

論文

초음속 공중발사 로켓의 모선분리 현상에 관한 수치적 연구

지영무*, 김영신*, 이재우**, 박준상***

A Numerical Study on the Supersonic Separation of Air-launching Rocket from the Mother Plane

Young Moo Ji*, Young Shin Kim*, Jae-Woo Lee** and Jun Sang Park***

ABSTRACT

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. 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.

초 록

본 논문에서는 공중발사로켓의 초음속 모선 분리 현상에 관하여 기술하였다. 정상상태와 비정상상태의 해석을 위하여 3차원 Euler방정식을 수치적으로 계산하였다. 해석결과는 모선과 로켓사이의 충격파 간섭현상을 명확히 보여주고 있으며, 로켓의 분리 단계에 중요한 영향을 미치는 인자들을 해석을 통해 찾아내었다. 결과적으로 본 연구를 통하여 초음속 공중발사로켓의 설계에서의 안전한 모선분리를 위한 가이드라인을 제공하였다.

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

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 일정고도, 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 Pegasus를 들 수 있는데 이는 마하수 0.8인 천음속 상태에서 공중발사를 하는 방식을 채택하고 있다[2].

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].

† 2005년 4월 29일 접수 ~ 2005년 6월 14일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 건국대학교 항공우주공학과
연락처자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr
서울시 광진구 화양동 1번지

*** 정회원, 한라대학교 기계공학과

본 연구에서는 설계중인 초음속 공중발사 로켓의 비정상 모션분리 과정에서 나타나는 충격파 팽창과 간섭현상을 수치적 기법을 이용하여 해석하고, 정상, 비정상 상태에서 나타나는 발사체의 거동에 영향을 미치는 인자를 찾아내어 그 중요 인자가 변함에 따라 모션분리에 어떠한 영향을 미치는지 확인한다.

1.2 설계중인 초음속 공중발사 로켓

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

- 모션 : 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 모션인 F-4E Phantom 의 중앙동체 배면에 장착되며, 조종면은 발사체의 모션 장착성을 고려하여 X-형의 4개의 조종면을 갖는 형상으로서 면적은 0.1887m²으로 설계하였다.

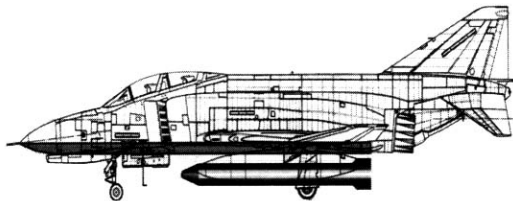


Fig. 1. 모션의 중앙동체에 장착된 모션과 발사체 형상

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

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

II. 전산 공력해석 방법 및 검증

2.1 전산공력해석 방법

본 연구에서 사용한 수치해석 코드의 지배방정

식은 3차원 Euler 방정식으로 식 (2)와 같다[5].

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial z} = 0$$

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

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 운동 방정식을 계산하여 거동을 예측한다.

2.1 전산공력해석 코드의 검증

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

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

실험과 수치계산은 자유류의 마하수 M_∞=4.0에서 수행 하였으며 Fig. 2에서 모션형상의 중앙을 중심으로 윗부분은 실험을 통한 가시화 결과이고, 아랫부분은 수치해석을 통한 밀도 분포를 나타낸 것이다. 실험결과와 수치계산 결과가 잘 일치함을 알 수 있다.

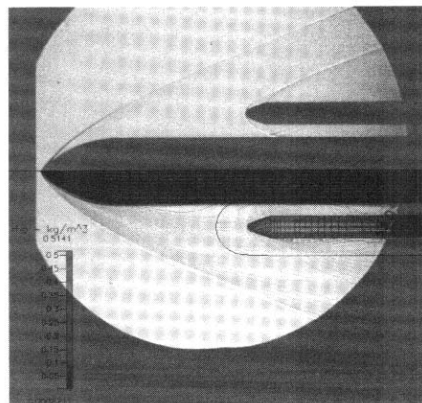


Fig. 2. 실험과 수치계산의 비교

III. 충격파에 의한 비정상 모션분리 현상

3.1 전산해석 형상 및 격자계

초음속 공중발사 로켓의 충격파를 동반한 삼차원 비정상 모션분리 해석을 위한 전산해석 형상은 모션은 중앙동체 아랫부분의 곡률을 보장하는 형태를 선정하였고, 공중발사 로켓은 기본 형상인 선두부와 조종면을 장착한 완전한 형태의 형상을 선정 하였다.

선정한 공력해석 모델을 총 15개의 구역을 갖는 중첩 정렬 격자계로서 약130,000개의 격자수로 격자시스템을 구성하였다. 구성된 격자시스템은 Fig. 3에 나타나고, 모션의 경우 수치계산의 효율성을 위하여 후류방향으로 무한히 길게 처리하였고, 발사체의 경우 뒷부분의 과도한 팽창파로 인한 수치계산의 끊김 현상을 방지하기 위하여 곡률을 주어 격자를 생성하였다.



Fig. 3. 모션-발사체의 장착모델의 표면 격자계

3.2 비정상 모션분리 해석 조건

앞 절에서 선정한 모션 중앙동체-공중발사로켓 모델과 격자계를 사용한 삼차원 비정상 모션분리 해석조건은 다음과 같다.

- 발사 속도 (모션분리 시의 마하수) M_{∞} : 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 m
- 발사체의 전체 중량 : 1241.13 kg
- 발사체의 관성모멘트 : 강제로 가정하여 $I_{zz} = 4470.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
- 모션분리시의 자세 : Angle of Attack = 0°, Sideslip Angle = 0°, Roll Angle = 0°

수치해석 시에 설정된 제한조건은 발사체는 중력을 -y방향으로 중력가속도 9.8m/s²만큼 받

고, 해석모델은 x-z평면으로 대칭하기 때문에 발사체는 z방향으로 움직이지 못하며, 같은 이유로 발사체는 Roll, Yaw거동은 하지 못하게 제한을 두었다.

3.3 비정상 모션분리 해석결과

본 연구실에서 설계중인 초음속 공중발사 로켓의 형상 및 조건에 대하여 3차원 비정상 모션분리해석을 수행하였다.

Fig. 4에 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 모션에 반사되게 된다.

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

Fig. 5의 발사체형상 표면에 나타나는 등압선 분포를 보면 발사체 선두부의 곡률이 끝나는 지점의 팽창파가 모션에 반사되어 발사체 윗면에

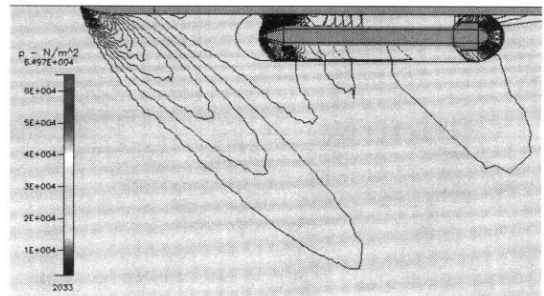


Fig. 4. 정상상태 해석결과 (x-y 평면의 등압선 분포)

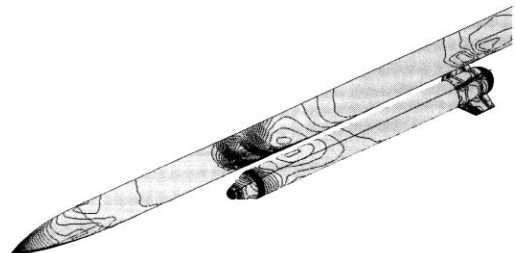


Fig. 5. 위에서 본 모션-발사체의 표면 등압선 분포

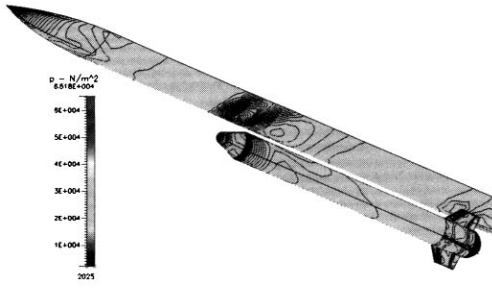


Fig. 6. 아래에서 본 모션-발사체의 표면 등압선 분포

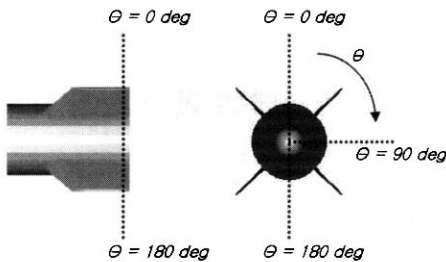


Fig. 7. 원주방향의 각도 θ 의 정의

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.

이러한 현상은 Fig. 8의 발사체의 축방향의 압력 분포를 통해 잘 나타나는데, 발사체의 윗면과 아래면의 구분기준인 θ 는 Fig. 7에 나타난 바와 같다.

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 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 발사체

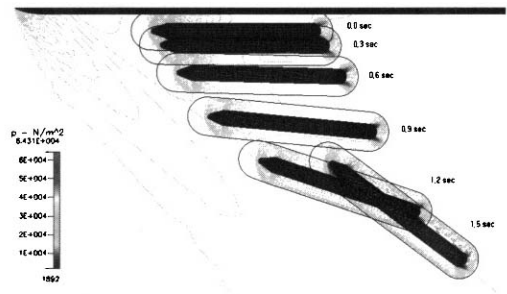


Fig. 8. 분리 초기(0sec)에서의 발사체의 축방향의 압력 분포

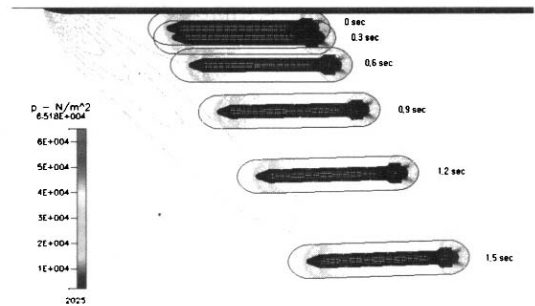


Fig. 9. 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포(조종면 제외)

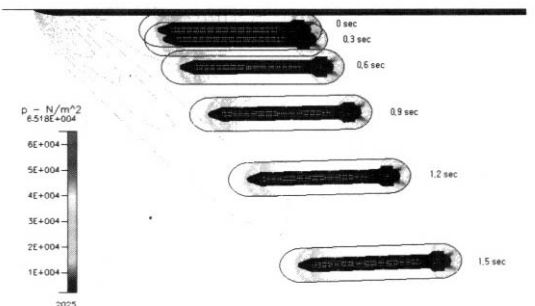


Fig. 10. 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포(조종면 포함)

의 간섭효과가 거의 나타나지 않는 발사체 길이의 두 배 거리만큼 분리되는 시간인 1.5sec까지 수행 하였다.

설계된 조종면의 안정성 확인을 위해 조종면을 배제한 형상에 대하여 모션분리를 수행하였다. Fig. 9에 나타난 바와 같이 발사초기에 발생되는 피치 업 거동으로 인하여 모션분리가 진행될수록 점차 불안정한 거동을 보이게 된다.

그러나 Fig. 10에 나타난 바와 같이 개념 설계된 조종면을 장착한 발사체형상은 안전하게 모션분리되는 것을 알 수 있다.

공중발사체의 시간에 따른 피치각의 변화를 나타낸 Fig. 11을 보면, 발사체는 분리 후 0.4sec 까지 피치 업 하는 거동을 보이거나 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

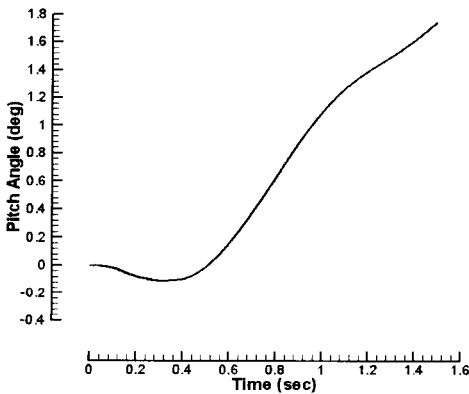


Fig. 11. 시간에 따른 발사체의 피치각의 변화

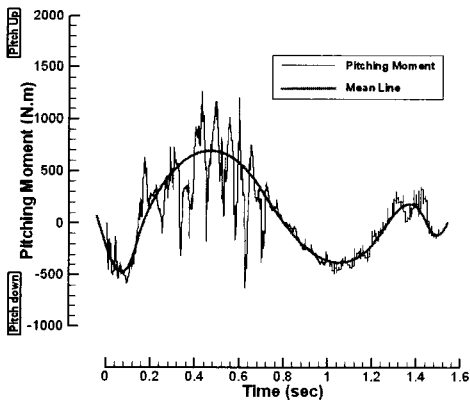


Fig. 12. 시간에 따른 발사체의 피칭모멘트의 변화

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.

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

IV. 형상 변화에 대한 비정상 선분리 사례 연구

4.1 조종면의 유무에 따른 비정상 모션 분리 특성

개념 설계된 조종면의 효과를 확인하기 위하여 조종면이 장착되지 않은 공중발사체 형상에 대하여 3차원 비정상 모션분리를 수행 하였다.

Fig. 13에 나타난 바와 같이 발사체의 충격파와 팽창파의 반사로 인한 발사체의 피치 업 기동이 발생하고 조종면이 없으므로 안정성을 갖지 못하여 계속 피치 업 거동을 하며 불안정하게 거동하게 된다.

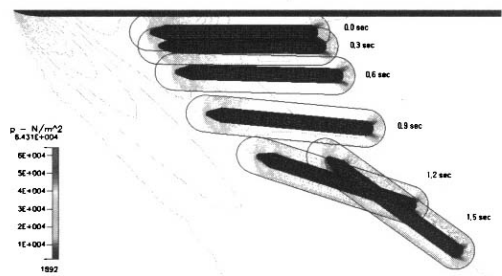


Fig. 13. 조종면이 없는 형상에 대한 3차원비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포

4.2 조종면의 면적변화에 따른 비정상 모션분리 특성

조종면의 면적 변화에 따른 사례연구를 수행

하기 위하여 총 세 가지의 조종면 면적을 선정하였다. Fig. 14에 나타난 것은 Missile DATCOM을 이용하여 조종면의 개념설계 시 수행한 조종면의 면적에 대한 발사체의 정 안정성이며[5], 조종면의 면적이 $S_T=0.0987m^2$ 인 조종면은 적은 안정성을 갖는 조종면이며, $S_T=0.1887m^2$ 인 조종면은 개념 설계된 조종면으로서 최대의 안정성을 가지고 최소의 면적을 갖는 조종면이며, $S_T=0.2787m^2$ 인 조종면은 개념 설계된 조종면과 같은 안정성을 가지나 면적이 큰 조종면이다.

이러한 세 가지의 조종면의 형상은 Fig. 15에 나타내었으며 각 조종면은 스패 길이와 후퇴각은 일정하고 Chord 길이의 변화만 있는 형상이다.

위 형상의 조종면을 장착한 공중발사체에 대하여 3차원 비정상 모션분리 해석을 다음과 같이 수행 하였다. Fig. 16에서 Fig. 18까지 나타난 바와 같이 선정된 면적변화의 경계 내에서 안전한 모션분리가 일어남을 확인 하였다. 또한 조종면의 면적이 커지면 조종면에서 발생하는 양력이 증가하여 발사체가 중력의 영향으로 분리되는 속도가 감소하게 된다. 따라서 같은 시각에서 발사

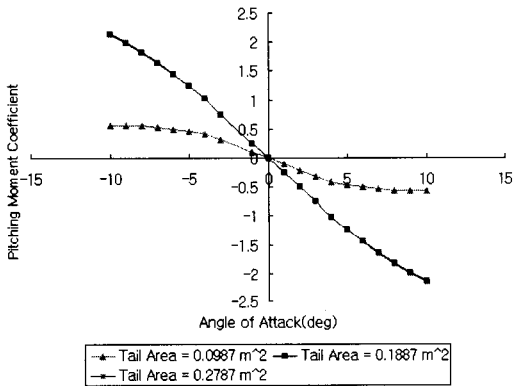
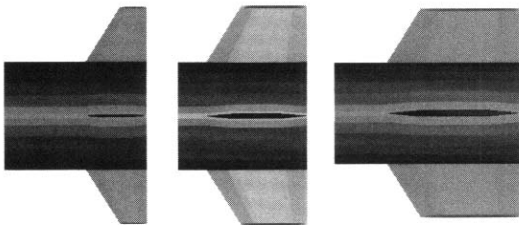


Fig. 14. 조종면의 변화에 따른 발사체의 피칭모멘트 계수



a) $S_T=0.0987m^2$ b) $S_T=0.1887m^2$ c) $S_T=0.2787m^2$

Fig. 15. 사례연구를 위한 조종면의 형상

체가 분리된 모션과의 거리는 조종면의 면적이 클수록 작아진다.

Fig. 19는 시간에 대한 발사체의 피치각을 나타낸 것으로서 초기에 나타나는 피치 업 하는 거동은 조종면의 면적이 클수록 커짐을 나타낸다. 이는 조종면의 면적이 커져 조종면에서 발생하는 충격파로 인한 발사체 뒷부분의 압력 증가 영역이 커지는 것에 기인하며 비록 조종면이 커지면 발사체의 초기 피치 업 거동은 커지나 복원력을

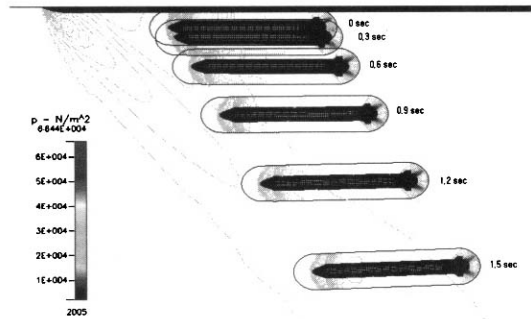


Fig. 16. 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포 ($S_T=0.0987m^2$)

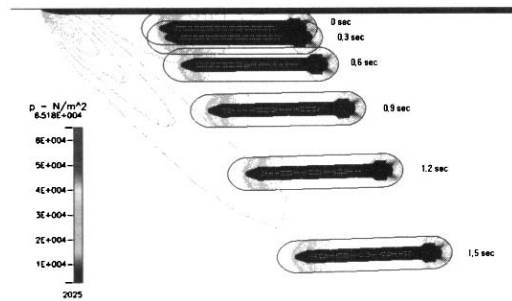


Fig. 17. 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포 ($S_T=0.1887m^2$)

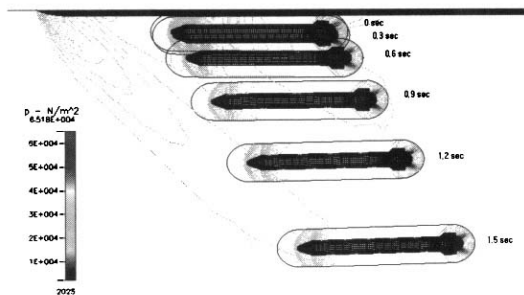


Fig. 18. 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포 ($S_T=0.2787m^2$)

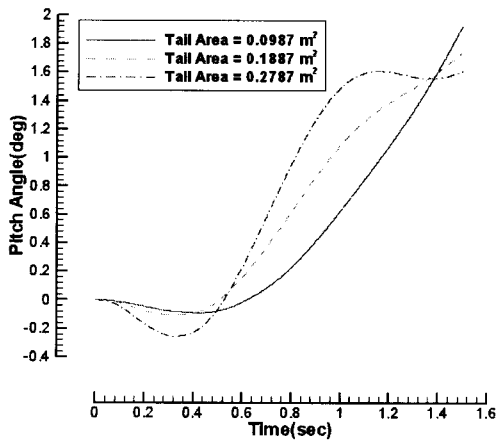


Fig. 19. 시간에 따른 발사체의 피치 각

가져 안정한 상태로 돌아가는 데는 짧은 시간이 소요된다는 것을 알 수 있다.

이는 Fig. 19의 0.4sec 이후 그래프에서 알 수 있는데, 최대 면적의 조종면을 가지는 형상은 1.2sec에서 안정성을 만족하고, 조종면의 면적이 작아질수록 안정성을 만족하는 시간이 길어짐을 나타낸다.

4.3 발사체 무게중심의 변화에 따른 비정상 모션분리 특성

설계중인 발사체의 무게중심은 설계세밀화 단계에서 약간의 변화가 불가피하게 된다. 따라서 설계과정에서 변경될 수 있는 영역인 발사체 전체 길이의 10%만큼의 무게 중심의 변화가 있을 경우에 대한 3차원 비정상 모션분리 해석을 통해 사례연구를 수행하였다.

조종면의 면적은 일정하고 무게중심의 위치만을 발사체 총 길이의 10%만큼 뒤에 위치하게 하였다. 따라서 $X_{CG} = 4.909m$ 가 된다.

Fig. 20과 Fig. 21에서 나타난 바와 같이 같은 면적의 조종면을 가진 발사체라도 무게중심의 위치가 발사체 총길이의 10%정도만 뒤에 위치하여도 매우 불안정한 거동을 하게 된다.

이는 발사체의 설계 세밀화 과정에서 발사체의 무게중심이 변하게 되면 무게중심과 조종면의 압력 중심점까지의 거리인 모멘트 암이 짧아지는 것을 의미하여 복원력으로 나타나는 모멘트가 작아지는 것을 의미한다.

또한 조종면의 면적이 일정면적(0.2787m²) 이상 커지게 되면 무게중심과 조종면의 압력중심점까지의 거리가 역시 짧아져 복원 모멘트가 작아지게 된다. 이는 앞에서 언급한 내용과 같이 조

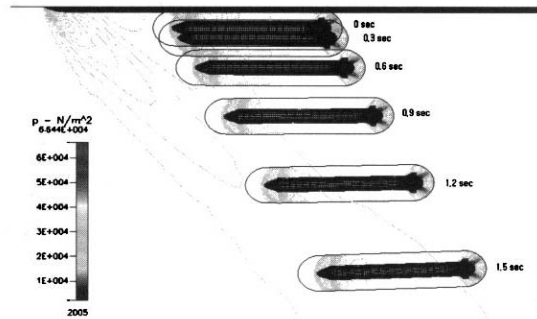


Fig. 20. 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포(ST=0.0987m²)

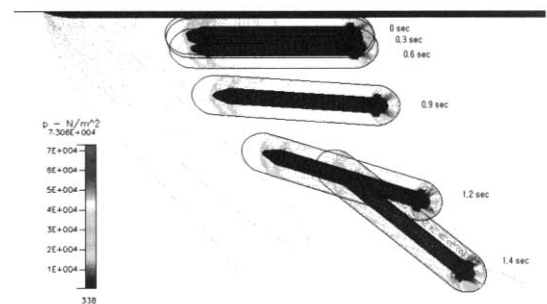


Fig. 21. 무게중심의 변화가 있는 형상의 3차원 비정상 모션분리 과정의 x-y평면의 등압선 분포(ST=0.0987m²)

종면의 면적과 무게중심과의 상관관계는 상당히 민감한 부분이며, 본 연구실에서 개념 설계한 조종면의 면적이 타당한 것임을 나타낸다.

V. 결 론

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

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

또한 발사체 조종면의 유무, 조종면의 면적 변화, 무게 중심의 변화에 따른 발사체 거동을 사

레연구를 통해 예측하였다. 그 결과 본 연구실에서 개념 설계한 조종면의 타당성을 확인 하였으며 안전한 모션분리를 위한 조종면의 형상 최적화 가능성과 발사체의 무게중심에 대한 민감도를 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.

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, "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.
- 5) "CFD-FASTRAN Theory Manual", CFDR, 2004.
- 6) 김영신, "초음속 공중발사 로켓의 모션분리 현상에 관한 수치적 연구", 공학 석사학위 논문, 건국대학교, 2004.