

헬리콥터 유입류 모델에 따른 발사된 로켓의 비행궤적 영향성 및 안전발사 기동영역 해석 연구

양창덕[†] · 정동우

한국항공우주산업

A Study on the Influence of Helicopter Main Rotor Inflow Model upon Launched Rocket Trajectory and Safe Launch Envelope

Chang Deok Yang[†] and Dong Woo Jung

Dept. of Avionics, Korea Aerospace Industries. LTD

Abstract

This study presents the numerical investigation of the trajectory of rocket launched from a helicopter. The nonlinear mathematical model of armed configuration of UH-60 helicopter was developed while Hydra 70 unguided rocket was modeled to simulate the rocket behavior. The effects of various inflow models on the launched rocket trajectory are obtained. Similarly, rocket launch simulation was performed to determine the unsafe flight maneuver condition where the rocket trajectory is critically close to the helicopter main rotor tip path plane.

초 록

본 논문에서는 헬리콥터의 유입류 모델에 따라 헬리콥터에서 발사되는 로켓의 궤적에 대한 영향성을 비행역학 해석을 통해 검토하였다. 무장형상의 비선형 비행역학 해석모델은 UH-60 헬리콥터 형상으로 구성하고 헬리콥터에서 발사되는 발사체의 궤적예측에는 HYDRA 70 로켓을 이용하였다. 다양한 로터 유입류 모델을 사용하여 각각의 모델에 따라 로켓 발사궤적에 미치는 영향을 검토하였다. 또한 헬리콥터의 다양한 비행조건에 대해 로켓 발사 시뮬레이션 해석을 수행하고 로켓이 로터 디스크 면과 근접하는 위험한 로켓발사 비행영역을 검토하였다.

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Rocket Trajectory(로켓 궤적), Rocket Launch(로켓 발사), Unsafe Flight Condition(위험 비행영역)

1. 서 론

헬리콥터에서 발사되는 로켓의 궤적 예측은 헬리콥터 로터에서 발생하는 내리흐름(downwash)의 영향으로 복잡한 문제로 인식되어지고 있다. 로터에 의해 발생하는 유동과 로켓과의 간섭효과로 인한 유동을 모두 고려해야 한다.

헬리콥터에서 발생하는 내리흐름은 발사된 로켓의

피칭 모멘트를 변화시켜 로켓의 궤적 및 사거리에 영향을 미친다[1,2]. 또한 헬리콥터는 고정익 항공기와 달리 호버링 또는 측면, 후면 기동 등의 저속영역에서 로켓의 발사가 가능하다. 그러나 이는 고정익 항공기와 같이 고속에서 로켓을 발사하는 상황과는 달리 저속 조건에서는 항공기와 발사된 로켓 간의 재 충돌 위험을 증가 시킨다. 따라서 헬리콥터의 내리흐름에 대한 예측과 발사된 로켓과의 간섭효과를 고려한 검토가 필요하다.

헬리콥터에서 발사되는 로켓과 로터 후류의 영향성에 관한 연구는 지속적으로 이루어져 오고 있다. 참고 문헌 [3]에서는 AH-1 헬리콥터에서 발사되는 로켓의

간섭현상을 실험적으로 연구하였다. 축소모델을 이용하여 풍동시험을 수행하고 로켓 발사시의 공력 간섭현상에 대한 연구를 수행하였다. 참고문헌 [4]에서는 헬리콥터 전 기체 형상을 해석한 CFD (Computational Fluid Dynamic)기법을 이용하여 헬리콥터 주위에서 발생하는 유동을 고려한 발사체의 운동해석을 수행하였다. 초기 발사 조건에 대해 로켓의 거동을 예측하였고 헬리콥터의 비행조건 및 발사체의 추력에 따른 발사체의 궤적을 예측하였다. 참고문헌 [5]에서는 6자유도 비행역학 해석 기법을 이용하여 헬리콥터 유입류 모델에 따른 외부 장착물 분리 시의 영향성을 분석하였다. 또한 다양한 기동조건에서 로켓 발사 해석을 수행하고 헬리콥터 기체와의 재 충돌 가능성이 있는 비행영역을 도출 하였다.

헬리콥터는 다양한 기동상황에서 로켓의 발사가 가능하다. 그러나 헬리콥터의 기동에 따른 동체 자세의 변화, 블레이드 회전면의 변화 및 내리흐름의 속도변화는 발사된 로켓과 헬리콥터 기체의 충돌 가능성을 증가시킨다. 참고문헌 [6]의 MIL-STD-1289D에서는 Fig. 1과 같이 헬리콥터에서 로켓 발사 시 안전성에 영향을 미치는 가장 중요한 확인 항목으로 주 로터 디스크 면과 로켓발사 궤적간의 간격 (clearance)을 제시한다. 따라서 헬리콥터의 운용비행영역 (OFE: Operational Flight Envelop)내에서 로켓발사가 안전한 기동비행 영역의 면밀한 검토가 필요하다.

헬리콥터의 운용비행영역 (OFE: Operational Flight Envelop)내에서 로켓의 안전한 발사가 가능한 비행조건을 판단하기 위해서는 다수의 비행조건 및 기동조건에 대한 해석이 수행되어야 한다. 고 신뢰도 모델을 활용한 6자유도 비행역학 해석은 CFD 또는 비행시험과 비교하여 비교적 빠르고 경제적인 예측을 가능하게 한다.

본 논문에서는 6자유도 비행역학 해석을 이용하여 헬리콥터 로터의 유입류 모델링 기법이 헬리콥터에서 발사되는 로켓의 궤적에 미치는 영향을 해석적으로 검토하였다. 또한 다양한 헬리콥터의 기동비행 조건에 따른 로켓의 궤적을 해석하여 안전한 로켓 발사 영역을 검토하였다.

2. 본 론

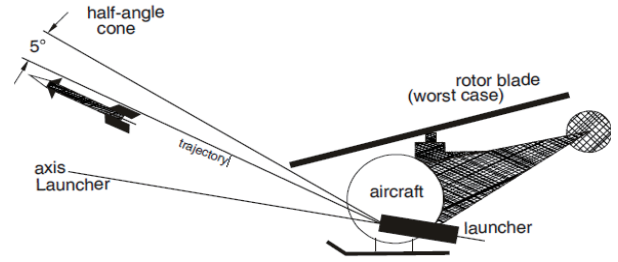


Fig. 1 Rotor Disk Clearance in MIL-STD-1289D

2.1 비행동역학 해석 모델

헬리콥터 비행역학 해석을 위한 대상 헬기는 참고문헌[7]의 자료를 활용하여 UH-60A 형상으로 모델링 하였다. 상용프로그램 FLIGHTLAB을 이용하여 플랩 및 리드-래그 자유도를 포함하는 articulated 로터 형상을 깃 요소이론을 이용하여 모델링 하였다. 유입류 모델은 참고문헌[8]의 Peter-He finite state dynamic inflow 모델과 prescribed vortex wake 모델을 이용하여 모델링 하였다. 꼬리로터는 uniform inflow 모델을 활용하여 모델링하였다. 기체에 대한 공력모델은 동체 모델과 동체에 수평 및 수직 안정판을 장착한 scale model에 대한 풍동시험 데이터베이스를 활용하였다.

헬리콥터의 유입류는 헬리콥터 비행역학 해석에 가장 큰 영향을 미치는 모델링 요소이다. Finite state 동적 유입류 모델은 로터 디스크 면의 radial 및 azimuth 위치의 블레이드 요소에 대한 로터 유입류를 고차 다항식을 이용하여 해석한다. 로터 디스크 면에서의 유입류 dynamic wake 분포는 식(1)과 같이 radial shape 함수 $\phi_j^r(\hat{x})$ 와 inflow states 계수 α_j^r 와 β_j^r 의 harmonic함수로 표현된다[8].

$$\omega_i(\hat{x}, \psi, t) = \sum_{r=0}^n \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{2S_r+r-1} \phi_j^r(\hat{x}) [\alpha_j^r(t) \cos(r\psi) + \beta_j^r(t) \sin(r\psi)] \quad (1)$$

여기서, radial shape 함수는 식(2)와 같다.

$$\phi_j^r(\hat{x}) = \sqrt{2(j+1)H_j^r} \sum_{q=r, r+2, \dots}^{j-1} \hat{x}^q \frac{(-1)^{\frac{q-r}{2}} (j+q)!!}{(q-r)!!(q+r)!!(j-q-1)!!}$$

(2)

factorial ratio H_j^r 은 식(3)과 같다.

$$H_j^r = \frac{(j+r-1)!!(j-r-1)!!}{(J+r)!!(j-r)!!} \quad (3)$$

여기서, \hat{x} 은 radial 방향 좌표, ψ 는 azimuth방향 위치 t 는 시간 그리고 r 및 j 는 각각 harmonic과 polynomial number를 나타낸다.

따라서 블레이드 개수에 해당하는 azimuth 방향의 harmonic 개수 N 과 radial shape function 개수 S_r 의 설정에 따라 선택적으로 유입류 state를 결정할 수 있다. 본 논문에서는 3 state, 6 state 그리고 15 state 유입류 모델을 해석에 활용하였다. Figure 2는 15 state 유입류 모델로 해석한 로켓 발사위치 buttock line에서의 호버링 시 유입류 분포를 보여준다.

Vortex wake 모델은 vortex element를 이용하여 로터 디스크에서 발생하는 유입류 상태를 예측한다. 그리고 다른 유입류 모델에 비해 더욱 정밀한 해석이 가능하나 wake geometry의 복잡성으로 인하여 해석에 많은 시간이 소모되며, 유입류에 따른 상태변수를 제공하지 않아 선형화 모델을 필요로 하는 비행역학 해석에 사용하는데 어려움이 따른다.

본 논문에서는 다양한 유입류 모델에 의한 발사 로켓의 비행궤적 영향성을 확인하기 위해 dynamic inflow 모델과 함께 prescribed vortex wake 모델을 적용하여 해석을 수행하였다. Figure 3은 vortex wake 모델로 해석한 호버링 시 내리흐름 분포를 보여준다.

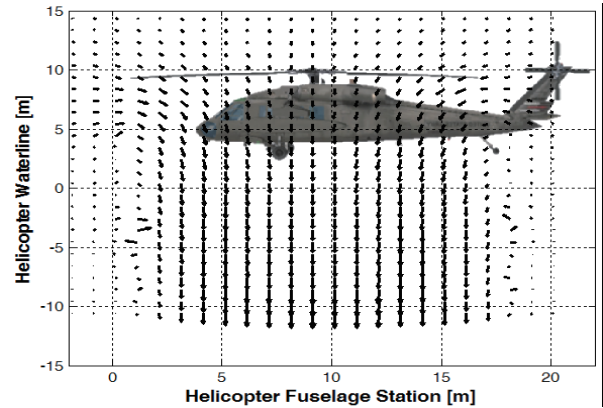


Fig. 2 Flow Field at Hover, Modeled with Peter-He 15 State Dynamic Inflow Method

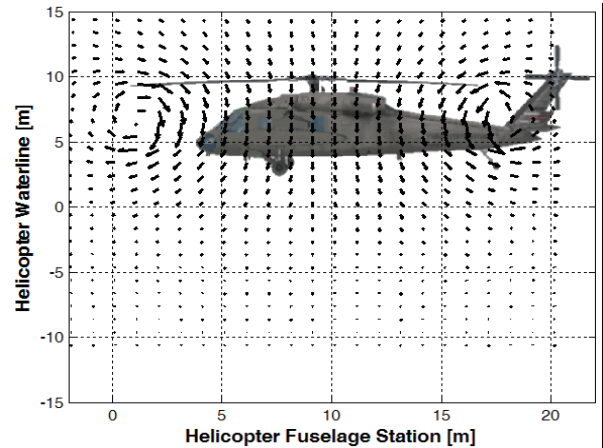


Fig. 3 Flow Field at Hover, Modeled with Prescribed Vortex Wake Method

본 논문에서는 로켓 모델링을 위해 Fig. 4의 M261/MK66 Hydra70 로켓을 사용하였다. Hydra70 로켓은 무유도 로켓으로 UH-60A등 다양한 헬리콥터에 장착되어 사용된다. 탄두의 중량은 Table 2와 같이 13.5lb, 총 중량은 19.93lbs이며 길이는 66.1in 이다. 해석을 위한 공력계수 및 기타 관련 데이터는 참고문헌[9]을 활용하였다. 로켓의 추력은 Fig. 5와 같으며 참고문헌[9]의 자료를 활용하였다.



Fig. 4 Hydra70 Rocket Configuration

Table 2 Rocket Mass and Configuration

Initial Mass (lb)	19.93
Length (in)	66.1
C.G from nose (in)	40.02
MOI (lb-in ²) [Ixx, Iyy, Izz]	29.4, 9860.0, 9860.0

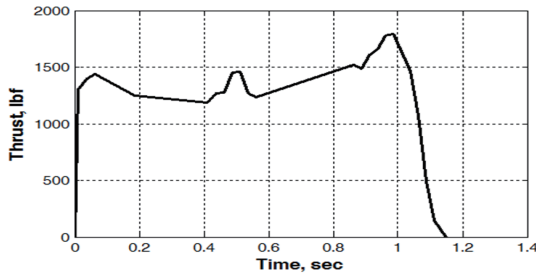


Fig. 5 Hydra 70 Rocket Thrust

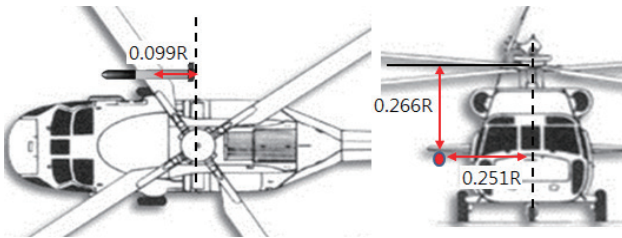


그림 6 Rocket Installed Position

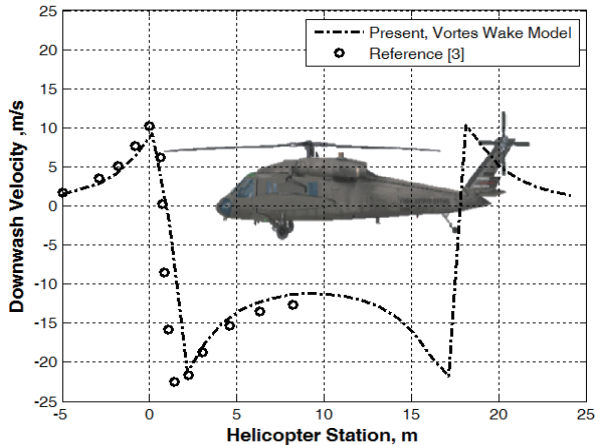


Fig. 7 The Validation of Rotor Induced Flow Distribution at Rocket Pod Waterline level

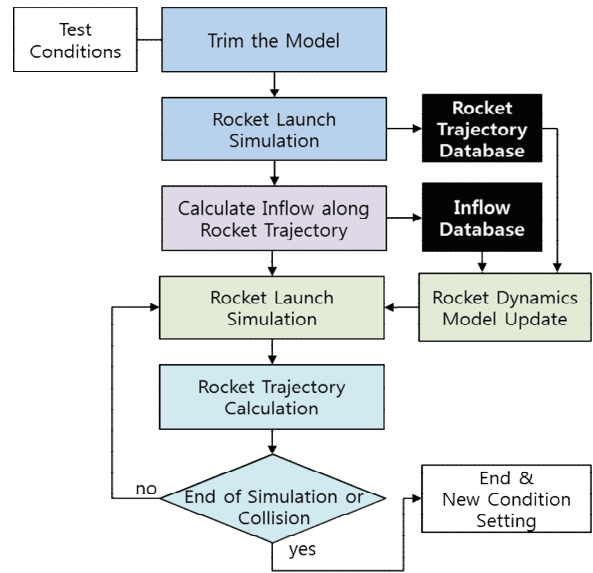


Fig. 8 Flow Chart of Rocket Launch Analysis

로켓의 장착위치는 헬리콥터 우측의 rocket pod 위치에 1발을 장착하는 형상으로 해석을 수행하였다. Figure 6은 로켓의 장착위치를 보여준다.

Figure 7은 해석 모델링의 적절성 검토를 위해 참고 문헌의 데이터와 비교한 결과이다. 로켓 장착 위치에서 vortex wake 모델로 해석한 로터 내리흐름 속도가 참고자료[5]와 유사한 결과를 보였다.

2.2 주 로터 유입류 모델에 따른 로켓 궤적

비행역학 해석기법을 활용하면 헬리콥터에서의 로켓 발사 시뮬레이션을 위한 해석 시간 감소, 다중의 해석 조건의 batch 시뮬레이션 해석 및 다양한 해석기법의 채용 등의 장점이 있다.

헬리콥터 로터 내리흐름의 간섭효과를 고려하여 발사 로켓의 궤적을 해석하기 위해서는 Fig. 8과 같이 1) 초기 해석조건으로부터 내리흐름고려 없이 로켓 발사 시뮬레이션을 수행하여 로켓의 비행 궤적을 데이터베이스로 저장하고, 2) 비행 궤적에 따른 로터 내리흐름을 데이터베이스로 저장하고, 3) 로터 내리흐름 데이터베이스를 로켓 모델에 적용하여 로켓 발사 시뮬레이션을 재 수행하는 절차가 필요하다.

Figure 9는 호버링 시 각각의 유입류 모델에 따른 로켓 장착 위치에서의 내리흐름 속도를 보여준다. 동적 유입류 모델은 유입류 상태변수 수의 증가에 따라 보다 정교한 내리흐름 속도가 예측되며, vortex wake

모델의 경우 블레이드 tip부근에서 roll-up vortex가 형성되는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10은 로켓 궤적에 따라 발사된 로켓의 피치각을 보여준다. 각각의 유입류 모델에 따라 로켓이 발사된 후 내리흐름에 의해 nose-up 피치 운동이 발생하는 것을 확인할 수 있다.

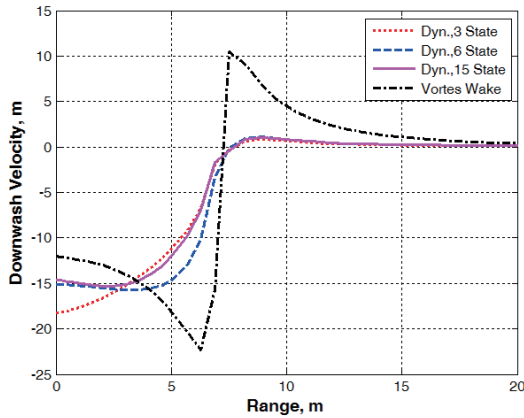


Fig. 9 Downwash Velocity along the Flight Path of the Rocket

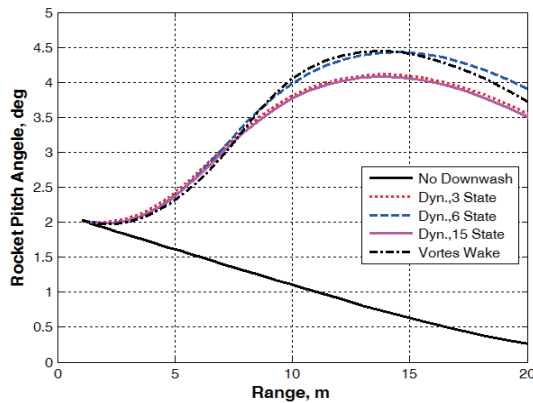


Fig. 10 Rocket Pitch along Flight Path of Rocket

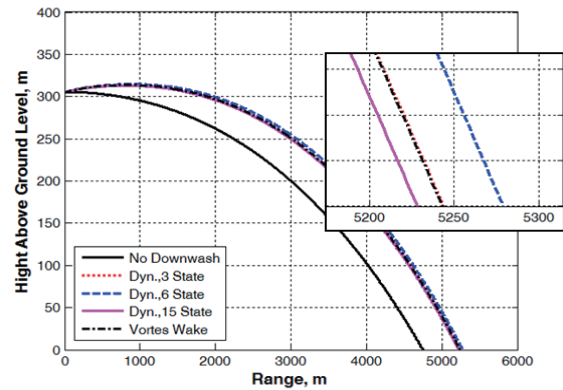


Fig. 11 Effect of Main Rotor Interference on Rocket Trajectory

Vortex wake 모델의 경우 5m 부근 가장 큰 내리흐름 속도가 발생하여 로켓의 피치각 또한 가장 큰 값으로 증가하나 블레이드 tip 부근에서 roll-up vortex의 영향으로 다시 로켓의 피치각이 감소하는 것을 확인하였다.

Figure 11은 로터의 유입류 모델에 따른 로켓의 지면 충돌 지점까지의 사거리를 보여준다. 6차의 finite state dynamic inflow 모델을 사용한 해석결과에서 가장 큰 사거리를 보였다. 이는 가장 큰 내리흐름 속도의 영향으로 인한 로켓 발사 초기의 큰 피치각이 발생했기 때문인 것으로 판단한다. 비행역학 해석에 사용된 로터 유입류 모델에 따라 로켓 사거리의 해석 결과에서 크기는 560 m 가량의 차이가 발생하였다.

따라서 신뢰할 만한 로켓의 비행궤적의 예측을 위해서는 적절한 유입류 모델의 차용이 필수적이다.

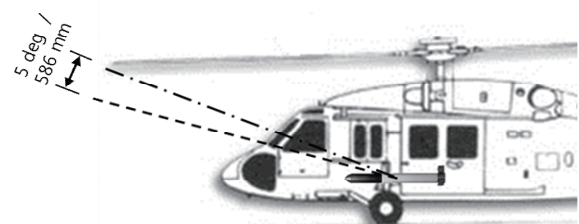


Fig. 12 Main Rotor Disk Clearance

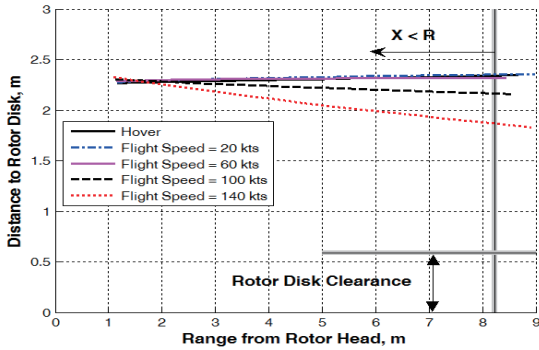


Fig. 13 Launch in Forward Flight Maneuver

이를 위해서는 비행역학 모델과 비행시험 데이터와의 검증 등을 통한 충실도 높은 모델링 기법의 선택이 필요하다.

2.3 헬리콥터 로켓 발사가 위험한 기동영역

헬리콥터는 고정익 항공기와 달리 다양한 기동비행 시에 무장을 발사 할 수 있다. 그러나 기동비행에 따라 헬리콥터 동체와 로터 블레이드 회전면 간의 상대 각이 변경되며 이는 발사된 로켓이 헬리콥터 로터에 재 충돌할 위험성을 증가 시킨다. 본 논문의 해석 대상 헬리콥터의 형상에서는 MIL-STD-1289D에서 제시한 안전 간격여유는 586 mm이며 Fig. 12와 같다.

본 논문에서는 로켓 발사가 위험한 헬리콥터 기동비행 영역을 확인하기 위해 다양한 기동비행에 대해 로켓 발사를 수행하고, 로터 블레이드 회전면과의 충돌 가능성을 검토하였다.

Figure 13은 전진비행 시 로켓 발사를 수행하고 발사된 로켓과 헬리콥터의 로터 디스크 면과의 거리를 해석한 결과이다. 호버링 및 전진비행 140 kts까지의 해석결과에서 발사된 로켓이 로터 디스크 면과의 안전 간격 여유거리 이내로 진입하는 경우를 확인하지 못하였다. Figure 14는 후진비행 시 발사된 로켓과 로터 디스크 면과의 거리를 보여준다.

후진 비행 또한 호버링에서 후진속도 40 kts까지 로켓발사의 위험은 없는 것으로 확인하였다.

Figure 15는 수직 상승비행 시의 안전발사 기동영역을 나타낸 결과이다. 수직 상승 비행에서는 상승률 2600 ft/min 이상에서 발사된 로켓이 로터 디스크 면과의 안전거리 이내로 근접하는 것을 확인하였다. 이는 Fig. 16에서와 같이 헬리콥터의 상승속도에 의해

로켓이 받는 내리흐름 속도가 증가하여 발사된 로켓의 피치각이 증가하기 때문이다. Figure 17은 수직 상승 비행 시 상승률에 따른 발사된 로켓의 피치각을 보여준다.

Figure 18은 전진비행 60 kts에서 상승률에 따른 로켓 발사 안전 영역을 보여준다. 전진비행 60 kts에서 로켓 발사를 위해서는 상승률이 3500 ft/min 미만으로 제한되는 결과를 확인하였다.

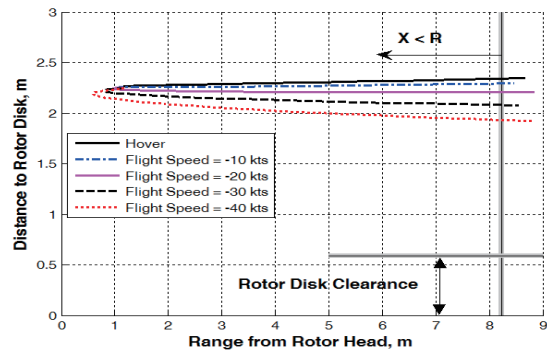


Fig. 14 Launch in Rearward Flight Maneuver

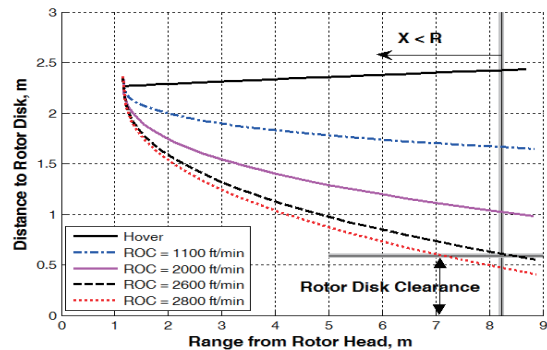


Fig. 15 Unsafe Rocket Launch Envelop in Vertical Climb Maneuver

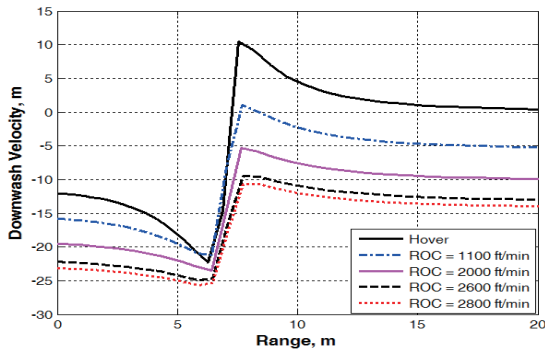


Fig. 16 Downwash Velocity in Vertical Climb Maneuver

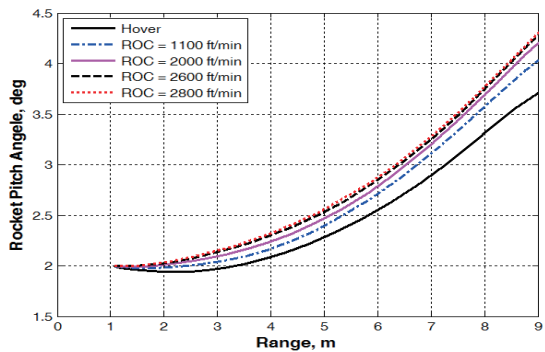


Fig. 17 Rocket Pitch Angle in Vertical Climb Maneuver

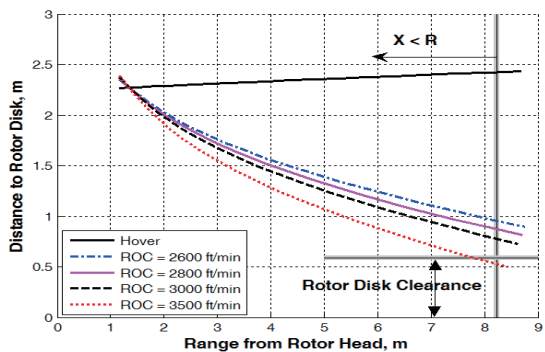


Fig. 18 Unsafe Rocket Launch Envelop in Forward Climb Maneuver

3. 결 론

본 논문에서는 헬리콥터에서 발사되는 로켓의 궤적을 예측하기 위해 로터 후류의 간섭효과를 고려한 6-DOF 비행역학 해석을 수행하였다.

로켓 발사 시 로터 유입류 모델에 따른 영향을 분석

하여 헬리콥터 유입류 모델에 따라 발사된 로켓의 비행궤적이 달라지는 것을 확인하였다. 따라서 정밀한 예측을 위해서는 적절한 검증을 통한 유입류 모델의 채택이 필요한 것을 확인하였다.

또한 헬리콥터의 다양한 비행조건에 대해 로켓 발사 시뮬레이션을 수행하여 발사 안전 비행영역을 검토하였다. 직선비행 및 상승비행 시의 로켓 발사를 수행하여 발사된 로켓이 헬리콥터 로터 디스크 면과의 재 충돌 위험이 있는 기동 영역을 확인하였다. 특히 수직상승비행 시에는 상승률 2800 ft/min 미만 그리고 전진비행 60 kts에서 상승 시에는 상승률 3500 ft/min 미만으로 안전한 로켓의 발사를 위해 기동영역이 제한됨을 확인하였다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부 산업기술혁신사업으로 지원된 연구결과입니다. [10053157, 소형무장헬기 연계 민수헬기 핵심기술 개발사업]

References

- [1] Hess J. L. and Clark R. W., "Improved trajectory calculation for helicopter launched missiles," Department of the Army U.S. Army Research Office, DAG29-76-C-0021, 1979.
- [2] Wei, F.S. and Gjestvang, J., "Store Separation Analysis of the Penguin Missile from the SH-2G Helicopter," AIAA, 2001-0992, Reno., 2001.
- [3] 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.
- [4] Hee Dong Lee, "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.
- [5] Ozge Kapulu and Ozan Tekinalp, "Main Rotor Downwash Effect on Separation Characteristics of

- External Stores,” *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2017, Grapevine, Texas.
- [6] U.S. Department of Defense, *MIL-STD-1289D Airborne Stores Ground Fit and Compability Requirements*, 2003.
- [7] Howlett, J.J., "UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program, Volume I - Mathematical Model," NASA CR-166309, Dec. 1981.
- [8] Peters, D.A., and He, C.J., "Finite State Induced Flow Models Part II: Three-Dimensional Rotor Disk," *JOURNAL OF AIRCRAFT*, Vol. 32, No. 2, March-April, 1995.
- [9] C. Wayne Dahlke, "Hydra 70 MK66 Aerodynaics and Roll Analysis", *Technical Report RD-SS-90-6*, 1990.