

# 헬리콥터로부터 발사된 로켓의 공력 간섭 현상에 대한 수치적 연구

이 범 석,<sup>\*1</sup> 김 유 진,<sup>2</sup> 강 경 태,<sup>3</sup> 권 오 준<sup>2</sup>

## NUMERICAL INVESTIGATION OF AERODYNAMIC INTERACTION OF AIR-LAUNCHED ROCKETS FROM A HELICOPTER

B.S. Lee,<sup>\*1</sup> E.J. Kim,<sup>2</sup> K.T. Kang<sup>3</sup> and O.J. Kwon<sup>2</sup>

*Numerical simulation of air-launched rockets from a helicopter was conducted to investigate the aerodynamic interference between air-launched rocket and helicopter. For this purpose, a three-dimensional inviscid flow solver has been developed based on unstructured meshes. An overset mesh technique was used to describe the relative motion between rocket and rocket launcher. The flow solver was coupled with six degree-of-freedom equation to predict the trajectory of free-flight rockets. For the validation, calculations were made for the impinging jet with inclined plate. The rotor downwash of helicopter was calculated and applied to simulation of air-launched rocket. It is shown that the rotor downwash has non-negligible effect on the air-launched rocket and its plume development.*

**Key Words** : 무장 분리(Store Separation), 공중 발사 로켓 (Air-launched Rocket), 로터 내리 흐름 (Rotor Downwash), 화염 영향 (Plume effect)

### 1. 서 론

헬리콥터 발사 로켓에 있어서 공력 간섭현상은 매우 중요한 문제다. 고정익기와 달리 헬리콥터에서 발사되는 로켓의 경우 로터 후류 영역을 벗어나기 전까지 계속해서 로터 내리 흐름(Rotor downwash)의 영향을 받게 되고, 비행 속도가 느린 발사 초기의 경우 이러한 효과가 상대적으로 크게 작용해 불안정한 비행을 하거나 주변 장착물과 충돌 할 수 있기 때문이다. 뿐만 아니라 로켓으로부터 발생하는 고온의 화염 역시 로터 내리흐름의 영향을 받아 헬리콥터와 간섭하며, 이로 인해 헬리콥터의 성능 저하 및 장착물의 손상을 초래할 수도 있다. 이밖에도 로터 후류에 의한 로켓간의 간섭 현상이 있으며 이러한 현상들은 로켓의 성능뿐만 아니라 발사 플랫폼의 안정성에도 직접적인 영향을 미친다.

헬리콥터로부터 발사되는 로켓의 간섭 현상에 대해서는 실험 및 수치적 방법을 통해 일부 연구 된 바 있다. 미 육군에서는 AH-1 헬리콥터로부터 발사되는 로켓의 간섭현상을 알아 보기 위해 축소 모델을 이용하여 풍동 시험을 수행한 예[1]가 있으며 미해군의 경우 SH-60으로부터 발사되는 AGM-114 헬파이어 미사일의 성능 분석을 위해 실제 헬리콥터를 이용하여 지상 및 공중 발사 실험을 수행한 바 있다[2]. 그러나 AH-1 헬리콥터를 이용한 연구의 경우 로켓의 시험 모델 없이 단순히 로켓의 예상 궤적에서 유동장의 속도 분포만을 측정 한 것으로 실제 발사 시 발생하는 간섭현상에 대해 알아보기에는 한계가 있으며, SH-60으로부터 발사되는 헬파이어 미사일 시험의 경우 온도 분포를 제외한 구체적인 데이터들을 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 이 연구 역시 미사일의 운동에만 초점을 둔 연구로 다른 물리적 특성을 알기에는 한계가 있다.

접수일: 2010년 10월 26일, 수정일: 2011년 2월 8일,  
게재확정일: 2011년 2월 10일.

1 정회원, LIG 넥스원 PGM 연구센터 2팀

2 정회원, 카이스트 항공우주공학과

3 종신회원, 국방과학연구소 1본부 2부

\* Corresponding author, E-mail: bumseok.lee@lignex1.com

앞서 보았듯이 대부분의 기존 연구들의 경우 발사된 로켓의 초기 거동에만 초점을 둔 연구로 로켓 발사 시 발생하는 다양한 간섭 현상에 대해서는 아직 제대로 연구가 이루어지지 않은 실정이다.

이에 본 연구에서는 전산유체역학을 이용하여 헬리콥터에서 발사되는 로켓의 공력 간섭현상에 대해 수치적 해석을 실시하였다. 해석을 위해 비정렬 격자 기반의 3차원 압축성, 비점성, 비정상 해석자를 개발하였으며 헬리콥터와 로켓간의 간섭현상을 살펴보기 위해 해석자를 6 자유도 운동방정식과 연계하였다. 또한 헬리콥터 유동장 내에서 로터 내리 흐름과 화염간의 간섭 현상을 살펴보기 위해 화염 해석을 수행하였다. 본 연구를 통해 헬리콥터에서 발사되는 로켓의 공력 간섭 현상을 알아보고 이를 통해 그 특성에 대해서 살펴보고자 한다.

## 2. 연구 방법

### 2.1 헬리콥터 유동장 해석

본 해석에서 사용한 비정렬 격자 기반의 3차원 압축성, 비점성, 비정상 해석자의 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \int \int_V Q dV + \int \int_{\partial V} F(Q) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (1)$$

여기서  $V$ 는 제어 체적을 나타내며  $\partial V$ 는 제어표면,  $\vec{n}$ 는 제어표면의 바깥 방향으로의 법선 벡터를 나타낸다. 종속 변수  $Q$ 는 다음과 같다.

$$Q = (\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e_0)^T \quad (2)$$

해석자의 지배 방정식은 격자점 중심의 유한 체적법으로 이산화하였으며 메디안 듀얼방법으로 제어 체적을 구성, 그 경계면에서 Roe의 FDS (flux difference splitting scheme)[4]를 이용하여 플럭스를 계산하였다. 시간 전진은 Point Gauss-Seidel 방법으로 내재적으로 하였으며 발사대와 로켓간의 상대적 운동을 모사하기 위해서 중첩 격자 기법[5]을 도입하였다.

### 2.2 경계 조건

Far field에서는 characteristic 경계 조건을 사용하였으며 solid surface에서는 flow tangency 조건을 부여하였다.

화염을 모사하기 위해서 로켓의 노즐 목 (nozzle throat)에서 incoming flow조건을 부여하였으며 유동의 속도는 마하 1로 고정하였다. 노즐의 total pressure와 total temperature는 실험에서 측정된 연소실의 (combustion chamber) total pressure와 total temperature의 값을 사용하였으며 다른 유동 변수들은 isentropic relation을 이용하여 계산하였다. 계산의 단순화를 위해서 화염은 화학 반응은 고려하지 않았다.

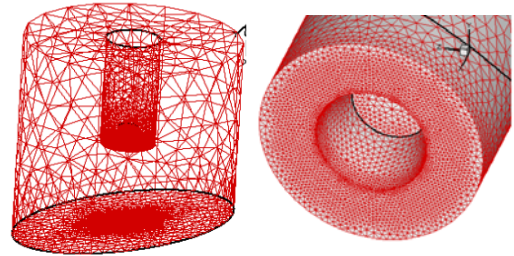


Fig. 1 Mesh distribution of nozzle and plate

힘에서 측정된 연소실의 (combustion chamber) total pressure와 total temperature의 값을 사용하였으며 다른 유동 변수들은 isentropic relation을 이용하여 계산하였다. 계산의 단순화를 위해서 화염은 화학 반응은 고려하지 않았다.

### 2.3 6 자유도 시뮬레이션

발사되는 로켓의 궤적을 모사하기 위해서 해석자를 6 자유도 운동방정식과 연계하였다. 운동방정식은 Runge-Kutta 4차 방법을 이용하여 시간에 따른 적분을 수행하였다.

### 2.4 추력 계산

로켓의 추력은 노즐의 출구면(nozzle exit)에서 아래의 추력 방정식을 이용하여 계산하였다.

$$\begin{aligned} Thrust &= (P_e - P_\infty)A_e + \dot{m}U_e \\ &= \int (P_e - P_\infty)dA_e + \int \rho_e \vec{u}_e (\vec{u}_e \cdot \vec{n})dA_e \end{aligned} \quad (3)$$

## 3. 결과 분석

### 3.1 화염 해석 검증

헬리콥터로부터 발사되는 로켓 해석에 앞서 먼저 화염 해석에 대한 검증을 수행하였다. 해석은 convergent-divergent nozzle로부터 과소 팽창된 후 바닥과 충돌하는 jet에 대해 수행하였으며, 그 결과로 jet의 충돌면에서 측정된 압력분포를 실험치[6]와 비교하였다. jet의 충돌면은 노즐로부터 노즐 출구 직경의 3배 만큼 떨어져있으며, 로켓의 대칭축에 대해 80, 85, 90도, 3개의 기울임 각을 가진다. 그림 1은 해석에서 사용한 격자계로 총 70만개의 셀로 구성되어 있다. 그림 2는 해석을 수행한 결과로, jet의 마하 컨투어 및 충돌면에서 압력 분포를 실험과 비교한 것이다. 결과를 살펴보면 3개의 기울임각 모두 시험값과 잘 일치하고 있으며, 피크치 또한 잘 예측하는 것을 알 수 있다. 그러나 일부 영역, 특히 버블이 존재하는 곳에서는 해석 결과가 실험치보다 더 높게 예측하는 것을 볼

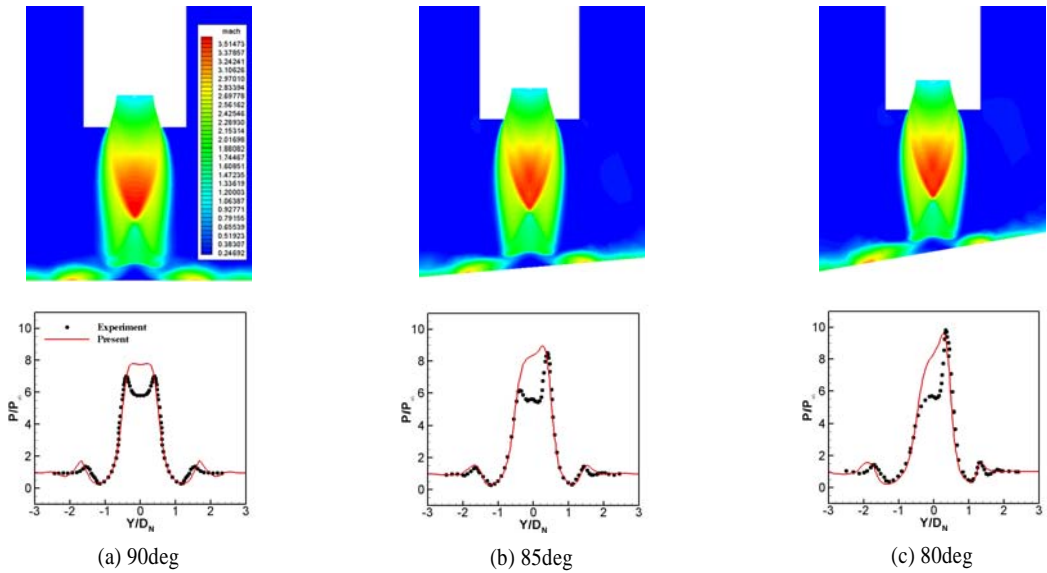


Fig. 2 Predicted Mach number contours and pressure distributions along bottom plate

수 있는데, 이는 점성 효과에 의한 것으로써, 일반적으로 버블이 존재하는 영역에서는 recirculating에 의한 점성 효과가 지배적이라고 알려져 있다. 현재의 해석자의 경우 점성 효과를 고려하지 않은 비점성 해석자로 이 영역에서는 부정확성이 존재하는 것을 알 수 있는데, 본 연구의 경우 로켓으로부터 발생한 화염이 발사관을 통해 아무런 제약 없이 빠져나가므로 이러한 점성 효과는 해석의 정확성에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다.

### 3.2 헬리콥터 유동장 해석

헬리콥터에서 로켓이 발사될 때 발생하는 유동장의 내리흐름을 모사하기 로켓 발사 플랫폼의 유동 해석을 실시하였다. 해석은 제자리 비행(hovering flight)하는 UH-60 헬리콥터에 대해 수행하였으며 이때 블레이드 끝단 마하수는 0.65, 컬렉티브 피치각은 9.2도,  $C_t/\sigma = 0.085$ 이다[7].

헬리콥터로부터 발사되는 로켓의 경우, 헬리콥터 유동장 해석과 함께 동시에 해석이 가능하지만 이 경우 많은 시간과 계산 용량이 요구되므로 본 연구에서는 헬리콥터 유동장 해석을 먼저 실시 한 후 이를 통해 내리흐름 값을 산출하고, 다시 이 값을 로켓 발사 해석에 적용하는 방법을 택하였다.

해석을 위해 로터 블레이드와 헬리콥터 동체에 각각 중첩 격자 블락을 할당하였으며 계산에서 사용한 총 격자수는 주 로터 860,211(X4), 꼬리로터 142,244(X4), 동체 2,892,646개로 총 690만개의 셀로 이루어져 있다.

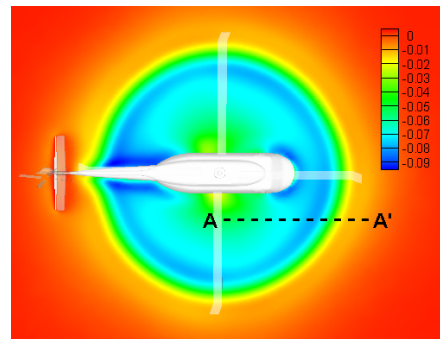


Fig. 3 Inflow contours at one chord length above main rotor disk plane

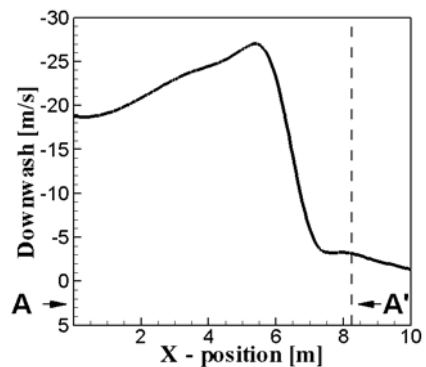


Fig. 4 Predicted rotor downwash distribution

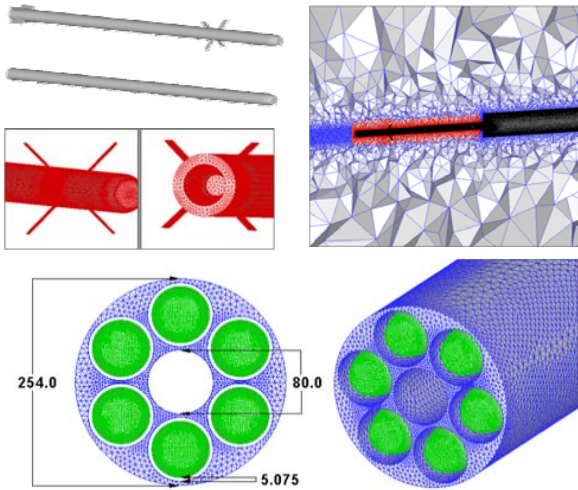


Fig. 5 Detailed modeling of launcher and rockets with and without canard and fin

그림 3은 로켓이 발사되는 고도에서 내리흐름 분포를 마하 컨투어로 나타낸 것으로 로터 블레이드의 직경을 따라서 내리 흐름의 속도가 변하는 것을 볼 수 있으며 동체 부근에서 일부 간섭현상이 일어나는 것을 볼 수 있다. 그림 4는 그림 3에서 로켓의 예상 비행 궤적 A-A'을 따라 내리흐름 분포를 나타낸 것으로 결과를 살펴보면 로터 디스크 반경을 따라 큰 폭의 속도 변화가 있으며 그 이후부터는 0에 가까워지는 것을 볼 수 있다. 로켓의 예상 비행궤적에서 내리흐름의 최고속도는 27 m/s이며 평균속도는 17 m/s로, 본 연구에서는 평균값을 로켓 발사 해석에 적용하였다.

### 3.3 로켓 발사 해석

앞선 해석 결과들을 바탕으로 헬리콥터로부터 발사되는 로켓에 대한 해석을 수행하였다. 해석에서 사용한 격자계는 그림 5와 같으며 로켓과 발사관(launcher tube)으로 구성되어 있다.

Table 1 The number of computational mesh

Mesh block	Node	Cell
Rocket w/t Fin, Canard	378,950	2,044,945
Rocket w/o Fin, Canard	222,221	1,152,566
Launcher & Side missile	732,988	3,630,825
Total	1,334,159	6,828,336

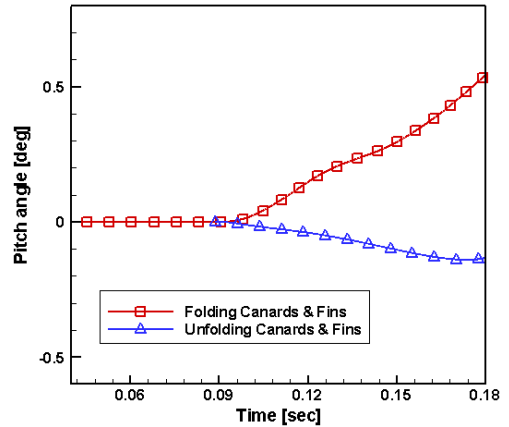


Fig. 6 Behavior of air-launched rockets

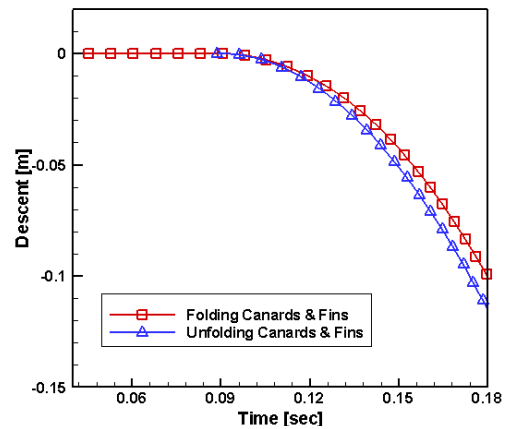


Fig. 7 Trajectory of air-launched rockets

로켓은 그림과 같이 핀과 카나드가 전개된 형상과 핀과 카나드가 전개되지 않은 두 종류가 있으며 7발의 로켓 가운데 발사관 중간에 위치한 로켓만이 발사되도록 모사하였다.

로켓의 추력은 앞서 언급하였듯이 추력 방정식을 이용하여 산출하였으며 발사 후에는 일정하게 유지된다고 가정하였다. 헬리콥터로부터 발생한 로터 내리흐름은 전 구간에서 대해서 17 m/s로 모델링하였으며, 해석은 로켓이 내리 흐름 영역권을 벗어나는 10 m 지점에 도달할 때까지 수행하였다. 계산에서 사용한 총 격자수는 노드 130만개, 셀 680만개로 구체적인 수는 표 1과 같다.

그림 6과 7은 발사 후 내리흐름 아래에서 로켓의 자세와 하강 거리를 보여주는 것으로 결과를 살펴보면 핀과 카나드가 전개된 형상의 경우 피치 다운을 한 반면 핀과 카나드가 전개되지 않은 형상은 피치 업을 하는 것을 볼 수 있다. 또한 핀과 카나드가 전개되지 않은 형상의 경우 전개된 형상에 비

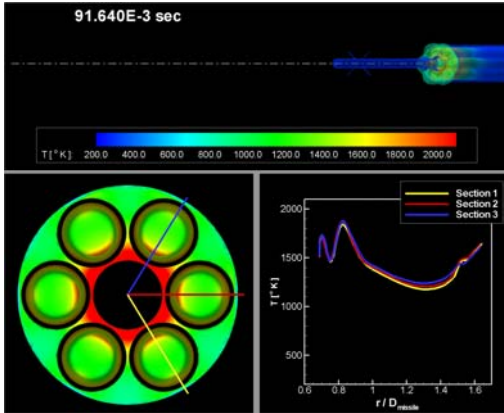


Fig. 8 Pressure and temperature variations on launcher front surface (t=0.092s)

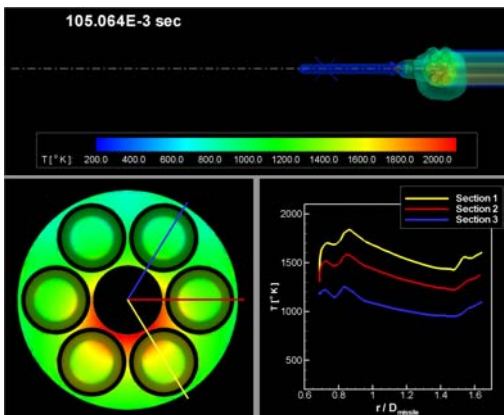


Fig. 9 Pressure and temperature variations on launcher front surface (t=0.105 s)

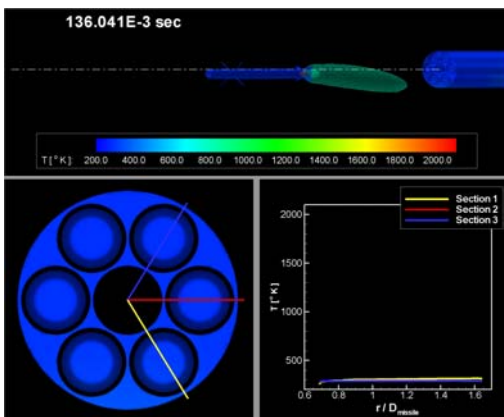


Fig. 10 Pressure and temperature variations on launcher front surface (t=0.136 s)

해 약 3배 이상의 각도 변화가 발생하였는데 이는 핀과 카나드에 의한 안정성 차이임을 알 수 있다. 또한 두 로켓 모두 발사 후 아래쪽으로 하강하였는데 노즈 다운으로 인해 핀과 카나드가 전개된 형상이 그렇지 않은 형상보다 약 20 cm정도 더 하강한 것을 볼 수 있다.

핀과 카나드가 전개된 로켓과 전개되지 않은 로켓 모두 발사 후 내리흐름에 의해 순간적으로 자세 및 고도의 변화가 발생하였지만 헬리콥터의 안정성에는 큰 영향을 미치지 않을 정도로, 이는 로터 내리흐름의 영향보다 로켓 추력의 영향이 훨씬 강하기 때문이라고 판단된다.

그림 8,9,10은 로켓 발사 후 화염의 모습 및 발사대 주변의 온도 분포를 나타낸 것으로, 로켓 발사대 및 발사되지 않은 로켓의 온도 분포를 함께 비교한 것이다. 결과를 살펴보면 로켓 발사 이후 화염의 영향으로 발사대 표면에서 순간적으로 온도가 1800K까지 증가하였으며 이후 화염이 영향이 줄어들어 따라 다시 온도가 감소하는 모습을 볼 수 있다. 또한 발사 초기의 경우, 발사대 3지점에서 모두 동일한 온도 분포를 가지지만 시간이 지남에 따라 로터의 내리 흐름에 의해서 화염이 아래쪽으로 집중되고 이로 인해 순간적으로 500K 이상의 온도차가 발생하는 것을 볼 수 있다. 앞서 살펴본듯 이 로켓의 궤적의 경우 헬리콥터와의 간섭 현상이 미미한 정도지만 로켓의 화염의 경우 이는 무시할 수 없는 정도로 실제로 이러한 화염의 집중은 로켓의 발사 장치 및 탐색기(seeker)에 성능 저하를 초래할 수 있는 수준이다.

### 5. 결론

헬리콥터로부터 발사되는 로켓의 간섭 현상 및 화염의 영향을 알아보기 위해 3차원 비정상, 비점성, 비경질 격자 기반의 해석자를 이용한 수치 해석을 수행하였다. 로켓과 발사대 간의 상대 운동을 모사하기 위해 중첩격자 기법을 도입하였으며 발사된 로켓의 궤적을 모사하기 위해서 해석자를 6 자유도 운동 방정식을 연계하였다.

해석의 단순화를 위해서 로켓을 발사하는 헬리콥터의 유동장 해석을 먼저 수행하였으며 이를 통해 얻은 내리흐름 값을 로켓발사 해석에 적용하였다.

해석 결과를 살펴보면 로터의 내리흐름 내에서 로켓을 발사할 경우 로켓의 궤적은 추력의 영향으로 그 간섭 현상이 미미하였으나 로켓의 화염의 경우 헬리콥터와의 간섭 영향으로 인해 발사대 표면에 국부적으로 고온부가 형성되는 것을 볼 수 있었다.

본 연구를 통해 헬리콥터 발사 로켓의 공력 간섭 현상을 살펴본바 있으며 추후 다양한 비행조건에 대한 해석을 수행함으로써 로켓 발사 안정 비행 조건에 대해 연구해 볼 필요가 있다.

후 기

본 연구는 저자가 카이스트 대학원 재학 시 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행하였으며, 이에 대해 깊이 감사함을 드립니다. (계약번호 UD070041AD)

참고문헌

[1] 1979, 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.

[2] 1998, 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.

[3] 2001, Wei, F.S. and Gjestvang, J., "Store Separation Analysis of the Penguin Missile from the SH-2G Helicopter," *AIAA Paper 2001-0992*, Reno.

[4] 1981, Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, No.2, pp.357-372.

[5] 2007, Jung, M.S. and Kwon, O.J., "A Parallel Unstructured Hybrid Overset Mesh Technique for Unsteady Viscous Flow Simulations," Presented at the International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics, Paper No. ParCFD 2007-024.

[6] 1980, Lamont, P. J., and Hunt, B. L., "The Impingement of Under-expanded, Axi-symmetric Jets on Perpendicular and Inclined Flat Plates," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.100, No.3, pp.471-511.

[7] 2003, Bousman, W. G., "Aerodynamic Characteristics of SC1095 and SC1094 R8 Airfoils," *NASA/TP-2003-212265*.