



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.4.091>

비행체 단분리 거동 예측에 대한 수치 연구

박근홍^{a,*}

A Study of Numerical Analysis for Stage Separation Behavior of Two-body Vehicle

Geunhong Park^{a,*}

^aAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: propulse@add.re.kr

ABSTRACT

A numerical investigation of stage separation behavior of a two-body vehicle focusing on its flow characteristics is carried out. For this simulation, the separation of a booster from a vehicle is modeled using a chimera grid system and calculated with commercial code, CFD-FASTRANTM. Consideration of spring force, gravity and relative acceleration of a booster is the essential factor of a realistic simulation. In this study, it is validated that the booster separation time decreases with an increase in flight Mach number and angle of attack. In view of results thus far achieved, it is expected that the dynamics modeling and boundary condition set-up applied in this study will be useful for estimating safe stage separation and event sequencing of flight tests.

초 록

본 연구에서는 중첩된 두 비행물체에서 단분리 시 일어나는 주위 유동장 분석에 초점을 맞춰 해석을 수행하였다. 수치 해석을 위하여 정지된 비행체에서 분리되는 실린더 형태의 부스터를 중첩격자를 이용하여 모델링 하였으며 상용해석코드인 CFD-FASTRANTM을 사용하여 계산하였다. 실제 현상을 모사하기 위해서는 부스터에 대한 스프링 반발력, 중력, 상대 속도 등의 고려가 필수적인 요소였다. 연구 결과, 부스터의 분리 시간은 비행 마하수와 받음각이 증가함에 따라 감소하는 것을 확인할 수 있었으며, 현재까지의 결과를 종합하여 볼 때 본 연구에서 수행한 모델링과 경계조건 등의 구성이 비행시험의 안전한 부스터 분리와 이후 시퀀스를 예측하는데 많은 도움을 줄 것으로 판단된다.

Key Words: Overset Grid(중첩격자), Separation(분리), Booster(부스터)

1. 서 론

사용할 수 있는 신개념 추진시스템에 대한 연구들을 국가적 프로젝트로 진행하고 있다. 이러한 프로젝트들은 공기흡입형과 로켓 그리고 이들을 혼합한 형태인 복합사이클 추진기관등을 포함한다[1,2]. 공기흡입형이나 복합사이클 추진기관(특히 DCR(Dual Combustion Ramjet), DMR(Dual Mode Ramjet)의 개발에 있어 필연적으로 모드 변화에 이은 엔진점화를 위하여 일정한 초기 속도를 요구하게 되는데, 임무의 성공을 위하여 부스터의 단분리 역시 중요한 설계요소가 된다[3]. 또한, 우주발사체나 대륙간 탄도탄 등의 일반적인 소모성 로켓추진체를 사용하는 비행체 역시 다만 부스터의 분리가 가장 중요한 이벤트이며 임무 성공을 위하여 비행체와의 충돌없이 이후 시퀀스에 영향을 주지 않는 안전분리가 이루어져야만 한다[4,5].

이를 위하여 비행체의 구조적인 분리 메카니즘이 정상적으로 작동해야 함은 물론, 천이 구간에서의 비행체의 자세각, 부스터의 잔여추력 및 비행체와의 상대 속도 등이 중요한 설계변수로 작용한다. 또한 역추진을 이용한 단분리의 경우에는 부스터의 추력 및 추력선 오차 등까지 주어진 요구 규격을 만족해야만 하는 매우 까다로운 이벤트이다.

일반적인 단분리 구조 메카니즘에는 다양한 방식이 존재하는데 폭발팽창튜브(Pyro Expanding Tube)를 이용하여 프레임을 절단하는 방식과 선형화약(Line Shape Charge)을 이용하여 구조물을 절단하는 방식 등이 있으며 해당 시스템의 요구 조건에 따라 선택하여 사용된다[6]. 단분리 시에 두 물체 사이 인터페이스에 분리력 추가를 위하여 스프링이 설치되기도 하는데 시스템에 따라 분리력의 편향이나 파편 등이 생기지 않는 설계가 요구된다[7].

본 연구에서는 천음속 영역에서 부스터를 분리하는 비행체에 대하여 공기력과 스프링에 의한 분리력만으로 안전분리가 가능한지에 대한 해석을 수행하고 분리 거동에 대하여 분석하였으며, 단분리 시의 마하수와 받음각 조건에 대해서도 단분리 예측을 수행하였다. 이를 통해 실제 분리 현상을 모사할 수 있는 수치적인 경계조건

을 파악하고 안전한 단분리 예측에 활용하고자 한다.

2. 해석 방법

본 연구에서는 중첩격자 기법을 사용하여 solid body의 6-DOF(Degree of Freedom) 비정상 거동을 예측할 수 있는 상용 소프트웨어인 CFD-FASTRANTM을 사용하였고 격자형성을 위해서는 CFD-GEOMTM을 사용하여 모델링하였다.

2.1 수치 모델링

2.1.1 격자계

해석에 사용한 비행체와 부스터의 개략도와 격자계를 Fig. 1에 나타내었다. 대칭면을 기준으로 전체형상의 1/2만을 모델링하였으며 중첩격자계 적용을 위하여 전체적으로 H-type 정렬격자계를 구성하였다. 9개 block에 약 80만개의 정육면체 격자가 사용되었다.

2.1.2 경계조건 및 수치해석 기법

해석을 위한 경계조건은 Fig. 2와 같다. 자유류의 경계는 farfield와 outlet으로 구성하였으며 비행체와 부스터는 no-slip 벽조건이다. 부스터는 overset 조건으로 독립적인 격자계를 사용하여 비행체가 포함된 격자계에 중첩된다. 앞서 언급한대로 전체형상의 1/2만을 모델링하였으므로 대칭조건으로 해석하게 된다.

유동의 지배방정식은 3차원 압축성 Navier-

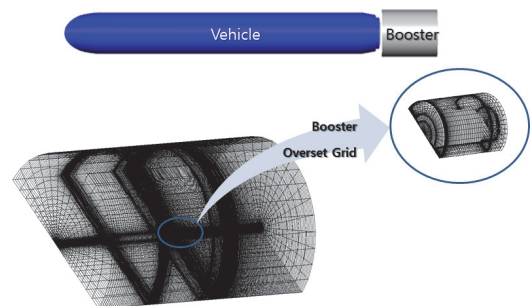


Fig. 1 Vehicle and overset grid schematics.

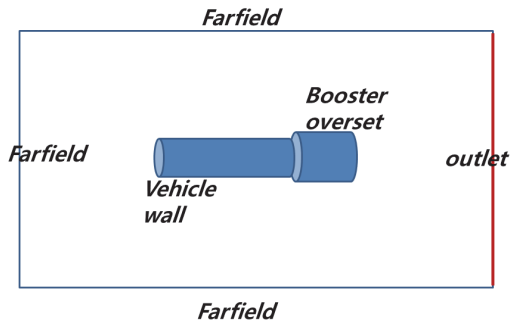


Fig. 2 Boundary conditions.

Stokes 방정식이며 준 이산화 예조건화된 방정식에서 격자 경계면에서의 수치 유속을 구하는 기법으로 Roe의 근사 리만해를 이용하여 비점성 유속 벡터를 계산하였다. 단순한 상류차분만 적용할 경우 수치 기법의 공간 정확도는 1차가 되지만 본 연구에서는 정확도를 높이기 위하여 Min-mod limiter를 사용하여 2차의 공간 정확도를 갖게 하였다. 난류모델은 Menter에 의해 개발된 $k-\omega$ SST(Shear-Stress Transport)모델을 사용하였는데 이 모델은 $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델의 장점을 결합한 hybrid 모델로서 특히, 비행체와 부스터 사이의 인터페이스 부분 혹은 부스터 후단처럼 강력한 와류와 유동박리가 일어날 수 있는 형상에서 상대적으로 정확한 해를 구할 수 있다 판단하였다[8].

2.1.3 Solid Body의 운동 해석

CFD-FASTRAN™에서 중첩격자계를 이용하여 물체의 운동을 해석하는 순서는 다음과 같다.

- ① Rigid body의 초기 시간 t 에서의 각 방향의 속도, 각속도, 모멘트를 입력
- ② 시간 t 에 대한 유동장의 해석을 통해 rigid body에 미칠 수 있는 공력, 추력, 중력등의 여타 다른 외력과 모멘트를 산출
- ③ Rigid body의 각 방향의 속도, 가속도, 변위를 얻기 위해 rigid body에 작용하는 Force를 계산
- ④ Rigid body의 모멘트와 회전각, 각속도 등을 얻기 위해 rigid body에 작용하는 Moment

를 계산

- ⑤ 1-4와 같은 방법을 반복하기 위하여 다음 time step에서의 변위와 회전을 고려하여 rigid body 주위의 계산 격자계를 이동

해석에 합당하는 적절한 구속조건과 결합되어 위와 같은 절차를 반복하며 해석을 수행하게 된다[9].

2.2 상대 운동 모사를 위한 해석 방법

본 연구에서는 실제적인 비행체 단분리 해석을 위하여 분리 시 비행체와 부스터 사이에 작용하는 스프링력의 적용과 비행체가 추력을 잃고 난 후 부스터가 비행체에서 분리되는 시점에 두 물체간 상대운동 계산을 위한 외력조건을 도출하고 적용하였다. 부스터의 무게와 무게중심 그리고 관성모멘트 값과 같은 특성치는 설계값을 사용하였다.

2.2.1 분리력

비행체와 부스터 간 인터페이스에는 분리력 발생을 위한 스프링이 장착되며, Fig. 3과 같이 분리 초기에 비행체의 추력방향인 +x 방향으로 작용한다. 스프링은 하나당 Fig. 4와 같은 분리력을 가지며 다수의 스프링이 원주를 따라 등간격으로 설치되어 있다.

2.2.2 중력

부스터 분리와 동시에 비행체가 추력을 발생

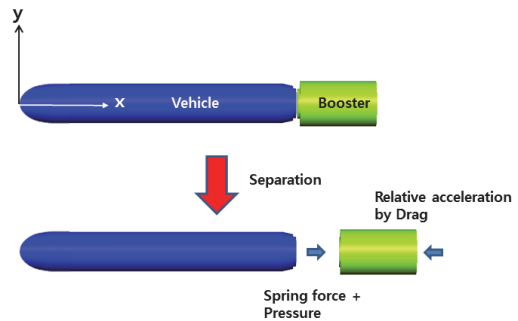


Fig. 3 Force schematics at stage separation.

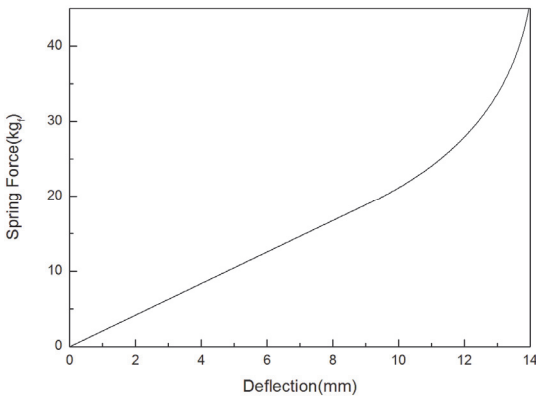


Fig. 4 Spring force for booster separation per piece.

시키거나 혹은 비행체의 추진력으로 부스터를 분리시키는 경우를 제외하고는 분리 시에 비행체와 부스터 모두 자유낙하 상태가 된다. 이 경우, 충돌 등의 영향을 확인하기 위한 상대운동을 보기 위해서 두 물체 모두 0 G 조건으로 중력을 무시하고 해석하는 편이 좀 더 현실적인 방법이 된다. 본 연구에서 이런 이유로 중력은 고려하지 않았다.

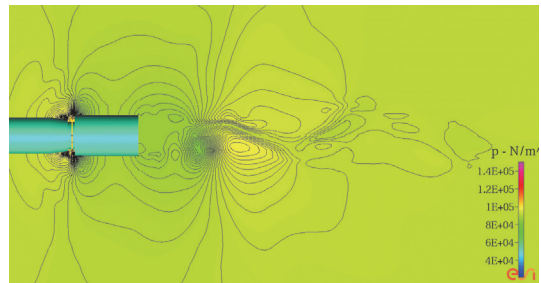
2.2.3 항력에 의한 상대운동

분리 시 가장 큰 영향을 주는 비행체와 부스터의 상대운동 해석을 위해 단 분리 시 비행체의 항력에 의한 감속을 부스터에 가속항으로 입력하였고 Fig. 3에서와 같이 -x 방향으로 작용하게 된다. 일반적인 운동해석에서 비행체는 고정된 상태이고 부스터만 중첩격자에 의한 자유운동을 하게 되면 실제 현상을 모사하는데 어려움이 있지만, 이렇게 되면 부스터가 분리되면서 일어나는 비행체 감속에 의한 부스터와의 상대운동을 좀 더 정확하게 고려할 수 있게 된다. 비행체의 항력데이터는 풍동시험 결과를 사용하였으며, 그 값을 이용하여 비행체와 부스터 중량비만큼의 가속도를 부스터의 주력성분으로 추가하였다.

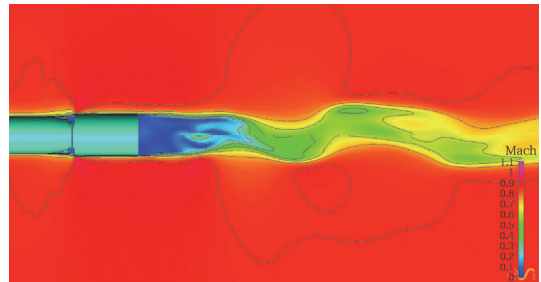
3. 해석결과 및 분석

3.1 정상상태 해석

해석 시 마하수는 0.8 받음각은 0.5°로 개념설



1) Pressure contour



2) Mach contour

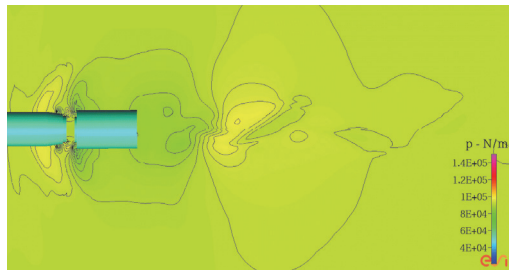
Fig. 5 Steady-state CFD results.

계상의 비행조건이다. 비정상 상태 해석을 위하여 정상상태 해석을 먼저 수행한 후 그 결과를 이용하여 비정상상태 해석을 진행하였다. Fig. 5에 정상상태 해석결과를 나타내었다.

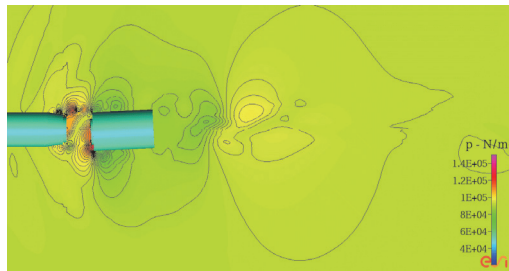
받음각이 크지 않은 조건이라 비행체 및 부스터 주위 유동장은 비행체를 기준으로 위아래 차이가 크게 나타나지 않지만, 부스터 후방의 유동은 형상에 의해 큰 와류를 형성하며 복잡한 현상이 수반됨을 확인할 수 있다. 비행체 직경과 비교해 부스터의 직경의 차이가 크지 않은 만큼 부스터 전방과 주위의 압력차는 크지 않다.

3.2 비정상상태 해석

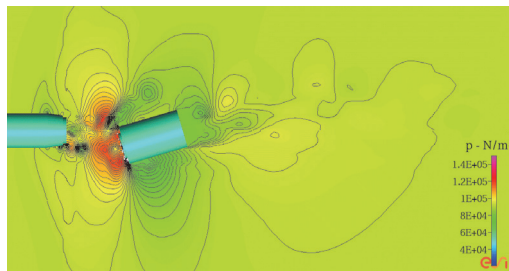
앞선 정상상태 해석결과를 초기조건으로 하여 시간간격 1e-05초로 비정상상태 계산을 수행하였다. 계산이 시작되면 비행체는 고정된 상태에서 부스터는 3-DOF(x, y, pitch) 운동을 시작한다. Fig. 6, 7에 분리 시작부터 0.5초까지 0.1초 간격으로 부스터 주위 유동장의 압력과 마하수 분포를 각각 나타내었다. 분리가 시작되면 초기에는 부스터가 +x방향으로 느리게 이동을 시작하며 0.2초 부근에 받음각을 받는 아래쪽으로 회전을



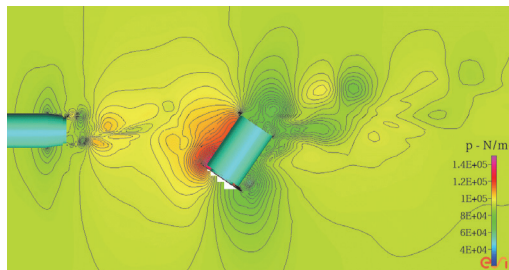
(a) $t=0.1$ s



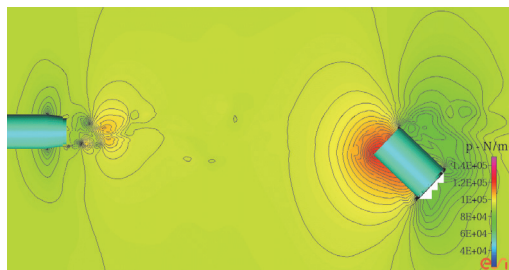
(b) $t=0.2$ s



(c) $t=0.3$ s

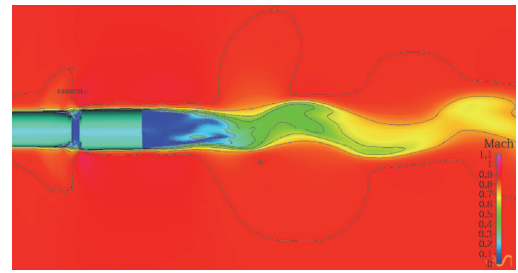


(d) $t=0.4$ s

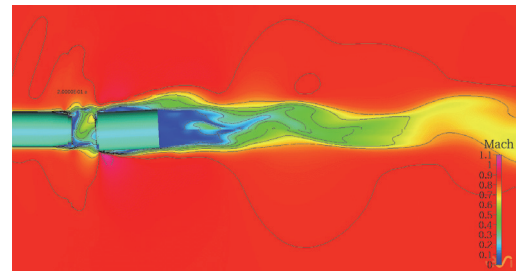


(e) $t=0.5$ s

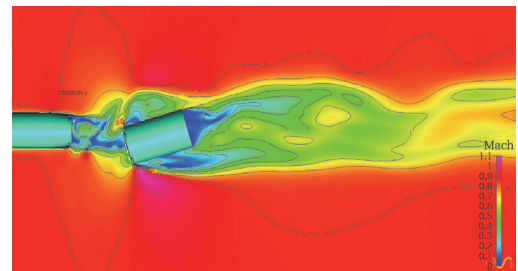
Fig. 6 Pressure contour during booster separation.



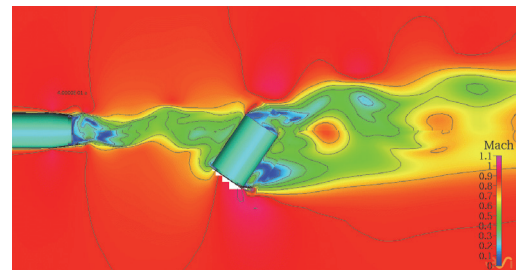
(a) $t=0.1$ s



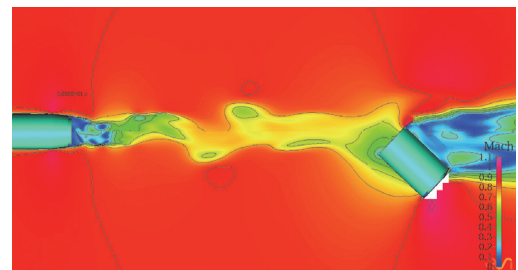
(b) $t=0.2$ s



(c) $t=0.3$ s



(d) $t=0.4$ s



(e) $t=0.5$ s

Fig. 7 Mach contour during booster separation.

시작하는 것을 확인할 수 있다. 분리 초기에 부스터를 이동시키는 힘의 대부분은 비행체와 부스터 사이의 스프링에서 나오며, 두 물체간 간격이 벌어지면 그 사이에 받음각에 의한 유동장의 불균일에 의해 부스터는 회전을 시작한다.

부스터가 이동함에 따라 비행체와 부스터 사이에는 복잡한 유동이 형성되고 특히, 부스터 후방에는 큰 와류를 수반함을 알 수 있다. 또한, 부스터가 분리되기 시작하는 초기에 형성되는 비행체와의 공간은 마치 초음속 캐비티 유동과 같은 복잡한 유동 현상을 보여 두 물체간의 충돌을 야기시킬 수 있는 위험요소로 예상됐으나, 결과에서는 부스터가 회전하며 위험한 상황을 빨리 벗어나는 것을 확인할 수 있었다. 부스터가 회전하며 정렬격자로 구성된 중첩격자계에서 0.4초 이후에 orphan cell이 발생하지만 이미 회전이 시작되어 관성에 의한 영향을 더 받게 되는 시점이므로 영향은 미미할 것으로 예상된다. 부스터는 시간이 지남에 따라 점점 이동속도가 증가하고 0.5초 이후에 z축을 중심으로 약 1/2회전하며 비행체에서 이격됨을 확인할 수 있다. 부스터가 회전을 시작하여 전방부가 비행체에 의해 가려지지 않고 유동에 노출되는 면적이 늘어남에 따라 부스터가 회전과 동시에 가속됨을 알 수 있다. 회전을 통해서 부스터가 가속되는 만큼 실제와 같은 관성모멘트값과 질량값이 해석의 정확도를 높이는데 중요한 요소이다.

3.3 해석결과 분석

3.3.1 시간에 따른 부스터의 분리 거동

부스터의 직경을 D, 무게중심의 이동거리를 L이라 할 때, 앞서 비정상상태의 해석결과를 바탕으로 L/D를 Fig. 8에 나타내었다.

부스터는 분리 시작 후 약 0.25초 동안 L/D=1만큼 이동하며 시간이 지날수록 가속된다. 부스터 분리 후 비행체의 다음 이벤트 명령인가 가능시간을 규정하는 것은 상당히 어려운 작업이지만 임무의 성공을 위해서는 꼭 필요한 것으로서, 시뮬레이션이 기반이 되어 실제 임무 비행 전에 모두 검증되고 시퀀스가 확립되어야 한다. Fig. 8에서 확인할 수 있듯이 부스터는 약 0.3초

이후 급격하게 가속되며 0.5-0.6초 사이에 약 L/D=10 만큼 이동함을 알 수 있다. 약 L/D=10이 되면 Fig. 6, 7의 0.5초대 압력과 마하수 분포에서 보듯이 비행체와 부스터는 서로에게 간섭을 주지 않을 만큼 충분히 떨어져 있음을 확인할 수 있는데, 이 시점 이후로는 비행 중 다음 시퀀스를 수행하여도 비행체에 영향이 없을 것으로 판단된다.

3.3.2 마하수 및 받음각에 따른 분리 거동

분리조건에 따른 부스터의 분리 거동을 조사하기 위하여 이를 바탕으로 아래 Table 1에 나타낸 조건들에 대하여 계산하였다. 마하수의 경우 최대값은 0.96이며, 같은 마하수인 0.77에 대하여는 받음각에 대한 민감도를 확인하기 위하여 0.4°, 0.7° 두 가지 경우에 대하여 비교해 보았다.

비행체의 특성상 고도에 따른 대기압 변화도 영향을 미치겠지만 본 해석에서 대기압은 모두 동일하게 두었다.

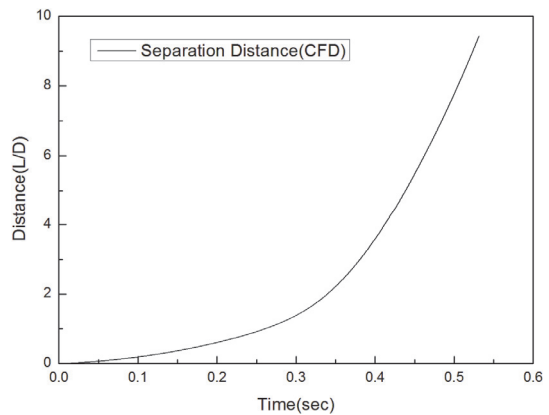


Fig. 8 Estimation of booster separation time for the next event command.

Table 1. Booster separation condition.

	Mach	Angle of Attack
case1	0.86	0.1
case2	0.96	0.1
case3	0.77	0.7
case4	0.77	0.4

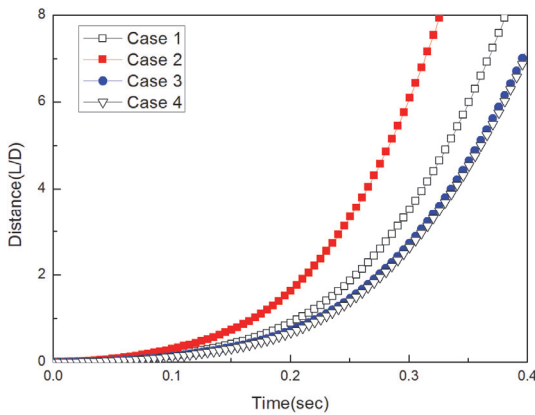


Fig. 9 Booster separation time and distance for various flight condition.

Fig. 9에 시간에 따른 Table 1의 각 조건별 부스터 무게중심의 이동거리를 나타내었다. 해석 조건에 있어서는 마하수에 대한 민감도가 받음각에 비해 크게 작용함을 알 수 있었으며, 같은 받음각 조건에서는 마하수가 증가할수록, 같은 마하수에서는 받음각이 증가할수록 부스터의 분리 속도는 증가하는 경향을 보임을 알 수 있었다. 비행체와 부스터의 직경차이가 크지 않은 본 논문의 예와 같은 물체의 분리 연구에 있어서, 초반에 작용하는 분리 스프링의 역할은 중요하며, 작은 크기의 받음각을 이용하여 부스터를 빠르고 안전하게 분리해 낼 수 있음을 알 수 있었다.

4. 결 론

본 연구에서는 천음속 영역에서 비행체의 단분리에 대하여, 수치적으로 모사한 비행체와 부스터 간의 외력조건 및 경계조건을 이용하여 수치 해석을 수행하였다. 비행체와 부스터의 직경차이가 작은 형상에서 공기력과 스프링에 의한 분리력만으로 부스터의 분리가 가능하였으며 받음각에 의한 부스터의 회전이 부스터의 분리속도를 높여 분리 천이시간 감소에 이점으로 작용함을 확인하였다. 또한, 같은 대기압 조건에서 마하수가 증가할수록, 같은 마하수에서는 받음각이 증가할수록 부스터의 분리 속도는 증가하는

경향을 보임을 확인하였다. 비행체와 부스터 간의 거리가 약 $L/D=10$ 이상 되면 두 물체 사이에 작용하는 서로간의 외력은 미미한 것으로 판단되며, 이 시점 이후에 비행 중에 필요한 다음 시퀀스 진행이 가능함을 확인할 수 있었다. 이를 통하여 본 연구 결과를 향후 안전한 단분리 예측에 유용하게 활용하고자 한다.

References

1. Park, G. and Kwon, S., "Thrust Characteristics of Axi-Symmetric Annular Bell Type Ejector-Jets," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, O.H., U.S.A., AIAA 2007-5372, Jul. 2007.
2. Park, G., Lim, H. and Kwon, S., "Novel Ramjet Propulsion System with H_2O_2 -Kerosene Rocket as an Initial Accelerator," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, C.T., U.S.A., AIAA 2008-5132, Jul. 2008.
3. Ahn, J., Park, C. and Kwon, J., "Feasibility Studies on Hypersonic Airbreathing Missile," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference Proceeding*, Jeju, Korea, pp. 993-997, Nov. 2014.
4. Oh, C. et. al., "Stage Separation System Survey and Analysis of a Multistage Launch Vehicle," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference Proceeding*, Jeju, Korea, pp. 771-775, Nov. 2010.
5. Yoon, Y., Kwon, K. and Hong, S., "Separation Motion Analysis of Staging System," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Science*, Vol. 34, No. 4, pp. 1-10, 2006.
6. Lee, J. et. al., "Design of the Stage Separation Structure of Launch Vehicle," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference Proceeding*, Jeju, Korea, pp. 1539-1543, Nov. 2012.

-
7. Kim, G. and Jee, H., "Dynamic Simulation of Missile Booster Separation," *Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 32, No. 1, pp. 58-64, 2004.
 8. Menter, F.R., "Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence model for aerodynamic flows," AIAA Paper 1993-2906, 1993.
 9. CFD-FASTRAN V2009, "CFD-FASTRAN V2009.0 User Manual," ESI Group, Paris, France, pp. 146-149, 2009.