



# 안전한 초음속 공중발사를 위한 삼차원 로켓 주위의 모션분리 유동 해석

지영무<sup>1</sup>, 이재우<sup>1\*</sup>, 박준상<sup>2</sup>

## NUMERICAL INVESTIGATION ON THE SAFE SUPERSONIC AIR-LAUNCHING ROCKET SEPARATION FROM THE MOTHER PLANE

Y.M Ji, J.W. Lee, J.S. Park

*An analysis is made of flow and rocket motion during a supersonic separation stage of air-launching rocket from the mother plane. Three-dimensional Euler and Navier-Stokes equations are numerically solved to analyze the steady/unsteady flow field around the rocket which is being separated from two cases of mother plane configuration: one is an idealized ogive-cylinder body and the other is a real F-4E Phantom. The simulation results clearly demonstrate the effect of shock-expansion wave interaction between the rocket and the mother plane. As a result, a design-guideline of supersonic air-launching rocket for the safe separation is proposed.*

**Key Words:** 충격파 간섭(Shock Wave Interaction), 초음속 공중발사 로켓(Supersonic Air-Launching Rocket), 초음속 비정상 모션분리(Supersonic Separation)

### 1. 서 론

#### 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 고체연료를 사용하며, 고도 12,000m에서 마하수 0.8인 초음속 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 충격파 간섭현상에 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

\*1 건국대학교 항공우주공학과 (CAESIT)

\*2 한라대학교 기계공학과

\*1 Corresponding author E-mail: jwlee@konkuk.ac.kr

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>로 설계하였다.

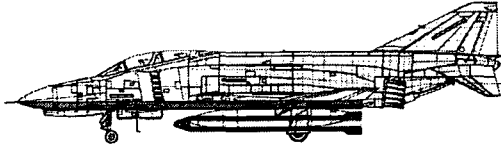


Fig.1 Air launching rocket(ALR) installed in mother plane

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

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

## 2. 전산공력해석 기법

### 2.1 수치기법

모선과 공중발사로켓 주위의 유동해석을 위하여 삼차원 압축성 Euler 및 Navier-Stokes 방정식이 사용되었다. Ogive-cylinder를 모선으로 한 유동해석에서는 Euler 방정식을 사용하였고 F-4E Phantom을 모선으로 한 유동해석에서는 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치기법은 해의 진동을 제어하기 위해 각각 Van leer's FVS(Flux Vector Splitting)와 Roe's FDS(Flux Difference Splitting)를 Minmod Limiter를 사용하였으며 시간적분 기법으로는 완전 내재적 방법을 사용하였다. 3차원 정렬 중첩 격자계를 사용하였으며, 비정상 해석을 위하여 매 시간 진행마다 6 자유도계 운동방정식을 계산하여 거동을 예측한다.

### 2.2 비정상 모선분리 해석조건 및 격자계

충격파를 동반하는 모선분리 해석을 위한 유동조건은 다음과 같다.

- 발사 속도(모선분리 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(From Nose) : 3.515 m
- 발사체의 전체 중량 : 1244 kg

□□ 발사체의 관성모멘트 : 강체로 가정하여  $I_{zz} = 4297.51 \text{ Kg}\cdot\text{m}^2$

□□ 모선분리시의 자세 : Angle of Attack = 0°, Sideslip Angle = 0°, Roll Angle = 0°

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

Fig. 2와 3은 각각 단순화된 모선과 F-4E의 표면 격자를 나타낸다.

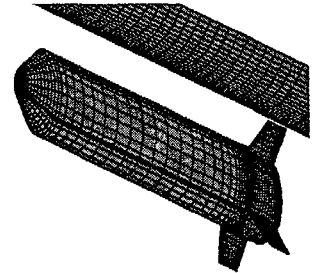


Fig. 2 Surface grid for ogive-cylinder body and ALR

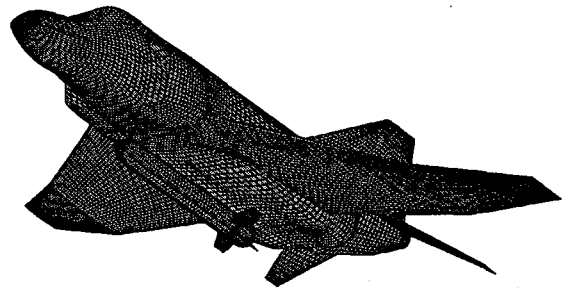


Fig. 3 Surface grid for F-4E Phantom and ALR

## 3. 비정상 모선분리 해석결과

### 3.1 모선형상에 따른 해석결과 : Ogive-cylinder

Fig. 4에서는 단순화된 모선과 공중발사로켓 주위의 정상 상태에서의 유동장을 보여주고 있다.

해석결과와 같이 유동이 초음속이므로 모선 형상에서 경사 충격파가 발생하고 그 이후에 공중발사로켓의 선두부에서 궁형 충격파가 발생함을 보여준다. 발사체의 선두부에서는 강한 충격파가 발생하고 선두부의 곡률이 끝나는 지점에서 강

한 팽창파가 발생한다. 이러한 충격파와 팽창파는 모선에 반사되게 된다.

반사된 충격파와 팽창파는 다시 발사체를 비스듬히 감싸게 되고 발사체의 원주방향으로 압력변화를 일으키게 된다.



Fig. 4 Steady state simulation (Pressure contour at symmetric plane)

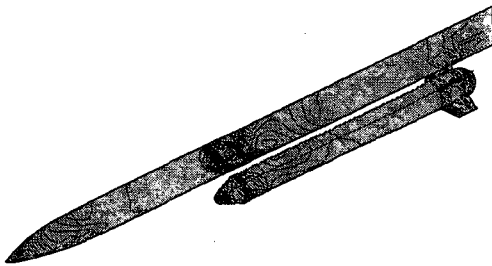


Fig. 5. The surface pressure contour of the mother plane and rocket : top view

Fig.5의 발사체형상 표면에 나타나는 등압선 분포를 보면 발사체 선두부의 곡률이 끝나는 지점의 팽창파가 모선에 반사되어 발사체 윗면에 저압영역이 발생하는 것을 알 수 있다.

또한 Fig.6에서 나타낸 바와 같이 발사체 선두부에서 발생하는 충격파가 모선에 반사되어 발사체를 감싸 안아 발사체 아랫부분에 고압영역이 발생한다.

발사체의 윗면인  $\theta = 0^\circ$  면에서의 압력분포는 발사체 선두부에서 나타나는 충격파가 모선에 반사되면서 압력이 증가하고, 선두부가 끝나는 지점에서 팽창파가 발생하여 압력이 급격하게 감소한다.

이러한 충격파, 팽창파가 모선에 반사되어 발사체를 감싸며 선두부 이후에 저압 영역을 만들게 된다.

또한, 발사체의 아랫면인  $\theta = 180^\circ$  면에서는 모선에 반사된 충격파가 발사체를 감싸 안으며 아랫면에서 다시 만나게 되어 선두부 이후에 고압 영역을 만들게 된다.

발사체 뒷부분의 압력 증가 영역은 조종면의 형상으로 인한 충격파에 기인하며 이 부분에서도 충격파가 모선에 반사되므로 발사체 윗면이 아랫면보다 압력이 약간 높게 나타난

다.

따라서 발사체 무게중심의 앞쪽에는 발사체 윗부분에 저압영역, 아랫부분에 고압영역이 발생하고 무게중심의 뒤쪽에는 발사체 윗부분에 고압영역, 아랫부분에 저압영역이 발생하여 발사체의 피칭모멘트는 피치 업 하는 음의 값을 갖게 된다.

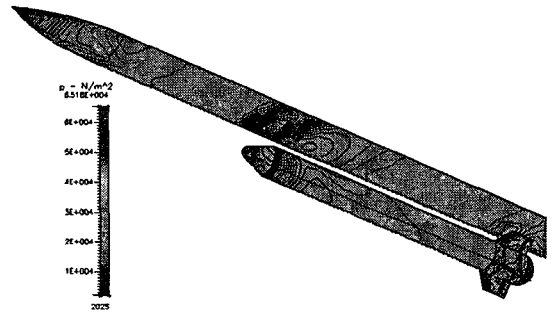


Fig. 6. The surface pressure contour of the mother plane and rocket : bottom view

이러한 정상상태의 수치해석결과를 기본으로 3차원 비정상 모션분리해석을 수행하였는데 이러한 해석은 초기분리에서부터(0 sec) 모선과 발사체의 간섭효과가 거의 나타나지 않는 발사체 길이의 두 배 거리만큼 분리되는 시간인 1.5 sec까지 수행 하였다.

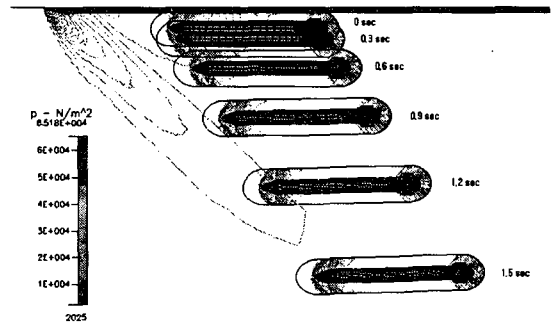


Fig. 7 Separation process and pressure contour at symmetric plane( mother plane : ogive-cylinder)

Fig. 7에 나타난 바와 같이 개념 설계된 조종면을 장착한 발사체형상이 초기 피치 업 거동을 지나 조종면의 복원력으로 인하여 다시 양의 피치각을 가지며 안전하게 모선 분리되는 것을 알 수 있다[6]

### 3.2 모션형상에 따른 해석결과 : F-4E Phantom

보다 정확도 높은 데이터를 얻기 위해서 F-4E를 모션으로 한 유동해석을 수행하였다. Fig. 8을 보면 모선의 선두부, 캐노피, 그리고 엔진 흡입구에서 충격파에 의한 고압영역이 나타나고 있다.

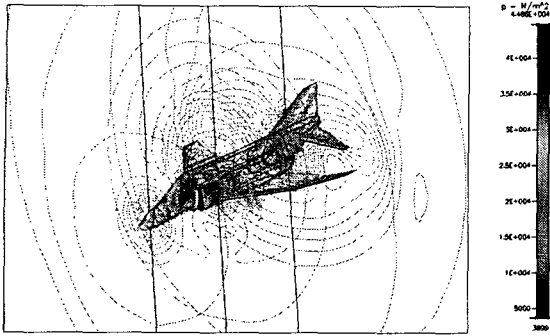


Fig. 8 Isobaric contours at steady-state

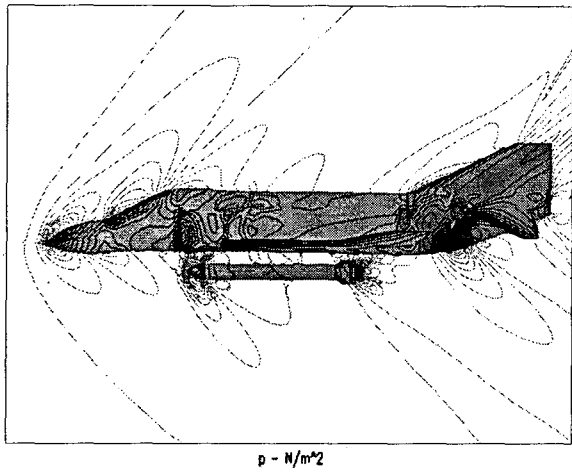


Fig. 9 Isobaric contours on the vertical plane at steady-state

Fig. 9에서 볼 수 있듯이 정상상태 해석결과 경사충격파와 궁형충격파가 F-4E와 발사체의 선두부 앞쪽에 각각 발생한다. 발사체의 조종면 부근에서 강한 팽창파가 생성되며, 선두부 윗부분에서는 충격파가 모선과의 간섭현상으로 인해 고압영역이 분포한다(Fig. 10). 이 고압영역은 모선분리초기 발사체의 거동에 많은 영향을 주어 단순화된 모선의 경우와는 반대로 발사체가 피치다운 모멘트를 갖도록 한다. 모선분리초기 피치다운 모멘트로 인해 공중발사체는 양의 피치각을 가지며 모선에서 분리된다(Fig. 11).

시간에 따른 피치각의 변화를 나타낸 Fig. 12를 보면, 발사체는 분리 후 0.89sec 까지 피치 각의 기울기가 양의 값을 갖는 거동을 보이나 0.89sec 이후 조종면의 복원력으로 인하여 발사체는 다시 피치 각의 기울기가 음의 값으로 변하게 된다.

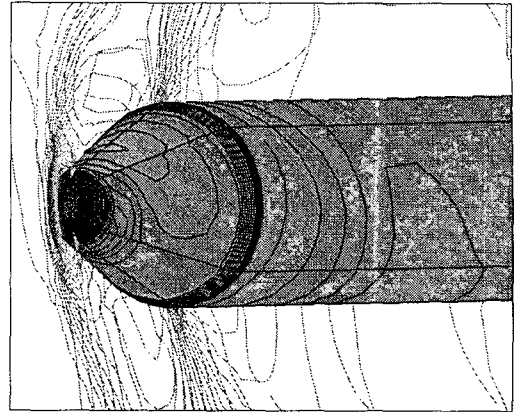


Fig. 10 Isobaric contours near the ALR-zone on the vertical plane

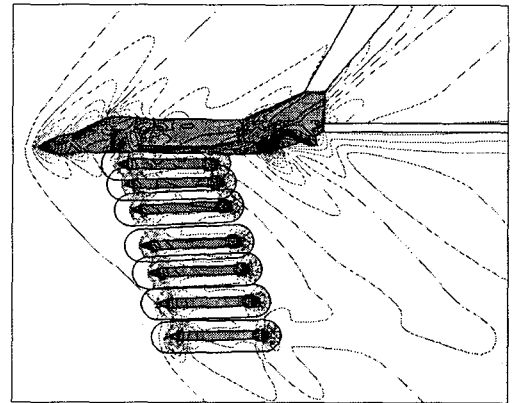


Fig. 11 Separation process and pressure contour at symmetric plane (mother plane : F-4E Phantom)

단순화된(Ogive-cylinder) 모선과 반대 현상이 나타나는 이유는 모선의 형상의 차이에서 오는 것으로, 단순화된 모선의 경우 앞부분의 곡률이 끝나는 지점부터는 매끈한 형상이므로 발사체와의 간섭현상에 많은 영향을 미치지 않는다.

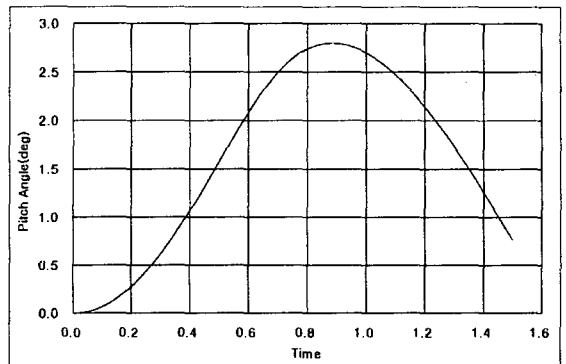


Fig. 12 시간에 따른 피치각의 변화

하지만 F-4E모선은 동체의 선두부 이후로 주변유동에 많은 영향을 미칠 수 있는 형상으로(날개, 동체, 배면부 등) 구성되어 모선과 발사체간에 간섭현상이 보다 복잡하게 나타난다. 따라서 주변유동이 발사체에 좀더 많은 간섭을 주어 단순화된 모선과는 차이를 보인다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 초음속 비정상 모선분리 시 모선과 로켓간의 충격파·팽창파로 인한 발사체의 분리 후의 거동을 삼차원 Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석하였다.

모선으로는 단순화된 Ogive-cylinder와 실제 F-4E 전기체 형상을 모두 사용하였다.

개념 설계된 조종면을 장착한 발사체는 두 종류의 모선으로부터 모두 안전하게 모선분리가 가능하지만, 모선형상의 차이로 인하여 서로 반대의 경향을 보인다.

F-4E의 배면형상을 단순화한 Ogive-cylinder모선의 경우 분리초기 발사체를 감싸는 충격파로 인해 발사체 아랫면에 고압영역이 나타나 피치 업 거동을 보인다. 이후 조종면의 복원력으로 인하여 다시 양의 피치각을 가지며 모선분리가 이루어진다.

다소 복잡한 형상을 갖는 F-4E의 경우 분리초기에 선두부 윗면에 위치하는 고압영역에 의해 발생한 양의 피칭 모멘트가 영향을 주어 모선분리가 양의 피치각으로(양의 영역에서 변화를 보이며) 이루어진다.

이러한 연구를 통하여 아음속공중발사와 달리 선행연구가 미흡한 초음속에서의 충격파·팽창파로 인한 모선분리에 관하

여 유동장에 대한 검토를 하고, 충격파·팽창파가 발사체에 어떠한 영향을 주어 발사체의 분리 후 거동에 영향을 미치는지에 관하여 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초연구(R01-2000-000-00319-0) 지원으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] J-W.Lee, B.K.Park, K.S.Jeon and W.R.Roh, 2002, "Mission and Trajectory Optimization of the Air-Launching Rocket System Using MDO Techniques," *AIAA 2002-5492*.
- [2] "Pegasus User's Guide," Orbital Science Corporation, Sept. 1998.
- [3] 박봉교, 2004, "다분야 통합해석을 통한 초음속 공중발사 로켓 최적설계," *공학 석사학위 논문*, 건국대학교.
- [4] Eugene L. Fleeman, 2001, "Tactical Missile Design," *AIAA*.
- [5] "CFD-FASTRAN Theory Manual," *CFDRC*, 2004.
- [6] 김영신, 2004, "초음속 공중발사 로켓의 모선분리 현상에 관한 수치적 연구," *공학 석사학위 논문*, 건국대학교.
- [7] Westmoreland, Shawn "A Comparison of Inviscid and Viscous Approaches for Store Separations," *AIAA Paper 02-1413*, 20th Applied Aerodynamics Conference, St. Louis, Missouri, June 2002.