論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(3), 213-220(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.3.213>

헬리콥터에서 발사되는 발사체의 궤적 예측

공효준*, 곽인근*, 이승수**, 박재성***

Prediction of Trajectories of Projectiles Launched from Helicopters

Hyojoon Gong*, Einkeun Kwak*, Seungsoo Lee** and Jae Seong Park***

Department of Aerospace Engineering, Inha University*,**

Agency for Defense Development***

ABSTRACT

A program that predicts trajectories of projectiles influenced by the interference flow field of helicopters is developed. The interference flow field are computed using a compressible inviscid solver in conjunction with an actuator disc model. The trajectories are predicted using 6-DOF (Degree of Freedom) equations as well as an alternative form of modified point mass equations of motion. The method for the interference flow field prediction method are validated with ROBIN(Rotor Body INteraction) model. A Sierra international bullet and a 105mm projectile are used to validate the trajectory method. Trajectories of a Sierra International bullet and a HYDRA 70 rocket firing from a helicopter are predicted.

초 록

본 연구에서는 헬리콥터의 간섭유동장을 고려한 발사체의 궤적예측 프로그램을 개발하였다. 헬리콥터의 간섭유동장 해석에는 액츄에이터 디스크 모델이 적용된 압축성 비점성 해석자를 이용하였다. 발사체의 궤적 해석에는 6자유도 운동방정식과 대안적 형태의 수정된 질점 운동방정식을 사용하였다. 헬리콥터 주위 유동 해석은 ROBIN(Rotor Body INteraction) 모델을 이용하여 검증하였다. Sierra International 탄과 105mm 포탄의 궤적을 이용해 운동 해석 모듈을 검증하였다. 헬리콥터에서 발사된 발사체의 궤적 예측에는 Sierra International 탄과 HYDRA 70 로켓을 이용하였다.

Key Words : Interference Flow Field(간섭유동장), ROBIN(Rotor Body INteraction), Equations of Motion(운동방정식), Projectile(발사체)

1. 서 론

헬리콥터는 고정익 항공기와 달리 수직 이착륙과 저속비행이 가능하기 때문에 효율적인 공격수단의 하나로 활용된다. 그러나 헬리콥터 주위

에는 로터에서 발생하는 내리흐름(downwash)의 영향으로 고정익 항공기보다 매우 복잡한 유동이 발생하게 된다. 이러한 유동의 영향으로 헬리콥터에서 발사되는 발사체는 고정익 항공기에서 발사되는 발사체에 비하여 그 궤적의 예측이 어렵

† Received: December 18, 2013 Accepted: February 10, 2014

** Corresponding author, E-mail : slee@inha.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

다. 회전하는 로터에 의해 발생하는 내리흐름과 항공기의 영향에 의한 간섭유동장을 모두 정확히 예측하여야 한다.

헬리콥터에서 발사되는 발사체의 궤적 예측에 대한 연구는 간헐적으로 진행되었다. 이희동 등의 연구에서는 3차원 비정상 오일러 방정식과 6자유도 운동해석을 이용하여 UH-60A에서 발사되는 유도 로켓의 비행궤적을 예측한 연구⁽¹⁾를 수행하였다. 그들의 방법은 비정상 유동해석을 통하여 정확한 궤적의 예측이 가능하나 예측에 상당히 많은 계산시간이 필요해 사표작성 등과 같은 공학적 문제에 적용하기는 매우 어려운 방법이다. 미 육군에서는 축소 모델을 이용하여 풍동시험을 수행한 연구⁽²⁾와 H-60에서 발사된 AGM-114 헬파이어 미사일에 관한 실험적 연구⁽³⁾가 이루어졌다.

본 연구에서는 액추에이터 디스크모델과 전산 유체역학(CFD)을 이용하여 로터와 동체에 의해 발생하는 간섭유동장을 해석하였다. 이렇게 예측된 헬리콥터의 유동해석 결과로부터 간섭유동장을 데이터베이스 형태로 구성하고, 이 데이터베이스를 이용하여 발사체의 궤적을 예측하였다. 또한, 질점 운동방정식에 회전운동 방정식을 추가한 MPM(Modified Point Mass) 운동방정식과 6자유도 운동방정식을 적용한 발사체 운동해석 프로그램을 개발하였다. 전산유체역학과 액추에이터 디스크 모델을 이용한 간섭유동해석 프로그램은 ROBIN(ROtor Body INteraction)모델을 사용하여 검증하였다. 발사체의 운동해석 프로그램은 105mm탄과 Sierra International탄의 궤적을 예측하고 McCoy의 결과⁽⁴⁾와 비교 검증하였다. 검증된 간섭유동 해석 프로그램과 운동해석 프로그램을 이용하여 헬리콥터에서 발사되는 발사체의 궤적을 예측하였다.

II. 수치기법

2.1 헬리콥터 주위 유동장 해석

헬리콥터 주위의 간섭유동장을 해석하기 위해 중첩격자와 경계조건을 이용한 액추에이터 디스크 모델이 적용된 3차원 정상 비점성 압축성 해석자⁽⁵⁾를 사용하였다. 본 연구에 사용된 해석자에는 Euler 방정식을 지배방정식으로 사용하고 중앙점 유한체적법을 적용하여 지배방정식을 차분하였다. 비점성 유량 벡터 계산에는 Roe의 근사 Riemann 해법을 사용하였고 고차의 공간 정확도

를 위해 Van Leer의 MUSCL extrapolation과 Van Albada의 제한자를 사용하였다. 빠른 계산을 위하여 AF-ADI 기법과 MPI 라이브러리를 이용한 병렬처리 기법을 적용하였다. 헬리콥터 로터면을 모사할 격자의 용이한 구성을 위해 중첩 격자기법을 사용하였다. 로터에서 발생하는 내리흐름의 영향은 액추에이터 디스크 이론을 이용하여 모사하였다. 경계조건을 이용하여 디스크면 위아래에서 발생하는 압력과 수직 속도 차이를 부여하였다. 디스크면의 압력차는 깃 요소 이론을 이용하여 예측하였다. 로터가 주어진 추력계수를 내며 trim이 될 수 있도록 Newton-Raphson방법을 이용하여 반복적으로 collective pitch와 cyclic pitch의 값을 결정하였다.

2.2 헬리콥터 간섭유동장 추출

예측된 헬리콥터 주위의 유동해석 결과로부터 간섭유동장을 계산하고 이를 데이터베이스 형태로 추출하여 운동해석에 사용한다. 이때 간섭유동장은 헬리콥터 주위의 유동속도와 자유류속도의 차이이다. x, y, z 축의 간섭유동장 $\Delta u, \Delta v, \Delta w$ 은 헬리콥터의 추력계수, 전진비 등의 함수이다. 이 간섭유동장을 각 비행조건에 따라 데이터베이스화하여 발사체의 운동해석에 사용한다.

2.3 운동해석

2.3.1 MPM 운동해석

물체에 가해지는 중력과 항력만을 고려한 질점 운동방정식에 회전각속도에 의한 Magnus force와 roll damping이 고려된 형태의 운동방정식을 MPM(Modified Point Mass) 운동방정식이라 한다. 일반적인 MPM 운동방정식⁽⁶⁾은 내재적 형태의 방정식으로 내재적 적분이 필요하다. Bradley는 이를 보완하여 외재적 적분이 가능한 대안적 형태의 MPM 운동방정식⁽⁷⁾을 제안하였고 본 연구에 이를 적용하였다. 이는 기존의 MPM 운동방정식에 롤 회전 방정식이 추가된 형태며 다음과 같다.

$$\frac{d\vec{U}}{dt} = (C - A)\vec{V} + \vec{G}_A \quad (1)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{I_T}{I_P} (\tilde{C}_p + \tilde{C}_b) \quad (2)$$

여기에서 $\vec{U}$ 와 $\vec{V}$ 는 각각 관성좌표계에서 본 물체의 속도와 자유류가 고려된 물체의 속도이며 다음의 관계를 갖는다.

$$\vec{V} = \vec{U} - \vec{W} \quad (3)$$

여기에서 $\vec{W}$ 는 자유류의 속도이다.

$$A = \left(\frac{\rho S l}{2m} C_D \right) \left(\frac{V}{l} \right), \quad h_\alpha = \frac{h_L^2}{1 - h_M} - h_M, \\ C = \frac{h_\alpha (\vec{G} \cdot \vec{V})}{(1 + h_\alpha) V^2}, \quad \vec{G}_A = \frac{1}{1 + h_\alpha} \left[\vec{G} + \frac{h_L (\vec{G} \times \vec{V})}{(1 - h_M) V} \right] \quad (4)$$

이때 $\vec{G}$ 는 중력벡터, h_L 과 h_M 은 각각 양력과 Magnus force에 대한 무차원화 계수를 뜻한다.

$$h_L = \frac{I_P}{m d^2} \left(\frac{C_{L_\alpha}}{C_{M_\alpha}} \right) \left(\frac{p d}{V} \right), \\ h_M = \frac{I_P}{m d^2} \left(\frac{C_{N_{p\alpha}}}{C_{M_\alpha}} \right) \left(\frac{p d}{V} \right)^2 \quad (5)$$

여기에서 변환된 roll damping 계수와 fin에 의한 조종력 계수는 다음과 같이 정의한다.

$$\tilde{C}_{l_p} = \frac{\rho V S d^2 C_{l_p} p}{2 I_T}, \quad \tilde{C}_{l_\delta} = \frac{\rho V^2 S d C_{l_\delta} \delta_F}{2 I_T} \quad (6)$$

이때 I_P 와 I_T 는 axial 관성모멘트와 transverse 관성모멘트이고 p 는 회전각속도, V 는 속도벡터의 크기, S 는 기준 면적, d 는 기준 거리, ρ 는 대기 밀도, m 은 물체의 질량을 의미한다. 식(1), (2)를 적분하면 발사체의 운동을 해석할 수 있다. 본 연구에서는 외재적 방법인 4차의 Runge-Kutta 기법을 사용하였다.

2.3.2 6자유도 운동해석

앞서 살펴본 MPM 운동해석은 회전에 의해 안정성이 확보되는 물체의 거동을 해석하는데 적절한 방법이다. 그러나 로켓의 경우 fin에 의해 안정성을 확보하므로 MPM 방정식을 적용하는 것이 적절하지 않다. 본 연구에서 사용한 6자유도 운동방정식은 Ballistics Research Laboratory (BRL)에서 고안한 방정식⁽⁴⁾으로 축대칭 또는 이와 유사한 형상에 적합하다. $\vec{x}$ 을 대칭축과 일치하는 단위 벡터라고 하면, 다음과 같은 kinetic relation을 구할 수 있다.

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = \vec{h} \times \vec{x} \quad (7)$$

여기에서 $\vec{h}$ 는 변환된 형태의 각운동량이며 $\vec{U}$ 와

$\vec{V}$ 를 식(1)과 동일하게 정의하면 6자유도 운동방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d\vec{U}}{dt} = \frac{\rho V S C_D}{2m} \vec{V} + \frac{\rho S C_{L_\alpha}}{2m} [V^2 \vec{x} - (\vec{V} \cdot \vec{x}) \vec{V}] \\ - \frac{\rho S d C_{N_{p\alpha}}}{2m} \left(\frac{I_T}{I_P} \right) (\vec{h} \cdot \vec{x}) (\vec{x} \times \vec{V}) \quad (8)$$

$$\frac{d\vec{h}}{dt} = \frac{\rho V S d^2 C_{l_p}}{2 I_P} (\vec{h} \cdot \vec{x}) \vec{x} + \frac{\rho V S d C_{M_\alpha}}{2 I_T} (\vec{V} \times \vec{x}) \\ + \frac{\rho S d^2 C_{M_{p\alpha}}}{2 I_P} (\vec{h} \cdot \vec{x}) [\vec{V} - (\vec{V} \cdot \vec{x}) \vec{x}] \\ + \frac{\rho V S d^2 (C_{M_q} + C_{M_\alpha})}{2 I_T} [\vec{h} - (\vec{h} \cdot \vec{x}) \vec{x}] \quad (9)$$

이때 식(8)~(9)에 나타난 미계수 C_D 는 항력계수, C_{L_α} 는 양력계수, C_{M_α} 는 피칭 모멘트 계수, $C_{N_{p\alpha}}$ 는 Magnus 힘 계수, $C_{M_{p\alpha}}$ 는 Magnus 모멘트 계수, C_{l_p} 는 roll damping 계수, $(C_{M_q} + C_{M_\alpha})$ 는 피칭 damping 모멘트 계수를 의미한다. 식(7)~(9)는 MPM 운동 해석과 같이 4차의 Runge-Kutta 기법을 이용하여 적분하였다. $\vec{x}$ 는 단위 벡터이므로 수치적분 중에 그 크기가 항상 1이 되어야 한다. 그러므로 이 조건이 만족할 수 있도록 작은 값의 시간증분을 사용하여 운동방정식을 적분하였다.

III. 계산 결과 및 분석

3.1 헬리콥터 주위 유동해석 검증

ROBIN 모델⁽⁸⁾을 사용하여 본 연구에 사용된 유동 해석자를 검증하였다. ROBIN 모델은 로터와 동체의 간섭효과를 측정하기 위해 제작된 풍동시험 모델이며, 이에 대한 풍동시험 데이터가 존재한다. ROBIN 모델은 nacelle이 포함된 동체의 형상을 지니며 로터는 4엽으로 구성되어있다. ROBIN모델의 기하학적 특성과 시험조건은 Table 1에 나타냈다. Fig. 1에는 ROBIN모델 동체 상단의 C_p 분포를 Stephen의 결과⁽⁸⁾와 풍동시험의 결과⁽⁹⁾와 함께 비교하였다. 이는 모두 시간평균이 적용된 결과이다. 본 연구의 결과와 Stephen의 결과 및 풍동시험의 결과와 일치함을 알 수 있어 본 간섭유동장 해석 방법이 로터의 영향을 예측함을 확인할 수 있다.

Table 1. Specification of ROBIN model

로터 회전수	2000rpm
블레이드 개수	4
블레이드 반경	0.86m
블레이드 시위	0.066m
블레이드 cutout	0.24R
비틀림각	-8°
추력계수	0.00636
전진비	0.051

Fig. 1. Pressure coefficient distribution on upper side of fuselage

3.2 발사체 운동해석 검증

본 연구에서 사용한 대안적 형태의 MPM 운동 방정식과 6자유도 운동방정식을 이용한 운동해석을 검증하기 위해 Sierra International 탄과 105mm 포탄의 운동을 해석하였다. Sierra International 탄과 105mm 포탄의 형상과 발사 초기 조건은 Fig. 2와 Table 2에 도시되었다. Fig. 3에는 발사 후 15yard 구간과 870yard에서 900yard 구간에서 Sierra International 탄의 받음각과 옆미끄럼각을 도시하였다. Fig. 4는 비교를

(a) 105mm projectile (b) Sierra bullet

Fig. 2. Schematic of projectiles

(a) 0-15yard (b) 870-900yard

Fig. 3. Pitch versus yaw of Sierra International bullet

Table 2. Initial condition at muzzle

	Sierra 탄	105mm 포탄
발사속도	2600ft/s	205m/s
발사각	0.841°	45°
회전속도	156,000rpm	6,520rpm

Fig. 4. Trajectory of 105mm projectile

위하여 McCoy의 결과⁽⁴⁾를 같이 도시하였다. McCoy의 결과와 본 연구에서 사용한 6자유도 운동 해석 결과가 잘 일치함을 확인할 수 있다. Fig. 4에는 지면에서 45°로 발사된 105mm 포탄의 궤적을 도시하였다. 그림에서 볼 수 있듯이 6자유도 운동해석과 MPM 운동해석을 이용하여 계산한 105mm의 궤적이 McCoy의 해석결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

3.3 헬리콥터 주위 유동장

Figure 5에는 본 연구에서 사용된 헬리콥터의 형상을 도시하였다. 형상자료는 Table 3에 자세히 나타내었다. 이때 로터의 회전방향은 로터상을 내려다볼 때 반시계방향으로 회전한다. 계산에 사용된 헬리콥터의 비행조건은 정지비행, 20kt (10.29m/s) 전진비행, 40kt (20.58m/s) 전진비행이다. 추력계수 C_T 는 최소추력 조건에서

Table 3. Specification of helicopter

로터 회전수	311rpm
블레이드 개수	4
블레이드 반경	6.7056m
블레이드 시위	0.4237m
블레이드 cutout	0.24R
기울임각	-5°
비틀림각	-11°

Fig. 5. Geometry of helicopter

0.004312, 최대추력 조건에서 0.005929이다. 6 가지 비행조건에 따른 헬리콥터 주위의 간섭유동장 데이터베이스를 구성하였다. 구성된 데이터베이스는 운동해석에 적용하여 발사체에 미치는 로터의 내리흐름이 포함된 헬리콥터의 간섭유동장을 나타낸다.

Figure 6에는 발사체의 발사 위치에서 헬리콥터 전진방향으로 거리에 따른 유동변화를 도시하였다. 로터에서 발생한 내리흐름에 의해서 수직방향의 유동성분 Δw 가 발생하게 된다. 내리흐름과 헬리콥터의 간섭에 의하여 헬리콥터 전진방향의 유동성분 Δu 도 발생시킨다. 또한, 같은 이유로 수평방향으로 유동성분 Δv 가 발생하며 전진속도의 변화에 따라서 그 방향이 변화하는 것을 볼 수 있다. 그림에서 볼 수 있듯이 헬리콥터에서 거리가 멀어짐에 따라 간섭효과로 발생된 유동변화가 감소하는 것을 볼 수 있다. 로터의 추력 변화에 따른 유동의 변화가 보이지만 유사한 형태의 유동이 발생됨을 알 수 있다.

3.4 헬리콥터에서 발사된 발사체 운동 해석

본 논문에서 사용된 발사체는 Sierra International 탄과 M261/MK66 HYDRA70 로켓이다. Sierra International 탄은 운동해석 검증 단계에서 사용하였던 탄환이며 이때 사용한 특성을 그대로 사용하였다. M261/MK66 HYDRA70 로켓은 M261 탄두와 MK66 모터로 구성된 로켓

(a) X direction

(b) Y direction

(c) Z direction

Fig. 6. Velocity changes due to downwash

이다. 로켓의 형상은 Fig. 7과 같고 탄두의 중량은 13.5lbs, 길이가 24.35inch이며, 모터의 중량은 탄두와 동일하게 13.5lbs, 길이는 41.75inch이다. 해석을 위해 필요한 로켓의 공력계수는 Dahlke⁽¹⁰⁾가 사용한 공력계수를 사용하였다. 그러나 Dahlke의 보고서에 제시된 공력계수는 제한적이라 이후 이루어진 로켓의 운동 해석 결과 또

Fig. 7. M261 MK66 Rocket

Fig. 8. Trajectories of Sierra International bullet on hovering condition

한 제한적일 수 있다.

데이터베이스 구축 시 사용된 비행조건과 동일한 조건에서 두 발사체의 운동을 해석하였다. 발사체는 헬리콥터 동체 nose에서 후방으로 3.18ft, 좌측으로 6.25ft, 하방으로 8.7ft 떨어진 지점에서 발사된다. 모든 조건에서 헬리콥터의 고도는 지상 50m이고 발사체의 발사각은 지면과 수평인 0° 로 고정하였다.

3.4.1 Sierra International 탄의 운동

Sierra International 탄은 MPM 운동 해석과 6자유도 운동 해석을 모두 적용할 수 있다. 그러나 앞에서 언급하였듯이 6자유도 운동 해석에 작은 시간증분이 필요하기 때문에 MPM해석에 비해 계산시간이 약 60배 더 필요하게 된다. 본 연구에서는 두 방법의 결과가 큰 차이를 보이지 않아 효율적인 계산이 가능한 MPM 운동 해석을 이용하여 Sierra International 탄의 거동을 해석하였다. 정지비행, 20kts 전진비행, 40kts 전진비행으로 변화함에 따라 자유류 조건(헬리콥터의 간섭유동장을 무시)에서 1376m, 1403m, 1431m의 거리를 비행하고 지면에 도달하였다. 간섭유동의 영향을 고려한 경우에는 자유류에서의 결과와 비교할 때 0.1%이내의 차이가 발생하였다. 또한 수평방향 이동거리(drift)는 정지비행 최대추력 조건에서 자유류에서의 궤적과 최대 2%의 차이를 보였다. Fig. 8에는 정지비행 상태에서의 Sierra International 탄의 궤적을 자유류에서의 궤적과 비교하여 도시하였다. 여기에는 도시하지 않았지만 전진비행 상태에서도 거리 변화가 거의 동일

한 궤적을 보였다. 헬리콥터에서 발사된 Sierra International 탄의 궤적은 자유류 조건에서 발사된 탄환의 궤적과 큰 차이를 보이지 않았다.

3.4.2 HYDRA70 로켓의 운동

HYDRA70 로켓은 6자유도 운동해석을 이용하여 궤도를 예측하였다. 이는 Sierra 탄과 다르게 정지 상태에서 모터에 의해 가속되며 발사된다. 따라서 초기에 헬리콥터 동체 주위에 발생하는 간섭유동이 로켓의 궤적에 커다란 영향을 미치게 된다. 이는 Fig. 9에서 확인할 수 있다. Fig. 9에는 발사에서 20m까지 로켓의 받음각 변화를 도시하였다. 정지비행 상태에서는 70도에 달하는 받음각이, 20kts의 전진비행 상태에서는 30도로 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 40kts 전진비행 상태에 이르러서 로켓의 받음각이 현저히 줄어드는 것을 볼 수 있다. 또한, 옆미끄럼각도 유사한 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 따라서 로켓이 충분히 가속되기 전 헬리콥터의 간섭유동에 의해 큰 영향을 받고 있음을 알 수 있다.

Figure 10에는 헬리콥터에서 발사된 HYDRA70 로켓의 궤적을 나타냈었다. 헬리콥터의 간섭유동

(a) Angle of attack

(b) Angle of sideslip

Fig. 9. Variation of flow angles of rocket during 20m flight

의 영향이 가장 큰 정지비행 상태의 경우 자유류 조건에서의 궤적에 비해 가장 큰 사거리 감소가 발생한다. 전진비행 속도가 증가함에 따라 자유류에서의 궤적과 유사한 결과를 나타낼 수 있다. 이는 Fig. 6과 9에서 볼 수 있듯이 헬리콥터의 간섭유동 영역이 전진비행 속도가 증가함에 따라 헬리콥터 후방으로 이동하기 때문이다. 또한 로터 내리흐름을 포함한 간섭유동의 영향으로 로켓의 drift에도 변화가 발생한다. 정지비행 상태에서는 헬리콥터의 좌측으로 향하지만 전진속도가 증가함에 따라서 점차적으로 우측으로 이동하여 40kts 전진비행 시에는 로켓의 궤적이 헬리콥터의 우측을 향하는 것을 볼 수 있다.

발사 초기 간섭유동에 의한 로켓의 거동 변화를 확인하기 위해 발사 초기 로켓의 궤적과 자세각을 Fig. 11에 도시하였다. Fig. 11은 정지비행 상태에서 발사된 로켓의 궤적과 그에 따른 대칭축 방향벡터를 발사에서 14m까지 도시하였다. 발사 직후 간섭유동에 의해 자유류 조건에 비해 높은 자세각이 발생하며 2~8m 구간에서는 자유

류 조건에 비해 근소한 차이로 높은 위치에 놓이는 것을 확인할 수 있다. 그러나 간섭유동의 영향으로 아랫방향으로 더 큰 거동을 보이며 위치가 다시 역전되며 Fig. 10과 같은 궤적을 보이게 된다. Fig. 11의 벡터방향이 두 축의 비율이 달라 수직방향으로 과장되게 나타나는데 자유류 조건과 간섭유동 조건에서의 자세각이 큰 차이를 보이지 않는다. 자유류와 간섭유동 조건에서의 자세각 차이가 최대 3° 내외로 나타나는데 이를 기준으로 Fig. 11을 보면 자세각이 과장되어 나타난 것을 알 수 있다. 수평방향 자세각은 모든 조건에서 $\pm 0.5^\circ$ 의 영역에서 움직이며 큰 차이를 보이지 않아 도시하지 않았다. 하지만 Fig. 6에서 보이는 간섭유동에서 발생하는 수평방향 유동에 의해 Fig. 10의 (b)와 같이 수평방향 움직임에 차이가 발생한다.

Figure 12에는 정지비행 시 헬리콥터의 수직방향 속도가 HYDRA70 로켓 궤적에 미치는 영향을 도시하였다. 자유류, 정지비행, 수직방향의 속도, 즉 헬리콥터의 상승속도가 2m/s에서 10m/s

(a) Distance versus height

(b) Distance versus sideslip

Fig. 10. Trajectories of HYDRA70 rocket

Fig. 11. Trajectory comparisons at hovering condition

Fig. 12. Trajectory comparisons with various initial vertical velocities of helicopter

까지 변화에 따른 궤적을 비교하였다. Fig. 12에서 볼 수 있듯이 헬리콥터의 수직방향의 속도가 로켓의 비행거리에 매우 큰 영향을 주고 있다. 수직방향의 속도 4m/s에서 비행거리는 자유류에서의 비행거리와 거의 같으나 그 이상의 속도에서는 비행거리가 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러므로 헬리콥터의 수직속도가 수평속도보다 로켓의 궤적에 미치는 영향이 더 크다는 것을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 헬리콥터 주위에 발생하는 유동을 고려한 발사체의 운동해석을 수행하였다. 헬리콥터 간섭유동을 모사하기 위해 액추에이터 디스크 모델을 적용한 정상 비점성 유동해석을 수행하였다. 전산유체역학으로 예측한 헬리콥터 주위 간섭유동을 데이터베이스화하여 운동해석에 사용함으로써 로터 간섭의 영향이 고려된 발사체의 궤적을 예측하였다. 헬리콥터의 다양한 비행조건과 추력에 따른 발사체의 궤적예측을 수행하였다.

헬리콥터에서 발사되는 탄환은 초기 발사속도의 영향으로 추력조건에 무관하게 비행조건에 따라 사거리에 약간의 차이가 발생하는 것이 보였고 헬리콥터 간섭유동의 영향은 미미한 것을 알 수 있었다. 그러나 로켓은 헬리콥터의 간섭유동장의 영향으로 그 비행궤도가 크게 변화함을 알 수 있었다. 특히 헬리콥터의 전진속도뿐만 아니라 수직속도가 로켓의 궤적에 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있었다. 이는 로켓의 낮은 발사속도로 인하여 헬리콥터 간섭유동의 영향을 받아 자유류 조건에 비해 비행 궤적이 크게 변화하기 때문이다. 그러므로 헬리콥터에서 발사되는 탄환의 경우 헬리콥터 간섭유동의 영향을 고려할 필요가 없으나, 로켓의 경우 헬리콥터 간섭유동의 영향의 고려가 필수적임을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 인하대학교와 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.

References

- 1) Lee, H. D., Kwon, O. J., Lee, B. S., and Noh, K. H., "Aerodynamic Simulation of Air-Launched Missiles from a Complete Helicopter", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 12, pp. 1097-1106, 2011.
- 2) 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.
- 3) 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.
- 4) McCoy, R. L., Modern Exterior Ballistics, Schiffer Publishing Ltd., 2012.
- 5) Jang, J. Y., "Wall Interference Effects of Rotor-Fuselage Analysis Using Chimera Grids", Master's thesis, Inha University, 2008.
- 6) Robert, F. L., and Mary, L. R., "Equations of Motion for a Modified Point Mass Trajectory", Ballistic Research Laboratories, BRL-R-1314, 1966.
- 7) James W. Bradley "An Alternative Form of the Modified Point-Mass Equation of Motion", Ballistic Research Laboratories, BRL-MR-3875, 1990.
- 8) Stephen, M. R., and Lee, J., "Rotorcraft Flowfield Prediction Accuracy and Efficiency using a Cartesian Grid Framework", International Journal of Mathematical models and methods in applied sciences, Vol. 32, No. 3, 2009.
- 9) Mineck, R. E., 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.
- 10) C. Wayne Dahlke, "Hydra 70 MK66 Aerodynamics and Roll Analysis", Technical Report RD-SS-90-6, 1990.