

論文

비정렬 적응 격자계를 이용한 비정상 로터-동체 공력 상호작용 모사

남화진*, 박영민**, 권오준***

Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction
Using Unstructured Adaptive Meshes

H. J. Nam*, Y. M. Park** and O. J. Kwon***

ABSTRACT

A three-dimensional parallel Euler flow solver has been developed for the simulation of unsteady rotor-fuselage interaction aerodynamics on unstructured meshes. In order to handle the relative motion between the rotor and the fuselage, the flow field was divided into two zones, a moving zone rotating with the blades and a stationary zone containing the fuselage. A sliding mesh algorithm was developed for the convection of the flow variables across the cutting boundary between the two zones. A quasi-unsteady mesh adaptation technique was adopted to enhance the spatial accuracy of the solution and to better resolve the wake. A low Mach number pre-conditioning method was implemented to relieve the numerical difficulty associated with the low-speed forward flight. Validations were made by simulating the flows around the Georgia Tech configuration and the ROBIN fuselage. It was shown that the present method is efficient and robust for the prediction of complicated unsteady rotor-fuselage aerodynamic interaction phenomena.

초 록

3차원 비정렬 격자를 이용한 로터-동체 공력 상호작용에 대한 수치적 해석을 수행하였다. 로터와 동체간의 상대적인 운동을 모사하기 위하여 해석 유동장을 회전하는 부분과 정지된 부분으로 나누어 계산하였다. 블레이드 끝단에서 생성되는 끝단 와류를 포착하기 위하여 준 비정상 적응 격자 기법을 도입하였다. 또한 낮은 속도로 전진 비행하는 헬리콥터 해석을 위해서 저 마하수 예조건화 기법을 적용하였다. 로터-동체 공력 간섭현상에 대한 검증을 위해 Georgia Tech 형상과 NASA에서 실험한 ROBIN 형상에 대한 실험 결과와 비교하여 본 연구 해석 기법이 타당함을 보였다.

Key Words : Helicopter Rotor-Fuselage Interaction(헬리콥터 로터-동체 상호작용), Sliding Mesh(회전 격자), Unsteady Flow(비정상 유동), Unstructured Mesh(비정렬 격자), Mesh Adaptation(격자 적응)

† 2004년 8월 12일 접수 ~ 2004년 10월 7일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국항공우주연구원

*** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

연락처, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 373-1

1. 서 론

헬리콥터 로터 주위의 유동장을 예측하는 것은 현재 전산 유체 역학 분야에서 해결하기 어려운 문제중의 하나이다. 거기에 동체까지 같이 고려하면 3차원 비정상 유동 해석을 이용하여 여러

개의 물체가 서로 상대 운동을 하도록 모사해야 한다. 로터와 동체의 상호 작용은 원하지 않는 소음과 진동을 유발할 수 있다. 따라서 헬리콥터의 안정된 운용을 위해서는 로터-동체 상호작용에 대한 공기역학적인 연구가 필요하게 된다.

근 20년 동안 많은 연구자들이 이 복잡한 유동 문제 해결에 힘써왔다. 전통적으로 로터 블레이드와 동체를 모델링하는 방법으로는 양력선/자유후류(lifting line/free-wake) 방법이 사용되었다[1-3]. 컴퓨터의 빠른 발전으로 Euler 또는 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 로터-동체 공력 상호작용 해석이 가능해졌다[4, 5]. 그러나 이런 CFD 방법에서는 로터를 운동량 공급(momentum source)으로 모델링하여 시간 평균된 유동장만 해석이 가능하다. 시간 평균된 유동장을 해석하는 또 다른 방법으로 로터는 actuator 디스크를 사용하고, 중첩격자를 이용해 Navier-Stokes 해석을 수행하는 것이 있다[6]. 또한 actuator 디스크 방법을 비정렬 격자에 도입하여 로터-동체 상호작용을 해석한 경우도 있다[7, 8]. 이런 actuator 디스크 모델을 중첩 격자계에서 generalized dynamic wake theory를 사용하여 Navier-Stokes 해석을 통해 비정상 유입(inflow)과 동체 표면 압력 분포를 해석하기도 하였다[9]. 소스(source)를 분포한 디스크 모델을 병렬화된 Navier-Stokes 유동 해석 프로그램에 사용하여 비정상 로터-동체 상호작용을 해석한 경우도 있다[10]. 최근에는 중첩된 정렬 격자계를 이용한 로터-동체 해석[11-13]이나 V-22 Osprey와 같은 틸트 로터 해석[14, 15]에 이르고 있다.

위에 열거된 이런 방법들을 사용하면 시간 평균된 유동장이나 시간 정확한 유동장을 구현할 수도 있지만, 끝단 와류 생성이나 블레이드 와류 상호작용, 끝단 와류와 동체의 충돌과 같은 실제적인 비정상 유동을 구현하는 것에는 한계가 있다.

비정렬 격자계를 이용한 CFD 방법은 복잡한 형상을 쉽게 처리할 수 있고 국부적으로 필요한 곳에 격자를 밀집시킬 수 있다는 장점이 있다. 로터 형상에 대한 비정렬 격자를 이용한 해석은 많은 연구자들이 시도하였다[16-20]. 최근에는 슬라이딩 격자계(sliding mesh)를 이용하여 전진 비행하는 비정상 헬리콥터 로터 해석을 수행한 바 있다[21].

본 연구에서는 비정렬 적응 격자를 이용한 슬라이딩 격자계에서 헬리콥터의 로터-동체 상호작용 해석을 수행하였다. 로터와 동체의 상대적인 운동은 로터를 포함하고 회전하는 부분과 동체와

후류를 포함한 고정된 영역으로 나누어 해석하였다. 준 비정상 적응 격자 기법을 통해 해의 해상도를 높이고 좀 더 나은 로터 후류 모사가 가능하도록 하였다. 낮은 전진 비행 속도에 따른 수치적인 어려움을 해결하기 위해 예조건화(preconditioning) 기법을 사용하였다. 본 연구에 사용된 방법에 대한 검증으로 Georgia Tech 형상[22, 23]과 ROBIN 형상[24, 25]을 해석하여 비정상 유동 값과 동체 표면 압력 분포를 실험치와 비교하였다.

II. 수치해석 기법

2.1 공간 차분과 시간 적분

본 연구에 사용한 지배 방정식은 오일러 방정식을 관성 좌표계에서 유한 체적법을 사용하여 차분하였다. 격자의 각 면을 통과하는 비점성 플럭스는 Roe의 FDS 방법을 사용하였다[26]. 이차의 공간 정확도를 얻기 위해 각 셀 표면의 유동 값들은 이웃 셀들의 값을 이용한 Taylor 확장을 통해 계산하였다. 또한 각 셀들의 노드(node) 값들은 셀 중심값들로부터 pseudo-Laplacian 방법[27]을 통해 이차의 정확도를 가지도록 하였다.

낮은 마하수에서 압축성 코드를 이용한 해석은 예러가 잘 전파되지 않음으로 인해 수치적인 불안정성과 부정확한 해를 나타낸다. 저속으로 전진 비행할 때 나타나는 이러한 문제점을 해결하기 위해 본 연구에서는 예조건화 기법[28]을 도입하였다.

이차의 선형화된 오일러 후방 차분법을 이용한 내재적 시간 적분을 적용하였고 예조건화된 지배 방정식의 시간 정확한 해석을 위해 이중 시간 전진법도 도입하였다. 각 시간 단계에서는 Gauss-Seidel 방법을 사용하여 해를 구하였다.

2.2 경계 조건

비정렬 격자의 특성상 원방 경계를 크게 늘려도 격자 수가 많이 증가하지 않기 때문에 경계 조건에 따른 해의 영향을 줄이기 위해 참고문헌[35]에서 설정한 로터 중심에서 로터 길이의 4배보다 더 크게 7배의 길이로 원방 경계를 설정하였다. 원방 경계에서는 압력은 자유류의 값으로 고정시키고 다른 유동값들은 내부에서부터 외삽했다.

로터와 동체의 표면에서는 접선 방향 조건이 만족되도록 하였으며, 밀도와 압력은 유동장 내부에서 외삽하였다.

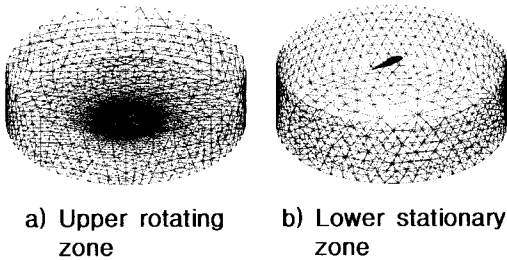


Fig. 1. Computational mesh for the rotor-fuselage configuration

2.3 상대운동 처리

로터와 동체간의 상대적인 운동을 효과적으로 처리하기 위해 계산 영역을 Fig. 1과 같이 두 개의 영역으로 나누었다.

윗 영역은 로터 블레이드를 포함하고 회전하며 아래쪽 정지된 영역은 동체와 후류를 포함하며 나머지 유동장을 차지하고 있다. 각각의 영역을 따로 만들며 두 영역간의 경계에서 유동값의 전달과 접친 면의 면적을 통한 플럭스 보존을 위해 슬라이딩 격자 알고리즘을 사용한다[21, 29]. 이차의 공간 정확도를 유지하기 위해 각 슬라이딩 면에서 가상 셀(ghost cell)을 도입한다.

2.4 병렬 처리

로터-동체 상호작용에 대한 수렴된 해를 얻기 위해서는 많은 로터 회전이 필요하고 각 단계들 시간에 대해 정확하게 해석해야한다. 따라서 계산 시간을 줄이기 위해 MeTiS 라이브러리[30]을 이용하여 유동장을 여러 개의 계산 영역으로 나누어 병렬 처리를 하는 것이 필요하다. 각 프로세서는 나뉘어진 부 영역(sub domain) 격자에 대한 유동 해석을 수행하며, 부 영역의 경계들을 통해 유동값들이 서로 전달된다.

부 영역 경계에서 플럭스 자코비안(flux jacobian)을 구하기 위해 경계면의 값을 전달하고 Gauss-Seidel 반복계산을 위한 셀 중심값을 전달한다. 또한 이차의 공간 정확도를 위한 경계 노드값과 Lapacian 평균을 위한 가중치들도 프로세서들간의 통신에 의해 전달된다.

슬라이딩 경계를 통한 효율적인 데이터 관리를 위해 윗면과 아랫면을 각각 따로 병렬 부 영역으로 나눈다. 슬라이딩 경계에 대한 정보는 모든 프로세서가 가지고 있으며, 시간 전진 계산을 수행하면서 갱신된 경계 조건이 다시 각 프로세서에 전달된다.

본 연구의 모든 계산은 Pentium IV 2.4GHz로

구성된 PC Linux Cluster 시스템에서 수행하였다.

2.5 격자 적응

로터 밑에 위치한 동체의 공력 특성은 로터 후류에 의해 지대한 영향을 받기 때문에 로터-동체 상호작용에 대한 올바른 해석을 위해서는 정확한 로터 후류의 포착이 필요하다. 이에 따라 수치적 확산을 줄이며 끝단 와류를 보존하기 위해서 적응 격자 알고리즘을 적용하였다.

전진 비행시 끝단 와류의 궤적은 연속적으로 변화한다. 동적 적응 격자 기법을 사용하면 시간에 따라 변하는 끝단 와류의 궤적을 포착할 수 있으나 격자 분할과 제거를 반복적으로 수행하는 것은 계산 비용이 매우 크기 때문에, 본 연구에서는 적당한 격자 해상도를 가지면서 비정상 동적 적응 격자 기법의 계산 시간을 크게 줄일 수 있는 준 비정상 격자 적응 기법을 도입하였다.

각 시간 전진마다 블레이드가 회전하면서 생기는 높은 와류도의 셀을 찾고, 로터가 한 바퀴 회전이 끝나면 표시된 셀에 대해 격자 적응을 실행한다. 격자 분할이 이루어진 새로운 전체 계산 영역에서 부하 균형을 위해 다시 부 영역을 만들고 계산을 이어서 수행한다. 이런 순서로 만족할 만한 해가 나올 때까지 계속 실행한다. 표시된 셀들은 중앙에 새로운 점을 추가하는 것으로 분할되며 주위 셀들과 격자 연결성을 만족시키기 위해 완충 셀(buffer cell)을 도입하였다.

2.6 격자 변형

전진 비행하는 헬리콥터 로터 블레이드는 주기적인 플랩(flap), 피치(pitch) 운동을 한다. 블레이드와 주위 격자들은 이런 운동시 같이 움직여야 하기 때문에 격자 다루기가 더 힘들어진다. 특히 플랩 방향은 조그만 각도의 변형이더라도 블레이드 끝단에서 큰 격자 변형이 일어나기 때문에, 이런 어려움을 해소하기 위해 슬라이딩 경계면을 로터의 끝단면(tip-path plane)과 평행하도록 격자를 만들고 로터 디스크의 받음각을 조절하는 방법을 사용한다. 상대적으로 작은 피치 운동은 스프링 유사성(spring analogy)[31]를 이용해 격자 변형을 시킨다. 격자 변형시 많이 뒤틀린 셀들은 셀 모서리 병합(cell edge-collapsing) 기법을 통해 격자질을 유지하도록 한다.

2.7 로터 트림

전진 비행하는 로터에 대해서는 추력을 원하는 값으로 유지하면서 공기역학적인 모멘트를 제

거하기 위한 로터 트림 절차를 수행하는 것이 필요하다. 로터 추력과 모멘트는 식 (1)과 같이 콜렉티브 피치각(collective pitch angle)과 사이클릭 피치각(cyclic pitch angle)의 함수로 나타낼 수 있다. 따라서 식 (2)에서와 같이 제어각(control angle)에 따른 추력과 피칭 모멘트, 롤링 모멘트의 미분값을 구하여 Newton-Rhapson 방법을 통해 반복적으로 트림 각도를 수정해 가면 평형 상태에 이를 수 있다[32]. 각 트림 해석 주기는 7바퀴의 로터 회전과 3바퀴의 민감도 해석, 그리고 반복 해석으로 이루어진다. 이런 트림 방법은 수렴된 해를 얻기 위해서 많은 반복 해석이 필요하므로 수치적으로 매우 오랜 시간이 걸리게 된다. 따라서 본 연구에서는 로터 트림을 적용 격자 기법이 수행되기 전인 초기 격자로만 실행하였다.

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

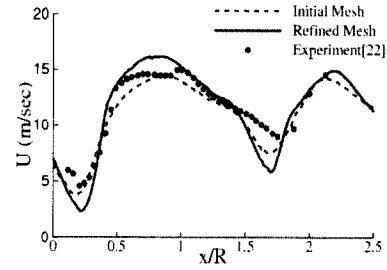
$$\begin{pmatrix} \Delta\theta_0 \\ \Delta\theta_{1c} \\ \Delta\theta_{1s} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{M_x}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{M_x}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{M_x}}{\partial \theta_{1s}} \\ \frac{\partial C_{M_y}}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_{M_y}}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial C_{M_y}}{\partial \theta_{1s}} \end{pmatrix}^{-1} \times \begin{pmatrix} C_T^{target} - C_T \\ -C_{M_x} \\ -C_{M_y} \end{pmatrix} \quad (2)$$

III. 계산 결과 및 분석

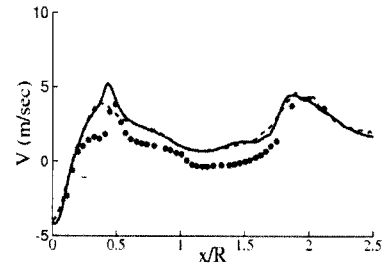
3.1 Georgia Tech 형상 해석

본 연구의 로터-동체 상호작용에 대한 첫 번째 검증으로 Georgia Tech에서 실험한 형상에 대하여 해석을 시도해 보았다[22, 23]. 로터는 2개의 블레이드로 이루어진 시소형 로터(teetering

Fig. 2. Computational mesh for the Georgia Tech configuration

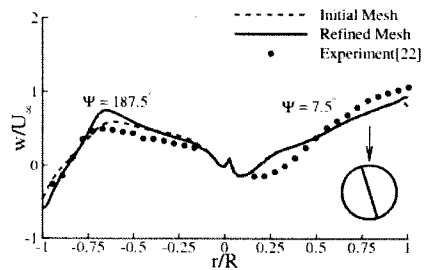


a) Streamwise velocity component

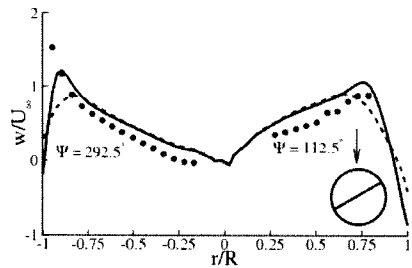


b) Downward velocity component

Fig. 3. Time-averaged velocity distributions for the Georgia Tech configuration



a) Along $\psi = 7.5^\circ$ and $\psi = 187.5^\circ$



b) Along $\psi = 112.5^\circ$ and $\psi = 292.5^\circ$

Fig. 4. Time-averaged downwash distributions below the rotor

rotor)이며, 동체는 일반적인 실린더 형상이다. 각 블레이드의 단면은 NACA0015 날개꼴이며 종횡비 5.3의 직사각형 형상이다. 로터 끝단 마하

수는 0.295, 전진비(advancing ratio)가 0.1로 동체는 0.0295의 낮은 마하수로 전진한다. 따라서 계산의 정확성을 위해 예조건화를 적용하여 계산을 수행하였다. 동체 앞전에서부터 블레이드 반경만큼 떨어진 곳에 위치한 로터축은 앞쪽으로 6도 기울어져 있고 블레이드 콜렉티브 피치각은 10도로 고정되어 있으며 실험에서 측정된 로터 추력 계수는 0.0091이다.

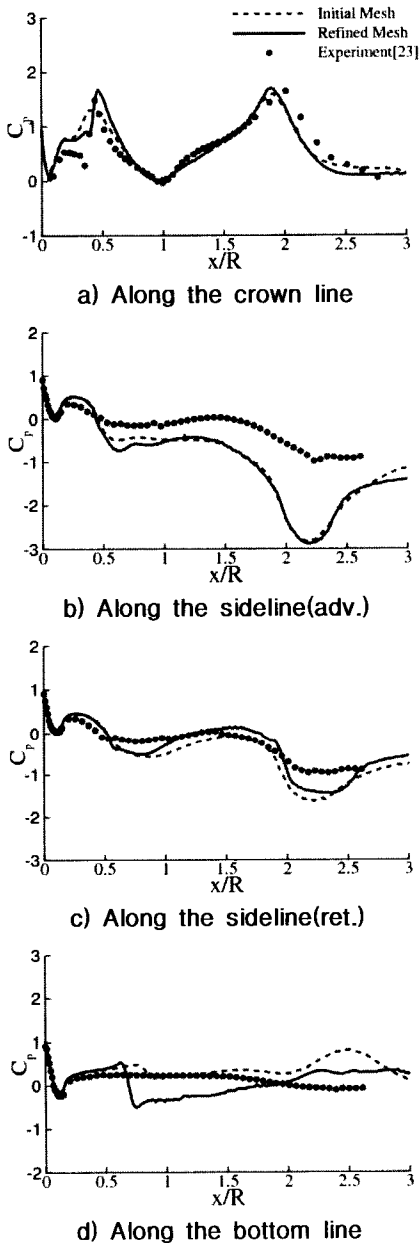


Fig. 5. Time-averaged pressure distributions on the fuselage

계산에 사용한 초기 격자는 로터를 포함한 윗면에 308,624개의 셀, 동체를 포함한 아랫면에 314,849개의 셀로 구성하였다. 두 번의 적응 격자수행이 끝나면 각각의 격자수는 1,072,892개, 1,893,409개로 증가한다. 슬라이딩 경계면은 로터면에서 블레이드 시위 길이의 1/4 정도 아래에 위치하고 있다. Fig. 2에는 격자 적응이 끝난 후 대칭면과 로터와 동체 표면에서의 격자 모습을 나타내었다. 각 시간 단계마다 로터는 0.5도씩 회전하도록 하였고 윗면에 13개, 아랫면에 23개의 CPU를 사용하여 로터 1회전 해석에 약 12시간의 계산 시간이 걸렸다.

Fig. 3에는 동체에서부터 시위 길이의 15% 위쪽에서 시간 평균된 유동 방향 속도와 아래 방향 속도를 나타내었다. 양 방향 모두 실험값과 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 동체의 앞부분과 뒷부분에서 끝단 와류가 통과함으로 인해 생기는 최대값과 이에 따른 급격한 속도 변화도 잘 예측하고 있다. 적응 격자를 사용한 결과가 더 좋은 해상도를 나타내는 것을 볼 때, 격자 적응 기법의 유용함을 알 수 있다.

Fig. 4는 4개의 방위각에서 반경 방향으로 시간 평균된 내리흐름(downwash) 분포를 나타낸 것이다. 모든 방위각에서 실험값과 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 로터 앞쪽의 올림흐름(upwash)

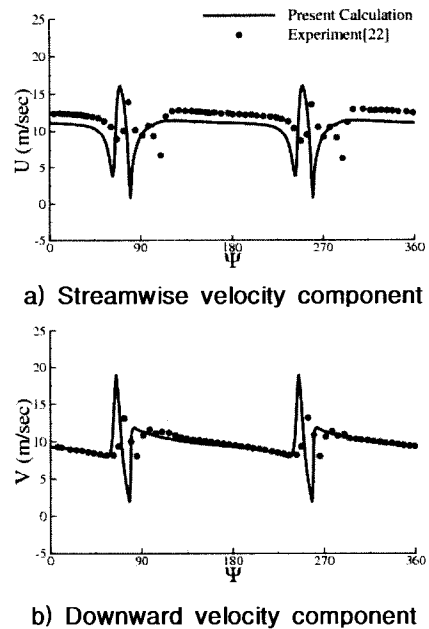


Fig. 6. Unsteady outflow variations at fixed point for the Georgia Tech configuration

또한 잘 예측되고 있다.

Fig. 5는 동체 주위 네 방향에서 구한 압력 분포를 보인 것으로, 대체로 실험값과 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 동체 윗면(a)에서 관찰되는 두 개의 최대값은 블레이드 끝단 와류와의 충돌에 의한 것으로, 충돌 위치와 그 값을 잘 예측하고

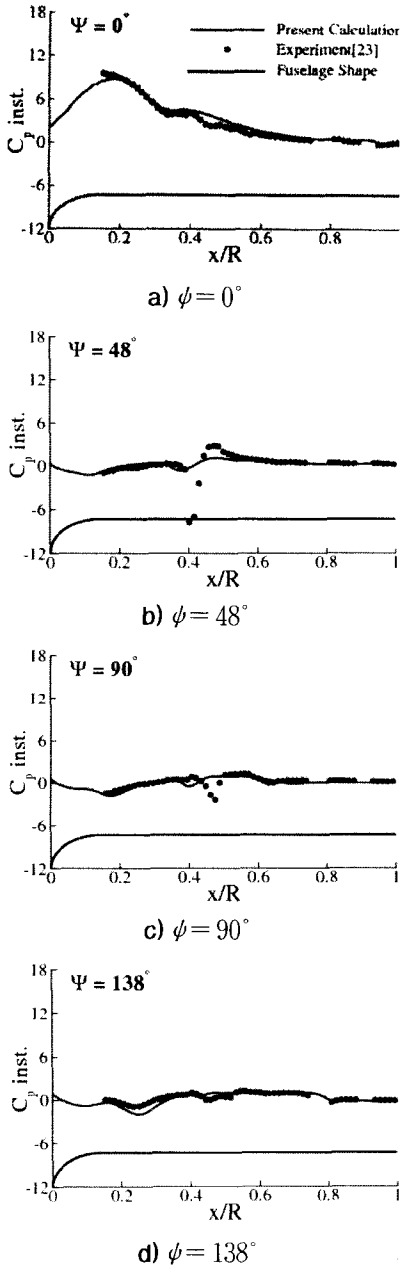


Fig. 7. Instantaneous surface pressure distributions along the crown line of the fuselage

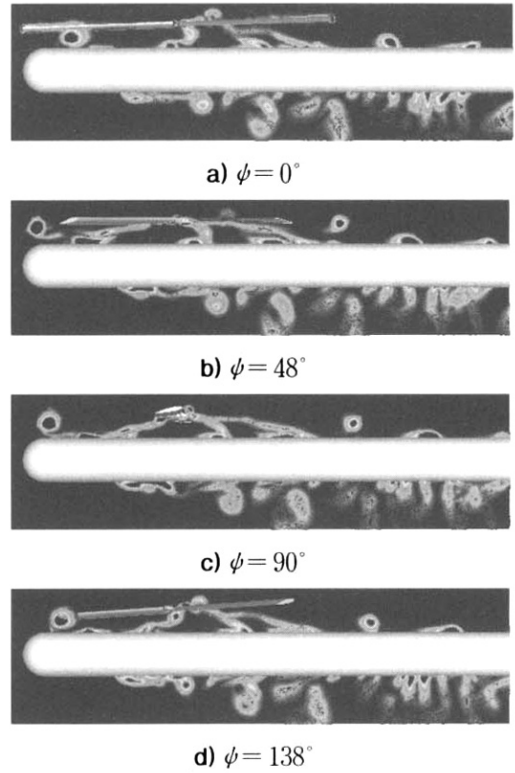


Fig. 8. Instantaneous vorticity contours at the fuselage symmetric plane

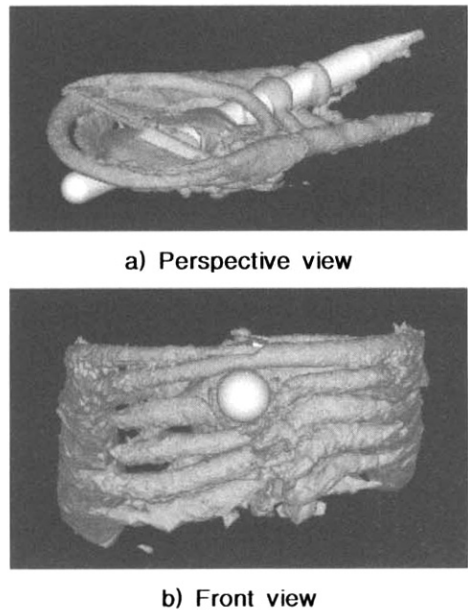


Fig. 9. Instantaneous iso-vorticity surface for the Georgia Tech configuration

있다. 동체 앞쪽의 경우 적응 격자의 영향으로 최대값을 더 잘 포착하고 있다. 전진면(advancing side)(b)에서는 실험값보다 일관되게 낮은 분포를 보이고 있는데, 본 연구의 결과가 양력면/자유 후류 방법에서와 마찬가지로 약간 높은 속도로 예측하기 때문이다[3]. 후퇴면(retreating side)(c)에서는 실험값과 잘 일치한다. 하지만 동체 아랫면(d)은 격자 적응을 실시한 후에 실험값과 다르게 급격한 압력 변화가 보이는데, 이것은 로터 디스크 앞부분에서 생성된 끝단 와류가 동체와 충돌을 한 후 동체를 감싸고 흐르며 높은 속도를 유도하기 때문이다.

Fig. 6에는 블레이드 반경의 67% 위치에서 방위각 67.5도의 고정된 지점을, 로터 디스크 밑으로 시위 길이의 15% 떨어진 곳에서 측정된 비정상 속도를 비교한 것이다. 그림에서 볼 수 있듯이 전체적인 속도 변화 모습이나 블레이드가 통과함에 따른 급격한 변화도 잘 예측하고 있다. 자세한 비교를 위한 측정 자료가 약간 부족하긴 하지만 크기나 위상이 실험치와 약간 차이가 있다. 흐름 방향 속도는 측정치와 일관적으로 낮게 예측되고 있다.

Fig. 7에는 각 네 개의 방위각에서 실선으로 나타낸 대략적인 동체 윗면 위치에서의 순간적인 압력 분포를 나타내었다. 모든 방위각에 대해 시간, 공간상의 예측이 대체로 잘 맞고 있다. 방위각 0도에서 동체 앞부분의 블레이드 통과에 따른 압력 상승도 잘 예측하고 있다. 그러나 실험에서 측정된 끝단 와류와의 충돌에 따른 압력 변화는 현재 계산에서는 충분히 발견하지 못하고 있다.

Fig. 8에는 동체 대칭면에서 4개의 방위각에 따른 와류 분포도를 그린 것이다. 끝단 와류의 생성과 흐르는 모습, 그리고 동체와의 충돌이 본 연구의 비정렬 격자 적응으로 인해 잘 포착되었음을 알 수 있다. 로터 안쪽의 블레이드 뒷전

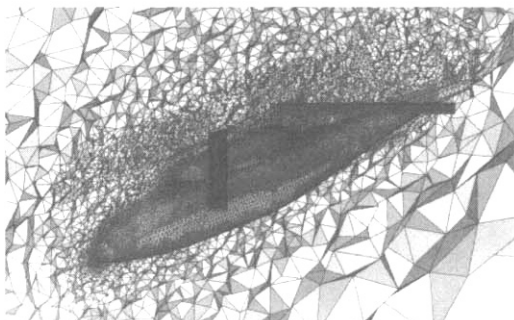


Fig. 10. Computational mesh for the ROBIN configuration

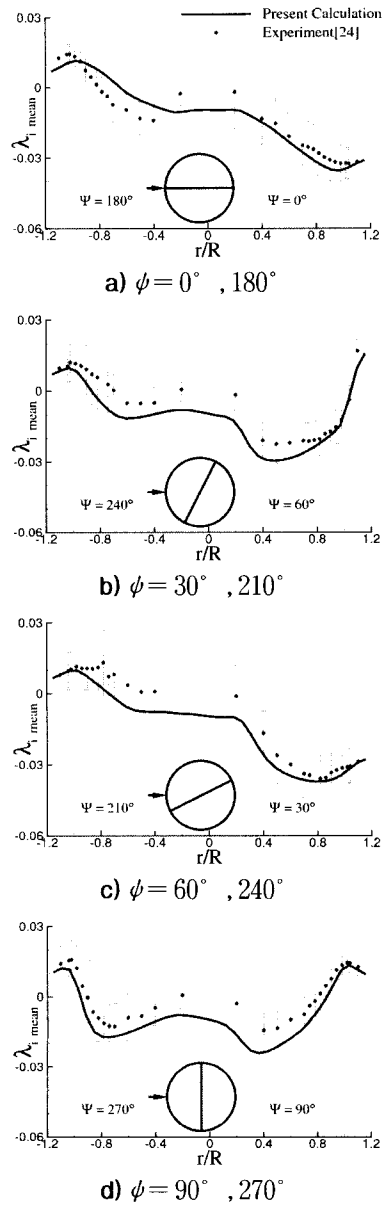


Fig. 11. Time-averaged out-of-plane induced inflow ratio distributions

(trailing edge)에서부터 와류면(vortex sheet)이 펼쳐지는 것도 잘 예측하고 있다. 동체와의 충돌 후에도 동체 아래 부분에서 끝단 와류와 와류면이 복잡하게 남아 있는 것을 볼 수 있으며, 격자 적응의 효과를 확실히 알 수 있다.

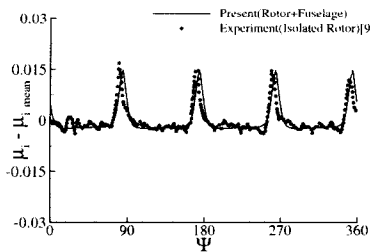
Fig. 9에는 순간적인 와류도 표면을 보인 것이다. 고정익(fixed wing)과 같이 로터 옆쪽에 흐르는 뒷전 와류의 생성을 확인할 수 있다. 많은 연구자들이 언급한 바와 같이, 동체 앞쪽에서 충돌

한 와류는 흐르지 않고 깨지게 되나 뒤쪽에서 충돌한 것은 동체를 따라 길게 흐르면서 두 개로 나뉘어지는 것을 알 수 있다. 전방에서 바라보면 동체는 끝단 와류 흐름속에 파묻혀 있어 로터와의 상호작용이 강하게 일어날 것이라는 것을 예측할 수 있다. 와류의 충돌과 일그러짐 또한 잘 나타나고 있다.

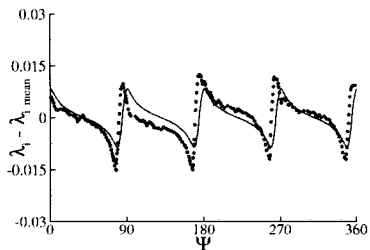
3.2 ROBIN 형상 해석

본 연구에 대한 두 번째 검증으로 NASA Langley에서 실험한[24, 25] ROBIN(ROtor Body INteraction) 형상에 대해 계산해 보았다. ROBIN 형상은 4개의 블레이드로 된 로터와 수학적 함수로 나타낼 수 있는 동체 형상을 가지고 있다. 블레이드의 단면은 NACA0012이며 종횡비 12.98의 사각형 형상을 가지고 있다. 각 블레이드는 뿌리(root)에서 끝단까지 -8도로 뒤틀려 있으며, 블레이드의 시작 위치는 로터축에서 블레이드 길이의 24%만큼 떨어져 있다. 로터축은 3도 앞쪽으로 기울어져 있다.

초기 격자는 윗 영역에 646,452개, 아래 영역에 428,831개의 셀로 이루어져 있으며 두 번의 격자 적용이 끝나면 각각 3,247,740개, 1,030,250개의 셀로 증가한다. 슬라이딩 경계는 로터면에서 블레이드 시위 길이의 약 1.66배정도 떨어진 곳에 위치한다. Fig. 10에는 2번의 적용 격자 수

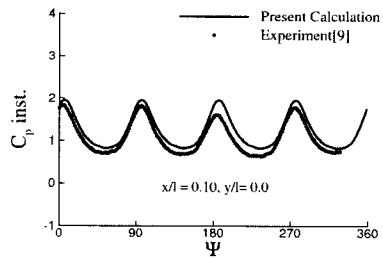


a) Inplane induced inflow

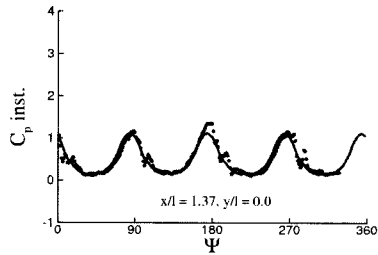


b) Out-of-plane induced inflow

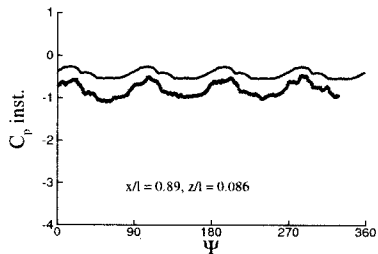
Fig. 12. Unsteady inflow variations at $\Psi=84^\circ$, $r/R=0.81$ for the ROBIN configuration



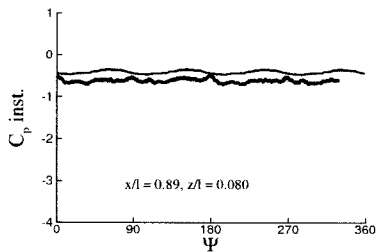
a) On top centerline ahead of pylon



b) On top centerline downstream of pylon



c) On advancing side



d) On retreating side

Fig. 13. Unsteady pressure variations at selected fuselage surface points

행을 끝낸 후 최종적으로 계산에 사용한 비정렬 격자계를 나타내었다. 해석은 윗 영역에 28개, 아래 영역에 8개의 CPU를 써서 병렬 계산을 실시하였고, 각 계산 단계마다 0.5도씩 로터를 회전시켜 로터 1회전에 약 6시간 정도 걸렸다.

본 계산은 많은 실험 결과 중 로터 끝단 마하수가 0.52이고 전진비가 0.23인 실험치와 비교하였다. 실험에서 측정된 컬렉티브 피치각은 8.16도, 종방향 사이클릭 피치각은 -1.52도, 횡방향은

4.13도이며 추력 계수는 0.006419이다. 초기 생성 격자로 21바퀴의 로터 회전동안 트림을 실시하였고 콜렉티브 피치각과 종방향, 횡방향 사이클릭 피치각은 각각 6.6도, -3.61도, 1.54도로 나타났으며, 적응 격자로 구한 추력 계수는 0.006484이다.

Fig. 11은 여러 방위각에 대하여 로터 디스크 면에서 블레이드 시위 길이의 1.15배 위쪽에서 디스크 면 바깥으로 향하는 유입속도비 분포를 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있듯이 속도의 크기나 경향, 모두 계산 결과가 측정 에러 안에서 잘 예측하고 있다. 또한 디스크 앞부분의 울림흐림도 잘 포착하고 있다.

Fig. 12에는 방위각 84도, 반경 방향으로 81%인 곳에 고정된 위치에서 측정된 비정상 유입비를 계산 결과와 비교한 것이다. 유입비의 크기 뿐만 아니라 위상도 잘 맞추고 있으나 최대값을 약간 낮게 예측하고 있다.

Fig. 13은 동체에서 측정된 비정상 압력 계수 변화를 나타낸 것이다. 동체의 위쪽 중앙을 따라서는 그 크기나 위상이 실험값과 비슷하게 잘 따라가고 있으나 옆면에서의 결과는 약간 높은 값을 나타내고 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 비정렬 적응 격자를 이용하는 비점성 병렬 유동 해석 프로그램으로 비정상 로터-동체 상호작용을 모사해 보았다. 로터와 동체 간의 효율적인 비정상 상대 운동을 구현하기 위해 유동 영역을 로터를 포함하고 회전하는 영역과 동체와 후류를 포함하고 정지되어 있는 영역으로 나누어 해석하였다. 해의 공간 해상도를 높이고 정확한 와류 포착을 위해 준 비정상 격자 적응 기법을 도입하였다. 또한 블레이드 운동에 따른 격자 변화를 다루기 위해 스프링 상사성에 기초한 격자 변형 방법을 적용하였다. 낮은 전진 비행 속도에 따른 수치적 해석의 어려움을 피하고자 저 마하수 예조건화 기법을 사용하였다. 실험값이 존재하는 Georgia Tech 형상과 NASA의 ROBIN 형상에 대한 계산을 통해, 본 연구에 사용한 방법이 비정상 로터-동체 상호작용 해석에 효율적이고 강건함을 검증하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 비행체 기술 특화 센터의 전기체 비정상 공력 해석 연구(VT-21) 과

제의 지원에 의해 수행된 결과의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Freeman, C. E., "Development and Validation of a Combined Rotor-Fuselage Induced Flow-Field Computational Method," NASA TP 1656, 1980.
- 2) Lorber, P. F., and Egolf, T. A., "An Unsteady Helicopter Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction Analysis," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 35, No. 3, 1990, pp. 32-42.
- 3) Komerath, N. M., Mavris, D. N., and Liou, S. G., "Prediction of Unsteady Pressure and Velocity over a Rotorcraft in Forward Flight," Journal of Aircraft, Vol. 28, No. 8, 1991, pp. 509-516.
- 4) Whitfield, D. L., and Jameson, A., "Three-Dimensional Euler Equation Simulation of Propeller-Wing Interaction in Transonic Flow," AIAA Paper 83-0236, 1983.
- 5) Zori, L. A. J., and Rajagopalan, R. G., "Navier-Stokes Calculations of Rotor-Airframe Interaction in Forward Flight," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 40, No. 2, 1995, pp. 57-67.
- 6) Chaffin, M. S., and Berry, J. D., "Helicopter Fuselage Aerodynamics Under a Rotor by Navier-Stokes Simulation," Journal of the American Helicopter Society, Vol. 42, No. 3, 1997, pp. 235-243.
- 7) Pandyan, M. J., Bhat, M., and Parikh, P., "Application of Unstructured Grid Methodology to Rotorcraft Flows," American Helicopter Society Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics Specialists' Meeting, Williamsburg, VA., Oct., 1997.
- 8) Lee, J.-K., and Kwon, O. J., "Predicting Aerodynamic Rotor-Fuselage Interactions by Using Unstructured Meshes," Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 146, 2002, pp. 208-216.
- 9) Boyd, Jr., D. D., Barnwell, R. W., and Gorton, S. A., "A Computational Model for Rotor-Fuselage Interactional Aerodynamics," AIAA Paper 2000-0256, 2000.

- 10) Tadghighi, H., "Simulation of Rotor-Body Interactional Serodynamics : An Unsteady Rotor Source Distributed Disk Model", American Helicopter Society 57th Annual Forum, Washington D. C., May, 2001.
- 11) Stangl, R., and Wagner, S., "Euler Simulation of a Helicopter Configuration in Forward Flight using a Chimera Technique", American Helicopter Society 52nd Annual Forum, Washington, D. C., 1996.
- 12) Boniface, J. C., Guillen, Ph., Le pape, M. C., Darracq, D., and Beaumier, Ph., "Development of a Chimera Unsteady Method for the Numerical Simulation of Rotorcraft Flowfields", AIAA Paper 97-0123, 1997.
- 13) Hariharan, N. and SanKar, L. N., "Unsteady Overset Simulation of Rotor-Airframe Interaction", Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, 2003, pp. 662-674.
- 14) Meakin, R. L., "Moving Body Overset Grid Methods for Complete Aircraft Tiltrotor Simulations", AIAA Paper 93-3350, 1993.
- 15) Potsdam, M. A., and Roget, C. S., "CFD Simulation of Tiltrotor Configurations in Hover", American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June, 2002.
- 16) 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. 61-67.
- 17) Botasso, C. L., and Shepard, M. S., "Parallel Adaptive Finite Element Euler Flow Solver for Rotary Wing Aerodynamics", AIAA Journal, Vol. 35, No. 6, 1997, pp. 937-944.
- 18) Dindar, M., Lemnios, A. Z., Shephard, M. S., and Flaherty, J. E., "An Adaptive Solution Procedure for Rotorcraft Aerodynamics", AIAA Paper 98-2417, 1998.
- 19) Kang, H. J., and Kwon, O. J., "Effect of Wake Adaptation on Rotor Hover Simulations Using Unstructured Meshes", Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 5, 2001, pp. 868-877.
- 20) Kang, H. J., and Kwon, O. J., "Unstructured Mesh Navier-Stokes Calculations of the Flowfield of a Helicopter Rotor in Hover", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 47, No. 2, 2002, pp. 90-99.
- 21) Park, Y. M., and Kwon, O. J., "Simulation of Unsteady Rotor Flow Fields Using Unstructured Sliding Meshes", American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June, 2002.
- 22) Liou, S. G., Komerath, N. M., and McMahan, H. M., "Velocity Measurements of Airframe Effects on a Rotor in Low-Speed Forward Flight", Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 4, 1989, pp. 340-348.
- 23) Brand, A. G., McMahan, H. M., and Liou, S. G., "Surface Pressure Measurements on a Body Subject to Vortex Wake Interaction", AIAA Journal, Vol. 27, No. 5, 1989, pp. 569-574.
- 24) Elliot, J. W., Altoff, S. L., and Sailey, R. H., "Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight, Volume II, Rectangular Planform Blades at an Advance Ratio of 0.23", NASA TM 100542, 1988.
- 25) Raymond, E. M., and Gorton, S. A., "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor", NASA TM 2000-210286, 2000.
- 26) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes", Journal of Computational Physics, Vol. 43, No. 2, 1981, pp. 357-372.
- 27) Holmes, D. G., and Connell, S. D., "Solution of the 2D Navier-Stokes Equations on Unstructured Adaptive Grids", AIAA Paper 89-1932, 1989.
- 28) Weiss, J. M., and Smith, W. A., "Preconditioning Applied to Variable and Constant Density Flows", AIAA Journal, Vol. 33, No. 11, 1995, pp. 2050-2057.
- 29) Thomas, P. D., and Lombard, C. K., "Geometric Conservation Law and Its Application to Flow Computations on Moving Grids", AIAA Journal, Vol. 17, No. 10, 1979, pp. 1030-1037.
- 30) Karypis, G., and Kumar, V., "Analysis of Multilevel Graph Partitioning", Technical Report TR 95-037, Department of Computer Science, University of Minnesota, 1995.
- 31) Blom, F. J., "Considerations on the

Spring Analogy", International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 32, No. 6, 2000, pp. 647-668.

32) Yang, Z., Sankar, L. N., Smith, M., and Bauchau, O., "Recent Improvement to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight", AIAA Paper 2000-0260, 2000.

33) Kim, J. M., and Komerath, N. M., "Summary of the Interaction of a Rotor-Wake with a Circular Cylinder", AIAA Journal, Vol. 33,

No. 3, 1995, pp. 470-478.

34) Leishman, J. G., and Bagai, A., "Challenges in Understanding the Vortex Dynamics of Helicopter Rotor Wakes", AIAA Journal, Vol. 36, No. 7, 1998, pp. 1130-1140.

35) 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.