

충격파에 의한 비정상 모선분리 현상 연구

김 영 신, 지 영 무, 이 재 우*1, 박 준 상*2

Investigation on the shock-induced rocket separation from the mother plane

Y. S. Kim, Y. M. Ji, J.-W. Lee and J. S. Park

This paper describes a supersonic separation of air-launching rocket from the mother plane. Three dimensional Euler equations were numerically solved to analyze steady/unsteady state fluid flows. To solve the Euler equations, named CFD-FASTRAN that is commercial computation code. The results of simulation clearly demonstrate effect of shock-expansion wave interaction between the rocket and the mother plane. Moreover, important influential factors at separating stage of the rocket were extracted with a comprehensive analysis. Finally, from the consideration of supersonic-separation, a guideline to safety-separation is given to the design of supersonic air-launching rocket.

Key Words: 충격파 간섭(Shock Wave Interaction), 초음속 공중발사 로켓(Supersonic Air-Launching Rocket), 초음속 비정상 모선분리(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 모선에 장착한 후 로켓을 일정고도, 일정 속도에서 발사하는 방법을 말한다. 이러한 방법은 높은 추력효율과 적은 중량, 발사위치의 선택이 자유로운 장점을 가지고 있다[1].

현재 운용중인 공중발사 로켓의 대표적인 예로 미국의 Pegasus를 들 수 있는데 이는 3단형 고체로켓을 사용하여 지상 12,000m에서 마하 0.8로 발사하여 중, 소형의 인공위성을 중, 저궤도에 올려놓을 수 있

는 성능을 가지고 있다[2]. 이처럼 운용중인 공중발사 로켓은 대부분 아음속 상태에서 공중발사를 하는 방식을 채택하고 있다.

초음속 모선분리는 초기속도 이득과 천음속영역에서의 공력 불안정을 배제할 수 있는 장점을 가지고 있으나 모선과 발사체간의 충격파와 팽창파로 인하여 모선분리 과정에서 불안정한 거동을 아음속에서 보다 많이 일으키게 된다[3].

본 연구에서는 설계중인 초음속 공중발사 로켓의 비정상 모선분리 과정에서 나타나는 충격파 팽창파 간섭현상을 수치적 기법을 이용하여 해석하고, 정상, 비정상 상태에서 나타나는 발사체의 거동에 영향을 미치는 인자를 찾아내어 안전한 모선분리가 가능한지 확인한다.

1.2 설계중인 초음속 공중발사 로켓

본 연구의 주제인 초음속 공중발사 로켓은 다음과 같이 설계되었다[3].

*1 건국대학교 항공우주공학과

*2 한라대학교 기계공학과

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

- 모선 : F-4E Phantom
- 발사체 총 중량 : 1228.9kg
- 발사체 길이 : 6.5m
- 발사체 직경 : 0.6m
- 탑재위성 : 7.5kg
- 궤도 : 700km 원 궤도
- 궤도 진입속도 : 7503.9m/s
- 추진 시스템 : 1단 하이브리드, 2, 3단 고체 추진 시스템

발사체는 Fig. 1 과 같이 모선인 F-4E Phantom 의 중앙동체 배면에 장착되며, 조종면은 발사체의 모선 장착성을 고려하여 X-형의 4개의 조종면을 갖는 형상으로 설계하였다.

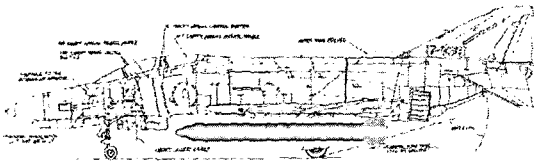


Fig. 1 모선의 중앙동체에 장착된 모선과 발사체 형상

설계된 조종면의 면적은 0.1887m²이며 Fig. 2에 나타내었다.

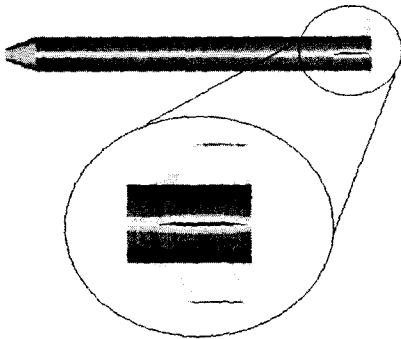


Fig. 2 개념설계 된 발사체의 조종면 형상

또한, 발사체의 무게중심은 식 (1)과 같이 각 세부 시스템의 무게와 발사체 선두부에서부터의 거리를 고려하여 추정하였다[4]. 이러한 방법으로 추정된 발사체의 무게중심은 선두부에서부터 3.51m이다.

$$X_{CG} = \frac{\sum (X_{\text{subsystem}1} W_{\text{subsystem}1} + X_{\text{subsystem}2} W_{\text{subsystem}2} + \dots)}{W_{\text{total}}} \quad (1)$$

2. 전산 공력해석 방법 및 검증

2.1 전산공력해석 방법

본 연구에서 사용한 수치해석 코드는 상용 CFD S/W인 CFD-FASTRAN으로서 지배방정식은 3차원 Euler 방정식으로 식 (2)와 같다[5].

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

$$\vec{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix}, \vec{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e_t + p)u \end{bmatrix}, \vec{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix}, \vec{G} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e_t + p)w \end{bmatrix}$$

사용된 수치기법은 Van leer's FVS(Flux Vector Splitting)을 Minmod Limiter를 사용하여 해의 진동을 제어하며 사용하였고, 시간적분 기법으로 Fully Implicit한 방법을 사용하였다. 3차원 정렬 중첩격자계를 사용하였으며, 비정상 해석을 위하여 매 시간 진행마다 6 자유도계 운동방정식을 계산하여 거동에 예측한다.

2.2 전산공력해석 코드의 검증

CFD-FASTRAN의 정상상태 해석에 대한 검증을 위하여 본 연구실에서 운용중인 MAF(Model Aerodynamic Facility)의 실험결과와 비교 검증 하였다.

검증모델은 모선 중앙동체에 장착된 발사체를 형상화 한 모델로서 모선은 Ogive-Cylinder형상으로 단순화 하였고, 발사체 형상은 설계된 선두부 형상을 보존하고 조종면이 배제된 형상으로 선정하였다.

검증모델의 해석 격자계는 총 286,000개의 격자수를 갖는 중첩 정렬 격자계로 구성하였고, 수치계산의 효율성을 위하여 모선은 후류방향으로 무한하게 처리하였다. 또한, 발사체 형상의 뒷부분은 급격한 팽창파로 인한 계산의 끊김을 방지하기 위하여 약간의 곡률을 추가하였다.

실험과 수치계산은 자유류의 마하수 M_∞=4.0에서 수행 하였으며 Fig. 3에서 모선형상의 중앙을 중심으로 윗부분은 실험을 통한 가시화 결과이고, 아랫부분은 수치해석을 통한 밀도 분포를 나타낸 것이다.

비록 후류 방향으로 갈수록 가시화 결과와 약간의 차이가 나타나고는 있지만 이는 후류방향으로 갈수록 격자의 조밀도가 떨어져 생기는 현상으로 대체적

으로 실험결과와 수치계산 결과가 잘 일치함을 알 수 있다.

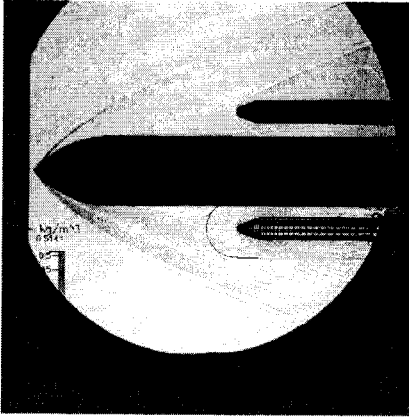


Fig. 3 실험과 수치계산의 비교

3. 충격파에 의한 비정상 모선분리 현상

3.1 전산해석 형상 및 격자계

초음속 공중발사 로켓의 충격파에 의한 삼차원 비정상 모선분리 해석을 위한 전산해석 형상은 Fig. 4에 나타난 바와 같이 모선형상에 대하여 단순화 된 형상과 설계된 공중발사체의 완전한 형상을 선정 하였다. 모선형상은 모선 중앙동체 아랫부분의 곡률을 보장하는 형태를 선정하였고, 공중발사 로켓은 기본 형상인 선두부와 조종면을 장착한 완전한 형태의 형상을 선정 하였다.

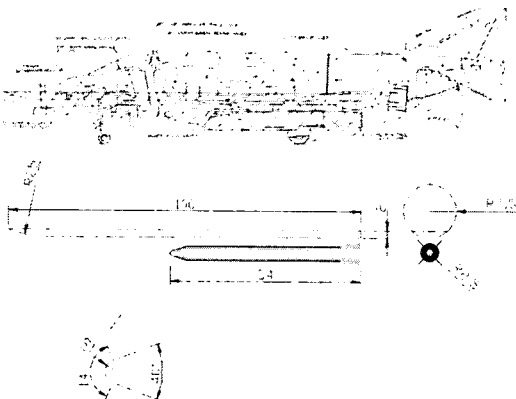


Fig. 4 삼차원 비정상 모선분리 해석을 위한 모델

선정한 공력해석 모델을 총 15개의 구역을 갖는 중첩 정렬 격자계로서 총 약130,000개의 격자수로 격자시스템을 구성하였다. 구성된 격자시스템은 Fig. 5에 나타나고, 모선의 격자의 경우 수치계산의 효율성을 위하여 후류방향으로 유한하게 처리하였고, 발사체의 경우 뒷부분의 과도한 팽창파로 인한 수치계산의 끊김 현상을 방지하기위하여 곡률을 주어 격자를 생성하였다.

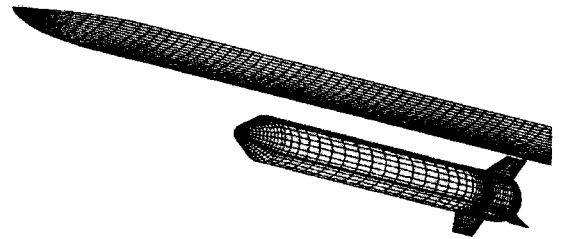


Fig. 5 모선-발사체의 장착모델의 표면 격자계

3.2 비정상 모선분리 해석 조건

앞 절에서 선정한 모선 중앙동체-공중발사로켓 모델과 격자계를 사용하여 삼차원 비정상 모선분리 해석을 위한 해석조건은 다음과 같다.

- 발사 속도(모선분리시의 자유류의 마하수)
 $M_\infty : 1.5$
- 발사 고도 : 12,000m
- Pressure : 19399 N/m²
- Temperature : 216.66 K
- Speed of Sound : 295.05 m/s
- 발사체의 무게중심 : $X_{CG}(\text{From Nose}) : 3.51 \text{ m}$
- 발사체의 전체 중량 : 1241.13 kg
- 발사체의 관성모멘트 : 강제로 가정하여
 $I_{zz} = 4470.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
- 모선분리시의 자세 : Angle of Attack = Sideslip Angle = Roll Angle = 0°

수치해석 시에 설정된 제한조건은 발사체는 중력을 -y방향으로 중력가속도 9.8m/s²만큼 받고, 해석모델은 x-z평면으로 대칭하기 때문에 발사체는 z방향으로 움직이지 못하며, 같은 이유로 발사체는 Roll, Yaw거동은 하지 못하게 제한을 두었다.

3.3 비정상 모션분리 해석결과 및 분석

본 연구의 주제인 실제 설계중인 초음속 공중발사 로켓의 형상 및 조건에 대하여 3차원 비정상 모션분리 해석을 수행하였다.

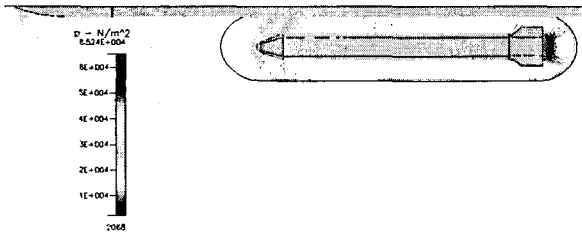


Fig. 6 정상상태 해석결과(x-y 평면의 등압선 분포)

Fig. 6에 나타난 정상상태 해석결과와 같이 유동이 초음속이므로 모션 형상에서 경사 충격파가 발생하고 그 이후에 공중발사로켓의 선두부에서 궁형 충격파가 발생함을 보여준다. 발사체의 선두부에서는 강한 충격파가 발생하고 선두부의 곡률이 끝나는 지점에서 강한 팽창파가 발생한다. 이러한 충격파와 팽창파는 모선에 반사되게 된다.

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

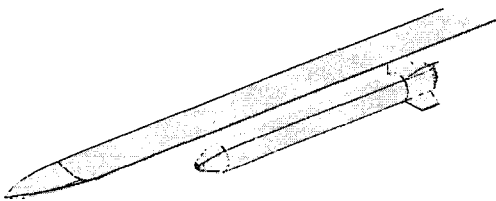


Fig. 7 윗 방향에서 본 모션-발사체의 표면 등압선 분포

Fig. 7의 발사체형상 표면에 나타나는 등압선 분포를 보면 발사체 선두부의 곡률이 끝나는 지점의 팽창파가 모선에 반사되어 발사체 윗면에 저압영역이 발생하는 것을 알 수 있다.

또한 Fig. 8에서 나타낸 바와 같이 발사체 선두부에서 발생하는 충격파가 모선에 반사되어 발사체를 감싸 안아 발사체 아랫부분에 고압영역이 발생한다.

이러한 현상은 Fig. 9의 발사체의 축방향의 압력 분포를 통해 잘 나타나는데, 발사체의 윗면인 $\theta = 180^\circ$ 면에서의 압력분포는 발사체 선두부에서 나타나는 충격파가 모선에 반사되면서 압력이 증가하고, 선두부가 끝나는 지점에서 팽창파가 발생하여 압력이 급격하게 감소한다.

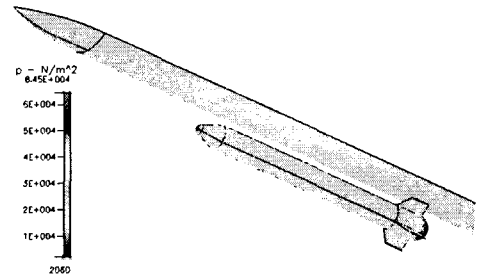


Fig. 8 아래 방향에서 본 모션-발사체의 표면 등압선 분포

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

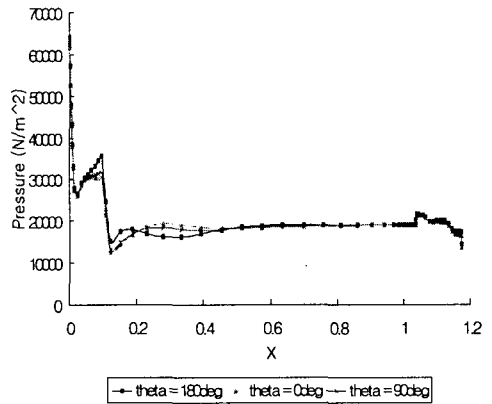


Fig. 9 분리 초기(0sec)에서의 발사체의 축방향의 압력 분포

또한, 발사체의 아랫면인 $\theta = 0^\circ$ 면에서는 모선에 반사된 충격파가 발사체를 감싸 안으며 $\theta = 0^\circ$ 면에서 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 압

력이 약간 높게 나타난다.

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.

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

Fig. 10에 나타난 바와 같이 개념 설계된 조종면을 장착한 발사체가 안전하게 분리되는 것을 알 수 있다.

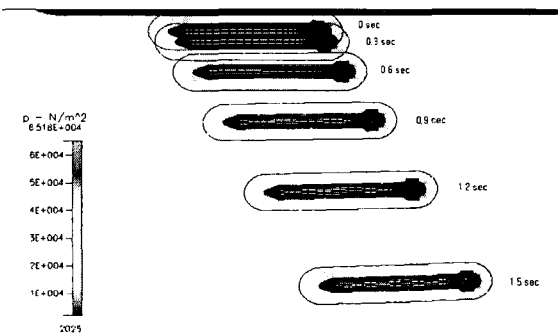


Fig. 10 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포

공중발사체의 시간에 따른 피치각의 변화를 나타낸 Fig. 11을 보면, 위에서 설명한 초기의 정상상태의 발사체 표면의 압력 변화로 인하여 발사체는 분리 후 0.4sec 까지 피치 업 하는 거동을 보임을 알 수 있다. 그러나 0.4sec 이후 조종면의 복원력으로 인하여 발사체는 다시 양의 피치각으로 변하게 된다.

발사체가 0.4sec 이후 양의 피치각을 유지하는 것은 발사체의 중량이 커서 중력의 효과가 크게 나타나 시간이 지날수록 발사체에 흐르는 유동은 양의 받음각을 가지는 것처럼 나타나기 때문에 발사체는 스스로 정상상태를 이루기 위하여 약간의 피치 각을 가지는 것이다.

이는 Fig. 12에서 더욱 확실하게 설명 될 수 있는데 초기에 나타나는 발사체의 피치 업 거동을 일으키는 피칭모멘트가 발생하나 발사체의 복원력으로

인하여 다시 피치 다운의 모멘트가 발생하고 과도한 복원력으로 인하여 다시 피치 업 모멘트가 발생하는 것으로 반복됨을 나타내고 있다.

이는 발사체가 조종면을 통해 안정성을 만족하기 위하여 매 시간당 복원력을 가지는 것을 의미하며 이는 위에서 설명한 발사체의 피치각에 대한 논의를 증명하고 있는 것이다.

이러한 발사체의 거동을 통하여 개념 설계된 조종면이 모션분리 시에 충분한 안정성을 만족하는 것을 확인하고, 실제 설계된 초음속 공중발사 로켓의 안전한 모션분리가 가능하지를 확인 하였다.

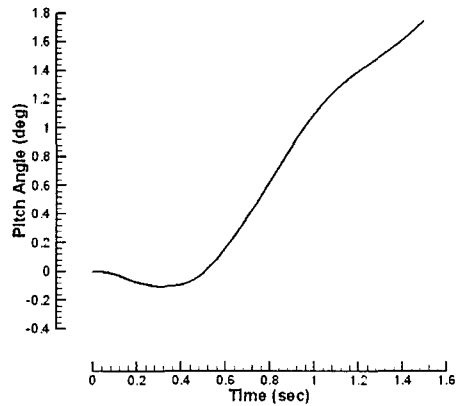


Fig. 11 시간에 따른 발사체의 피치각의 변화

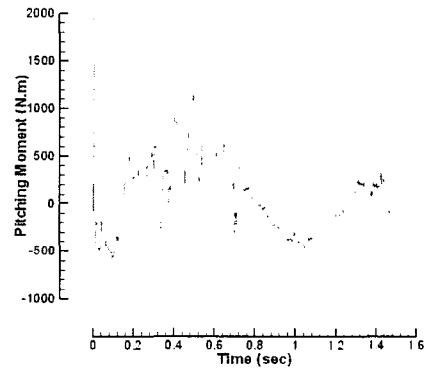


Fig. 12 시간에 따른 발사체의 피칭모멘트의 변화

4. 결론 및 향후계획

초음속 비정상 모션분리 시 모션과 발사체간의 충격파-팽창파로 인한 발사체의 분리 후의 거동을 삼차원 Euler 방정식을 이용하여 해석하였다.

해석에 사용된 코드는 상용 유체해석 S/W인 CFD-FASTRAN을 사용하였고, 중첩 정렬 격자계를 사용하여 비정상 모션분리해석을 수행하였다.

아음속에서와 달리 초음속에서는 발사체 선두부에서 발생하는 충격파와 팽창파가 모션에 반사되어 발사체를 감싸게 되는 현상이 발생하며 이로 인하여 발사체의 표면에 압력변화를 일으켜 발사체는 피치 업 하는 거동을 보이게 되었다. 이러한 피치 업 거동이 일어난 발사체는 조종면의 효과로 인하여 다시 빠른 시간 안에 안정한 상태로 되돌아오며, 반복되는 불안정-안정한 거동을 통해 안전하게 모션 분리됨을 확인하였다.

이러한 연구를 통하여 아음속공중발사와 달리 선행연구가 미흡한 초음속에서의 충격파-팽창파로 인한 모션분리에 관하여 유동장에 대한 검토를 하고, 충격파-팽창파가 발사체에 어떠한 영향을 주어 발사체의 분리 후 거동에 영향을 미치는지에 관하여 확인하였다.

마지막으로 실제 설계중인 초음속 공중발사체의 기본 형상에 대하여 안전한 모션분리가 가능한지 확인하여 설계에 중요한 가이드라인을 제시하였다.

사 로켓 최적설계, 공학 석사학위 논문, 건국대학교, 2004.

- [4] Eugene L. Fleeman, *Tactical Missile Design*, AIAA, 2001.
- [5] *CFD-FASTRAN Theory Manual*, CFDRC, 경원테크, 2004
- [6] 김영신, 초음속 공중발사 로켓의 모션분리 현상에 관한 수치적 연구, 공학 석사학위 논문, 건국대학교, 2004.

후기

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, "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 공중발