4에 나타내었다, 트림과정에서 계산시간을 절약하기 위해서 로터의 트림은 단일 격자계에 대하여 수행하였고 구한 결과를 이용 적용격자를 이용한 유동계산에 이용하였다.

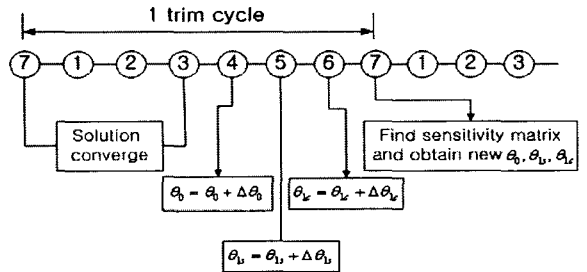


그림. 4 로터 트림 과정.

2.7 유동 해석 체계

유동해석 과정의 전체 흐름도를 그림. 5에 도시하였다. 각각의 단계를 설명하면 아래와 같다.

- 1) 상단과 하단의 격자를 독립적으로 생성한다. 격자 생성과정에서는 슬라이딩 경계면상의 격자들이 가능하면 동일한 크기를 갖도록 생성한다.
- 2) 전처리 과정을 통해 유동해석 프로그램에 이용될 수 있는 자료구조 형태의 파일을 출력한다.

3) 격자 점검 프로그램을 통해 양 격자를 미리 회 전시킴으로써 문제가 되는 격자를 탐색한다. 탐색과 정 이후 문제가 되는 격자가 발견되면 edge collapsing 방법을 이용하여 제거한다. 이 과정 후에는 전처리 과정을 재실행하여 새로운 입력파일을 출력한다.

4) 1)-3)의 과정이 종료되면 양 영역의 입력파일을 하나의 입력파일로 수정한다.

5) 유동해석 프로그램을 실행한다.

6) 천이과정 이후 1회전이 이루어질 때마다 적응격자를 실시한다.

7) 적응과정이 이루어지면 MeTiS를 이용 영역을 분할하고 전처리 과정을 재실행한다.

적응격자 과정 및 전처리 과정이 독립적으로 이루어지므로 PC-cluster 등의 소규모 메모리 컴퓨터를 사용할 수 있다.

로터 블레이드 주위의 유동장을 해석하였다. 실험은 NASA의 Ames Research Center에서 수행하였으며 실험조건 및 결과는 참고문헌[10]에 기술되어 있다. 주 로터는 AR가 9.8인 2개의 로터로 구성되어 있으며 각각의 로터는 로터뿌리(root)에서 끝단까지(tip) -10도의 비틀림각(twist angle)을 갖는다. 계산에 사용된 유동조건은 끝단 마하수가 0.65 그리고 전진비가 0.19인 경우로서 비행 실험 추력계수는 0.00464 이다 계산에 사용된 로터의 초기격자는 그림. 6에 나타내었다.

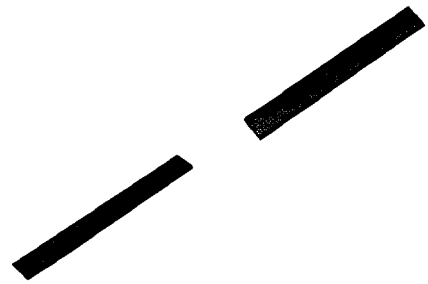


그림. 6 AH-1G 로터 블레이드 표면격자.

그림. 7은 로터의 회전에 따른 추력계수 및 모멘트 계수를 보이고 있다. 트림은 약 35번의 로터 회전 후에 이루어졌으며 추력계수는 0.00462의 값을 갖는다.

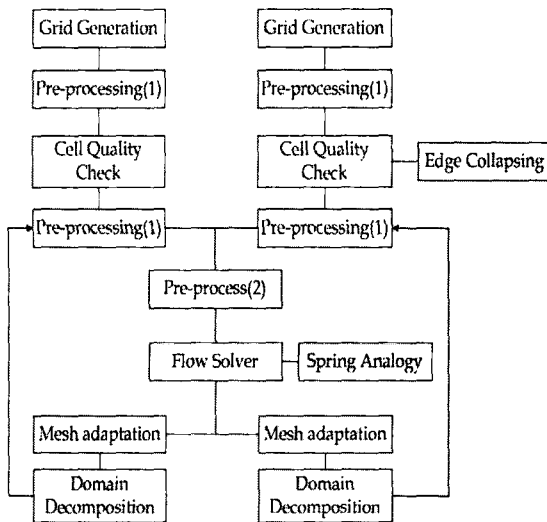


그림. 5 유동해석 순서도.

3. 해석 결과 및 분석

3.1 전진 비행하는 AH-1G 헬리콥터 로터 블레이드 해석

전진비행 계산의 검증용 위하여 AH-1G 헬리콥터

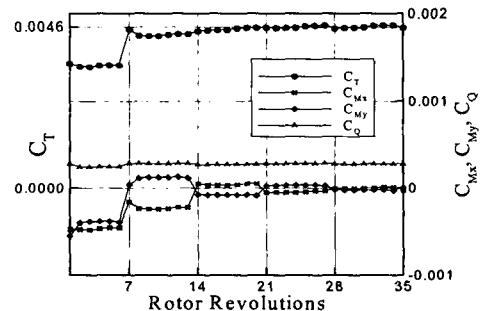


그림. 7 추력계수 및 모멘트 계수 변화.

$$(M_{tip} = 0.65, M = 0.19).$$

그림. 8은 적응격자 과정 이후 후류영역에 분할된 격자형상을 보이고 있다. 그림에 보이는 부분은 하단의 정지영역으로 약 150만개의 격자로 구성되어 있다. 상단의 격자계를 포함한 전체 격자의 수는 약 300만개 정도이다.

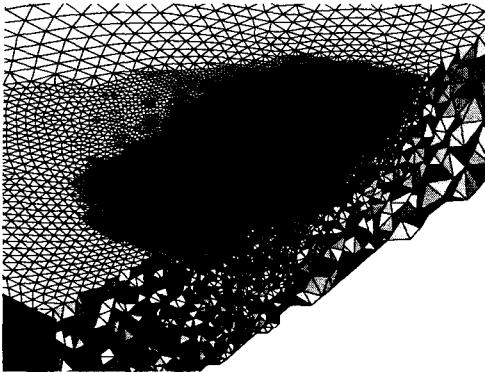


그림. 8 적응격자 과정이후 하단 정지 영역의 격자 분포.

그림. 9는 $r/R=0.91$ 인 지점에서의 압력계수 분포로써 비행시험 결과와 비교적 일치하는 것을 볼 수 있다. 비행시험의 경우 실제 앞전부분에서 미세하게 충격파가 생성되나 본 계산의 경우 로터 표면에는 격자 적응을 이루어지지 않아 포착되지 않았다

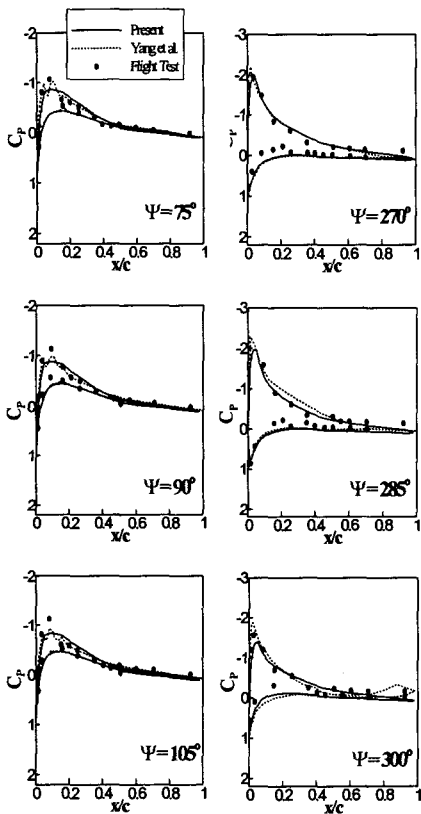


그림. 9 $r/R=0.91$ 위치에서의 압력분포.

그림. 10은 로터의 반지름에 따른 단면 추력계수 분포를 보이고 있다. 비행 실험 결과에서는 약 90도 부근과 270도 부근에서 끝단 와류와 로터 블레이드 간의 간섭현상을 보이고 있다. 이러한 경향은 정렬 격자계를 이용하여 계산한 타 연구자와 비슷한 양상

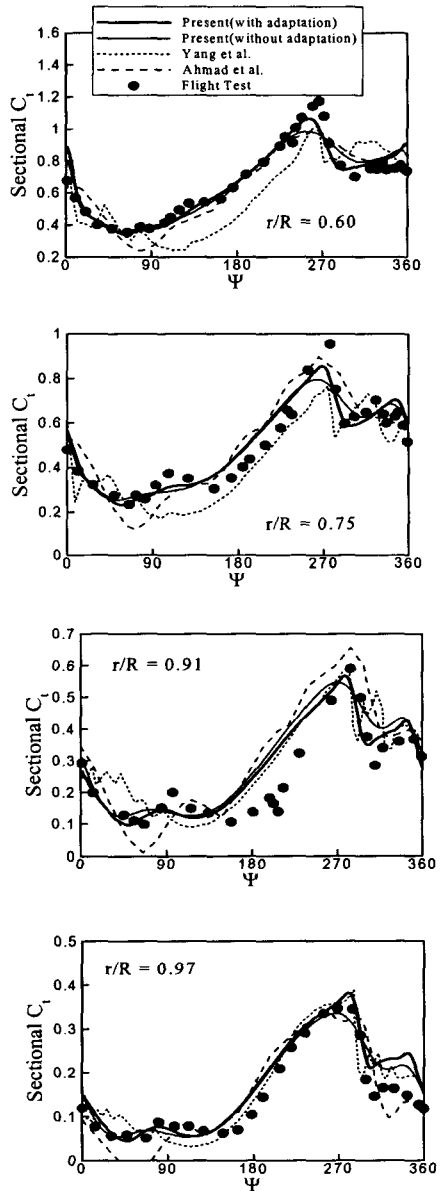


그림. 10 단면추력계수분포 ($M_{tip} = 0.65, \mu = 0.19$).

을 보인다. 본 연구에서는 격자 적용 이전의 성긴 격자계와 격자 적용 이후의 격자계에 대하여 모두 계산을 수행하였다. 그림에서 보면 적응격자 기법을 이용할 경우 270도 부근의 강한 간섭현상을 보다 정확하게 포착하고 있음을 알 수 있다.

4. 결론

비정렬 적응 격자 기법을 이용하여 전진 비행하는 로터 블레이드를 해석할 수 있는 병렬 비점성 3차원 코드를 개발하였다. 격자계는 상단의 회전 격자계와 하단의 정지 격자계로 나누어 로터 블레이드의 부근의 끝단 와류와 슬라이딩 경계면 하단의 후류 영역을 독립적으로 격자적용을 수행하였다. 로터 블레이드의 전진비행 모사를 위해서 격자의 운동 모듈을 추가하였고 개선된 spring analogy를 이용, 회전체에 따른 로터의 이동영역이 보다 확장되도록 하였다. 로터의 트립알고리즘을 이용하여 실제 비행 및 실험에 보다 근접한 수치 모사를 할 수 있도록 하였다.

본 연구에서 개발된 방법은 병렬화된 유동해석 코드와 슬라이딩 격자 방법을 이용하므로 PC-cluster상에서 효과적으로 이용될 수 있다. 또한 점성 유동 해석 코드로 확장되고 컴퓨터의 계산용량을 증대시키면 BVI 현상이나 로터 후류와 동체와의 간섭효과 등을 효율적으로 해석할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

- [1] Srinivasan, G. R., Baeder, J. D., Obayashi, S., and McCroskey, W. J., "Flowfield of a Lifting Hovering Rotor-A Navier-Stokes Simulation," 16th European Rotorcraft Forum, 1990.
- [2] Hariharan, N., Ekaterinaris, J., Gupta, R., Liu, Y., and Sankar, L. N., "An Evaluation of High Order Spatial Accuracy Algorithms for Modeling Fixed and Rotary Wing Tip Regions," Proceedings of the American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting San Francisco, January 23-25, 2002.
- [3] Bangalore, A., and Sankar, L. N. "Forward-Flight Analysis of Slatted Rotors Using Navier-Stokes Methods," Journal of Aircraft, Vol. 3, No. 1, 1997. pp. 80-86.
- [4] Ahmad, J., and Duque, E. P. N. "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Overset Grids," Journal of Aircraft, Vol. 33. No. 1, 1996. pp 54-60.
- [5] Yang, Z., Sankar, L. N., Smith, M., and Bauchau, O. "Recent Improvements to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight," AIAA Paper 2000-0260.
- [6] Strawn R. C., and Barth T. J. " A Finite-Volume Euler Solver for Computing Rotary Wing Aerodynamics on Unstructured Meshes," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 38, No. 2, 1993. pp 61-69.
- [7] Kang, H. J., and Kwon, O. J., " Unstructured Mesh Navier-Stokes Calculation of the Flow Field of a Helicopter Rotor in Hover," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 47, No. 2, 2002. pp. 90-99.
- [8] Park, Y. M., and Kwon, O. J., "Simulation of Unsteady Rotor Flow Fields Using Unstructured Sliding Meshes," 58th AHS Forum, 2002.
- [9] Sutherland, I. E., and Hodgman, G. W., "Re-entrant Polygon Clipping," Communications of the ACM, Graphics and Image Processing, Vol. 17, No. 1, pp. 32-42, 1974.
- [10] Cross, J. F., and Watts, M. E., "Tip Aerodynamics and Acoustics Test," NASA Ref. Pub. 1179. 1988.