論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.6.519

전진비행하는 UH-60A 헬리콥터 전기체 형상에 대한 유동 해석

이희동*, 권오준**, 강희정***

Numerical Flow Simulation of a UH-60A Full Rotorcraft Configuration in Forward Flight

Hee Dong Lee*, Oh Joon Kwon* and Hee Jung Kang*

ABSTRACT

In the present study, unsteady calculations have been performed to simulate flows around a UH-60A full configuration including main rotor, fuselage, and tail rotor. A flow solver developed for helicopter aerodynamic analysis was used for the simulation of the complete helicopter in high-speed and low-speed forward flight. Unsteady vibratory loads on the main rotor blades were compared with flight test and other calculated data for the assessment of the present flow solver. Aerodynamic interaction of the three components of the helicopter was investigated by comparing with the results of main-rotor-alone, main rotor and fuselage, and tail-rotor-alone configurations. It was found that the existence of the fuselage has an effect on the normal force distribution of the main rotor by varying downwash distribution on the rotor disc, and tip vortices trailed from the main rotor strongly interact with the tail-rotor.

초 록

본 연구에서는 주로터, 동체, 그리고 꼬리로터를 포함한 UH-60A 전기체 형상에 대한 비정상 유동 해석을 수행하였다. 개발된 로터해석용 유동 해석코드를 이용하여 고속 전진 비행 및 저속 전진비행 조건에 대한 해석을 수행하였으며, 해석코드의 검증을 위해 주로터에서의 비정상 공력 하중을 비행시험 및 타 연구자들의 해석 결과와 비교하였다. 주로터만 존재하는 형상, 주로터와 동체만 존재하는 형상, 그리고 꼬리로터만 존재하는 형상에 대한 해석 결과를 전기체 형상에 대한 해석 결과와 비교함으로써 헬리콥터 각 컴포넌트 간의 공기력 간섭현상을 분석하였다. 동체는 주로터에서 발생하는 내리흐름 분포를 변화시킴으로써 주로터의 수직력 분포를 변화시키는 요인이 됨을 확인하였으며, 주로터 끝단으로부터 발생한 와류와 꼬리로터 블레이드가 충돌함에 따라 강한 간섭현상이 발생함을 확인하였다.

Key Words : Full Helicopter Configuration(헬리콥터 전기체), Unsteady Flow Analysis(비정상 유동 해석), Forward Flight(전진비행), Aerodynamic Interaction(공기력 간섭)

† 2010년 3월 25일 접수 ~ 2010년 5월 25일 심사완료

* 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

교신저자, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 과학로 335

*** 정희원, 한국항공우주연구원 로터팀

I. 서 론

전진비행하는 헬리콥터 주로터 주위에서는 방위각에 따른 국부 자유류의 변화 및 강한 끝단와류의 영향으로 다양한 형태의 비정상 유동 현상

이 발생한다. 방위각에 따른 국부 자유류의 변화에 의해 비대칭적인 공력하중이 전진면과 후퇴면에서 발생하며, 전진면에서는 국부 마하수의 증가에 따른 충격파가 발생하고 후퇴면에서는 유동 박리에 따른 동실속 현상이 나타날 수 있다. 비대칭적인 공력하중과 회전운동에 따른 원심력으로 인해 주로터 블레이드는 복잡한 플랩핑/리드-래그/피칭 운동을 하게 된다. 또한 블레이드 끝단 영역에서의 집중된 공력하중에 의해 발생하는 끝단 와류는 로터면 주위에 머물면서 뒤이은 블레이드와 상호간섭(BVI, blade-vortex interaction)하게 되고, 이는 진동 및 소음의 주요 원인이 된다. 이와 같이 전진비행하는 헬리콥터 주위 유동은 주기적인 블레이드 운동, 끝단와류에 의한 BVI, 전진면에서의 충격파, 후퇴면에서의 실속 등 다양한 형태의 유동이 나타나며 원천적으로 비정상적인 특성을 가진다.

주로터뿐만 아니라 동체 및 꼬리로터를 포함하는 헬리콥터 전기체 형상에서는 주로터로부터 발생한 끝단와류 및 후류가 동체 및 꼬리로터의 공력하중에 영향을 미치며, 또한 동체와 꼬리로터의 존재는 주로터의 공력하중을 변화시키는 요인이 된다. 이와 같은 헬리콥터 각 컴포넌트간의 상호작용에 의한 공력 특성 변화는 항공기 전기체의 진동 및 소음 특성을 변화시킬 뿐만 아니라 전반적인 비행특성 및 조종특성의 변화를 초래한다. 더욱이 최신 헬리콥터의 경우 고기동성을 확보하기 위해 고하중(high disk loading)의 주로터를 사용하며, 허브에 의한 항력을 감소시키기 위해 가능한 작은 주로터-동체 간격을 가지도록 설계된다. 고하중의 로터는 더욱 강한 끝단와류 및 후류를 발생시키고, 주로터-동체 간격의 감소로 인해 각 컴포넌트간의 간섭현상은 더욱 증폭된다. 그러므로 주로터-동체-꼬리로터 상호간의 간섭현상의 이해는 최신의 고성능/저소음 헬리콥터의 설계를 위해 필수적인 요소로 인식되고 있다[1].

수치 기법 및 컴퓨터 성능의 눈부신 발달에 힘입어 헬리콥터 주위 유동에 대한 Euler 및 Navier-Stokes 해석이 보편적으로 수행되고 있다. Euler/Navier-Stokes 해석은 대부분 주로터 주위 유동에 대해서만 국한되어 수행되어 왔으며[2-5], 최근에는 동체 또는 꼬리로터를 포함한 해석이 시도되고 있다[6-9]. 그러나 주로터, 동체, 그리고 꼬리로터를 모두 포함하는 헬리콥터 전기체 형상에 대한 수치 연구는 아직 미미한 실정이며, 각 컴포넌트 간의 간섭현상에 대한 체계적인 분석을 수행한 경우는 거의 없다.

본 연구에서는 헬리콥터 주위 유동 해석을 위해 비정렬 혼합 격자 기반으로 개발된 로터 해석용 코드[10]를 이용하여 전진비행하는 UH-60A 헬리콥터 전기체 형상에 대한 비점성 비정상 해석을 수행하였다. 주로터-동체-꼬리로터의 상대운동을 모사하기 위해 격자계 이동이 독립적이고 유연한 비정렬 중첩격자기법[11]을 적용하였다. 로터 블레이드는 구조변형이 없는 강체로 가정하여 계산하였으며, 존재하는 실험 결과와의 공력 데이터 비교를 위해 주로터 트림을 수행하였다. 계산은 전진면에서 충격파가 발생하는 고속 전진 비행 조건과 BVI 현상이 발생하는 저속비행조건에 대해 수행되었다. 고속비행에 비해 각 컴포넌트간의 간섭효과가 크게 발생하는 저속 비행조건에 대해 주로터-동체-꼬리로터 상호간의 간섭현상에 대한 분석을 시도하였다.

II. 수치기법

2.1 로터 유동 해석 코드

전진비행하는 헬리콥터 전기체 형상에 대한 유동해석을 수행하기 위해 비정렬 혼합격자 기반의 로터해석용 유동코드[10]를 사용하였다. 본 연구에서 사용한 로터해석용 유동코드는 Euler 방정식을 지배방정식으로 사용하며, 격자점 중심의 비정렬 유한 체적법을 이용하여 지배방정식을 차분화한다. 비점성 대류항 계산을 위해 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)을 사용하였으며, 최소자승법에 기초한 유동 변수 재구성기법을 이용하여 공간에 대한 이차 정확도를 확보하였으며, 충격파와 같은 불연속면에서의 비물리적인 수치진동을 방지하기 위해 Venkatakrishnan의 기울기 제한자를 적용하였다. 이차 정확도 Euler 후방 차분에 기반한 내재적 시간 적분법을 사용하였으며, 최종적으로 얻어지는 선형 시스템은 point Gauss-Seidel 방법을 이용하여 풀이된다. 또한, 주로터-동체-꼬리로터 시스템과 같이 상대운동이 존재하는 문제를 해석하기 위해 격자계 이동이 독립적이고 유연한 비정렬 중첩격자기법[11]을 사용하였으며, 계산 시간 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해 MeTis 라이브러리를 이용하여 계산영역을 분할하고 MPI 라이브러리를 통해 계산영역간의 자료교환이 이루어지는 SPMD(single program multiple data)방식의 병렬화 기법을 사용하였다.

개발된 로터해석용 유동코드는 RANS방정식을 풀이하는 점성해석이 가능하나, 복잡한 전기체 형상에 대한 대규모 해석을 수행하는 본 연구에

서는 소요 계산 시간을 줄이기 위해 비점성 계산을 수행하였다.

2.2 블레이드 운동 및 주로터 트림

전진비행하는 로터 블레이드는 회전운동뿐만 아니라 방위각에 따른 양력 불균형과 회전운동에 따른 원심력으로 인해 주기적인 플랩핑 및 피칭 운동이 동반된다. 방위각에 대한 로터 블레이드의 플랩핑각 β 와 피치각 θ 은 다음과 같이 주기함수로 표현된다.

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

여기서 β_0 는 양력과 원심력에 의해 발생하는 코닝각(coning angle)이고, β_{1c} 와 β_{1s} 는 각각 종방향 및 횡방향(longitudinal and lateral) 플랩핑각이다. 그리고 θ_0 는 추력의 크기를 결정하는 콜렉티브(collective) 피치각이며, θ_{1c} 와 θ_{1s} 는 각각 횡방향 및 종방향(lateral and longitudinal)의 조종성을 결정하는 사이클릭 피치각이다.

일반적으로 관성 좌표계에서 로터 블레이드 운동은 삼차원 Eulerian 각도법으로 표현될 수 있다. Eulerian 각도법은 삼차원 공간상에서 임의의 방향을 표현하는 방법으로 x-y-z축을 조합함으로써 나타난다. 로터의 회전축이 z축이고 방위각 0도와 90도가 각각 x축, y축과 일치하는 좌표계에서의 피칭, 플랩핑, 그리고 회전 운동에 따른 블레이드 좌표변환은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix}\quad (2)$$

여기서 (x_0, y_0, z_0) 는 블레이드가 방위각 0도, 즉 x축과 일치되었을 때의 좌표를 의미한다. 식 (2)는 +x방향으로 피치각, -y방향으로 플랩핑각, 그리고 +z방향으로 방위각에 대한 좌표변환을 순차적으로 적용한 것이다.

전진비행하는 로터 주위의 유동해석 결과를 풍동실험 또는 비행시험 해석결과와 비교하기 위해서는 추력 및 모멘트를 주어진 값과 일치시키는 과정, 즉 트림과정이 요구된다. 헬리콥터의 자유비행 트림(free-flight trim)은 주어진 비행조건에 대해 힘 및 모멘트 평형을 이용하여 피치각, 플랩핑각, 헬리콥터 동체의 자세, 받음각 및 옆미

끄럼각, 그리고 꼬리로터 콜렉티브 피치각을 구하는 과정이다. 이와 같은 자유비행 트림은 공력 하중 뿐만 아니라 각 컴포넌트에 대한 자체 하중에 대한 정보가 요구되나, 본 연구의 해석 대상인 UH-60A는 각 컴포넌트의 하중 정보가 공개되지 않았다. 그러므로 본 연구에서는 참고문헌 [2]에서 제시된 바와 같이 주어진 주로터 추력과 허브에서의 모멘트를 이용하여 주로터의 콜렉티브 피치각과 사이클릭 피치각만을 계산하는 주로터 트림을 수행하였다. 특정한 속도로 전진비행하는 로터의 추력 및 모멘트 계수는 다음과 같이 피치각으로 표현된다.

$$\begin{aligned}C_T &= C_T(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \\ C_{Mx} &= C_{Mx}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}) \\ C_{My} &= C_{My}(\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s})\end{aligned}\quad (3)$$

여기서, C_T 는 추력 계수를 의미하고, C_{Mx} 와 C_{My} 는 각각 롤링과 피칭모멘트를 나타낸다. 식 (3)의 비선형 방정식의 해를 구하기 위해 Newton-Raphson 반복법을 사용하였으며, 피치각 계수 θ_0 , θ_{1c} , θ_{1s} 에 대한 C_T , C_{Mx} , C_{My} 의 변화율은 유한차분형태로 계산하였다.

III. 결과 및 토의

본 절에서는 전진비행하는 헬리콥터 전기체 형상에 대한 비정상 비점성 유동해석 결과를 제시한다. 동체 및 꼬리로터를 포함하는 UH-60A 전기체 형상에 대해 고속 및 저속 전진비행에서의 유동해석을 수행하였으며, 해석결과를 비행시험 결과 및 타연구자들의 계산 결과와 비교함으로써 본 연구에서 사용한 로터해석용 유동코드의 정확도를 확인하였다. 그리고, 주로터만 존재하는 형상, 주로터-동체만 존재하는 형상, 그리고 꼬리로터만 존재하는 형상에 대한 해석결과를 전기체 형상에 대한 해석결과와 비교함으로써 주로터-동체-꼬리로터 간섭현상을 분석하였다.

3.1 UH-60A 형상정보 및 해석조건

UH-60A의 비행시험은 NASA/Army UH-60A Airloads Program[12]의 일환으로 1993년부터 1994년에 걸쳐 수행되었으며, 다양한 비행조건에 대한 방대한 공력데이터가 존재하여 로터해석용 코드의 검증에 널리 사용되어 왔다[3-5, 15]. 비행시험으로부터 얻어진 데이터는 참고문헌 [13]에 정리되어 있으나, 승인된 연구자들에게만 제한적으로 제공되고 있다. 본 연구에서는 공개된 문헌[3-5,14-17]으로부터 얻은 형상 및 비행조건, 그리고 시험결과 값을 이용하였다.

표 1. UH-60A 형상 정보

main rotor	number of blades	4
	airfoil	SC1095/SC1094R8
	radius	322 in
	chord	20.9 in
	aspect ratio	15.41
	twist(non-linear)	-16 °
	tip sweep (aft)	20 °
	solidity	0.0826
tail rotor	RPM	258
	number of blades	4
	airfoil	SC1095
	radius	66 in
	chord	9.72 in
	aspect ratio	6.79
	twist	-18 °
	solidity	0.1875
fuse-lage	RPM	1190
	cant angle	20 °
	length	607.5 in
fuse-lage	width	93 in

(b) 전기체 형상 및 각 컴포넌트의 위치
그림 1. UH-60A 주로터 및 전기체 형상

표 1은 공개된 문헌으로부터 얻은 UH-60A 전기체의 주로터, 꼬리로터, 그리고 동체의 형상 정보를 정리한 것이다. 주로터는 완전관절형의 허브시스템과 네 개의 블레이드로 구성되어 있다. SC1095와 SC1094R8의 익형단면을 가지는 블레이드는 16도의 비선형적인 비틀림이 존재하며, $r/R=0.93$ 부터 20도의 aft sweep각을 가진다. 또한 $r/R=0.73\sim0.87$ 영역에서는 trim tab이 존재한다. 주로터 블레이드 형상에 관한 정보는 참고문헌 [16]에 자세히 기술되어 있으며, 본 연구에서 사용한 주로터 블레이드 형상을 그림 1의 (a)에 나타내었다. 꼬리로터는 SC1095 익형 단면을 가

표 2. 계산에 사용된 비행시험 조건

flight counter	μ	C_T	M_{tip}	α_s
C8534	0.368	0.006942	0.642	-7.31°
C8513	0.150	0.006281	0.644	0.76°

지는 네 개의 블레이드로 구성되며, 각 블레이드는 -18도의 비틀림각을 가진다. 그리고 UH60A의 꼬리로터는 그림 1의 (b)에서와 같이 20도의cant각을 가진다. 꼬리로터의 반경은 주로터 반경의 0.2배 정도이나, 주로터에 비해 4.6배 높은 각속도로 회전하므로, 끝단속도는 주로터와 유사하다. 주로터, 꼬리로터, 그리고 동체의 상대적인 위치는 참고문헌 [17]을 기준으로 결정하였으며, 이를 그림 1의 (b)에 나타내었다. 그림에서의 상대 위치는 station 좌표계로 나타내었으며, FS(fuselage station)은 기체의 종방향 좌표성분, WL(water line)은 기체의 윗방향 좌표성분, 그리고 BL(butt line)은 기체의 횡방향 좌표성분이다. UH-60A의 경우 주로터와 꼬리로터 블레이드 끝단간의 간격은 FS방향으로 2.8인치, WL방향으로 9.7인치이며 최단 거리는 10인치로 주로터 반경의 3%에 지나지 않는다.

UH-60A의 비행시험[14]은 다양한 하중계수(weight coefficient) 및 전진속도에 대해 수행되었다. 본 연구에서는 비교적 많은 데이터가 공개된 전진비(advancing ratio, μ) 0.368, 0.15 두 비행조건에 대해 계산을 수행하였다. 계산에 사용한 두 비행조건에 대한 주로터 추력계수(C_T), 끝단속도(M_{tip}), 그리고 주로터 shaft angle(α_s)을 표 2에 정리하여 나타내었다. 고속 전진비행하는 C8534에서는 로터 전진면에서 강한 충격파가 발생하는 조건이며, 저속으로 전진비행하는 C8513은 블레이드-와류 간섭현상이 지배적으로 나타나는 조건이다.

3.2 고속 전진비행 유동해석(C8534)

전진면에서 충격파가 발생하는 고속 전진비행 조건은 로터 해석용 comprehensive code들의 결과가 비행시험과 매우 큰 차이를 보이는 경우로서, 가장 널리 해석되는 조건이다[3-5].

본 연구에서 사용하는 로터해석용 코드의 정확성을 확인하기 위해 시험데이터와 타 연구자들 해석결과가 공개된 고속 비행시험 조건에 대한 유동해석을 수행하였다. 계산은 주로터 뿐만 아니라 동체 및 꼬리로터를 포함하는 전기체 형상에 대해 수행되었으며, 각 컴포넌트에 대해 독립적인 격자계를 생성하고 이를 중첩시킴으로써 상

대운동을 모사할 수 있는 비정렬 중첩격자기법을 사용하였다. 각 격자계는 동체와 전체 유동장을 포함하는 주격자계, 주로터 블레이드에 대한 네 개의 부격자계, 그리고 꼬리로터를 포함하는 부격자계로 구성된다. 전체 격자계는 1,790,435개의 격자점과 9,694,372개의 사면체 격자요소를 가지도록 생성되었으며, 각 격자계에 대한 격자점 수와 사면체 요소 수를 표 3에 나타내었다. 그림 2는 전기체 형상에 대해 생성된 표면격자와 내부 격자분포를 나타낸 것이다. 주로터와 꼬리로터의 후류를 포착하기 위해 주로터 끝단영역 및 꼬리로터 영역에 조밀한 격자를 분포시켰으며 밀집된 영역에서의 최소 격자크기는 0.2 시위길이로 결정되었다. 주로터가 0.5도씩 회전하도록 시간간격을 결정하였으며 주로터가 7회전할 때까지 비정상 계산을 수행하였다. 계산은 Intel I7 920 CPU로 구성된 PC-cluster에서 160개의 코어(CPU 40개)를 이용하여 수행되었으며, 주로터가 7회전하는 데 약 35시간이 소요되었다.

비정상 공력 하중을 시험결과 및 타 연구자들의 계산 결과와 비교하기 위해 주로터 트림과정을 수행하였다. 트림은 2.2절에 언급한 바와 같이 주어진 추력계수($C_T = 0.006942$)와 일치하도록 콜렉티브 및 사이클릭 피치각을 조절하는 과정으

표 3. 고속 전진비행 해석에 사용된 격자 정보

	No. of vertices	No. of tetra
FS	628,566	3,615,690
MR(x4)	238,160	1,245,743
TR	209,229	1,095,710
total	1,790,435	9,694,372

그림 2. 비정렬 삼각형 표면 격자 및 격자 분포 ($\mu = 0.368$)

로, 2회의 주로터 회전을 한 주기로 3번의 피치각 조절을 통해 트림 계산을 수행하였다. 주로터 트림을 통해 최종적으로 조절된 피치각을 표 4에 나타내었으며, 트림과정에서의 추력 및 롤링/피칭 모멘트의 변화 및 피치각의 변화를 그림 3에 나타내었다. 트림된 콜렉티브 피치각은 실험치에 비해 다소 낮게 예측되었으며, 이는 동일한 받음각에서 양력을 높게 계산하는 비점성 해석의 특성이다.

그림 4는 방위각에 따른 수직력($C_n M^2$)과 평균을 제외한 피칭모멘트($C_m M^2$) 변화를 블레이드 세 스펠 위치에 대해 나타낸 것으로, 비행시험 및 Postdam등[3]의 계산 결과와 비교한 것이다. 그림에서 CAMRAD는 lifting-line theory에 기초한 comprehensive code의 결과를 나타낸 것이고, OVERFLOW+CAMRAD는 RANS CFD코드인 OVERFLOW를 CAMRAD와 연계해서 계산한 결과를 나타낸 것으로, 두 경우 모두 구조변형이 고려된 계산 결과이다. CAMRAD의 계산에서는 음의 수직력 피크에서 25도 정도의 위상차가 발생하고 피칭모멘트의 요동 진폭을 정확하게 예측하지 못하고 있다. 이에 반해 OVERFLOW+CAMRAD에서는 정확하게 수직력의 피크를 예측하고 있으며 피칭 모멘트의 요동 또한 실험치와 근접한 결과를 보이고 있다. 본 계산 결과 또한 음의 수직력 피크와 피칭모멘트 크기를

표 4. 주로터 블레이드 플랩핑 및 피치각 ($\mu = 0.368$)

	flapping			pitching		
	β_0	β_{1c}	β_{1s}	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}
flight test	3.77°	1.12°	2.32°	14.00°	7.87°	-8.65°
present	3.77°	1.12°	2.32°	8.99°	5.89°	-2.69°

(a) 공력 계수 (b) 피치각

그림 3. 주로터 트림에 따른 공력 계수 및 피치각 변화($\mu = 0.368$)

그림 4. 방위각에 따른 수직력 및 피칭모멘트 변화($\mu=0.368$)

그림 5. 주로터 블레이드 단면 $r/R=0.965$ 에서의 압력분포($\mu=0.368$)

비교적 정확하게 예측하고 있다. 그러나 OVERFLOW+CAMRAD의 결과에 비해 다소 낮은 정확성을 보이고 있음을 확인할 수 있다. 이러한 오차는 블레이드를 강체로 가정함으로써 구조 변형 효과를 포함하지 않았으며, 비점성 가정을 사용하여 점성의 효과를 고려하지 않았기 때문인 것으로 판단된다.

그림 5는 주로터 블레이드 단면 $r/R=0.965$ 에서의 압력분포를 각 방위각에 대해 나타낸 것으로, 방위각 90도에서 음의 양력이 발생하고 아랫면에서 강한 충격파가 나타나는 고속비행조건 현상을 정확히 포착하고 있음을 확인할 수 있다.

그림 6은 표면에서의 압력 분포와 초음속 영역을 나타낸 것으로 아랫면뿐만 아니라 윗면에서도 초음속영역이 발생하며, 꼬리로터에서도 부분적으로 초음속영역이 나타나고 있음을 확인할 수 있다.

그림 7은 로터의 와류를 λ_2 -criteria를 이용하여 가시화한 것이다. 주로터 블레이드에서는 블

그림 6. 방위각에 따른 압력분포 및 음속선도($\mu=0.368$)

그림 7. 전기체 형상에 대한 와류 시각화($\mu=0.368$)

레이드 끝단와류 뿐만 아니라 aft-sweep이 시작 되는 위치에서도 와류가 생성되며, 주로터 블레이드로부터 생성된 와류는 높은 전진속도 ($\mu=0.368$)와 큰 shaft angle($\alpha_s=-7.31^\circ$)로 인해 빠른 속도로 로터면을 벗어나게 되어 BVI현상은 거의 발생하지 않는다. 다만, 그림 4(b) $r/R=0.865$ 에서의 급작스러운 피칭모멘트의 요동으로부터 확인할 수 있듯이 방위각 90도 영역에서는 약한 BVI 현상이 발생한다.

3.3 저속 전진비행 유동해석(C8513)

전진비가 0.15인 저속 전진비행조건은 블레이드-와류 간섭(BVI)에 의해 진동하는 주로터 공력하중이 발생하는 조건이다.

계산은 고속 전진비행의 경우와 동일하게 동체, 주로터 블레이드, 그리고 꼬리로터를 포함하는 전기체 형상에 대해 수행하였다. BVI현상을 보다 정확하게 포착하기 위해 전진비행조건에서 사용한 격자에 비해 보다 조밀한 격자계를 사용하였으며, 전체 격자계는 2,672,641 개의 격자점과 14,678,695 개의 사면체 격자요소로 구성된다. 각 격자계에 대한 격자점 수와 사면체 요소 수는 표 5에 정리하여 나타내었다. 그림 8은 전기체 형상에 대해 생성된 표면격자와 내부 격자분포를 나타낸 것으로, 주로터 블레이드와 꼬리로터 블레이드가 존재하는 영역에 조밀한 격자를 분포되었음을 확인할 수 있다. 밀집된 영역에서의 격자크기는 주로터 블레이드 시위 길이의 0.15배이다. 고속 전진비행 계산에서와 동일한 시간간격을 이용하여 비정상 해석을 수행하였으며, 주로터가 7회전한 이후 계산을 종료하였다. 계산은 Intel I7 920 CPU로 구성된 PC-cluster에서 160개의 코어(CPU 40개)를 이용하여 수행되었으며, 전체 계산은 80.5시간이 소요되었다.

고속 전진비행 조건과 동일한 방식으로 주로터 트림을 수행하였으며, 최종적으로 조절된 피치각을 표 6에 나타내었다. 그림 9는 트림과정에서의 추력 및 롤링/피칭 모멘트의 변화와 피치각의 변화를 나타낸 것으로, 고속 전진비행에서의 트림과 유사하게 시험비행에서의 결과보다 낮은 피치각으로 수렴되었다.

표 5. 저속 전진비행 해석에 사용된 격자 정보

	No. of vertices	No. of tetra
FS	1,226,497	7,113,877
MR(x4)	311,097	1,627,361
TR	201,756	1,055,374
total	2,672,641	14,678,695

표 6. 주로터 블레이드 플랩핑 및 피치각 ($\mu=0.15$)

	flapping			pitching		
	β_0	β_{1c}	β_{1s}	θ_0	θ_{1c}	θ_{1s}
flight test	3.32°	1.34°	1.11°	6.70°	4.29°	-3.02°
present	3.32°	1.34°	1.11°	4.31°	2.77°	0.33°

그림 8. 비정렬 삼각형 표면 격자 및 격자 분포($\mu=0.15$)

그림 9. 주로터 트림에 따른 공력 계수 및 피치각 계수($\mu=0.15$)

그림 10은 방위각에 따른 수직력($C_n M^2$)과 평균을 제거한 피칭모멘트($C_m M^2$)를 블레이드 세스팬 위치에 대해 나타낸 것으로, 비행시험 및 Postdam등[3]의 계산 결과와 비교한 것이다. 블레이드 와류 간섭현상(BVI)으로 인해 수직력 및 피칭모멘트가 방위각 90도와 270도에서 요동치는 것을 확인할 수 있다. OVERFLOW+CAMRAD의 경우 BVI에 의한 공력 요동을 CAMRAD의 결과에 비해 더욱 정확하게 포착하고 있다. 본 연구의 해석 결과의 경우 비행시험 결과와 유사한 수

그림 10. 방위각에 따른 수직력 및
피칭모멘트 변화($\mu=0.15$)

그림 11. 전기체 형상에 대한 와류 분포
($\mu=0.15$)

직력 변화 형태를 보이고 있으나 다소의 위상차가 발생하고 있으며, BVI에 의해 나타나는 방위각 90도 및 270도에서의 피칭모멘트의 요동이 낮게 예측되고 있다. 이러한 오차는 비점성 가정 및 강체 블레이드 가정 뿐만 아니라 수치점성으로 인해 끝단와류가 소산되어 정확하게 BVI 현상을 포착하지 못하였기 때문으로 판단된다.

그림 11은 로터의 와류를 λ_2 -criteria를 이용하여 가시화 한 것이다. 고속 전진비행 조건과 달

리 저속 전진비행의 경우, 주로터 블레이드로부터 생성된 와류는 낮은 전진 속도 및 shaft angle로 인해 로터면에 머물면서 뒤이은 블레이드와 간섭현상이 발생한다. 또한 방위각 90도와 270도 끝단에서 끝단와류들의 중첩에 의해 발생하는 강한 디스크와류(disk vortex)의 존재를 확인할 수 있다.

3.4 주로터-동체-꼬리로터 간섭현상

주로터, 동체, 그리고 꼬리로터를 포함하는 헬리콥터 전기체 형상(MR+FS+TR)에서의 각 컴포넌트 상호간의 간섭현상을 분석하기 위해, 주로터 및 동체만 존재하는 형상(MR+FS), 주로터만 존재하는 형상(MR), 그리고 꼬리로터만 존재하는 형상(TR)에 대한 계산을 저속 전진비행 조건에 대해 추가적으로 수행하였다. 추가적인 계산은 MR+FS+TR 형상에 대한 결과와의 직접적인 비교를 위해 MR+FS+TR 형상으로부터 얻어진 피치각을 이용하였으며, 유사한 밀집도를 가지는 격자계에 대해 동일한 시간 간격을 이용하여 수행되었다.

그림 12는 동체 및 꼬리로터가 주로터에 미치는 영향을 확인하기 위해 형상에 따른 수직력 분포 차이를 나타낸 것이다. 그림 12의 (b)는 MR+FS 형상의 수직력 분포와 MR 형상의 수직력 분포의 차이를 나타낸 것으로 주로터 추력성분에 미치는 동체의 영향을 보여주고 있다. 동체로 인해 방위각 180도 영역에서의 수직력은 증가되나, 방위각 0도에서의 수직력은 감소함을 확인할 수 있다. 이러한 주로터 수직력의 변화는 그림 12의 (e)에 도시한 바와 같이 동체에 의해 앞부분에서는 올림흐름(upwash)이 발생하고 뒷부분에서는 내림흐름(downwash)이 발생하기 때문에 나타난다. 즉, 방위각 180도에서는 올림흐름에 따른 유효받음각의 증가로 수직력이 증가하고, 방위각 0도에서는 내림흐름의 증가에 따른 유효받음각의 감소로 인해 수직력이 감소된다. 그림 12의 (c)는 MR+FS+TR 형상과 MR+FS 형상의 수직력 분포 차이를 나타낸 것으로, 꼬리로터가 주로터에 미치는 영향을 나타내고 있다. UH-60A의 꼬리로터는 cant각을 가지고 top-aft 방식으로 회전하며, 주로터 블레이드의 플랩핑 운동이 없는 경우 최단거리는 10인치에 불과하다. 그러므로 꼬리로터의 회전에 의해 방위각 0도 부근에서 미세한 수직력의 변화가 발생한다. 그림 12의 (d)는 MR+FS+TR 형상의 수직력 분포와 MR형상에서의 수직력 분포 차이를 나타내고 있으며, 동체 효과와 꼬리로터 효과가 동시에 발생함을 확인할 수 있다. 그림 13은 MR+FS+TR, MR+FS, 그리고

그림 12. 주로터의 수직력분포에 대한 동체 및 꼬리로터의 영향

MR의 세 형상에 대한 비정상 수직력 및 피칭모멘트의 변화를 비교한 것이다. 그림 12에서와 같이 180도 부근에서는 수직력이 증가하고 0도와 360도 부근에서는 수직력이 감소하는 동체 효과를 확인할 수 있다. 이러한 동체 효과는 대부분 inboard 영역에서는 나타난다. 꼬리로터가 포함되지 않는 MR 형상 및 MR+FS 형상에 비해, 꼬리로터가 포함되는 MR+FS+TR의 경우 방위각 0도 부근에서 꼬리로터에 의한 피칭모멘트 요동이 발생한다. 이와 같은 꼬리로터 효과는 주로터 끝단부근에서만 국부적으로 발생한다. 그러므로, 동체의 존재는 주로터의 수직력을 변화시키는 주요 요인이 되며, 꼬리로터의 존재는 주로터의 수직력 보다 피칭모멘트를 변화시키는 주요 요인이 됨을 알 수 있다.

그림 14는 MR+FS+TR 형상과 MR+FS 형상에서의 추력방향 동체하중을 나타낸 것으로, 방위각에 따른 비정상 하중과 주파수에 대한 PSD(power spectral density)를 동시에 나타낸

그림 13. 주로터 공력계수에 대한 동체 및 꼬리로터의 영향

그림 14. 동체하중에 대한 주로터 및 꼬리로터 효과

것이다. MR+FS의 경우 동체하중은 4/rev으로 진동하는 형태를 가지며 이는 네 개의 주로터 블레이드가 회전함에 따라 나타나는 효과(mainrotor passage effect)이다. MR+FS+TR의 경우 4/rev의 진동에 18/rev~19/rev의 고주파 진동이 더해져서 동체하중이 나타난다. 표 1에 따르면, 꼬리로터는 주로터에 비해 약 4.6배 빨리 회전하므로 18.4/rev의 주파수로 동체에 영향을 미치게 된다. 그러므로 그림 14에서 나타나는 고주파 진동은 꼬리로터의 회전에 따른 효과(tailrotor passage effect)로 판단할 수 있다.

그림 15. 꼬리로터하중에 대한 주로터 끝단와류의 영향

그림 16. 꼬리로터 블레이드와 주로터 끝단와류간의 간섭현상

그림 15는 MR+FS+TR 형상과 TR 형상에서의 수직방향 꼬리하중을 주로터 3회전에 대해 나타낸 것이다. 꼬리로터만 존재하는 TR 형상에서의 꼬리로터 하중은 18.4/rev의 주파수를 가지며 규칙적으로 진동하는 반면에, MR+FS+TR 형상에서의 꼬리로터 하중은 주로터 및 동체의 영향으로 불규칙한 진폭을 가지고 진동하는 특성을 보인다. 특히, 주로터 블레이드 중 하나가 방위각 20도에 위치하고 꼬리로터 블레이드 중 하나가 방위각 86도 부근에 위치하는 경우 꼬리로터 하중의 진폭 크기가 순간적으로 감소하는 경향을 보이고 있다. 이는 주로터로부터 발생한 끝단와류가 꼬리로터 블레이드와 간섭하기 때문에 나타나는 현상으로, 이를 확인하기 위해 주로터가 8.81

회전(방위각 290도) 부근에 위치했을 때의 와류 분포를 그림 16에 나타내었다. 주로터 끝단으로부터 생성된 와류가 방위각 290도에서 꼬리로터 블레이드와 간섭하는 것을 확인할 수 있으며, 꼬리로터 하중이 집중되는 블레이드 끝단부분과 와류가 충돌하게 되어 간섭효과가 더욱 크게 발생하는 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 헬리콥터 로터 주위의 유동 해석을 위해 비정렬 중첩격자기법을 기반으로 개발된 유동 해석 코드를 이용하여 UH-60A 헬리콥터 전기체 형상에 대한 전진비행 해석을 수행하였다. 계산은 전진면에서 충격파가 발생하고 음의 양력이 발생하는 고속 전진비행 조건과 주로터 BVI에 의해 공력의 진동이 발생하는 저속 전진비행 조건에 대해 수행되었다. 계산된 비정상 공력하중을 존재하는 비행시험 결과 및 타연구자들의 해석결과와 비교하였으며, 정성적으로 유사한 결과를 보였다. 그러나, 본 연구에서는 블레이드를 강체로 가정하고 점성의 효과를 배제함으로써 시험결과와 다소 오차가 발생하는 것을 확인하였다. 보다 정확한 해석을 위해서는 유체-구조 연계해석을 통해 블레이드의 변형이 고려되어야 하며, 국부적으로 발생할 수 있는 유동 박리 및 실속 현상을 정확히 모사하기 위해 점성 효과가 포함된 RANS 해석이 필요할 것으로 판단된다.

전기체 형상뿐만 아니라 주로터만 존재하는 형상, 주로터-동체만 존재하는 형상, 그리고 꼬리로터만 존재하는 형상에 대한 해석 결과를 비교함으로써 주로터-동체-꼬리로터 상호간의 간섭현상을 분석하였다. 동체의 존재는 주로터면에서의 내리흐름 분포를 변화시켜, 방위각 180도 부근에서는 주로터 추력을 증가시키는 요인이 되며 방위각 0도 부근에서는 추력을 감소시키는 요인이 됨을 확인하였다. 그리고 꼬리로터는 주로터의 추력성분에는 영향이 미미하나 0도 방위각의 끝단부분에서 피칭모멘트의 요동을 발생시킴을 확인하였다. 또한, 주로터 끝단으로부터 발생한 와류와 꼬리로터 블레이드가 충돌함에 따라 강한 간섭현상을 발생하는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형 헬기 민군겸용 구성품 개발사업(KARI주관) 연구결과중 일부임.

참고문헌

- 1) Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics", Second Edition, Cambridge University Press, New York, 2006.
- 2) Yang, Z., Sanka, L. N., Smith, M. J., and Bauchau, O., "Recent Improvements to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight", *Journal of Aircraft*, V. 39, N. 5, 2002, pp. 804-812.
- 3) Postdam, M., Yeo, H., and Johnson, W., "Rotor Airloads Prediction Using Loose Aerodynamic/Structural Coupling", *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, Baltimore, MD, June, 2004.
- 4) Datta, A., Sitaraman, J., Chopra, I., and Baeder, J. D., "CFD/CSD Prediction of Rotor Vibratory Loads in High-Speed Flight", *Journal of Aircraft*, V. 43, N. 6, 2006, pp. 1698-1709.
- 5) Ananthan, S., Baeder, J. D., and Sitaraman, J., Hahn, S., Iaccarino, G., "Hybrid Unsteady Simulation of Helicopters : HUSH", *AIAA Paper 2008-7339*, 2008.
- 6) Nam, H. J., Park, Y. M., and Kwon, O. J., "Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Interaction Using Unstructured Adaptive Meshes", *Journal of American Helicopter Society*, V. 51, N. 2, 2006, pp. 141-149.
- 7) 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, 2006.
- 8) Yang, C., Aoyama, T., Kondo, N., and Saito, S., "Aerodynamic/Acoustic Analysis for Main Rotor and Tail Rotor of Helicopter", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical And Space Sciences*, V. 51, N. 171, 2008, pp. 28-36.
- 9) Dietz, M., Kessler, M., and Kramer, E., "Trimmed Simulation of a Complete Helicopter Configuration Using Fluid-Structure Coupling", *High Performance Computing in Science and Engineering '07*, Transactions of the High Performance Computing Center, Stuttgart, 2007, pp. 487-501.
- 10) 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, 2007.
- 11) 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*, 2007.
- 12) Kufeld, R. M., Balough, D. L., Cross, J. L., Studebaker, K. F., Jennison, C. D., and Bousman, W. G., "Flight Testing the UH-60A Airloads Aircraft", *American Helicopter Society 50th Annual Forum*, 1994.
- 13) Bousman, W. G. and R. M. Kufeld, "UH-60A Airloads Catalog", *NASA TM-2005-212827*, 2005.
- 14) Bousman, W. G., "UH-60 Airloads Program Tutorial", *American Helicopter Society 65th Annual Forum*, 2009.
- 15) Yeo, H., Bousman, W. G., and Johnson, W., "Performance Analysis of a Utility Helicopter with Standard and Advanced Rotors", *American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*, San Francisco, January, 2002.
- 16) Bousman, W. G., "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094R8 Airfoils", *NASA TP-2003-212265*, 2003.
- 17) Howlett, J. J., "UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program : Volume 1 -Mathematical Model", *NASA CR-166309*, 1981.