

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.1.33

내삽형 부스터 안전 분리를 위한 비행 조건 연구

오현식\*, 이호일\*\*, 최 진\*\*, 김익수\*\*

Missile Flight Condition for Slip-in Booster's Safe Separation

Hyun Shik Oh\*, Ho-Il Lee\*\*, Jin Choi\*\* and Ik-Soo Kim\*\*

ABSTRACT

A mathematical model of slip-in booster separation dynamics is described. A longitudinal 3-DOF(degree of freedom) 2-body dynamic model is developed to simulate the separation dynamics. Aerodynamic models of the missile and the exposed area of booster are built. And, gas generator pushing the booster out and internal channel pressure drop are modelled. To simulate the model, it is assumed that the missile can maintain the 1g level-flight condition during the separation. With this assumption, the interaction forces between missile and booster through the separation phases: phase 0: initial, phase 1: linear translation, and phase 2: free flight motion are defined. Using the simulation, missile flight conditions for slip-in booster's safe separation, which can be represented by Mach vs. height envelope, are suggested.

초 록

내삽형 부스터의 분리 운동 수학적모델을 소개하였다. 부스터 분리 운동을 시뮬레이션 하기 위하여 3자유도 2물체 운동모델을 정립하였다. 유도탄과 공기중에 노출되는 부스터 영역의 공력모델을 개발하였다. 그리고, 부스터를 밀어내는 가스발생기도 모델링하였다. 이 모델을 시뮬레이션하기 위하여 유도탄이 부스터 분리과정에서 계속 1g 수평비행 조건을 유지한다는 가정을 세우고, 이를 기반으로 유도탄과 부스터간의 작용력을 분리 단계별로 정의 할 수 있었다. 단계 0: 초기, 단계 1: 선형이동, 단계 2: 자유운동. 이 시뮬레이션을 통하여 부스터를 안전하게 분리할 수 있는 유도탄의 마하수 및 고도의 범위를 제안할 수 있었다.

**Key Words** : Slip-In Booster(내삽형 부스터), Separation(분리)

Nomenclature

$u$  : x축 속도(m/s)  
 $w$  : z축 속도(m/s)  
 $q$  : y축 각속도(rad/s)

$\theta$  : 피치 자세각(rad)  
 $X_i$  : 관성좌표계 Xi 축 상의 위치(m)  
 $Y_i$  : 관성좌표계 Yi 축 상의 위치(m)  
 $F_X$  : x축 외력(N)  
 $F_Z$  : z축 외력(N)  
 $M_Y$  : y축 외력 모멘트(N·m)  
 $n_c$  : 하중계수

† 2010년 11월 8일 접수 ~ 2010년 12월 25일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소 합동모의분석센터

교신저자, E-mail : ohs@add.re.kr

대전 유성우체국 사서함 35호

\*\* 정회원, 국방과학연구소 대함유도무기체계개발단

$g$ : 중력가속도(9.81 %s)	$F_1$ : 부스터 전방이 유도탄 채널에 접촉하는 힘(N)(z축 방향)
$m$ : 질량(kg)	$F_2$ : 부스터 동체가 유도탄 채널 끝단과 접촉하는 힘(N)(z축 방향)
$J$ : 관성모멘트(kg·m <sup>2</sup> )	$dX$ : 부스터와 유도탄 무게중심간 초기거리 침차
$F_{ax}$ : x축 공력(N)	b : 부스터(booster)
$F_{az}$ : z축 공력(N)	m : 유도탄(missile)
$M_{ay}$ : y축 공력 모멘트(N·m)	mb : 유도탄+부스터
$T_p$ : 부스터에 작용하는 사출력(N)	
$F_r$ : 부스터 전방 고정장치를 통해 부스터에 가해지는 힘(N)(-x축 방향)	

### I. 서 론

램제트 또는 스크램제트 엔진을 추진체계로 사용하는 유도탄은 공간 효율성을 고려하여 내삼형 부스터를 활용한다[1, 2]. 부스터는 램제트 시동조건까지 유도탄을 가속시키게 된다. 그 후 부스터를 안전하게 분리하여야 엔진 시동이 가능하게 된다. 이를 위하여 러시아의 Sosounov와 Yegorushkin 등은 각각 참고문헌 [2]와 [3]에서 흡입구로 유입되는 공기를 이용한 분리방법을 소개하고, 이때 유도탄 중앙채널의 공기 진동이 일어나는데, 이를 모델링하고 분리시점을 결정해야 한다는 내용을 제시하였다.

한편, Cicci 등은 외부 부스터에서 내부 비행체가 사출되는 6자유도 2-물체 운동 모델을 제시하였는데,[4] 여기서 압력생성장치를 이용하여 비행체를 밀어내는 모델을 구현한 바 있다.

이에 우리는 위의 참고문헌들로 부터 착안하여 압력생성장치 사용 내삼형 부스터를 분리하는 3자유도 2-물체 운동 시뮬레이션 프로그램을 작성하였다. 그리고 이 프로그램을 이용하여 내삼형 부스터의 안전 분리를 위한 유도탄 비행 조건을 검토하여 보았다.

### II. 모델링 좌표계

논문에서 사용할 좌표계는 아래 그림 1과 같다.

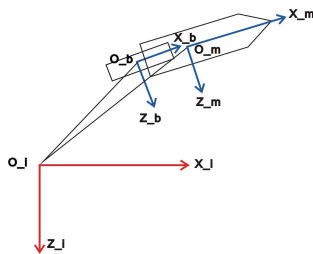


그림 1. 모델링 좌표계 정의

시뮬레이션 시작 시 유도탄 무게중심 위치를 기준으로 관성좌표계를 설정하고 유도탄과 부스터의 무게중심에 각각 원점으로 하는 좌표계를 도입하였다.

### III. 내삼형 부스터의 안전분리

이 논문의 고려 대상 유도탄은 공중 또는 지상에서 부스터의 힘으로 가속되어 엔진 점화가 비행조건에 도달하게 된다. 부스터가 연소 종료되고 나면, 빠른 시간 내에 부스터를 분리해 내고, 엔진을 점화시켜 이후 임무를 수행하게 된다.

일반적인 유도탄은 대부분 후방 부착형(tandem) 부스터를 사용하는데, 이의 경우는 분리된 이후 부스터가 유도탄에 충돌하지 않도록 설계하는 연구를 수행하여야 한다. 이에 비하여, 내삼형 부스터는 분리된 이후 엔진내부 구간을 통과하여야 하므로 엔진과 부스터의 충돌이 없도록 하기 위한 보다 세밀한 분석이 요구된다.

이를 위하여 유도탄 내부 채널 및 엔진 형상에 대한 모델링, 유도탄 외부 공력 모델, 외부로 노출되는 부스터의 공력 모델, 사출력 모델, 유도탄, 부스터 각각의 운동모델 및 상대 작용력 모델이 필요하다.

우선, 유도탄 및 부스터를 강체로 가정하고, 분리운동을 해석하고, 여기서 산출된 작용력들을 반영하여 유연체 모델을 해석하는 방식으로 안전 분리 연구를 수행하여야 한다. 물론 이에 대한 최종확인인 지상시험이나 비행시험 등을 통해 검증되어야 할 것이다.

여기서는 그 첫 단계로 강체로 가정된 유도탄과 부스터의 분리운동 해석연구를 수행하여 보았다. 이를 통해 유도탄 및 부스터의 형상, 사출장치 설계 요구조건을 설정하는데 활용될 수 있리라 판단된다.

이번 연구를 통해 내삼형 부스터 분리운동 시뮬레이션 프로그램을 작성하고, 주어진 유도탄

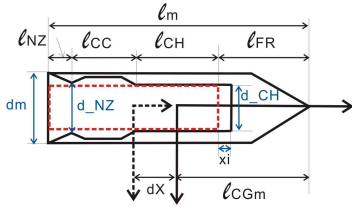


그림 2. 유도탄 제원 정의

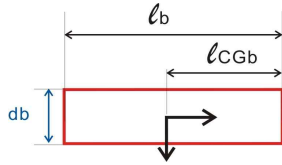


그림 3. 부스터 제원 정의

기동조건, 형상제원 하에서 부스터 안전 분리가 가능한 비행 영역(마하수, 고도)을 산출하여 보았다. 또한, 이 프로그램을 설계에 활용하기 위해서는 유도탄과 부스터의 형상 제원을 아래와 같이 변수화 하였다.

#### IV. 분리 동역학 모델링

##### 4.1 분리 전 운동 모델

분리 직전 운동 모델은 식(1)로 정의할 수 있다.

$$\dot{u}_m = \frac{F_{Xm}}{m_m} - q_m w_m - g \sin \theta_m \quad (1a)$$

$$\dot{w}_m = \frac{F_{Zm}}{m_m} + q_m u_m + g \cos \theta_m \quad (1b)$$

$$\dot{q}_m = \frac{M_{Ym}}{J_m} \quad (1c)$$

그리고 부가되는 외력은 공력만 존재하므로 식(2)로 정의할 수 있다.

$$F_{Xmb} = F_{aXmb} \quad (2a)$$

$$F_{Zmb} = F_{aZmb} \quad (2b)$$

$$M_{Ymb} = M_{aYmb} \quad (2c)$$

##### 4.2 분리 시 운동 모델

분리 시에는 유도탄과 부스터의 운동을 따로 풀고, 유도탄에 대한 부스터의 상대운동을 해석하였다.

###### 유도탄 운동 모델

분리 시 유도탄의 운동 모델은 아래 그림 4와

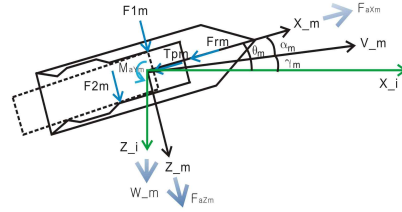


그림 4. 유도탄 운동 모델

식(3)으로 정의할 수 있다.

$$\dot{u}_m = \frac{F_{Xm}}{m_m} - q_m w_m - g \sin \theta_m \quad (3a)$$

$$\dot{w}_m = \frac{F_{Zm}}{m_m} + q_m u_m + g \cos \theta_m \quad (3b)$$

$$\dot{q}_m = \frac{M_{Ym}}{J_m} \quad (3c)$$

여기에 작용하는 외력은 공력, 사출력, 부스터-유도탄간 작용력, 그리고 작용력에 의한 마찰력이 고려하였다. 여기서, 유도탄 중앙채널과 부스터 외피가 매우 작은 간극을 가진다고 가정한다면, 부스터의 가장 앞부분과 중앙채널의 최후방 2지점에서 접촉이 일어나게 된다. 이 2지점에서의 마찰력만을 고려하면 식(4)과 같이 외력을 정의할 수 있다.

$$F_{Xm} = F_{aXm} - T_{Pm} - F_{rm} - \mu |F_{1m}| - \mu |F_{2m}| \quad (4a)$$

$$F_{Zm} = F_{aZm} + F_{1m} + F_{2m} \quad (4b)$$

$$M_{Ym} = M_{aYm} - F_{1m}(l_{CGm} - l_{FR} + x) + F_{2m}(l_{FR} + l_{CH} - l_{CGm}) \quad (4c)$$

여기서  $\mu$ 는 마찰계수이며,  $x$ 는 유도탄 좌표계  $x$ 축 상에서 부스터가 처음 위치로부터 이동한 거리를 나타낸다.

###### 부스터 운동 모델

부스터의 운동 모델은 다음 그림5와 식(5)로 정의할 수 있다.

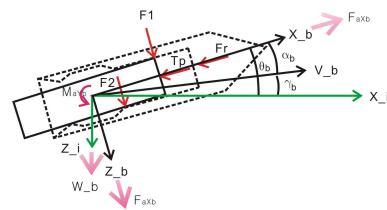


그림 5. 부스터 운동 모델

$$\dot{u}_b = \frac{F_{Xb}}{m_b} - q_b w_b - n_c g \sin \theta_b \quad (5a)$$

$$\dot{w}_b = \frac{F_{Zb}}{m_b} + q_b u_b + n_c g \cos \theta_b \quad (5b)$$

$$\dot{q}_b = \frac{M_{Yb}}{J_b} \quad (5c)$$

여기에 작용하는 외력은 유도탄 밖으로 노출된 부분에 의한 공력, 사출력, 작용력, 마찰력이 고려되어 식(6)과 같이 구성된다.

$$F_{Xb} = F_{aXb} - T_P - F_r + \mu|F_1| + \mu|F_2| \quad (6a)$$

$$F_{Zb} = F_{aZb} + F_1 + F_2 \quad (6b)$$

$$M_{Yb} = M_{aYb} - F_1 l_{CGb} - F_2 (l_{CGb} - (l_{CH} + x)) \quad (6c)$$

**상대운동**

유도탄과 부스터에 각각 작용하는 상대 작용력은 아래 식(7)과 같다.

$$F_1 = -F_{1m} \quad (7a)$$

$$F_2 = -F_{2m} \quad (7b)$$

$$T_P = -T_{Pm} \quad (7c)$$

$$F_r = -F_{rm} \quad (7d)$$

그리고 상대운동 변수들은 다음 식(8)로 정의된다.

$$u = u_b - u_m \quad (8a)$$

$$w = w_b - w_m \quad (8b)$$

$$\theta = \theta_b - \theta_m \quad (8c)$$

$$q = q_b - q_m \quad (8d)$$

$$X_i = X_{ib} - X_{im} \quad (8e)$$

$$Z_i = Z_{ib} - Z_{im} \quad (8f)$$

$$x = -\sqrt{X_i^2 + Z_i^2} \cos \theta + dX \quad (8g)$$

$$z = \sqrt{X_i^2 + Z_i^2} \sin \theta \quad (8h)$$

**V. 외력 모델링**

**5.1 공력 모델**

공력모델은 유도탄의 공력모델과 부스터의 공

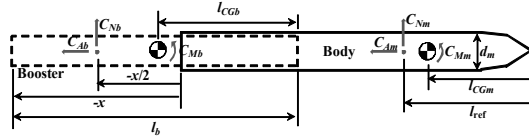


그림 6. 공력형상 및 계수

력 모델로 구분하여 작성하는데 유도탄의 공력은 외부 공력만을 고려하며, 부스터의 공력은 유도탄 후방에 노출되는 면적에 대한 공력을 계산하도록 모델링 하였다.

유도탄과 부스터의 외부 공력 특성은 미 공군이 1979년 배포하여 널리 사용되어지는 항공기 및 유도탄 공력계수 산출 프로그램인 DATCOM을 이용하여 산출하였다. 유도탄의 형상 및 공력계수는 그림 6과 같은 모형을 이용하였다. 유도탄과 부스터에 작용하는 공력계수는 동체좌표계를 사용하였다.

**유도탄 공력 모델**

유도탄 무게중심에 작용하는 힘은 식(9)과 같이 정의하였다.

$$F_{aXm} = -C_{Am} S \bar{q} \quad (9a)$$

$$F_{aZm} = -C_{Nm} S \bar{q} \quad (9b)$$

$$M_{aYm} = \left( C_{Mm} - C_{Nm} \left( \frac{l_{ref} - l_{CGm}}{d_m} \right) \right) S d_m \bar{q} \quad (9c)$$

여기서, \$S\$는 기준면적(\$m^2\$)이며 \$\bar{q}\$는 동압(Pa)을 나타낸다.

다음의 그림 7-9는 기준위치(\$l\_{ref}=1.0m\$)에서 산출된 유도탄의 공력 계수를 보여준다. 유도탄 공력은 부스터의 분리 상태와 관계없이 마하수와 받음각만의 함수라고 가정하였으며, 기저항력은 고려하지 않았다.

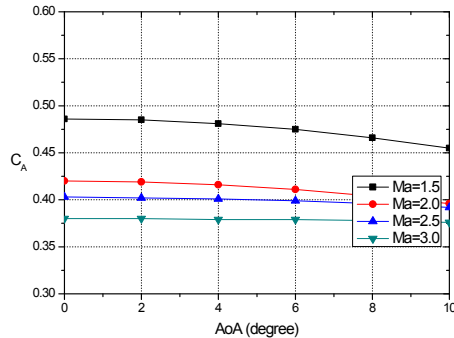


그림 7. 유도탄 종축 공력계수 (\$C\_{Am}\$)

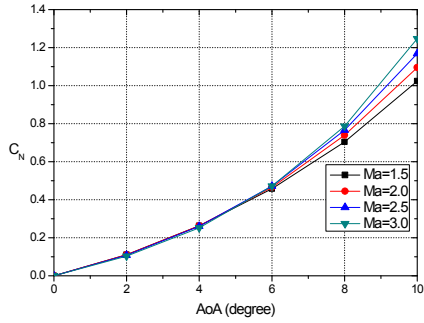


그림 8. 유도탄 수직축 공력계수 ( $C_{Nn}$ )

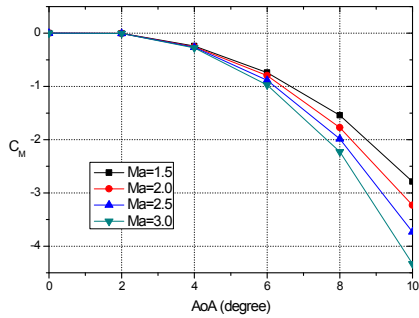


그림 9. 유도탄 피칭 모멘트계수 ( $C_{Mn}$ )

**부스터 공력 모델**

부스터에 대한 공력특성은 그림 6에서 보는 바와 같이 유도탄 밖으로 노출된 면적에 대한 축력(axial force)과 수직력(normal force)으로 구성되는데 각각은 부스터의 마하( $Ma$ ), 받음각( $\alpha_b$ ), 노출길이( $x$ )의 함수로 식(10)와 같이 표현된다.

$$C_{Ab} = f(Ma, \alpha_b, x) \tag{10a}$$

$$C_{Nb} = f(Ma, \alpha_b, x) \tag{10b}$$

여기서, 기저항력은 고려치 않고, 부스터에 작용하는 축력은 마찰력만 존재한다고 가정하였다.

식(10)의 계수를 이용하여 부스터의 공력은 식(11)과 같이 계산할 수 있다.

$$F_{axb} = -C_{Ab} S_b \bar{q} \tag{11a}$$

$$F_{azb} = -C_{Nb} S_b \bar{q} \tag{11b}$$

$$M_{ayb} = -C_{Nb} S_b \bar{q} \left( l_b - l_{CGb} + \frac{x}{2} \right) \tag{11c}$$

여기서, 모멘트를 계산하는데 주의하여야 하는데, 부스터가 외부에 노출된 부분의 가운데에 수직력이 작용한다고 가정하여, 부스터 무게중심과 수직력 작용점의 차이에 의해 모멘트를 결정하였다.

**5.2 사출력 모델**

사출력 모델은 참고문헌[4]를 참고하여 작성하였다. 압력생성장치에서 발생한 압력( $P_i$ )은 유도탄과 부스터에게 식(12)과 같은 힘을 가하게 된다.

$$T_P = P_i \left( \pi \frac{d_b^2}{4} \right) \tag{12}$$

여기서,  $d_b$ 은 부스터의 직경을 말한다.

이 힘은 유도탄과 부스터의 무게중심을 지나는 종축방향에만 영향을 준다고 가정하였다.

그런데, 이 사출압력은 부스터가 분리되면서 내부 체적이 변경됨에 따라 점차 감소하게 되는데 이는 식(13)로 표현된다.

$$P_i = \frac{m_i R T_i}{V_i} \tag{13}$$

여기서  $m_i$ 는 사출시 부스터와 발사관 사이의 가스의 질량,  $R$ 은 몰질량 당 기체상수,  $T_i$  온도, 그리고  $V_i$ 는 내부 공간 체적을 의미한다.

그런데 채널 직경이 일정하므로 내부공간은 식(14)으로 결정될 수 있다.

$$V_i = \pi \frac{d_b^2}{4} (x_i - x) \tag{14}$$

여기서  $x_i$ 는 분리 전 채널 내 유도탄과 부스터간의 초기 간극이다.

본 연구에서 사출과정에서 생기는 온도변화를 무시하고, 초기 사출압력을  $P_{i0}$ 라고 가정하면,  $P_i$ 는 식(15)로 모델링 할 수 있다.

$$P_i = P_{i0} \frac{x_i}{(x_i - x)} \tag{15}$$

**VI. 시뮬레이션**

부스터를 안전하게 분리하기 위해서 가장 좋은 조건은 하중계수( $n_c$ )를 0으로 하는 것이다. 이렇게 되면  $Z_b$ -축 상의 작용력( $F_1, F_2$ )이 0이 되면서 식(4.8h)의 상대운동  $z$ 가 0이 되어 전 구간에서 접촉 없이 깨끗하게 부스터가 분리된다. 하지만, 이는 이상적인 경우로 외란 등을 고려할 때 하중계수는 항상 존재할 것으로 판단된다.

이에 이번 연구에서는 그림 10과 같이 수평운동을 하는 상황에서의 분리운동을 최악조건으로

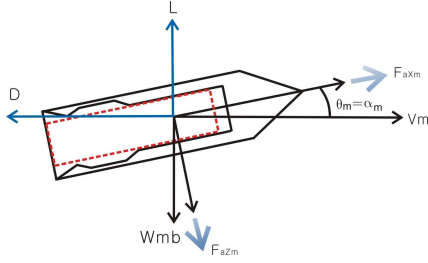


그림 10. 수평운동

상정하여 해석해 보았다. 이는 하중계수( $n_c$ )가 1임을 의미한다.

여기서,  $W_{mb} = (m_m + m_b)g$ 는 유도탄과 부스터를 합한 중량이다.  $D$ 는 유도탄의 항력이고,  $L$ 은 유도탄의 양력인데, 수평운동을 위해 양력은 중량과 같아진다. 즉, 식(16)이 된다.

$$L = W_{mb} \tag{16}$$

그러므로 이에 부합하는 받음각이 식(17)와 같이 설정되고, 해당 받음각 조건에서의 항력을 산출할 수 있게 된다.

$$\alpha_m = \theta_m (= \alpha_{trim}) \tag{17}$$

수평운동 가정에 따라 비행경로각 및 회전운동도 식(18)과 같이 결정된다.

$$\gamma_m = 0 \tag{18a}$$

$$q_m = 0 \tag{18b}$$

$$\dot{q}_m = 0 \tag{18c}$$

항력으로 인해 유도탄이 감속하는 것은 반영을 하지만 감속에 의한 받음각 변경은 무시하도록 하겠다. 즉, 유도탄은 분리과정에서 일정한 자세로 감속만 발생하는 것으로 가정한 것이다.

이에 따라 유도탄의 외력은 식(19)으로 나타낼 수 있다.

$$F_{Xm} = -D \cos \theta_m + W_{mb} \sin \theta_m \tag{19a}$$

$$F_{Zm} = -D \sin \theta_m - W_{mb} \cos \theta_m \tag{19b}$$

이를 식(1a), 식(1b)에 대입하면 부스터 분리 전 유도탄 운동 모델을 식(20)과 같이 얻을 수 있다.

$$\dot{u}_{mb} = \frac{-D \cos \theta_m}{m_{mb}} \tag{20a}$$

$$\dot{w}_{mb} = \frac{-D \sin \theta_m}{m_{mb}} \tag{20b}$$

분리 시에도 유도탄 운동은 분리 전 상태를 유지한다고 가정하였으므로 분리 시 유도탄 운동 모델은 식(21)과 같다.

$$\dot{u}_m = \frac{-D \cos \theta_m}{m_{mb}} \tag{21a}$$

$$\dot{w}_m = \frac{-D \sin \theta_m}{m_{mb}} \tag{21b}$$

$$\dot{q}_m = 0 \tag{21c}$$

한편, 부스터의 운동 모델은 식(5)로 부터 식(22)을 얻을 수 있다.

$$\dot{u}_b = \frac{F_{Xb}}{m_b} - q_b w_b - g \sin \theta_b \tag{22a}$$

$$\dot{w}_b = \frac{F_{Zb}}{m_b} + q_b u_b + g \cos \theta_b \tag{22b}$$

$$\dot{q}_b = \frac{M_{Yb}}{J_b} \tag{22c}$$

이제 단계별로 작용력들( $F_r, F_1, F_2$ )을 결정하여 운동역학을 해석토록 하겠다.

### 6.1 단계(Phase) 0

단계 0은 부스터가 분리되기 이전 유도탄에 고정되어 있는 단계로 유도탄과 부스터의 상대 운동은 없다. ( $u = 0, w = 0, x = 0$ )

그림 11은 Phase 0의 작용력을 표시한 것이다. 식(8a)과 식(8b)을 미분하면 식(23)을 얻을 수 있다.

$$\dot{u}_m = \dot{u}_b \tag{23a}$$

$$\dot{w}_m = \dot{w}_b \tag{23b}$$

이때 부스터는 유도탄 내부에 완전히 들어가 있으므로 부스터 공력에 의한 힘( $F_{aXb}, F_{aZb}$ )과 모멘트( $M_{aYb}$ )는 0이 된다. 그리고 회전 운동( $q_b$ )도 없다. 그리고 부스터와 유도탄간 상대 운동이

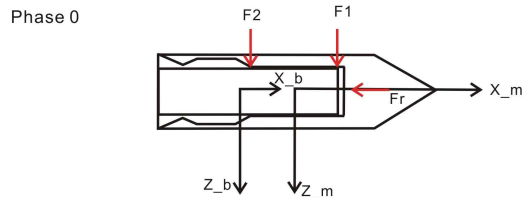


그림 11. 단계 0 작용력 분포

없으므로  $F_1, F_2$ 에 의한 마찰력은  $F_r$ 로 대표될 수 있다.

식(22)을 식(6)과 식(23)을 대입하고, 작용력들로 정리하면, 식(24)을 얻을 수 있다.

$$F_r = -T_p - W_b \sin \theta_b - m_b \dot{u}_m \quad (24a)$$

$$F_2 = \frac{m_b \dot{w}_m l_{CGb} - l_{CGb} W_b \cos \theta_b}{l_{CH}} \quad (24b)$$

$$F_1 = -W_b \cos \theta_b - F_2 + m_b \dot{w}_m \quad (24c)$$

단계 0을 진행하는 가운데  $T_p$ 가 점화와 동시에 초기 구속장치가 풀리고,  $F_r$ 이 0보다 작으면, 부스터가 이동하는 단계인 단계 1로 전환된다.

### 6.2 단계(Phase) 1

단계 1에서는 부스터가 유도탄 중앙채널에 2점 지지되어 회전하지 않고 후방으로 진행하는 단계로 유도탄과 부스터 간의 회전 운동은 없으며,  $X_b$ -축방향의 운동만이 존재한다. 이는 식(25)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{q}_b = 0 \quad (25a)$$

$$\dot{w}_b = \dot{w}_m \quad (25b)$$

또한 부스터 전방이 유도탄과 분리되므로 여기에서 작용하던 작용력( $F_r$ )은 0으로 설정한다.

이 단계의 외력은 그림 12와 같다.

식(22b,c)에 식(6b,c)과 식(25)을 대입하고 작용력을 구하면, 식(26)을 얻을 수 있다.

$$F_2 = \frac{l_{CGb}}{(l_{CH} + x)} \left[ m_b \dot{w}_m - W_b \cos \theta_b \right] \quad (26a)$$

$$F_1 = m_b \dot{w}_m - F_{aZb} - W_b \cos \theta_b - F_2 \quad (26b)$$

이대로 계속 후진하여  $x$ 가  $l_{CH}$  보다 커지면 단계 2로 넘어가게 된다.

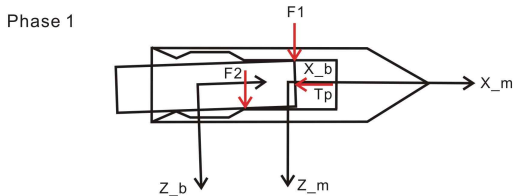


그림 12. 단계 1 작용력 분포

### 6.3 단계(Phase) 2

부스터가 유도탄 중앙채널을 벗어나 자유 비행하는 단계로써 이때의 작용력은 모두 0이 된다. 그리고, 부스터 사출력( $T_p$ ) 또한 내부공간이 급격히 확장되므로 0이 되는 것으로 가정할 수 있다.

즉,  $F_r = F_1 = F_2 = T_p = 0$  이 된다.

이 단계에서는 부스터의 앞부분 B1, B2가 노즐목 구간을 지나는 시점에서 각각 N1, N2로 부스터의 간극을 확인함으로써 부스터의 안전 분리 여부를 판단할 수 있다.

그림 13은 단계 2에서의 작용력과 관심 위치들을 나타내고 있다.

B1과 B2의 위치는 식(27)로 계산할 수 있다.

$$x_{B1} = x + l_{CGb} \cos \theta - \frac{d_b}{2} \sin \theta \quad (27a)$$

$$z_{B1} = z - l_{CGb} \sin \theta - \frac{d_b}{2} \cos \theta \quad (27b)$$

$$x_{B2} = x + l_{CGb} \cos \theta + \frac{d_b}{2} \sin \theta \quad (27c)$$

$$z_{B2} = z - l_{CGb} \sin \theta + \frac{d_b}{2} \cos \theta \quad (27d)$$

그리고 N1과 N2의 위치는 식(28)과 같다.

$$x_{N1} = -(l_m - l_{CGm} - l_{NZ}) + dX \quad (28a)$$

$$z_{N1} = -\frac{d_{NZ}}{2} \quad (28b)$$

$$x_{N2} = -(l_m - l_{CGm} - l_{NZ}) + dX \quad (28c)$$

$$z_{N2} = \frac{d_{NZ}}{2} \quad (28d)$$

진행된  $x$ 가 부스터 전체 길이( $l_b$ )의 1.2배가 되면 시뮬레이션을 종료한다.

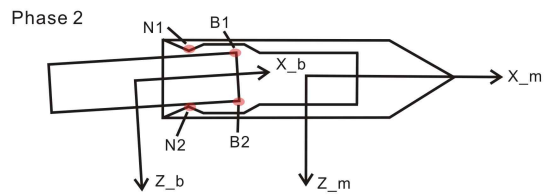


그림 13. 단계 2 작용력 분포

### VII. 입력 자료

시뮬레이션을 위해 참고문헌[5]와 [6]을 참고하여 표 1과 같이 입력 자료를 설정하였다.

또한, 안전 분리 비행 영역을 확인하기 위하여 표 2와 같이 마하수, 고도에 대한 검토 범위를 설정하였다.

표 1. 제원 입력자료

변수	설명	값	단위
$l_m$	유도탄 전장	4.2	m
$l_{FR}$	전방동체 길이	1.2	m
$l_{CH}$	채널 길이	2.0	m
$l_{CC}$	연소실 길이	0.9	m
$l_{NZ}$	노즐 길이	0.1	m
$l_{CGm}$	유도탄 무게중심	1.0	m
$d_m$	유도탄 직경	0.38	m
$d_{CH}$	채널 직경	0.25	m
$d_{CC}$	연소실 직경	0.37	m
$d_{NZ}$	노즐 직경	0.35	m
$m_m$	유도탄 질량	400	kg
$J_m$	유도탄 MOI	800	$kg \cdot m^2$
$l_b$	부스터 전장	3.0	m
$l_{CGb}$	부스터 무게중심	1.5	m
$d_b$	부스터 직경	0.25	m
$m_b$	부스터 질량	80	kg
$J_b$	부스터 MOI	60	$kg \cdot m^2$
$dX$	무게중심간 초기거리	1.7	m
$x_i$	초기간극	0.1	m
$\mu$	마찰계수	0.3	
$P_{i0}$	사출압력	500	kPa

표 2. 검토 범위

변수	범위	비고
Mach	1.8~2.5	0.1 간격
H(km)	0~1	0.5 간격

### VIII. 시뮬레이션 결과

부스터의 안전 분리 여부를 직관적으로 확인하기 위하여 유도탄에 대한 부스터의 위치를 다음과 같이 그려보았다. 수행한 여러 경우 중 대표적으로 안전 분리 된 경우(그림 14)와 부스터가 노즐 부위에 충돌한 경우(그림 15)를 보여주고 있다.

그림 14는 부스터가 유도탄과 겹치는 부분 없이 사출되는 것을 알 수 있다. 반면 그림 15의 경우는 부스터의 전방부가 엔진 노즐 윗 부분에 충돌하는 것을 알 수가 있다.

이에 대한 정량적인 분석을 위하여 부스터 전방 상단부(B1)가 노즐면을 지나는 시점에서의 윗노즐(N1)과의 간극을 계산함으로써 충돌여부를 확인할 수 있다. 즉, 이 간극이 양수이면, 안전하게 분리되었다는 것을 의미하며, 음수이면 충돌한다는 것을 의미한다.

검토 범위의 전체 시뮬레이션 결과로부터 얻은 간극을 그림 16과 같이 등고선으로 도시하였다.

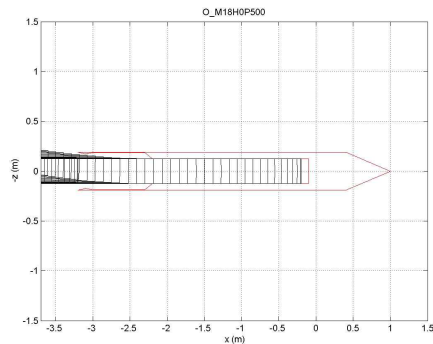


그림 14. 안전분리 경우 (마하 1.8/ 고도 0km/ 초기사출압력 500kPa)

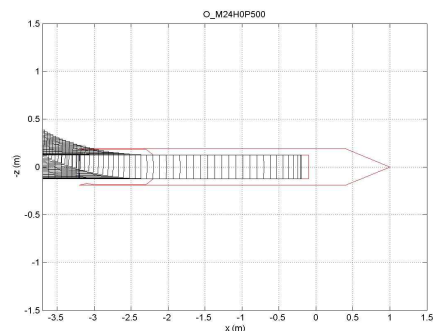


그림 15. 노즐부 충돌 경우 (마하 2.4/ 고도 0km/ 초기사출압력 500kPa)



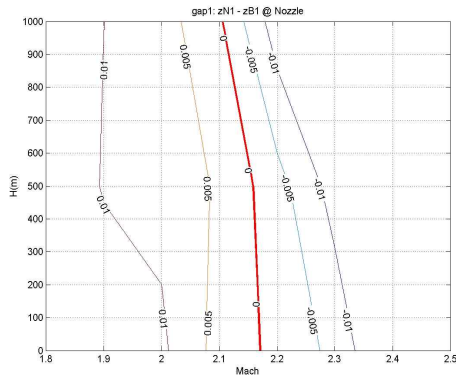


그림 16. 비행 조건별 부스터-노즐간 간극 비교

이 그림에서 간극 0을 기준으로 좌측 비행영역은 부스터가 안전하게 분리되며 우측 비행영역에서는 부스터가 유도탄에 충돌한다는 것을 알 수 있었다.

### IX. 결 론

내삼형 부스터의 안전 분리 비행영역을 설정하기 위하여 분리 운동 해석에 필요한 외력(공력, 질량) 및 작용력을 식별하고, 수직축 3자유도 2-물체 운동 모델을 사용하는 시뮬레이션 프로그램을 작성하였다.

이 프로그램을 이용하여 내삼형 부스터의 안전 분리를 위한 비행 영역을 산출하였는데, 고속보다 저속의 경우 더 안전하게 분리되는 경향을 확인 할 수 있었다. 이는 항력에 의한 유도탄 감속을 이기면서 부스터가 사출되어야 하는데 고정된 사출압력을 사용하므로 상대적으로 항력이 적

은 구간에서 안전하게 분리되는 것을 확인 할 수 있었다.

향후, 이 프로그램을 이용하여 유도탄 내부 형상 설계 및 사출압력 결정 등에 필요한 부스터 안전 분리 관점에서의 설계 요구사항을 산출할 수 있으리라 판단된다.

### 참고문헌

- 1) M. E. White and W. R.Price, "Affordable Hypersonic Missiles for Long-Range Precision Strike", JOHNS HOPKINS APL TECHNOLOGY DIGEST, vol. 20, p. 9, 1999.
- 2) S. A. Yegorushkin and F. A. Slobodkina, "Unsteady processes in aerospace engines with stage separation", Prikladnaya Matematikai Mekhanika(0032-8235), vol. 59, p. 9, 1995. 11.
- 3) P. V.SOSOUNOV, "Research and Development of Ramjets/Ramrockets Part II - Integral Liquid Fuel Ramjets", LECTURE 1994.
- 4) D. A. Cicci, C. Qualls, and G. Landingham, "Two-body missile separation dynamics", Applied Mathematics and Computation, vol. 198, pp. 44-58, Apr 2008.
- 5) B. A. Roth and D. N. Mavris, "Evaluation and Selection of Technology Concepts for a Hypersonic High Speed Standoff Missile", the AIAA 2000 Missile Sciences Conference, Monterey,CA, AIAA-MS-2000-BR, p. 13, November7-9, 2000.
- 6) AIAA, "AIAA aerospace design engineers guide(4th ed.)", 1998.