

## 무게중심 변화에 따른 초음속 공중발사 로켓의 모션분리 연구

지영무\* · 이재우\*\* · 변영환\*\*\* · 박준상\*\*\*\*

### Center-of-Gravity Effect on Supersonic Separation from the Mother Plane

Young Moo Ji\*, Jae-Woo Lee\*\*, Yung Hwan Byun\*\*\* and Jung Sang Park\*\*\*\*

**Keywords** : Supersonic Air-Launching Rocket(초음속 공중발사 로켓), Supersonic Separation(초음속 모션분리), Navier-Stokes Equation(Navier-Stokes 방정식), F-4E Phantom

#### Abstract

An analysis is made of flow and rocket motion during a supersonic separation stage of air-launching rocket(ALR) from the mother plane. Three-dimensional compressible Navier-Stokes equations is numerically solved to analyze the steady/unsteady flow field around the rocket which is being separated from the mother plane configuration(F-4E Phantom). The simulation results clearly demonstrate the effect of shock-expansion wave interaction between the rocket and the mother plane. To predict the behavior of the ALR according to the change of the C.G., three cases of numerical analysis are performed. As a result, a design-guideline of supersonic air-launching rocket for the safe separation is proposed.

## 1. 서론

### 1.1 연구배경 및 목표

전 세계적으로 소형위성을 독자적으로 저렴하게 발사할 수 있는 방안중의 하나로 인식되어 많은 연구가 이루어져오고 있는 공중발사 방법은 로켓을 모선에 장착한 후 일정 고도, 일정 속도에서 발사하는 방법을 말한다. 이러한 방법은 높은 추력효율과 적은 추진제 중량, 발사위치의 선택이 자유로운 장점을 가지고 있다[1].

현재 운용중인 공중발사 로켓의 대표적인 예로 미국의 Pegasus[2]와 SpaceshipOne[3]을 들 수 있다. Pegasus는 3단 고체 연료를 사용하며, 고도 12,000m에서 마하수 0.8인 천음속 상태로 공중발사를 하는 방식을 채택하고 있다[2]. SpaceshipOne은 하이브리드 로켓 모터를 사용하는 유인 저궤도 우주왕복선이다. 모선인 White Knight로부터 고도 5,000m에서 분리하여 100km까지 상승후 다시 하강, 활공, 착륙한다.

초음속 모션분리는 초기속도 이득과 천음속영역에서의 공력 불안정을 배제할 수 있는 장점을 가지고 있으나 모선과 발사체 사이에 발생하는 충격파와 팽창파로 인하여 모션분리 과정에서 불안정한 거동을 아음속에서 보다 많이 일으키게 된다[3].

본 논문에서는 모선과 공중발사로켓과의 충격과 간섭현상과 무게중심 변화에 의해 일어나는 3차원 유동 및 거동특성을 파악하는데 주안점을 두었다.

### 1.2 설계중인 초음속 공중발사 로켓

본 연구에서 다루어진 초음속 공중발사 로켓은 다음과 같이 설계되었다[3].

모선 : Ogive-cylinder & F-4E Phantom

발사체 총 중량 : 1244 kg

발사체 길이 : 6.36 m

발사체 직경 : 0.6 m

탑재위성 : 7.5 kg

궤도 : 700 km 원 궤도

궤도 진입속도 : 7503.9 m/s

추진 시스템 : 1단 하이브리드, 2,3단 고체

추진 시스템

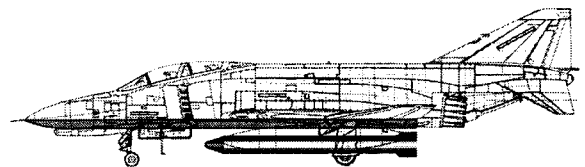


Fig.1 Air launching rocket(ALR) installed in mother plane

발사체는 Fig. 1 과 같이 모선인 F-4E Phantom의 중앙동체 배면에 장착되며, 조종면은 발사체의 모선 장착성을 고려하여 X-형의 4개의 조종면을 갖는 형상으로서 면적은 0.1887 m<sup>2</sup>으로 설계하였다.

또한, 발사체의 무게중심은 Eq. 1과 같이 각 세부시스템의 무게와 발사체 선두부에서부터의 거리를 고려하여 추정하였다 [4]. 이러한 방법으로 추정된 발사체의 무게중심은 선두부에서부터 3.515m이다.

\* 건국대학교 항공우주공학과 대학원, ymji@konkuk.ac.kr

\*\* 건국대학교 항공우주공학과, jwlee@konkuk.ac.kr

\*\*\* 건국대학교 항공우주공학과, yhbyun@konkuk.ac.kr

\*\*\*\* 한라대학교 기계공학과, jspark@hit.halla.ac.kr

$$X_{CG} = (X_{\text{subsystem1}}W_{\text{subsystem1}} + X_{\text{subsystem2}}W_{\text{subsystem2}} + \dots + \dots) / W_{\text{total}} \quad (1)$$

## 2. 전산공력해석 기법

### 2.1 수치기법

모선과 공중발사로켓 주위의 유동해석을 위하여 삼차원 압축성 Navier-Stokes 방정식이 사용되었다. Roe's FDS(Flux Difference Splitting)에 Minmod Limiter를 사용하여 해의 진동을 제어하였으며 시간적분 기법으로는 완전 내재적방법을 사용하였다. 점성계수는 Sutherland Law, 난류모델은 1 equation Model인 Spalart - Allmaras Model을 채택했다.

### 2.2 비정상 모션분리 해석조건 및 격자계

충격파를 동반하는 모션분리 해석을 위한 유동조건은 다음과 같다.

- ▶ 발사 속도(모션분리 시의 마하수)  $M_\infty$  : 1.5
- ▶ 발사 고도 : 12,000 m
- ▶ Pressure : 19399 N/m<sup>2</sup>
- ▶ Temperature : 216.66 K
- ▶ Speed of Sound : 295.05 m/s
- ▶ 발사체의 무게중심 :  $XCG = 3.515$  m
- ▶ 발사체의 관성모멘트 :  $I_{zz} = 4297.51$  Kg·m<sup>2</sup>
- ▶ 모션분리시의 자세 : Angle of Attack = 0°, Sideslip Angle = 0°, Roll Angle = 0°

발사체는 중력을 -y방향으로 일정 중력가속도 9.8 m/s<sup>2</sup>를 받고, 해석모델은 x-z평면으로 대칭하기 때문에 발사체는 z방향으로 움직이지 못하며, 같은 이유로 발사체는 Roll, Yaw거동은 하지 못하게 제한을 두었다.

Fig. 2에는 모선과 발사체의 표면격자를 나타내었다.

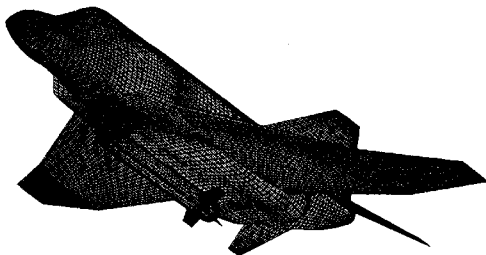


Fig. 2 Surface grid of F-4E Phantom and ALR

### 3. 비정상 모션분리 해석결과

Fig. 3에서는 전기체 모선과 공중발사로켓 사이의 정상상태에서의 유동장을 보여주고 있다.

충격파와 팽창파는 모선에 의해 반사되며, 반사된 충격파와 팽창파는 다시 발사체를 감싸게 되고 발사체의 원주방향으로 압력변화를 일으키게 된다.

모선 배면 형상이 갖는 곡률이 충격파를 발생 시키며 이 충격파는 발사체의 선두부에서 발생한 충격파와 간섭하여 선두부 윗면에 고압영역이 분포하는 원인이 된다.

발사체 선두부의 윗면( $\theta = 0$  deg)과 아랫면( $\theta = 180$  deg)의 압력차로 인해 피칭 모멘트는 머리를 숙이는 양의 값을 가지며 이는 모션분리 초기 거동을 예측할 수 있게 해준다.

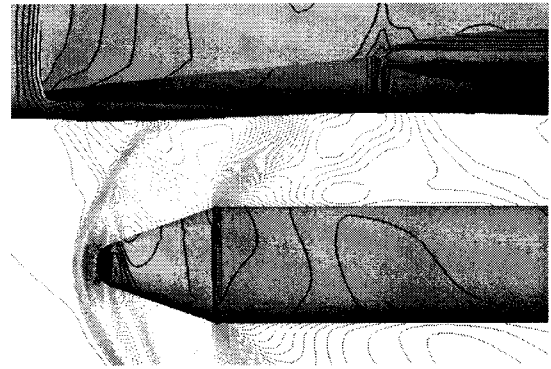


Fig. 3 Isobaric contours on the vertical plane

이러한 정상상태의 전산해석 결과를 바탕으로 분리 초기부터 (0 sec) 모선과 발사체의 간섭효과를 무시할 수 있다고 판단되는 발사체 길이의 두 배에 해당하는 거리만큼 분리되는 시간인 발사 후 1.5 sec까지 전산해석을 수행 하였다. Fig. 4에 0.3 sec 간격의 전기체-로켓 분리과정을 나타내었다.

Fig. 5와 6에는 정상상태 및 발사체의 분리과정 중의 발사체 표면 압력계수를 나타내었다. Fig. 5의 0 sec, 즉 정상상태의 표면 압력분포  $X/L=0.04$  부근에서 모선에서 발생한 충격파와 발사체 선두부에서 발생한 충격파 간섭의 영향을 확인할 수 있고, 발사체가 모선과 멀어지면서 그 영향이 감소함을 알 수 있다.

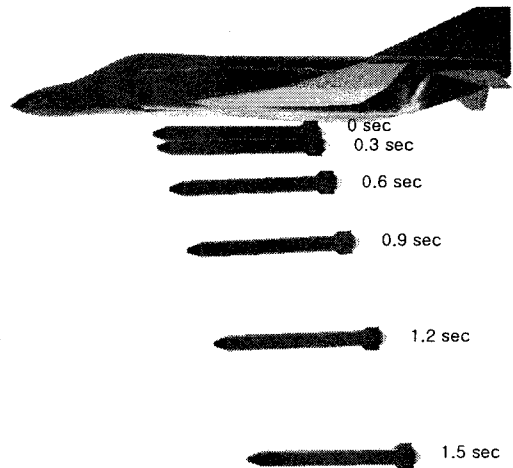


Fig. 4 Separation sequence at every 0.3 s.(CASE1)

Fig. 7은 발사체의 회전변위를 나타낸 것으로 회전각은 관성좌표계를 기준으로 하는 Euler각을 사용하였다. 분리초기 발사체는 선두부의 충격파 간섭으로 머리 숙임 운동을 시작하지만, 충격파의 간섭영역을 벗어나면서 머리 숙임 운동의 경향이 감소하며, 조종면에 의한 공기력의 영향으로 0.7 sec 부근부터 머리 올림 운동을 시작한다. 발사체의 최대 회전변위는 2.81 deg 이며 0.88 sec 부근에서 나타난다.

### 4. 무게중심 변화에 따른 모션분리 사례연구

무게중심의 변화에 따른 발사체의 분리 특성을 확인하기 위하여 무게중심의 변화에 따른 비정상 모션분리를 수행하였다. 무게중심은 발사체 전체 길이의 25%에 해당하는 길이만큼 기본 설계된 발사체의 무게중심보다 뒤로(CASE 2) 그리고 앞으로(CASE 3) 위치 시켰다.

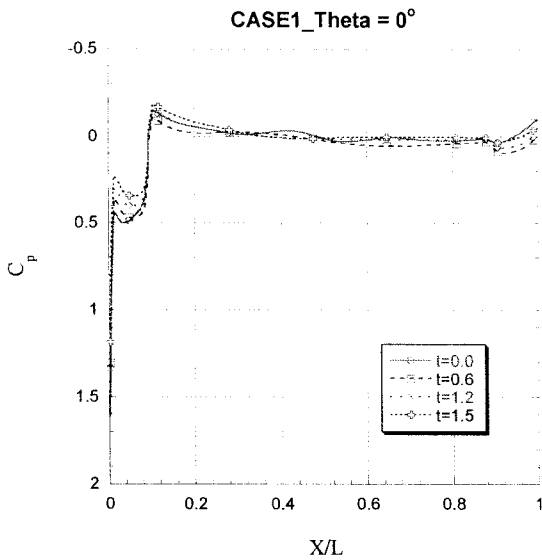


Fig. 5 Surface pressure coefficient;  $\theta = 0$  deg.

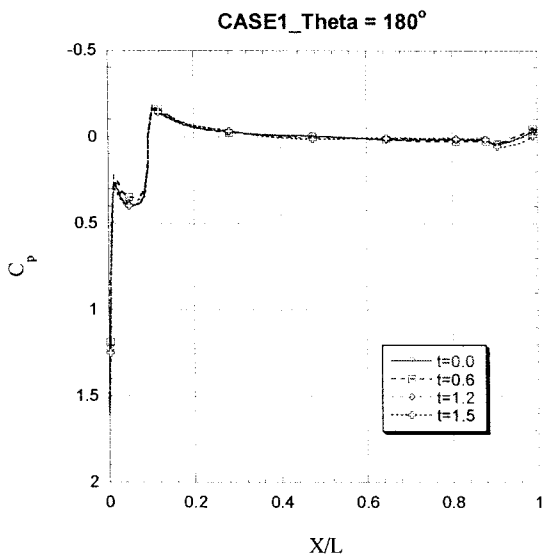


Fig. 6 Surface pressure coefficient;  $\theta = 180$  deg.

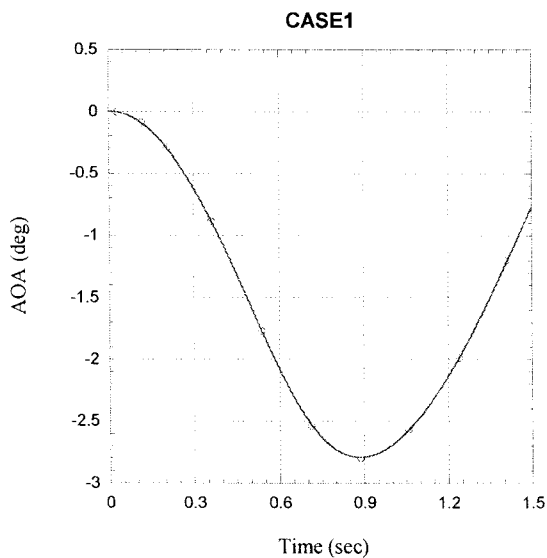


Fig. 7 Angular trajectory of ALR

Table 1. Location of C.G.(Aft. Nose)

CASE 1(base)	CASE 2	CASE 3
3.515 m	5.105 m	1.925 m

#### 4.1 CASE 2의 비정상 모션분리 해석

발사체의 선두부 윗면에서 발생하는 고압영역에 의해 CASE 1과 마찬가지로 분리초기 발사체는 머리 숙임 운동을 하기 시작한다. 하지만 조종면의 안정성 보정효과 상실로 인해 발사체는 안정한 자세로 회복하지 못하고 모션분리 후 1.5 sec 에서는  $-42.1^\circ$  의 받음각을 가지게 된다.

Fig. 8에 0.3 sec 간격의 전기체-로켓 분리과정을 나타내었으며 CASE 2의 경우 발사체가 몹시 불안정한 거동을 보임을 확인할 수 있다.

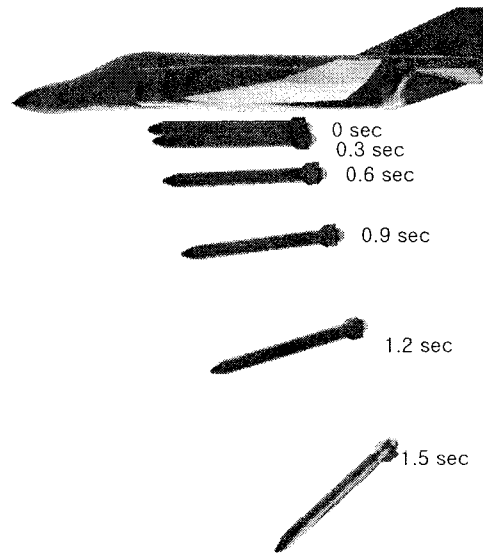


Fig. 8 Separation sequence at every 0.3 s.(CASE2)

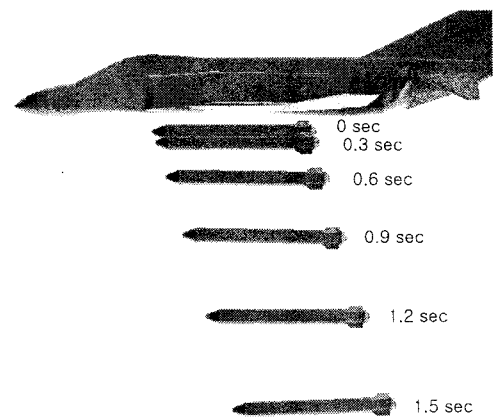


Fig. 9 Separation sequence at every 0.3 s.(CASE3)

#### 4.2 CASE 3의 비정상 모션분리 해석

무게중심의 위치를 살펴보면, 조종면 압력중심과의 거리는 멀어지고 선두부 고압영역과의 거리는 가까워 졌다. 이로써 조종면의 효과는 커지게 되었고 반대로 초기의 머리 숙임 운동을 일으키는 모멘트는 작아지게 되었다. Fig. 9에는 0.3 sec 간격의 초음속 공중발사 로켓 분리과정을 나타내었다.

#### 4. 결 론

모선인 F-4E Phantom에서 분리되는 공중발사 로켓 주변의 유동장을 3차원압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 수치적으로 계산하였고, 매 시간 진행 단계마다 6-자유도 운동방정식을 이용하여 비정상 거동을 예측하였다.

모선의 배면에서 발생한 충격파가 발사체에서 발생한 충격파와 간섭하여 선두부 윗부분에 고압영역을 만들어 낸다. 이 고압영역이 발사체의 초기거동에 영향을 주어 분리초기 머리 속임운동을 유발시키지만 분리가 진행되면서 조종면의 안정성 보정 효과로 인해 안전하게 모선분리가 이루어짐을 확인하였다.

또한 동일한 발사조건에서 발사체의 무게중심을 변화시켜가며 비정상 모선분리 해석을 수행하여 불안정한 거동의 예를 보였다.

본 연구를 통하여 초음속 공중발사 로켓의 분리 후 거동에 영향을 미치는 인자들을 찾아내었으며 안전한 모선분리를 위한 유용한 데이터를 제공 하였다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초연구 (R01-2000-000-003 19-0) 지원으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] J-W.Lee, B.K.Park, K.S.Jeon and W.R.Roh, "Mission and Trajectory Optimization of the Air-Launching Rocket System Using MDO Techniques," AIAA 2002-5492, 2002
- [2] "Pegasus User's Guide," Orbital Science Corporation, Sept. 1998
- [3] 박봉교, "다분야 통합해석을 통한 초음속 공중발사 로켓 최적설계," 공학 석사학위 논문, 건국대학교, 2004
- [4] Eugene L. Fleeman, "Tactical Missile Design," AIAA 2001