

중첩 격자 기법이 적용된 대각 내재적 조화균형법을 이용한 헬리콥터 로터 블레이드의 비정상 공력 해석

임 동 균,¹ 최 성 임,¹ 김 유 진,² 권 장 혁,^{*1} 박 수 형³

¹한국과학기술원 기계항공시스템학부, ²(주)컴퓨팅브리지, ³건국대학교 항공우주정보시스템공학과

UNSTEADY AERODYNAMIC ANALYSIS OF HELICOPTER ROTOR BLADES USING DIAGONAL IMPLICIT HARMONIC BALANCE METHOD

D. K. Im,¹ S. I. Choi,¹ E. Kim,² J. H. Kwon^{*1} and S. H. Park³

¹School of Mechanical, Aerospace & Systems Engineering, KAIST

²Computing-bridge Co.

³Dept. of Aerospace Information Engineering, Konkuk Univ.

In this paper, diagonal implicit harmonic balance method with overset grid technique is applied to analyze helicopter rotor blade flow in hover and forward flight condition. The chimera grid need interpolation time with sub-grid and background grid in moving problem such as forward flight on every time step. Present method is available enough to reduce the grid module interpolation time. In order to demonstrate present method, Caradonna & Tung's and AH-1G rotor blades are used and the results are compared to other researchers' result and experimental data.

Key Words : 조화 균형법(Harmonic Balance Method), 헬리콥터 로터 유동, 중첩격자기법(Overset Method)

1. 서 론

헬리콥터 유동은 블레이드와 블레이드를 통해서 발생한 후류에 의해서 상호 간섭작용이 일어나는 복잡한 유동이며 기존의 시간 영역 기법으로 해석하기 위해서는 매우 작은 시간 간격으로 해석을 해야 하기 때문에 큰 계산 비용이 요구된다. 또한 전진 비행과 같은 블레이드의 움직임이 있는 수치모사나 혹은 블레이드에 의해서 발생한 와류를 정확히 모사하기 위해서 중첩격자와 같은 기법을 적용해 왔다[1-3]. 하지만, 중첩격자 기법은 배경격자와 내부 격자간의 보간이 필요하며 이때 매 시간마다 움직이는 내부 격자와 배경격자의 보간 시

간은 해석 시간 외에 추가적으로 계산비용을 요구하게 된다. 이러한 헬리콥터 유동을 중첩격자 기법이 적용된 주파수 영역 기법으로 해석하면 초기 블레이드의 한 주기의 움직임에 대해서 보간을 수행한 후 해석을 수행하기 때문에 매우 효율적인 계산이 이루어 질 수 있다. Hall 등[4]은 처음으로 주파수 영역기법인 조화균형법을 제안하였으며 터보 기계의 내부 유동을 효율적으로 해석 가능함을 보여주었다. McMullen 등 [5-6]은 조화균형법과 다른 비선형주파수영역기법을 제안하였으며 주기를 모르는 유동에 대해서도 해석할 수 있음을 보여주었다. Gopinath 등[7]은 비선형주파수영역기법의 비효율적인 계산과정을 푸리에 배열행렬을 적용하여 Time Spectral Method를 제안하였으며 진동하는 이차원 날개를 효율적으로 해석 가능함을 보여주었다. 또한 시간과 공간에 대해서 주기적인 문제인 헬리콥터 로터 문제를 조화균형법으로 해석 가능함을 Ekici 등[8]이 보여주었다. Choi 등[9-10]은 Time Spectral Method를 통해서 유체와 구조를 연계하여 헬리콥터 로터 유동을 해석하였으며 adjoint 민감도 기법을 적용하여 형

Received: December 26, 2011, Revised: March 23, 2012,

Accepted: March 24, 2012.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2012.17.1.070>

© KSCFE 2012

상 최적화를 수행하였다. 국내에서는 임동균 등[11-12]에 의해서 내재적 조화균형법을 개발하였으며 기존의 외재적 조화균형법에 비해서 매우 빠르게 수렴 가능함을 보여주었다. 이러한 주파수 영역기법은 시간에 따라 주기적인 비정상 유동을 시간영역기법에 비해서 빠르게 해석할 수 있음을 보여주었을 뿐만 아니라 공간에 대해서도 동일하게 주기적인 문제에서도 효율적으로 해석 가능함을 보여주었다. 하지만 기존에 개발된 주파수 영역 기법들은 외재적 시간적분법을 적용하기 때문에 조화함수의 수를 증가시켜서 계산하는 데에 어려움이 있으며 CFL수에 제한을 두고 계산이 이루어져야 한다. 또한 헬리콥터 로터 유동은 복잡한 유동이 예상되기 때문에 조화함수의 수를 증가시켜서 계산이 이루어져야 한다.

본 연구에서 개발된 중첩격자 기법이 적용된 대각 내재적 조화균형법은 내재적 수렴성을 나타내고 조화함수의 수와 무관하게 수렴 가능하므로 헬리콥터 로터 블레이드 문제를 보다 효율적으로 해석 가능할 것으로 여겨진다.

2. 본 론

2.1 대각 내재적 조화 균형법

기존 해석자의 지배방정식을 이용하여 주파수 영역 기법의 지배방정식을 유도해 보면, 먼저 일반적인 시간영역의 지배방정식을 식 (1)과 같이 나타내며 주파수 영역 기법을 적용하기 위해 지배방정식의 해인 Q 값과 잔류치인 R 값이 주파수 ω 로 시간에 주기적이라고 가정하고 충분한 조화함수의 수 N_H 를 이용하여 푸리에 급수로 Q 와 R 을 식 (2)와 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$F(t) = \frac{dQ(t)}{dt} + R(t) = 0 \tag{1}$$

$$Q(t) = \hat{Q}_0 + \sum_{n=1}^{N_H} (\hat{Q}_{cn} \cos(\omega nt) + \hat{Q}_{sn} \sin(\omega nt)) \tag{2}$$

$$R(t) = \hat{R}_0 + \sum_{n=1}^{N_H} (\hat{R}_{cn} \cos(\omega nt) + \hat{R}_{sn} \sin(\omega nt)) \tag{3}$$

식 (1)에 대입하여 각각의 계수를 비교하여 행렬식으로 나타내면 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\omega A \hat{Q} + \hat{R} = 0 \tag{4}$$

여기서, \hat{Q} 와 \hat{R} 이 서로 비선형관계에 있으므로 식 (4)를 직접 해석하는 것은 매우 어려우므로 Hall 등[4]이 제안한 푸리에 변환식을 이용하여 시간 영역으로 식 (4)를 역변환시킨다. 먼저 주기($T = 2\pi/\omega$)를 등간격($\Delta t = 2\pi/(N_T\omega)$)으로 하여

Q 와 R 값을 나타내고 그 다음 푸리에 변환식을 이용해서 \hat{Q} 와 \hat{R} 을 식 (5)와 식 (6)과 같이 나타낸다.

$$\hat{Q} = \mathcal{J} Q_{hb} \tag{5}$$

$$\hat{R} = \mathcal{J} R_{hb} \tag{6}$$

주파수 영역으로 변환된 지배방정식인 식 (4)에 식 (5)와 식 (6)을 대입하여 다시 정리하면 식 (7)과 같다. 이때 유속항의 계산을 용이하게 하기 위해서 유속항에 곱해지는 푸리에 변환식의 역행렬을 곱하여 $D (= \mathcal{J}^{-1} A \mathcal{J})$ 으로 치환하여 나타내었다.

$$\omega A \mathcal{J} Q_{hb} + \mathcal{J} R_{hb} = \omega \mathcal{J}^{-1} A \mathcal{J} Q_{hb} + \mathcal{J}^{-1} \mathcal{J} R_{hb} = 0 \tag{7}$$

$$\omega D Q_{hb} + R_{hb} = 0$$

가상시간 전진기법(Pseudo Time Stepping)을 적용하여 조화균형 지배방정식을 다시 표현하면 최종적으로 식 (8)을 얻을 수 있게 된다.

$$\frac{dQ_{hb}}{d\tau} + R_{hb} + \omega D Q_{hb} = 0 \tag{8}$$

기존의 조화 균형법은 외재적 기법으로 해를 구하며 수렴 안정성을 위해서 CFL 수의 제한을 주었다. 최근 조화 원천항과 유속항 모두를 내재적으로 적용하기 위한 노력이 진행 중이지만[13-15], 조화 원천항을 내재적으로 적용하였을 경우 발생하는 유속 자코비안 행렬을 효율적으로 해결하지 못하고 있는 실정이다. 즉, 사용된 임의의 가정으로 조화 함수의 적용 가능한 개수의 제한을 받을 뿐만 아니라 계산 비용과 지배 방정식의 복잡성이 문제가 되고 있다. 이에 본 연구에서는 아래와 같은 부분 내재적 시간 전진 기법을 제안하여 이상의 문제를 해결하였다.

조화 원천항을 외재적으로 처리하고 잔류치를 내재적으로 처리하여 식 (8)을 2차원 지배방정식에 적용하여 식 (9)와 같이 나타낸다. 여기서, 유속항에 선형화 기법을 적용하여 식 (9)를 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dQ}{d\tau} + \frac{dE^{n+1}}{d\xi} + \frac{dF^{m+1}}{d\eta} + \omega D Q^n = 0 \tag{9}$$

$$\frac{\Delta Q^n}{\Delta \tau} + \frac{\partial}{\partial \xi} A \Delta Q^n + \frac{\partial}{\partial \eta} B \Delta Q^n \tag{10}$$

$$= -\frac{\partial E^n}{\partial \xi} - \frac{\partial F^n}{\partial \eta} - \omega D Q_{k=1, N_T}^n$$

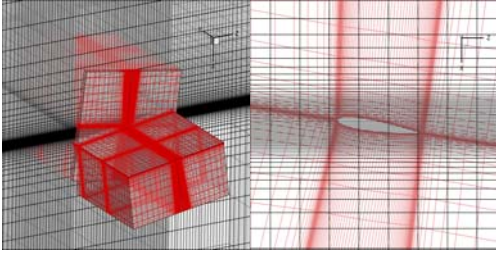


Fig. 1 Grid(Caradonna & Tung's rotor blade(Euler), 21×67×105, 89×97×97)

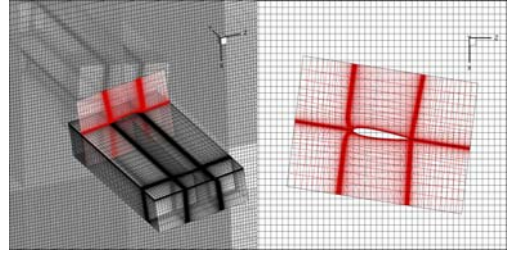


Fig. 2 Grid(Caradonna & Tung's rotor blade(N-S), 97×106×217, 155×239×239)

유속 자코비안 행렬인 A 와 B 는 각 요소가 4×4 행렬의 $N_T \times N_T$ 행렬이며 유속벡터 각각의 유속항은 각각의 보존 변수만의 함수이므로 대각항을 제외한 나머지 항은 모두 0으로 간주할 수 있기 때문에, 식 (11)과 같이 간략화된 내재적 유속 자코비안 행렬을 얻을 수 있게 된다. 여기서 주목할 지점은 간략화된 대각항이 기존의 유속 자코비안 행렬과 같다는 점이다. 따라서 조화균형법의 추가적인 자코비안 행렬을 별도로 처리하지 않고서도 조화 균형법을 적용할 수 있게 된다.

$$T_n = (I + \Delta t \tau_\xi A + \Delta t \tau_\eta B)_n, n = 1, 2, \dots, N_T \quad (11)$$

최종적으로 식 (12)와 같이 부분 내재적 기법이 적용된 식으로 나타낼 수 있으며, 조화원천항만 추가하여 기존 수치해석 기법으로 조화 균형법을 적용할 수 있게 된다.

$$\begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ \vdots \\ T_{N_T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta Q_1 \\ \Delta Q_2 \\ \vdots \\ \Delta Q_{N_T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ \vdots \\ S_{N_T} \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기에서, $S_n = -\frac{\partial E_n}{\partial \xi} - \frac{\partial F_n}{\partial \eta} - \omega D_{n,k} Q_{k=1..N_T}$

다중격자 기법은 정상 유동을 해석할 때 수렴가속화 기법으로 잘 알려진 방법이다. 하지만 비정상 유동을 해석할 때, 기존의 시간 영역 기법인 이중 시간 적분법을 이용할 경우 내부 반복횟수로 시간 전진을 수행하기 때문에 수렴가속화에 큰 이득은 없다. 하지만 주파수 영역 기법을 적용할 경우 비정상 유동을 기존의 정상 유동 해석 기법을 적용하여 해석할 수 있기 때문에 다중격자 기법을 적용할 경우 수렴 성능을 향상시킬 수 있다. 본 연구에서는 톱니 사이클의 다중 격자 기법을 적용하였다[16].

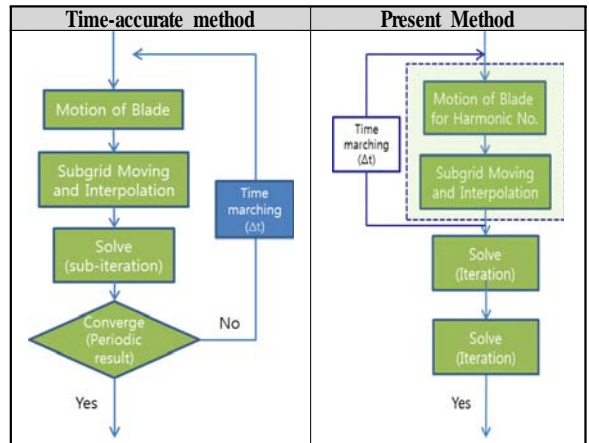
2.2 격자계 구성

3차원 비정상 Euler 및 N-S방정식을 이용하여 헬리콥터 로

터 블레이드의 제자리 비행과 전진 비행을 수치 해석하였다. 제자리 비행 및 무양력 전진비행에 적용된 로터 형상은 Caradonna & Tung의 블레이드를 적용하였으며 이때 스펠길이는 6.0과 7.0이다[17]. 전진비행은 AH-1G 로터 블레이드 형상을 적용하였으며 중횡비는 9.8이다[18]. 제자리 비행 비점성 유동해석을 위해서 내부격자는 $21 \times 67 \times 105$ 크기의 H-형태의 격자로 구성되어 있으며 윗면과 아랫면을 각각 구성하여 2개 블레이드 로터를 해석하였다. 이때 코드방향으로 65개 격자를 주었다. 배경격자는 $89 \times 97 \times 97$ 의 크기로 정사각형 형태이며 스펠길이의 10배 크기로 구성하였다. 점성 유동 해석을 위해서 배경격자를 등간격으로 조밀하게 구성하였다. 특히 내부격자 주변의 격자크기를 블레이드 시위길이의 0.1c크기로 균등하게 구성하므로 와류의 영향이 소산되는 것을 방지하고자 하였다. 배경격자 크기는 $155 \times 239 \times 239$ 이며 내부격자는 H 형태의 격자로 구성되었으며 점성 영역을 고려하기 위해 y+를 약 1이 되도록 하였으며 크기는 $97 \times 106 \times 217$ 의 크기로 구성하였다. 이때 코드방향으로 129개 격자를 주었다. Fig. 1은 제자리 비행에 적용된 비점성 격자계를 나타내며 Fig. 2는 점성 격자계를 보여준다.

기존의 시간영역 기법에서 비정상 유동해석 시 중첩격자계

Table 1 Flow chart



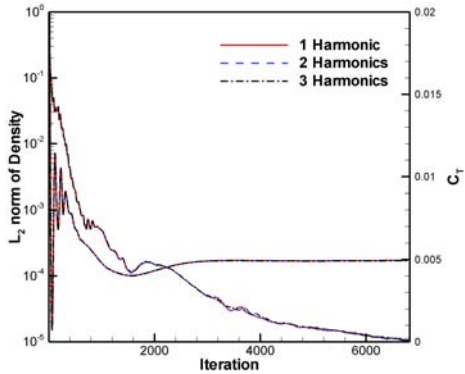


Fig. 3 Convergence of L2norm of density and thrust coefficient (Euler)

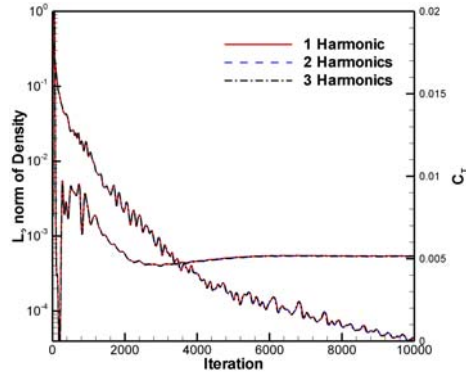


Fig. 4 Convergence of L2norm of density and thrust coefficient (N-S)

기법을 적용하면 Table 1의 왼쪽과 같이 매시간 전진할 때 마다 배경격자와 내부격자사이를 보간해야 한다[1-3, 19]. 비점성 유동은 해석 격자가 비교적 크지 않지만 점성 유동을 고려한 해석을 할 때 격자수가 매우 크기 때문에 매시간간격마다 보간할 때 소요되는 비용이 무시할 수 없게 된다. 하지만 본 연구에서는 Table 1의 오른쪽과 같이 해석 초기에 한 주기 (one cycle)의 조화함수에 해당하는 수 만큼의 격자를 보간해서 해석을 하기 때문에 중첩격자기법을 적용해서 점성 비점성 유동 해석 시에 매우 크게 계산시간을 절감할 수 있다.

2.3 수치해석 결과

본 연구의 효율적인 수치해석을 위해서 비점성 유동은 i7 Core PC Cluster 20개의 CPU를 적용하였으며 점성유동은 56개의 CPU를 이용하여 병렬 처리 하였다. 또한 각각의 노드는 8G의 메모리로 조화함수를 증가시키는데 큰 문제가 없도록 하였다.

2.3.1 제자리 비행

해석 조건으로 가장 많이 비교되어지는 Caradonna & Tung의 실험 조건을 적용하였다[17]. 블레이드 형상은 단면이 NACA0012 익형으로 비틀림과 테이퍼가 없는 직사각 블레이드로 블레이드 길이는 3.75ft(1.143m)이고, 종횡비는 6이다. 이러한 형상에서 받음각 8°에서 익단 속도 0.439와 0.877로 점성과 비점성 제자리 비행하는 문제를 적용하였다. 블레이드 표면 압력 분포를 실험결과 및 시간영역 기법의 결과와 비교하였으며 제자리 비행하는 문제이기 때문에 조화함수를 최대 3개 적용하여 해석하였다.

가. 마하수 0.439

먼저, 끝단 마하수 0.439일 때 해석을 수행하였다. Fig. 3은 비점성 유동을 해석하였을 때의 잔류치와 추력계수의 수렴곡

선을 나타내며 조화함수를 증가시켰을 경우에도 조화함수의 수와 무관한 수렴성을 보여준다. 또한 점성 유동의 수렴성에 대해서는 Fig. 4에 나타내었다. 제자리 비행이므로 추력계수는 시간에 따라 변하지 않고 수렴함을 알 수 있으며 모든 조화함수에서 동일한 결과값으로 수렴함을 알 수 있다. Table 2에서 본 연구의 해석결과와 실험결과 및 선행연구자[2-3]와의 결과를 비교하여 추력계수 및 토크와 FM을 나타내었다. 추력계수는 대부분 실험결과와 유사하게 나타남을 알 수 있으며 선행연구자들의 결과와 비교할 때 비교적 유사하게 나타남을 확인할 수 있다. 하지만 점성과 비점성에 적용된 블레이드의 표면 격자수를 동일하게 적용하지 않고 비점성에 65개, 점성에 129개로 차이를 두었기 때문에 비점성 추력계수가 더 작게 나타남을 알 수 있다. 본 해석 조건이 조화함수를 증가시켜도 큰 변화가 없음을 볼 때, 회전방향에 따라 공력특성이 시간에 따라 크게 변화가 없음을 예상할 수 있다.

압력분포를 실험값과 비교하기 위해서 스펙위치 0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96에서 압력계수를 실험값과 비교하였다. Fig. 5에서 각각의 스펙 위치에서 압력계수를 비교하여 나타내었다. 검은색은 비점성 결과이고 빨간색은 점성 해석 결과를 나타낸다. 블레이드 중심에서부터 끝단으로 이동하면서 압력계수

Table 2 Thrust coefficient (M=0.439)

	CT	CQ	FM
Experiment[17]	0.0046		
Ahmod[3]	0.0047	0.00051	0.44
Kim [2]	0.0051	0.00049	0.53
N-S(1 Harmonic)	0.0051	0.00049	0.53
N-S(2 Harmonics)	0.0051	0.00049	0.53
N-S(3 Harmonics)	0.0051	0.00049	0.53
Euler(1 Harmonic)	0.0049		
Euler(2 Harmonic)	0.0049		
Euler(3 Harmonic)	0.0049		

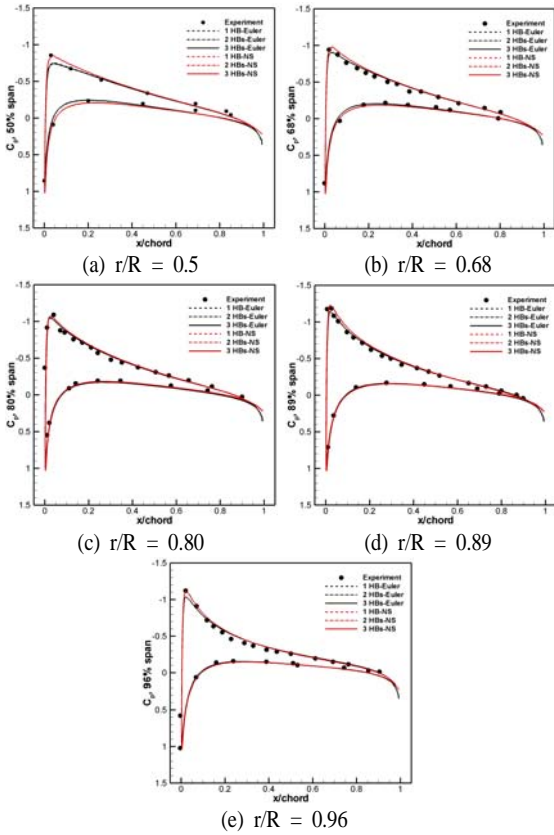


Fig. 5 Pressure coefficient distribution on blade surface (M=0.439)

분포를 볼 때, 각각의 조화함수에 따라 동일한 결과를 나타내며 실험결과와 비교할 때 서로 유사한 결과를 보여줌을 확인할 수 있다. 또한 점성 유동의 해석 결과가 비교적 실험결과에 유사한 것을 확인할 수 있다.

Fig. 6에서 블레이드 스패 방향으로 추력계수 분포를 실험값과 비교하여 나타내었다. 점성유동 해석 결과가 좀 더 크게 나타나는데 선형연구자들의 결과와 비교할 때 조밀한 격자에 서 큰 결과를 보여준 것과 유사하다고 판단할 수 있다[2-3].

B. 끝단 마하수 0.877

두 번째 제자리 비행 조건으로 블레이드 끝단 마하수 0.877, 받음각 8°에 대해서 해석하였다. 끝단 마하수가 천음속 영역이기 때문에 블레이드 표면에 충격파가 발생할 것으로 예상되며 이러한 비선형 영역에서 동일하게 주파수 영역기법을 적용하여 해석을 하였고 실험결과와 비교하였다. Fig. 7은 블레이드의 0.68, 0.80, 0.89, 0.96 위치에서 압력 분포를 실험결과를 서로 비교하여 나타낸 것이다.

충격파가 발생하는 부분에서도 조화함수 1개를 적용하였을

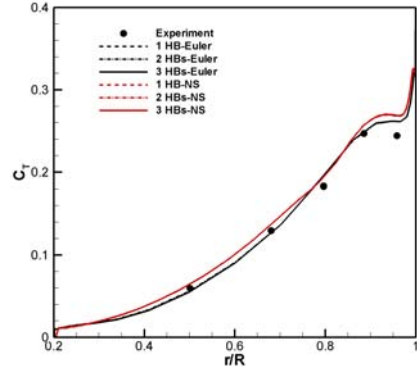


Fig. 6 Sectional thrust (M=0.439)

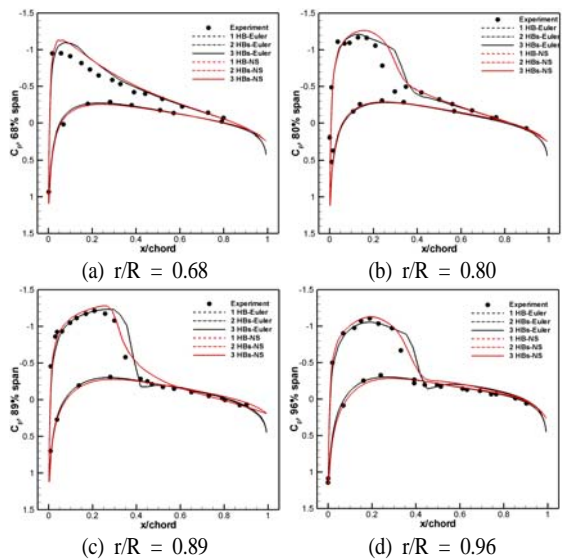


Fig. 7 Pressure coefficient distribution on blade surface (M=0.877)

때 충분히 실험결과와 유사함을 알 수 있으며 모든 위치에서 서로 동일한 결과를 보여준다. 또한 점성 유동의 해석 결과가 좀 더 충격파의 위치에 근접함을 알 수 있으며 앞전의 peak 값도 비점성 해석에 비해서 크게 해석됨을 알 수 있다. 이러한 이유로 Fig. 8에서와 같이 블레이드 스패 방향의 단면 추력계수 분포를 비교할 때 비점성 유동의 결과보다 비교적 큰 값으로 분포함을 알 수 있다.

2.3.2 무양력 전진 비행

본 연구에서 무양력 전진 비행의 수치 해석 조건으로 Caradonna & Tung의 실험 조건을 적용하였다[17]. 계산 조건은 Pitch와 Flap의 움직임이 없으며 collective pitch 각이 0°으로 오직 전진 속도만이 고려된다. 이러한 이유로 전진 비행

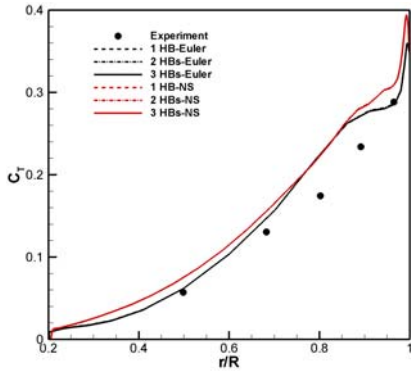


Fig. 8 Sectional Thrust (M=0.877)

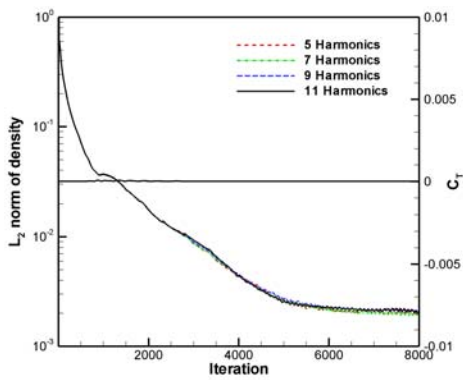


Fig. 9 Convergence of l2norm of density (non-lifting forward flight)

검증에 많이 사용된다. 종횡비는 7, Tip Mach 수는 0.8, 전진 비는 0.2이다.

Table 3은 조화함수 0을 기준으로 무차원화한 계산시간을 나타낸다. 조화함수를 증가시켜가며 선형으로 계산시간이 증가함을 알 수 있으며 이때의 중첩격자 보간 시간을 함께 나타내었다. 평균 한단계 전진하는데 필요한 보간 시간이 약 3.8초인 것을 고려할 때, 시간영역 기법으로 1° 로 약 6회 회전해서 해석을 수행한다면 보간시간만 약 2시간 이상이 소요되게 된다. 하지만 본 연구의 기법을 적용하면 11개의 조화함수를 적용할 지라도 2분 미만으로 충분함을 알 수 있다.

Fig. 9는 조화함수에 따른 수렴곡선을 나타내며 최대 11개

Table 3 Non-dimensional time and grid module time at different harmonics (non-lifting forward flight)

No. of Harmonics	CPU time (T/T0 HB)	Grid Module time (sec)
5	6.08	42
7	14.51	57
9	18.62	70
11	23.71	85

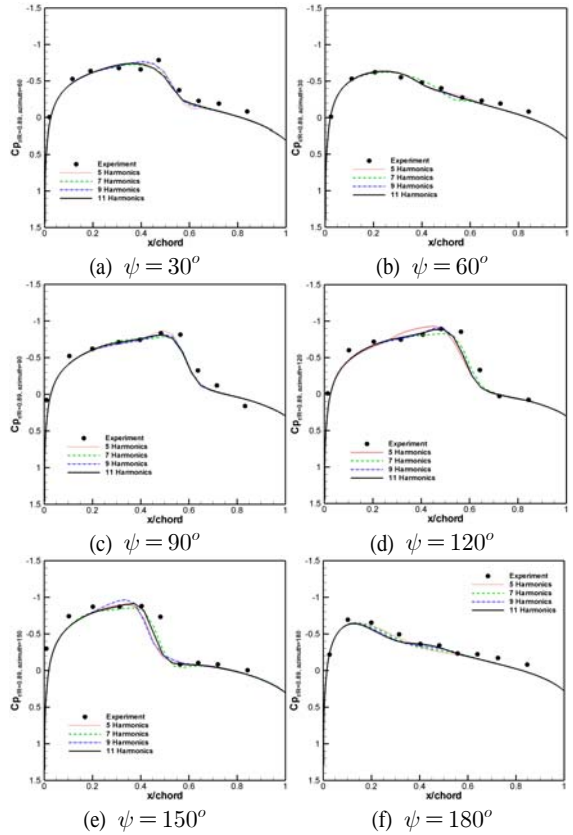


Fig. 10 Pressure coefficient distribution on blade surface (r/R=0.89, non-lifting forward flight)

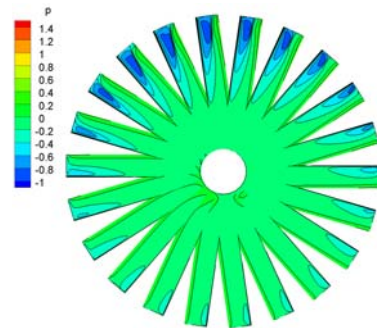


Fig. 11 Surface pressure contours in different harmonics (non-lifting forward flight)

의 조화함수를 적용하였다. 조화함수의 수와 무관하게 유사한 수렴성을 보여준다. Fig. 9를 볼 때, 1.0e-3 수준의 수렴성을 나타내지만 후력계수의 수렴성을 볼 때, 0으로 수렴됨을 확인할 수 있다.

Fig. 10은 블레이드 표면 89%에서 회전각에 따라 압력계수

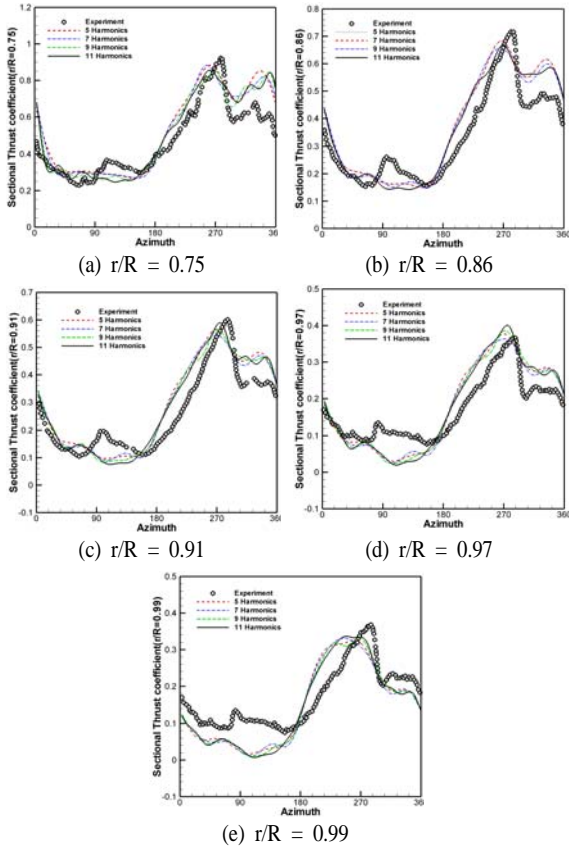


Fig. 12 Sectional thrust with azimuth

분포를 비교하여 나타낸 것이다. 전진면에서 강한 충격과 나타남을 확인할 수 있으며 대부분의 조화함수를 적용할 때 비교적 서로 유사함을 알 수 있습니다.

Fig. 11은 전진 비행 시의 표면 압력 분포를 나타낸다. 전진 방향은 가로방향(Y축)과 평행한 방향이다. Fig. 11은 조화함수 5개를 적용하였을 때의 표면 압력분포를 보여준다. 전진하는 방향으로 강한 충격과 발생함을 관찰할 수 있다.

Table 4 Pitching and flapping condition for AH-IG forward flight

Degree	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}	β_{1c}	β_{1s}
Experiment[5]	6.0	1.7	-5.5	2.13	-0.15

Table 5 Averaged thrust coefficient (AH-IG, M=0.65, $\mu=0.19$)

	CT	CQ
Experiment	0.00464	0.000220
5 Harmonics	0.00474	0.000223
7 Harmonics	0.00468	0.000218
9 Harmonics	0.00467	0.000221
11 Harmonics	0.00467	0.000220

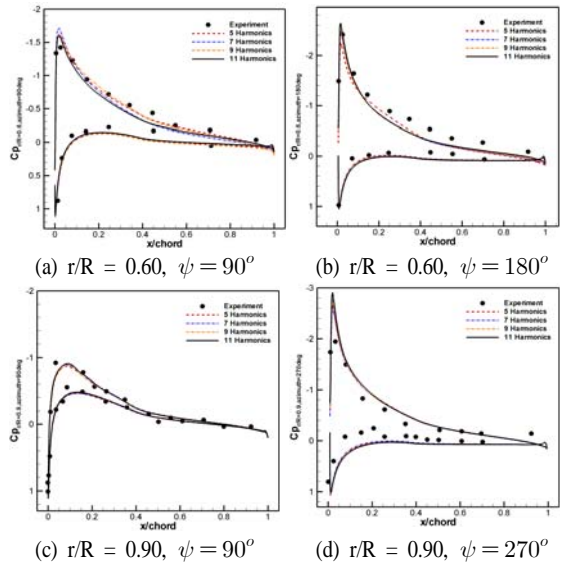


Fig. 13 Pressure coefficient distribution(AH-IG forward flight)

2.3.3 전진 비행

무양력 전진비행과 달리 블레이드의 pitching과 flapping 움직임이 있는 주기적인 양력 비행 해석을 수행하였다. 해석에 사용된 블레이드는 AH-IG 헬리콥터 로터 블레이드로 점성유동을 고려하였으며 움직임은 식 13, 식 14와 Table 4와 같은 실험조건을 적용하였다.

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c}\cos(\psi) + \theta_{1s}\sin(\psi) \tag{13}$$

$$\beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1c}\cos(\psi) + \beta_{1s}\sin(\psi) \tag{14}$$

해석 조건은 블레이드 끝단 마하수 0.65, 전진비 0.19이며 실험에 의한 평균추력 계수는 0.00464이다[18].

Table 5는 평균추력계수를 조화함수를 증가시켜가며 계산하였을 때와 비교하였다. 비교적 7개이상에서 실험 추력계수와 유사한 결과를 나타냄을 알 수 있다. Fig. 12는 스펙트럼치 (r/R) 0.75, 0.86, 0.91, 0.97, 0.99에서 방위각에 따른 단면 추력 계수를 나타낸다. 방위각이 90°에서 즉 전진면에서 약한 BVI 현상이 나타남을 확인할 수 있다.

Fig. 13은 r/R=0.6, 0.91 위치에서 방위각에 따른 블레이드 표면 압력계수를 나타낸다. 블레이드 안쪽부분과 끝부분의 압력계수가 비교적 실험값에 근사함을 확인할 수 있다.

3. 결론

본 연구에서는 헬리콥터 로터 유동을 해석하기 위해서 중첩 격자기법이 적용된 대각 내재적 조화근형법을 적용하였다.

제자리 비행 및 전진 비행을 해석하였으며 해석 결과를 실험과 비교하였고 유사한 결과를 보여주었다.

주파수 기법으로 비정상 유동 해석에 대한 계산시간을 단축시킨 것 외에 중첩 격자를 적용하기 위해 필요한 보간시간을 초기 격자 움직임에 대해서 고려하기 때문에 기존의 시간영역 비정상 유동 해석기법에 비해서 계산비용을 절감할 것으로 예상된다.

후 기

이 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2011-0003387)

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD 100048JD)

참고문헌

- [1] 2009, 임동균, 위성용, 김유진, 권장혁, 이덕주, 박수형, 정기훈, 김승범, "중첩격자를 이용한 제자리 및 전진 비행하는 헬리콥터 로터의 비정상 공력해석," *한국항공우주학회지*, 제37권, 제3호, pp.215-223.
- [2] 2008, 김지웅, 박수형, 유영훈, 김유진, 권장혁, "중첩격자를 이용한 제자리비행 로터 해석 코드의 수치특성," *한국항공우주학회지*, 제36권, 제8호, pp.719-727.
- [3] 1996, J. Ahmad and E.P. Duque, "Helicopter Rotor Blade Computation in Unsteady Flows Using Moving Overset Grids," *Journal of Aircraft*, Vol.33, No.1, pp.54-60.
- [4] 2002, Hall, K.C., Thomas, J.P. and Clark, W.S., "Computation of Unsteady Nonlinear Flows in Cascades Using a Harmonic Balance Technique," *AIAA Journal*, Vol.40, No.5, pp.879-886.
- [5] 2002, McMullen, M., Jameson, A. and Alonso, J., "Application of a Non-Linear Frequency Domain Solver to the Euler and Navier-Stokes Equations," *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.
- [6] 2006, McMullen, M., Jameson, A. and Alonso, J., "Demonstration of Nonlinear Frequency Domain Methods," *AIAA Journal*, Vol.44, No.7, pp.1428-1435.
- [7] 2005, Gopinath, A.K. and Jameson, A., "Time Spectral Method for Periodic Unsteady Computations over Two- and Three-Dimensional Bodies," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.
- [8] 2008, Ekici, K., Hall, K.C. and Dowell, E.H., "Computationally Fast Harmonic Balance Methods for Unsteady Aerodynamic Predictions of Helicopter Rotors," *Journal of Computational Physics*, Vol.227, pp.6206-6225.
- [9] 2008, Choi, S., and Datta, A., "CFD Prediction of Rotor Loads Using Time-Spectral Method and Exact Fluid-Structure Interface," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii.
- [10] 2008, Choi, S., Potsdam, M., Lee, K., Iaccarino, G., and Alonso, J. J., "Helicopter Rotor Design Using a Time-Spectral and Adjoint-Based Method," *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, British Columbia, Canada.
- [11] 2010, 임동균, 박수형, 권장혁, "다중격자 기법이 적용된 효율적인 조화 균형법 개발," *한국전산유체공학회지*, 제15권, 제4호, pp.76-84.
- [12] 2010, 임동균, 박수형, 권장혁, "부분 내재적 조화 균형법을 이용한 주기적인 2차원 비정상 유동 해석," *한국항공우주학회지*, 제38권, 제12호, pp.1153-1161.
- [13] 2009, Woodgate, M.A. and Badcock, K.J., "Implicit Harmonic Balance Solver for Transonic Flow with Forced Motions," *AIAA Journal*, Vol.47, No.4, pp.893-901.
- [14] 2009, Cagnone, J.S. and Nadarajah, S.K., "Implicit Nonlinear Frequency-Domain Spectral-Difference Scheme for Periodic Euler Flow," *AIAA Journal*, Vol.47, No.2, pp.361-372.
- [15] 2009, Thomas, J.P., Custer, C.H., Dowell, E.H. and Hall, K.C., "Unsteady Flow Computation Using a Harmonic Balance Approach Implemented about the OVERFLOW 2 Flow Solver," *19th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*.
- [16] 2003, Park, S.H., "Prediction Methods of Dynamic Stability Derivatives Using the Navier-Stokes Equations," *Ph.D. Dissertation*, Dept of Aerospace Engineering, KAIST, Daejeon, Korea.
- [17] 1981, Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA TM-81232*.
- [18] 1988, J. L. Cross and M. E. Watts, "Tip Aerodynamics and Acoustics Test: A Report and Data Survey," *NASA-RP-1179*, NASA Ames Research Center.
- [19] 2003, Park, S.H., Kim, Y.S. and Kwon, J.H., "Prediction of Damping Coefficients Using the Unsteady Euler Equations," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.40, No.3, pp.356-362.