論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.12.1097>

헬리콥터 전기체에서 발사되는 유도무기 공력 모사

이희동*, 권오준**, 이범석***, 노경호***

Aerodynamic Simulation of Air-Launched Missiles
from a Complete Helicopter

Hee Dong Lee*, Oh Joon Kwon**, Bum Seok Lee*** and Kyung Ho Noh***

ABSTRACT

Unsteady numerical analysis was performed to simulate air-launched missiles from a complete helicopter in hover by using an unstructured overset mesh flow solver coupled with a module of six degree-of-freedom motion of equations. The unsteady computations have been performed to obtain flow fields around the complete helicopter including main rotor, tail rotor, and fuselage equipped with multiple missiles, and six-DOF simulation has been performed to predict the behavior of the air-launched missile. The effects of the launching position and the missile thrust on the trajectory of the missile were investigated as well as the aerodynamic interference of the air-launched missile under the unsteady downwash produced by main rotor.

초 록

제자리 비행하는 헬리콥터 전기체 형상으로부터 발사되는 유도무기 운동을 모사하기 위해 비정렬 중첩격자기법을 6자유도 운동 기법과 연계하여 비정상 해석을 수행하였다. 주로터, 꼬리로터, 그리고 유도무기를 포함하는 동체로 구성되는 헬리콥터 전기체 형상에 대한 비정상 해석을 수행하였으며, 6자유도 운동 기법을 이용하여 헬리콥터에서 발사되는 유도무기의 초기 발사 거동을 예측하였다. 발사위치 및 유도무기의 추력크기에 따른 발사거동을 비교하였으며, 주로터에서 발생하는 비정상 내리흐름에 따른 유도무기의 비행 특성을 분석하였다.

Key Words : Air-Launched Missile(공중발사 유도무기), Aerodynamic Interference(공력 간섭), Complete Helicopter(헬리콥터 전기체), Unstructured Overset Mesh (비정렬 중첩격자계)

1. 서 론

수직 이착륙 및 저속비행이 가능한 헬리콥터는 험란한 지형에 대한 효과적인 접근이 용이하여 지상군의 근접 공중지원 및 기갑부대 제압에 가장 효율적인 공격 수단으로 인식되고 있다. 이러한 공격용 헬리콥터에서 발사되는 로켓 및 유도무기의 타격 정밀도를 높이기 위해서는 헬리콥터 주위 유동에서의 발사체 초기 거동에 대한 정

† 2011년 9월 22일 접수 ~ 2011년 11월 30일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

교신저자, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 과학로 335

*** 정회원, LIG 넥스원 PGM 연구센터

확한 이해가 필수적이다. 일반적으로 고정익 항공기에서의 유도무기는 정상상태 조건에서 발사되는 반면, 원천적으로 비정상 유동이 나타나는 헬리콥터에 장착된 유도무기는 비정상 유동조건에서 발사된다. 특히 발사초기에는 주로터로부터 발생한 강한 비정상 내리흐름(downwash)로 인해 비행 불안정성이 유발될 수 있으며 주위 장착물과의 진동 및 충돌문제를 야기시킬 수 있다.

헬리콥터로부터 발사되는 유도무기의 간섭 현상은 실험 및 수치적 방법을 통해 간헐적으로 연구된 바 있다. 미 육군에서는 AH-1 헬리콥터로부터 발사되는 로켓의 간섭현상을 파악하기 위해 축소 모델을 이용하여 풍동 시험을 수행하였으며 [1], 미해군에서는 SH-60으로부터 발사되는 AGM-114 헬파이어 미사일의 성능 분석을 위해 실제 헬리콥터를 이용하여 지상 및 공중 발사 실험을 수행하였다[2]. 그러나 AH-1 헬리콥터에서의 로켓 발사를 이용한 연구[1]에서는 로켓의 실제 발사 없이, 단순히 로켓 예상 궤적에서 유동장의 속도 분포만을 측정함으로써 발사시의 간섭현상을 정확히 파악하지 않았다. SH-60으로부터 발사되는 헬파이어 미사일 시험[2]은 온도 분포를 제외한 구체적인 데이터를 공개하지 않아 그 특성을 파악하기에는 어려움이 있다. 수치적 연구의 경우 panel method에 vortex wake 모델을 적용하여 SH-2G로부터 분리되는 Penguin 미사일에 대해 해석을 수행한 사례[3]가 있으며 그 결과로 다양한 비행조건에 대한 미사일의 비행 궤적을 제시하였으나 헬리콥터에서 발생하는 비정상적인 내리흐름에 대한 발사체의 초기 거동 특성 및 간섭현상을 분석하지는 않았다. 이범석 등[4]은 주로터, 동체, 꼬리로터를 포함한 UH-60A 전기체 형상으로부터 발사되는 유도 로켓 미사일의 비행운동에 대한 비정상 해석을 수행하였으며, 주로터에서 발생한 내리흐름이 미사일의 초기 운동 및 화염에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다.

본 연구에서는 제자리 비행하는 헬리콥터 전기체 형상으로부터 발사되는 유도무기 운동을 모사하기 위해 비정렬 중첩격자기법을 6자유도 운동 기법과 연계하여 비정상 해석을 수행하였다. 비정상 헬리콥터 주위 유동장을 모사하기 위해 주로터, 꼬리로터, 그리고 동체를 포함하는 전기체 형상에 대한 해석을 수행하였으며, 6자유도 운동 기법을 이용하여 헬리콥터에서 발사되는 유도무기의 초기 발사 거동을 예측하였다. 그리고, 유도무기의 발사 위치에 대한 발사 거동 특성을 비교 예측하였으며, 발사체의 추력 크기에 따른

발사 비행 특성 변화를 분석하였다.

II. 수치 기법

2.1 로터 유동 해석 코드

헬리콥터 전기체로부터 발사되는 유도무기에 대한 유동해석을 수행하기 위해 비정렬 혼합격자 기반의 로터해석용 유동코드[5]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 확보하였고, 충격파와 같은 불연속면에서의 비물리적인 수치 진동을 방지하기 위해 Venkatakrishan의 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[6]을 사용하였으며, 계산 시간 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해 MeTis 라이브러리를 이용하여 계산 영역을 분할하고 MPI 라이브러리를 통해 계산영역간의 자료교환이 이루어지는 SPMD(single program multiple data)방식의 병렬화 기법을 사용하였다. 개발된 로터해석용 유동코드는 RANS 방정식을 풀이하는 점성해석이 가능하나, 복잡한 전기체 형상에 대한 대규모 해석을 수행하는 본 연구에서는 소요 계산 시간 절감을 위해 비점성 계산을 수행하였다.

2.2 6자유도 운동 해석 모듈

외력에 의한 강체 자유 운동은 힘-모멘트 평형 방정식인 6자유도 운동 방정식으로 기술될 수 있다. 상대운동에 대한 6자유도 운동 방정식은 관성좌표계에서의 힘과 모멘트 평형방정식을 상대운동하는 국부좌표계의 변위 및 속도로 표현하기 위해, 두 상대 좌표계간의 변환 관계식이 요구된다. 본 연구에서는 Euler각(ϕ, θ, ψ)을 이용하여 관성좌표계에 대한 국부좌표계의 변환을 적용하였다. 관성좌표계에서의 힘(F_x, F_y, F_z)과 모멘트(M_x, M_y, M_z)를 국부좌표계의 속도(U, V, W)와 각속도(P, Q, R)로 표현하면 다음과 같은 6자유도

운동 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \dot{U} &= F_x/m - QW + RV - g \sin \theta \\
 \dot{V} &= F_y/m - RU + PW + g \cos \theta \sin \phi \\
 \dot{W} &= F_z/m - PV + QU + g \cos \theta \cos \phi \\
 \dot{P} &= (I_x M_x + I_{xz} M_z)/C_1 - QRC_2/C_1 - PQC_3/C_1 \\
 \dot{Q} &= M_y/I_y - PR(I_x - I_z)/I_y + (R^2 - P^2)I_{xz}/I_y \\
 \dot{R} &= (I_x M_z + I_{xz} M_x)/C_1 + QRC_3/C_1 + PQC_4/C_1 \\
 C_1 &= I_x I_z - I_{xz}^2 \\
 C_2 &= I_z^2 - I_y I_z + I_{xz}^2 \\
 C_3 &= I_{xz}(I_y - I_x - I_z) \\
 C_4 &= I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2
 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, g 는 중력가속도를 의미하며, m 과 I 는 상대운동하는 물체의 질량 및 관성 모멘트를 의미한다. 좌표계에 대한 상대운동하는 물체의 속도($\dot{X}_{c,g}, \dot{Y}_{c,g}, \dot{Z}_{c,g}$) 및 각속도($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$)는 좌표계 변환 관계식에 의해 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \\
 \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\
 \dot{\psi} &= (Q \sin \phi + R \cos \phi) / \cos \theta \\
 \dot{X}_{c,g} &= U \cos \phi \cos \theta + V(\cos \psi \sin \phi \sin \theta - \cos \phi \sin \psi) \\
 &\quad + W(\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) \\
 \dot{Y}_{c,g} &= U \cos \theta \sin \psi + V(\sin \phi \sin \psi \sin \theta + \cos \phi \cos \psi) \\
 &\quad + W(\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi) \\
 \dot{Z}_{c,g} &= -U \sin \theta + V \cos \theta \sin \phi \\
 &\quad + W \cos \theta \cos \phi
 \end{aligned} \quad (2)$$

4차 정확도를 가지는 Runge Kutta 방법을 이용하여 6자유도 운동방정식 (1)과 좌표계 변환 관계식 (2)을 연계하여 풀이하였다. 6자유도 운동방정식으로부터 결정된 물체의 변위 및 속도는 새로운 시간단계에서의 공력 해석을 위해 유도해석 코드로 전달된다. 이와 같이 개발된 6자유도 운동 모듈은 비정렬 중첩격자 기법과 연계하여 고정익 항공기에서 분리되는 외부장착물에 대한 상대운동 문제[7] 및 유도무기 기체 분리 문제[8]에 적용되었으며, 존재하는 실험치 및 계산결과와 비교함으로써 기법 검증은 완료하였다.

III. 결과 및 검토

본 절에서는 제자리비행하는 헬리콥터 전기체로부터 발사되는 유도무기에 대한 비정상 유동해석 결과를 제시한다. 먼저 발사 플랫폼인 헬리콥터 전기체가 제자리 비행하는 경우에 대한 비정상 유동 해석을 수행하였으며, 유도 무기의 발사 위치에 따른 공력 간섭 현상에 대해 모사하였다.

그리고 세 추력 크기를 가지는 유도무기에 대한 발사 해석을 수행함으로써 추력에 따른 초기 발사거동 특성을 비교하였다.

3.1 UH-60A 전기체 유동 해석

본 연구에서는 유도무기의 발사 플랫폼으로 UH-60A 전기체 형상을 사용하였다. UH-60A 전기체 형상은 참고문헌 [9,10]에서 사용한 형상과 동일한 것으로, 하현석 등[9]은 제자리 비행하는 UH-60A 전기체 형상에 대해 헬리콥터 각 컴포넌트간의 간섭현상에 대해 해석하였으며, 이희동 등[10]은 전진비행 하는 UH-60A 전기체 형상에 대한 비정상 해석을 수행한 바 있다. UH-60A 주 로터는 완전관절형의 허브시스템과 네 개의 블레이드로 구성되어 있으며 반시계 방향으로 회전하고, 회전속도는 258 rpm, 끝단 마하수는 0.65이다. 꼬리로터는 SC1095 익형 단면을 가지는 네 개의 블레이드로 구성되어 있고, 20도의 cant 각을 가지고 동체에 장착되어 있으며, top-aft 방향으로 회전한다. 꼬리로터의 회전수는 1190 rpm이며, 끝단 마하수는 0.607이다. 자세한 형상정보 및 주로터/꼬리로터의 위치는 참고문헌 [10]에 기술되어 있다.

본 연구에서는 제자리 비행하는 UH-60A 전기체 형상으로부터 발사되는 유도무기를 모사하였다. 계산은 주로터 추력이 $C_T/\sigma = 0.085$, 콜렉티브 피치각 9.2도에 대해 수행하였다. 그리고, 주로터에서 발생하는 토크를 상쇄시킬 수 있도록 꼬리로터 콜렉티브 피치각을 결정하였으며, 결정

그림 1. Uh-60A 전기체 형상 및 유도무기에 대한 비정렬 중첩격자계

된 콜렉티브 피치각은 18.8도이다[9].

헬리콥터 각 컴포넌트간의 상대운동 및 발사체의 상대운동 모사를 위해 비정렬 중첩격자 기법을 사용하였으며, 그림 1에 나타내 바와 같이 주로터, 꼬리로터, 동체, 그리고 유도무기에 대해 독립적인 격자계를 생성하였다. 유도무기는 UH-60A 동체 네 곳에 장착되었으며, 장착된 미사일의 위치는 그림 2에서 확인할 수 있다. 여기서, M1은 헬기 우측 outboard에서 발사되는 유도무기를 의미하며, M2는 헬기 우측 inboard에서 발사되는 유도무기를 의미한다. 발사위치에 따른 비행특성을 비교하기 위해 M1과 M2에 대해 각각 독립적인 격자계를 생성하였으며, 발사운동을 하지 않는 좌측의 두 유도무기는 동체 격자계에 포함시켜 모델링하였다. 계산에 사용된 전체 5개의 격자계는 동체 및 좌측 두 개의 고정된 유도무기를 포함하는 주격자계, 네 개의 주로터 블레이드를 포함하는 부격자계, 네 개의 꼬리로터 블레이드를 포함하는 부격자계, 그리고 M1 및 M2를 포함하는 각각의 부격자계로 구성된다. 블레이드 끝단으로부터 생성되는 와류와 주로터 블레이드의 내리흐름을 고해상도로 포착하기 위해 로터면 아랫부분에 밀집된 격자를 분포시켰으며, 유도무기가 발사되는 예상 궤적 위치에도 조밀한 격자를 생성하였다. 전체 격자계는 3,212,032개의 격자점과 17,864,431개의 사면체 격자요소로 구성되며, 전체 5개의 격자계에 대한 자세한 정보를 표 1에 정리하여 나타내었다.

주로터가 0.5도씩 회전하도록 시간간격을 결정하여 비정상 계산을 수행하였으며, 제자리 비행

에 대해 충분히 발달된 헬리콥터 주위 유동을 얻기 위해 주로터가 8회전할 때까지 계산을 수행하였다. 계산은 Intel I7 920 CPU4로 구성된 PC-cluster에서 160개의 코어(CPU 40개)를 이용하여 수행되었으며, 주로터가 1회전하는 데 약 23시간이 소요되었다.

그림 3의 (a)는 주로터 8회전 동안의 공력 계수를 각 컴포넌트 별로 나타낸 것으로, 주로터 공력 계수는 약 6회전 후 수렴된 형태의 규칙적인 요동형태를 나타내었으며, 동체 및 꼬리로터의 공력계수는 약 5회전 뒤 수렴하는 것을 확인하였다. 그림 3의 (b)는 마지막 주로터 회전에 대한 비정상 공력 계수를 나타낸 것이다. 주로터 추력계수는 동체 및 꼬리로터와의 간섭현상에 의

표 1. 계산에 사용된 비정렬 중첩격자 정보

	No. of vertices	No. of tetra
Fuselage	1,550,719	8,832,931
Main Rotor	1,290,061	7,071,612
Tail Rotor	266,572	1,422,544
Missile(M1/M2)	52,340	268,672
total	3,212,032	17,864,431

(a) 각 컴포넌트에 대한 공력 계수 수렴 곡선

(b) 주로터 1회전시 비정상 공력 계수

그림 2. Uh-60A 전기체 형상에 장착된 유도무기의 위치

그림 3. 주로터, 꼬리로터, 동체에 대한 공력 계수

해 미세한 진동이 나타나는 것을 확인할 수 있으며, 꼬리로터는 주로터에 비해 약 4.16배 높은 속도로 회전하므로 주로터보다 높은 주파수 진동이 나타난다. 동체의 공력계수는 주로터의 blade passage effect에 의한 비정상 내리흐름에 의해 기본적으로 4/rev의 주파수로 진동하게 되며, 4/rev 이상의 고주파 요동은 꼬리로터와 동체간의 간섭현상으로 인해 발생한 것으로, 이러한 주로터-꼬리로터-동체 상호간의 간섭현상은 참고문헌 [10]에 자세히 논의되어 있다.

그림 4의 (a)는 주로터로부터 발생된 내리흐름의 분포를 1 시위길이 아래($z=-1c$)에서 나타낸 것으로 블레이드가 지나가는 영역에서 가장 강한 내리흐름이 발생한다. 블레이드가 회전함에 따라 동체는 비정상적인 내리흐름을 겪게 되므로, 그림 3의 (b)에 나타낸 바와 같이 4/rev의 진동 하중을 받는다. 이러한 비정상적인 내리흐름은 동체 뿐만아니라 동체로부터 발사되는 유도무기에도 비정상적인 공력하중을 유발시킨다. 그림 4의 (b)는 inboard 및 outboard에서 발사되는 유도무기 예상 궤적에서의 내리흐름 분포를 평균하여 나타낸 것으로, 주로터면에서 발생한 후류 영역이 반경방향으로 축소(contraction)되어 약 0.7R 부근에서 최대 내리흐름이 발생하는 것을 확인할 수 있으며, 그 크기는 약 26.5m/s 이다.

(a) 주로터면에서의 내리흐름 분포($z=-1c$)

(b) 유도무기 발사 위치에서의 평균 유도흐름 분포
그림 4. 주로터로부터 발생된 유도흐름 분포

3.2 유도무기 발사 운동 모사

주로터가 8회전한 이후부터 outboard(M1) 및 inboard(M2)에 장착된 유도무기의 발사 운동을 6자유도 운동 모듈과 연계하여 계산하였다. 일반적으로 헬리콥터에 장착된 유도무기는 레일 형태의 발사대(rail launcher)로부터 발사된다. 그러므로, 본 연구에서는 발사체에서의 운동을 모사하기 위해, 발사초기에는 종방향 변위만 가지도록 1자유도 운동조건을 부과하였다. 1자유도 운동은 유도무기의 종방향 변위가 유도무기 길이의 0.52배 될 때까지로 한정하였으며, 이후는 6자유도 운동으로 계산하였다. 유도무기의 발사운동 계산은 주로터가 3회전할 때($t=0.697$ 초)까지 수행하였다.

그림 5는 inboard(M1) 및 outboard(M2)에서

(a) iso view : outboard missile(M1) (b) iso view : inboard missile(M2)

(c) top view : outboard missile(M1)

(d) top view : inboard missile(M2)

(e) side view : outboard missile(M1)

(f) side view : inboard missile(M2)

그림 5. outboard(M1)와 inboard(M2)에서 발사되는 유도무기 위치 및 자세

발사되는 유도무기의 순간적인 위치 및 자세를 발사위치 단면에서의 내리흐름 분포와 같이 나타낸 것이다. 각 위치에서의 시간은 발사 후 주로터 회전수로 나타내었으며, 주로터가 1회전하기 위해 소요되는 시간은 0.233초이다. M1과 M2는 주로터의 회전수가 2.56회전 할 때(0.594초) 로터 반경의 위치에 도달한다. 그리고 주로터가 3회전 할 때(0.698초) 주로터 반경의 1.24배(10.13m)만큼 전진하며, 유도무기의 길이만큼 하강하는 것을 확인할 수 있다.

발사운동하는 동안의 유도무기에서의 공기력 및 공력 모멘트를 그림 6에 나타내었다. 여기서 각 힘과 모멘트의 방향은 그림 8과 같다. F_x 는 유도무기의 종방향 공기력으로 발사운동에 따른 항력을 의미하며, 수 뉴턴(newton)의 크기를 가진다. 유도무기의 자중(weight)이 약 500N정도이고, 추력 크기가 자중의 수십배임을 고려할 때

그림 6. 유도무기에 작용하는 공기력 및 공력 모멘트

그림 7. 유도무기의 선형 변위 및 회전 변위

그림 8. 유도무기에 작용하는 힘과 모멘트 방향 정의

발사운동의 초기 항력은 매우 작다. 비균일한 분포를 가지는 내리흐름으로 인해 발생하는 횡방향 공기력 F_y 은 동체 중심방향으로 작용하나 그 크기는 미미하다. 주로터의 내리흐름에 가장 직접적인 영향을 받는 수직방향의 공력하중(F_z)은 최대 215N의 크기를 가지며, 자중의 절반 정도의 크기를 가진다. 특히 F_z 에서는 주로터 블레이드의 회전에 따른 내리흐름의 비정상 요동에 의해

공력 하중이 요동침을 확인할 수 있다. 그림 2에 따르면 outboard에서 방사되는 M1은 inboard에서 방사되는 M2에 비해 빨리 주로터면을 벗어나므로, M1에 비해 작용하는 공력 및 모멘트는 M2에 비해 조금 일찍 사라진다. 그리고, 주로터의 내리흐름의 효과를 벗어나는 지점에서의 피칭 모멘트(그림 6(e)) 및 요잉 모멘트(그림 6(f))는 급격히 요동치는 것을 확인할 수 있다.

그림 7은 유도무기의 발사운동에 대한 선형 변위 및 회전변위를 나타낸 것이다. 발사초기에는 1자유도 운동만을 하므로 종방향 변위를 제외한 다른 방향의 변위는 존재하지 않는다. 그리고 x방향의 공기력은 유도무기의 추력에 비해 미미하므로 종방향 변위에 대한 공기력의 영향은 거의 없다. 그러므로 공기력의 고려 없이 유도무기의 추력만으로 계산한 x방향 변위와 본 계산에서의 x방향 변위는 거의 일치한다. 비균일한 주로터 내리흐름에 의해 횡방향(y방향) 변위가 발생하나 그 크기는 매우 작다. 내리흐름에 직접적인 영향을 받는 종방향 변위는 M1과 M2에 대해 -0.956m와 -0.966m로 각각 계산되었으며, 공기력 없이 중력에 의해서만 발생하는 종방향 변위가 -0.746m임을 고려할 때, 내리흐름에 의해 추가적으로 나타나는 종방향 변위는 전체 변위의 약 28%정도이다. 롤방향 변위는 앞에서 보았을 경우 반시계방향으로 발생하며, 피칭 방향 변위는 nose-up방향, yaw방향 변위는 동체 바깥쪽으로 나타난다. 그리고 M1이 M2에 비해 더욱 큰 크기의 내리흐름을 겪게 되므로 모든 방향의 회전 변위가 더욱 크게 발생한다.

3.3 추력 크기에 따른 발사거동 특성

유도무기의 추력 크기에 따른 발사거동 특성을 비교하기 위해 앞 절에서 사용한 유도무기 추력(T_0)의 1.5배와 2.0배 크기를 가지는 유도무기 발사운동에 대한 계산을 추가적으로 수행하였다. 앞 절에서와 동일하게 주로터가 8회전 한 이후 발사운동을 시작하였으며, inboard에 비해 회전 변위가 크게 나타나는 outboard 위치에서의 발사운동을 모사하였다.

그림 9는 세 추력 크기($1.0T_0$, $1.5T_0$, 그리고 $2.0T_0$)를 가지는 유도 무기가 발사운동하는 동안 순간적인 위치 및 자세를 나타낸 것이다. 그리고, 주로터 후류 영역을 확인하기 위해 블레이드로부터 발생하는 끝단와류를 λ_2 -criterion을 이용하여 가시화하였다. 주로터로부터 생성된 끝단 와류는 내리흐름의 영향으로 인해 하강과 동시에 반경이

그림 9. 추력 크기에 따른 유도무기 위치 및 자세

축소되는 helical 구조를 가짐을 확인할 수 있다. 유도무기 추력이 증가할수록 주로터 후류영역을 빨리 벗어나고 있으며, 유도무기가 로터 반경의 위치까지 도달하는 데 걸리는 시간은 $T=1.0T_0$ 인 경우 0.594초, $T=1.5T_0$ 인 경우 0.485초, 그리고 $T=2.0T_0$ 인 경우 0.420초이다. 추력의 크기가 가장 큰 $T=2.0T_0$ 인 경우 주로터가 2회전하기 이전에 로터후류의 영향권을 벗어나며, 주로터가 3회전한 이후 최종 종방향 변위는 2.47R이다. 표 2는 유도무기가 로터반경의 위치에 도달한 시점에서의 선형 및 회전변위를 나타낸 것으로, 추력의 크기가 작을수록 로터 내리흐름 영향권에 오랜 시간 노출되므로, 선형 및 회전변위가 크게 발생함을 확인할 수 있다.

발사운동하는 동안 유도무기에서의 공기력 및 공력 모멘트를 추력 크기에 대해 비교하였으며,

표 2. 로터반경의 위치($x_p = R$)에 도달할 때까지 소요된 시간 및 그 순간의 변위

	$T = 1.0T_0$	$T = 1.5T_0$	$T = 2.0T_0$
No. of rev.	2.56	2.09	1.18
t[sec]	0.594	0.485	0.420
x[m]	-7.366	-7.366	-7.366
y[m]	-0.048	-0.036	-0.028
z[m]	-0.956	-0.648	-0.492
ϕ [deg]	-14.174	-10.573	-8.452
θ [deg]	4.745	2.491	1.486
ψ [deg]	-1.889	-1.163	-0.788

(a) longitudinal force

(d) rolling moment

(b) lateral force

(e) pitching moment

(c) vertical force

(f) yawing moment

그림 10. 추력 크기에 따른 유도무기의 공기력 및 공력 모멘트 비교

이를 그림 10에 나타내었다. 추력의 크기가 증가함에 따라 주로터 내리흐름의 영향권을 빨리 벗어나므로, 유도무기에 작용하는 공력 및 모멘트도 일찍 사라진다. 발사운동에 대한 항력을 의미

하는 종방향 공기력 F_x 와 내리흐름의 비균일성에 의해 발생하는 횡방향 공기력 F_y 는 유도무기의 추력이 증가함에 따라 증가하는 경향을 보이거나 그 크기가 미미하여 초기 발사운동에는 큰 영향을 미치지 않는다. 주로터의 내리흐름에 가장 직접적인 영향을 받는 수직방향의 공력하중(F_z)의 경우 추력이 증가함에 따라 내리흐름의 영향권을 빨리 벗어나므로, 블레이드가 지나감에 따라 발생하는 비정상 공력 하중 요동 횟수가 감소한다. 그리고, 주로터 내리흐름의 효과를 벗어나는 지점에서 발생하는 피칭 및 요잉 모멘트의 요동 또한 추력이 증가함에 따라 일찍 발생함을 확인할 수 있다.

그림 11은 유도무기의 발사운동에 따른 선형

(a) longitudinal velocity

(d) rolling angular velocity

(b) lateral velocity

(e) pitching angular velocity

(c) vertical velocity

(f) yawing angular velocity

그림 11. 추력 크기에 따른 유도무기의 속도 및 회전 각속도 비교

속도 및 회전각속도를 나타낸 것이다. 1자유도 운동을 하는 발사초기에서는 종방향 속도성분을 제외한 다른 속도 성분은 존재하지 않는다. 추력이 증가됨에 따라 모든 방향의 선형 속도 및 각속도가 크게 나타나며, 회전각속도의 경우 로터 면을 벗어나는 순간 공력모멘트의 변화로 각속도의 기울기가 변화하는 것을 확인할 수 있다. 주로터 후류 영향권을 벗어나는 시점에서의 롤링 및 피칭 각속도는 수십 deg/s의 크기를 가지므로, 헬리콥터에서 발사되는 유도무기에서는 비행 안정성을 위한 초기 자세 제어 시스템이 필요할 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 제자리 비행하는 헬리콥터 전기체 형상으로부터 발사되는 유도무기 운동을 모사하기 위해 비정렬 중첩격자기법을 6자유도 운동 기법과 연계하여 비정상 해석을 수행하였다. 헬리콥터 주위 유동장을 모사하기 위해 주로터, 꼬리로터, 그리고 동체를 포함하는 전기체 형상에 대한 비정상 해석을 수행하였으며, 6자유도 운동 기법을 이용하여 헬리콥터에서 발사되는 유도무기의 초기 거동을 예측하였다.

발사 위치에 따른 유도무기의 비행 특성을 확인하기 위해 outboard와 inboard에서 발사하는 유도무기의 궤적 및 자세를 예측하였으며, 내리흐름 크기가 큰 outboard에서 발사되는 경우 inboard에서 발사되는 경우보다 더욱 큰 회전변위가 나타남을 확인하였다. 그리고, 주로터로부터 발생한 강한 내리흐름으로 인해 유도무기의 수직 방향 변위가 28% 증가됨을 확인하였다.

유도무기의 추력 크기에 따른 발사거동을 확인하기 위해 세 추력을 가지는 유도무기에 대한 발사운동을 모사하였다. 추력의 크기가 증가함에 따라 주로터의 내리흐름 영향권을 빨리 벗어나게 되므로, 공력 및 모멘트가 유도무기에 작용하는 시간이 감소됨을 확인하였다. 유도무기가 주로터 영역을 벗어나는 시점에서 공력 및 모멘트의 요동이 발생하였으며, 이에 따른 유도무기의 각속도가 변화하였다. 주로터 영향권을 벗어나는 시점에서의 롤링 및 피칭 각속도는 수십 deg/s의 크기를 가짐을 확인하였다. 그러므로 헬리콥터에서 발사되는 유도무기에서는 비정상 내리흐름에 의해 발생하는 과도한 변위에 대한 대응을 위해 초기 자세 제어 시스템이 필수적일 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 LIG 넥스원의 “헬리콥터에서 발사되는 유도무기 공력 해석 기법 연구” 과제와 2009년도 교육과학기술부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받는 “다중현상 CFD 연구센터(ERC)”의 과제(No.2009-0083510)의 지원을 받아 수행된 연구의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Taylor, R. B. and Landgrebe, A. J., "Investigation of the Airflow at Rocket Trajectory and Wind Sensor Locations of a Model Helicopter Simulating Low Speed Flight," *UTRC Report* No. R79-912985-5, 1979.
- 2) Roberts, D. and Capezzuto, R., "Development, Test and Integration of the AGM-114 Hellfire Missile System and Flir/laser on the H-60 Aircraft," Presented at the RTO SCI Symposium, 1998.
- 3) Wei, F. S. and Gjestvang, J., "Store Separation Analysis of the Penguin Missile from the SH-2G Helicopter," *AIAA Paper* 2001-0992, 2001.
- 4) Lee, B. S., Jung, M. S., and Kwon, O. J., "Numerical Simulation of Free-Flight Rockets Air-Launched from a Helicopter", American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Conference, 2010.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) 정문승, 권오준 “상대운동이 있는 물체주위의 비정상 유동해석을 위한 병렬화된 비정렬 중첩격자기법 개발,” 한국항공우주학회지, 제33권 제2호, 2005, pp.1-10.
- 8) 정문승, 이상욱, 권오준, 허기훈, 변우식, “비정렬 중첩격자기법을 이용한 유도무기의 기체 분리운동 모사,” 한국항공우주학회지, 제34권 제5호, 2006, pp.19-29.

9) 하현석, 정문승, 권오준, “중첩 격자기법을 이용하여 헬리콥터 요소간 간섭현상에 대한 수치적 연구,” 한국항공우주학회 2008년도 추계학술 발표회, 2008, pp.112-116.

10) 이희동, 권오준, 강희정, “전진비행하는 UH-60A 헬리콥터 전기체 형상에 대한 유동 해석,” 한국항공우주학회지, 제38권 제6호, 2010, pp.519-529.