

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(4), 341-348(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.4.341

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

몬테카를로 시뮬레이션을 이용한 발사체 단 분리 운동 분석

오충석*, 선병찬, 박용규, 노웅래

Stage Separation Analysis of Launch Vehicle
Using Monte Carlo Simulation

Choong-Seok Oh*, Byung-Chan Sun, Yong-Kyu Park and Woong-Rae Roh

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper addresses Monte-Carlo simulation analyses for the stage separation of the general launch vehicle. The stage separation event of the launch vehicle occurs during a very short time and is related with many dynamic parameters. The stage separation is a critical event in that the launch fails if there is a collision during the stage separation. The stage separation analyses was conducted for the general launch vehicle to confirm the separation without collision within the designed clearance in case of the random input parameters. This paper presents the stochastic results of the stage separation of the launch vehicle using the Monte-Carlo simulation.

초 록

본 논문에서는 일반적인 발사체의 형상에 대하여 몬테카를로 시뮬레이션을 적용하여 단 분리 유격 분석을 수행하였다. 단 분리는 매우 짧은 시간동안 이루어지며, 매우 많은 운동 변수가 관계되고 충돌 발생시 발사 실패가 나타나는 매우 중요한 비행 이벤트이다. 다양한 오차요인이 무작위(random)로 발생하는 경우에도 설정된 유격조건 내에서 분리가 됨을 확인하기 위해 일반적인 발사체 형상에 대한 단 분리 분석을 수행하였다. 몬테카를로 분석 기법을 발사체 단 분리 분석에 적용함으로써 단 분리 운동시 확률적인 결과들을 제시하였다.

Key Words : Launch Vehicle(발사체), Stage Separation(단 분리), Monte-Carlo Simulation(몬테카를로 시뮬레이션), Clearance Analysis(유격 분석)

1. 서 론

다단 발사체에서 가장 중요한 이벤트 및 과도 단계는 단 분리(staging)이며 임무 성공을 위해 성공적으로 이루어져야 된다. 참고문헌[1]-[8]에는

이와 같은 단 분리와 관련한 연구가 수행되었다. 단 분리시 역추진 모터 위치에 따른 횡방향 유격 등에 대한 분석이 수행되었다[1]. 참고문헌 [2]-[4]는 인도 PSLV, GSLV 발사체의 단 분리 시스템 소개와 분리시 유격과 상대 속도에 대한 분

† Received : July 1, 2014 Revised : March 4, 2015 Accepted : March 18, 2015

* Corresponding author, E-mail : csoh@kari.re.kr

석이 수행되었다. Vega 발사체는 공력 구간에서 단 분리가 이루어져 공력 효과에 의해 단 분리시 발생하는 외란에 대해 분석하였다[5]. Ares-I 발사체의 단 분리 시스템 소개와 분석 결과는 참고 문헌 [6]-[8]에 나타나 있다. 단 분리가 정상적으로 이루어지려면 정해진 시간에 단 분리 메카니즘이 정상적으로 작동해야 하고, 과도 구간에서 자세각 및 자세 각속도(tipoff rate)가 최소로 발생되어야 한다. 또한 분리된 각 단은 서로 충돌하지 않아야 하는데 이러한 요구조건을 만족하기 위해서는 설계과정에서 잔류 추력 및 단 분리 상대 속도, 무게 중심 변화, 역추진 모터의 추력 지향각 등이 주어진 허용 오차 및 설계 요구 규격을 만족해야 된다. 또한 단 분리 방식을 결정하는데 있어서는 구조체에 전달되는 충격 하중과 너무 과도하거나 치명적인 파편이 발생하지 않는 방법으로 설계되어야 한다.

따라서 단 분리 시스템 설계를 위해 충돌 예방을 위한 적절한 단 분리 속도, 분리 이탈각(exit angle), 유격(clearance) 등의 규격이 필요하며, 단 분리 방식 설계를 위해 위성 또는 구조체에 전달되는 충격 및 파편에 의한 파손 또는 오염 등의 영향을 고려해야 된다.

단 분리 장치는 결합되어 있던 구조체를 절단(severing) 하는 파이로 볼트 또는 선형 화약 장치와 상대 분리 속도를 제공하기 위한 역추진 모터(retro motor) 또는 스프링으로 구성된다. 이러한 분리 시스템 설계시 비행의 실패 확률을 줄이기 위해 가장 신뢰성이 높은 방식이 사용되어야 하며, 분리 충격이 적고 오염 가능성이 낮은 방식으로 선정되어야 한다.

일반적인 발사체의 1단부에는 여러 개의 엔진이 사용되는데 액체 엔진의 특성상 잔류 추력 구간(tail off period)에서 엔진간 추력 차이가 가장 크게 발생한다. 따라서 이러한 추력 차이가 있고, 예측이 어려운 추력 프로파일 조건에서는 연소 종료된 1단을 밀어내기 위해 1단에 역추진 모터(retro motor)가 주로 사용된다. 또한 2단은 엔진 점화를 위한 필요한 추진제 안정화 및 공급을 목적으로 적정한 전방향 가속도가 필요하며, 이를 위해 가속 모터(ullage motor)를 사용 한다.

단 분리는 이와 같이 매우 짧은 시간동안 이루어지며, 매우 많은 운동 변수가 관계되고 충돌 발생시 발사 실패가 나타나는 매우 중요한 비행 이벤트이다. 발사체 단 분리시 다양한 오차요인이 무작위(Random)로 발생하는 경우에도 설정된 유격조건 내에서 분리가 됨을 확인하기 위해 일반적인 발사체 형상에 대한 단 분리 분석을 수행하였으며 참고문헌[9]-[14]에도 유사한 연구 결과가 제

시되었다. 몬테카를로 분석 기법을 단 분리 분석에 적용함으로써 단 분리 운동시 확률적인 결과들을 예측하였다.

II. 단 분리 분석을 위한 입력데이터

2.1 형상 및 중량 데이터

Figure 1은 일반적인 발사체의 단 연결 부분을 나타낸다. 단 분리면에는 파이로 볼트가 1, 2단을 연결하게 되며 분리명령과 함께 파이로 볼트가

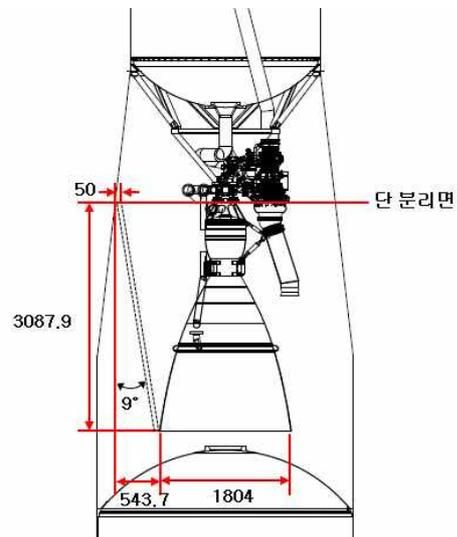


Fig. 1. Stage separation plane

Table 1. Mass, c.g., moment of inertia data

Parameter	Unit	Nominal	3σ
M_{st1}	kg	14860	±900
$x_{cg,st1}$	m	7.850	±0.2
$y_{cg,st1}$	m	< 0.05	±0.025
$z_{cg,st1}$	m	< 0.05	±0.025
$I_{xx,st1}$	kg · m ²	27500	±10%
$I_{yy,st1}$	kg · m ²	624130	±10%
$I_{zz,st1}$	kg · m ²	624130	±10%
M_{st2}	kg	57440	±500
$x_{cg,st2}$	m	33.070	±0.2
$y_{cg,st2}$	m	< 0.03	±0.03
$z_{cg,st2}$	m	< 0.03	±0.03
$I_{xx,st2}$	kg · m ²	42500	±10%
$I_{yy,st2}$	kg · m ²	2031500	±10%
$I_{zz,st2}$	kg · m ²	2031500	±10%

-M: 질량, x_{cg} , y_{cg} , z_{cg} : 무게중심 위치

-I : 관성모멘트, st1: 1단부, st2: 2단부

해제되어 단 분리면은 구속력이 없게 된다. 초기 50 mm의 횡방향 안전 유격을 고려하면 초기 횡방향 유격은 493.7 mm이며 2단 노즐 끝단과 1, 2단 분리면 까지 거리는 3088 mm을 나타낸다. 초기 50 mm의 횡방향 안전 유격을 고려하면 이 탈각이 9.0 deg로 단 분리면이 설계되었다. Table 1은 1/2단 분리 시점에서의 각 단의 질량, 무게 중심 및 관성 모멘트를 나타낸다.

2.2 역추진 모터와 가속 모터

1단 역추진 고체모터(RM, retro motor)는 다음 Fig. 2와 같이 1단 Intertank에 8개 위치한다. 역추진 고체 모터 추력 벡터의 방향을 나타내는 각 축 중심 지향각 α 와 기축에 대한 기울임각(cant angle) θ_T 를 정의하였다. 중심 지향각 α 는 다음 그림과 같이 인접하는 축과 이루는 각도로 정의된다. 이와 같은 역추진 모터 추력 지향각도의 장착 비정렬(misalignment)오차가 중요한 외란 요소가 된다. 역추진 고체 모터 규격은 다음 Table 2와 같다.

2단 가속 모터는 다음 Fig. 3과 같이 총8개로 구성되며 Y, Z축 기준 45도 지점으로 2단 하단부에 위치한다. 중심 지향각 β 는 다음 그림과 같이 Z 축과 이루는 각도로 정의하였다. 또한 가속

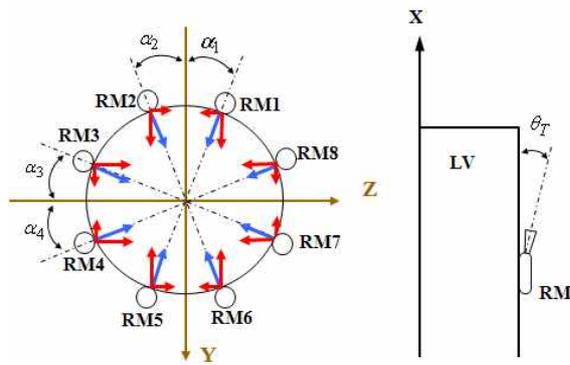


Fig. 2. Retro motor thrust angle

Table 2. Retro motor specification

Parameter	Unit	Nominal	3σ
Thrust(1 RM)	kgf	2500	$\pm 3.5\%$
Operation time rating	s	1	
Nozzle cant angle, θ_T	deg	15	± 0.5
Thrust impulse(8 RM)	kgf · s	20000	
Retro motor ignition delay	s	< 0.1	± 0.02

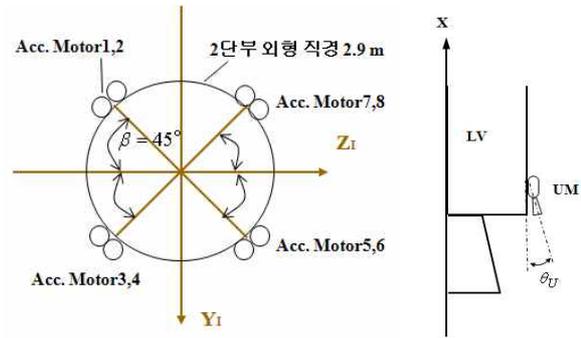


Fig. 3. Ullage motor thrust angle

Table 3. Ullage motor specification

Parameter	Unit	Nominal	3σ
Thrust(1 UM)	kgf	373	$\pm 3.5\%$
Operation time rating	s	4.5	
Nozzle cant angle, θ_U	deg	15	± 0.5
Thrust impulse(8 UM), $F \cdot \Delta t$	kgf · s	13428	
Ullage motor ignition delay	s	< 0.1	± 0.02

모터의 기축에 대한 기울임각 θ_U 을 정의하였다.

가속 모터(UM, ullage motor)의 작동시간은 2단 엔진의 점화 특성에 의해 결정되며 4.5 s로 가정하였다. Table 3의 가속 모터 규격을 적용하였다.

2.3 1단 잔류 추력 및 2단 엔진 초기 추력

단 분리 안정성 분석 시에 외란 요인으로서 1단 엔진 연소 종료 명령 이후의 잔류추력의 변화를 들 수 있다. 잔류 추력 선도와 유사하게 터보펌프의 회전속도가 변하므로 터보펌프로 인한 물 외란 모멘트 및 발사체 롤 각속도를 구할 수 있다. 단 분리시점에서 Nominal 롤 각속도는 2.0 deg/s 고려하였으며 요, 피치 각속도는 1.0 deg/s 까지 고려하였다. 각각의 초기 각속도 편차는 ± 0.5 deg/s를 적용하였다.

III. 단 분리 운동 방정식 모델링

1/2단 분리 순서는 Table 4와 같은 시퀀스로 진행된다. 즉 1단 엔진 연소 종료 1.6초 후에 1/2단 분리가 발생되며 단 분리 1.1초 전에 가속 모터가 점화된다. 2단 엔진 점화는 1, 2단 거리 20m 이상이 되었을 경우 점화되며 가속 모터 점화 후 2.3초 뒤에 발생한다.

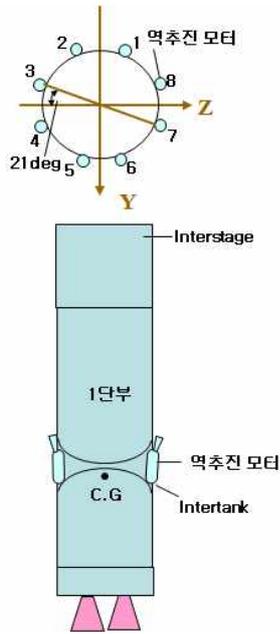


Fig. 5. Retro motor position of 1st stage

Table 5. Input parameters for Monte-Carlo simulation

파라미터	단위	Nominal	3σ	분포
$y_{cg,st1}$	m	-0.05	±0.025	Uniform
$z_{cg,st1}$	m	0.05	±0.025	Uniform
ω_y	deg/s	1.0	±0.5	Uniform
ω_z	deg/s	-1.0	±0.5	Uniform
T_i	N	24500	±3.5%	Uniform
$\Delta t_{RM,i}$	ms	100	±20	Uniform
$\theta_{T,i}$	deg	15.0	±0.5	Uniform
α_i	deg	21.0	±0.5	Uniform

RM(retro motor) 번호 $i=1\sim 8$

입력 데이터이다. 편차(3σ)는 단 분리시 이탈각 요구 조건에 의해 도출되었으며 충분한 안전 여유를 갖도록 설정하였다.

입력 파라미터의 민감도 분석을 수행하였으며 그 결과 단 분리 입력 데이터 중 이탈각 변동에 크게 영향을 주는 1단 발사체 횡방향 무게 중심 ($y_{cg,st1}$, $z_{cg,st1}$), 단 분리 시점 Y, Z축 각속도(ω_y , ω_z) 및 역추진 모터 추력(T), 역추진 모터 추력 지연시간(Δt_{RM}), 역추진 모터 기축 방향에 대한 기울임 각(θ_T) 및 역추진 모터 추력의 중심 지향 각(α)의 입력 데이터만 Uniform 분포로 가정하여 분석을 수행하였다. 단 분리시 이탈각 변화에 크게 영향을 주지 않은 입력 파라미터는 Worst 결과 값과 비교를 위해 Worst 시뮬레이션 입력

값을 적용하였다.

다음으로 Table 5의 몬테카를로 입력파라미터를 적용하여 몬테카를로 1000회를 수행하였다. 먼저 Worst 시뮬레이션을 수행하였으며 그 결과는 Table 6과 같으며 RM, UM 1개씩 고장시 최대 이탈각이 6.7 deg 값을 가진다. 다음으로 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였으며 다음 Table 7-8 및 Fig. 6-9은 몬테카를로 시뮬레이션 결과를 보여준다. 분석 결과로 상대속도, 거리 각단 각속도 변화량, 이탈 시간, 횡방향 거리 및 이탈각등을 정리하였다. Table 7에서와 같이 RM, UM 고장이 없는 경우 이탈각 평균값은 2.87 deg 이며 ±3σ 값은 1.25, 4.48 deg를 갖는다.

Table 8에서와 같이 RM, UM 1개 고장이 발생한 경우 이탈각 평균값은 2.93 deg 이며 ±3σ 값은 1.19, 4.68 deg를 갖는다. 역추진 모터와 가속 모터가 고장이 있는 경우에도 이탈각 변동이 크지 않는데 이는 역추진 모터가 Intertank에 위치해 고장시에도 외란 영향이 크지 않기 때문이다.

Worst Case 분석에서는 고장이 없는 경우 이탈각이 6.5 deg, RM, UM 1개 고장시 6.7 deg를 갖는다. 몬테카를로 이탈각 +3σ 결과 값이 Worst Case 결과 보다 작은 값을 갖는 것을 확인 할 수 있다. 몬테카를로 시뮬레이션에서 각각의 이탈각 구간에서의 발생횟수가 역추진 모터와 가속 모터의 고장유무에 따라 Fig. 6에 나타나 있다.

Table 6. Worst simulation results

설명	단위	Nominal 경우	파라미터 편차만 고려한 Worst 경우	파라미터 편차와 RM, UM1개 고장시 Worst
RM종료시 1, 2단 상대 속도	m/s	12.1	12.6	10.8
RM종료시 상대 거리	m	11.1	11.7	10.0
노즐 끝단 이탈 시간 (RM명령 시점기준)	s	0.886	0.851	0.914
노즐끝단의 횡방향 거리 (초기 유격 =493.7mm)	mm	148	350	366
노즐끝단의 이탈각 (요구조건: < 9 deg)	deg	2.7	6.5	6.7

Table 7. Monte-Carlo simulation results(1)

설 명	단 위	파라미터 편차만 고려한 경우				
		Min	-3σ	mean	+3σ	Max
RM종료시 1, 2단 상대 속도	m/s	11.90	11.92	12.21	12.50	12.56
RM종료시 상대 거리	m	10.90	10.92	11.23	11.55	11.56
노즐 끝단 이탈 시간 (RM명령시 점기준)	s	0.85	0.86	0.88	0.90	0.91
노즐끝단의 횡방향 거리 (초기 유격=493.7 mm)	mm	67.4	67.5	154.7	241.9	248.7
노즐끝단의 이탈각 (요구조건: < 9 deg)	deg	1.25	1.25	2.87	4.48	4.60

Table 8. Monte-Carlo simulation results(2)

설 명	단 위	파라미터 편차와 RM, UM1개 고장 고려				
		Min	-3σ	mean	+3σ	Max
RM종료시 1, 2단 상대 속도	m/s	10.21	10.22	10.50	10.77	10.89
RM종료시 상대 거리	m	9.28	9.28	9.59	9.89	9.92
노즐 끝단 이탈 시간 (RM명령시 점기준)	s	0.93	0.93	0.95	0.97	0.97
노즐끝단의 횡방향 거리 (초기 유격=493.7 mm)	mm	34.76	64.2	158.3	252.4	257.0
노즐끝단의 이탈각 (요구조건: < 9 deg)	deg	0.64	1.19	2.93	4.68	4.76

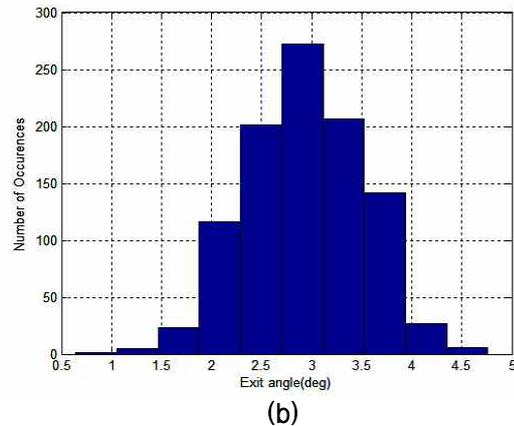
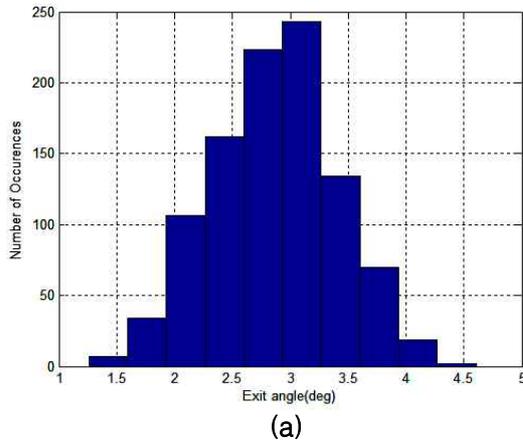


Fig. 6. Exit angle results: (a)No fail of RM, UM (b) 1ea fail of RM,UM

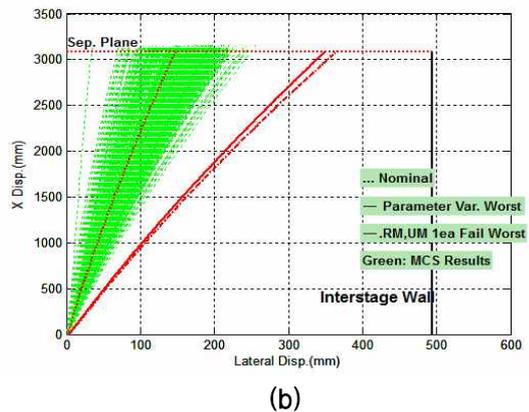
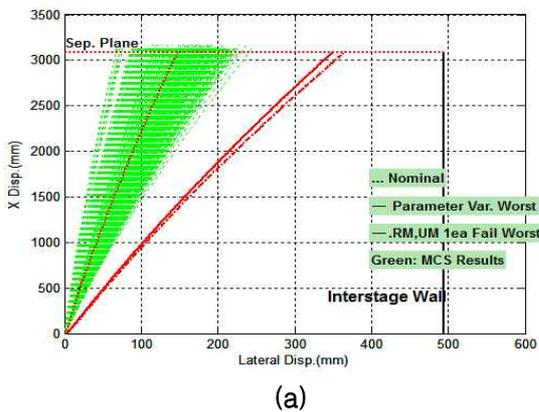
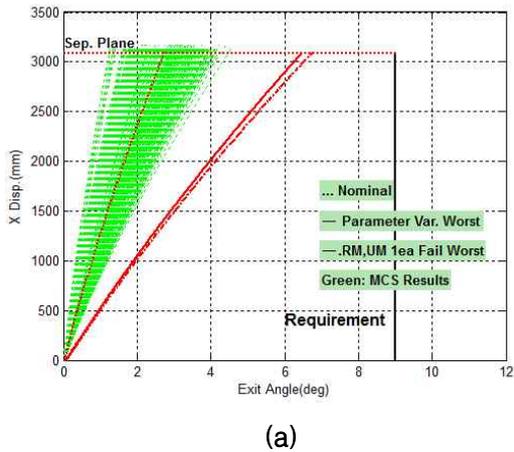
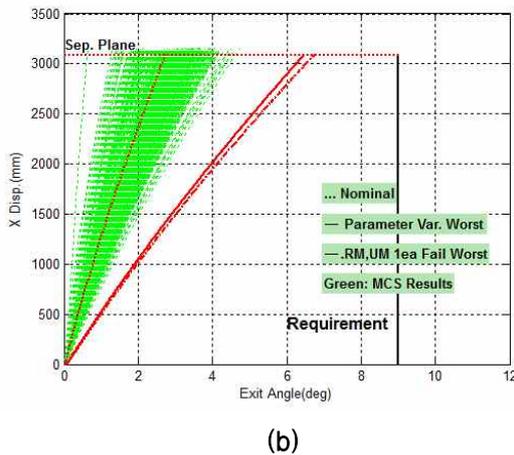


Fig. 7. Lateral displacements: (a)No fail of RM, UM (b) 1ea fail of RM,UM



(a)



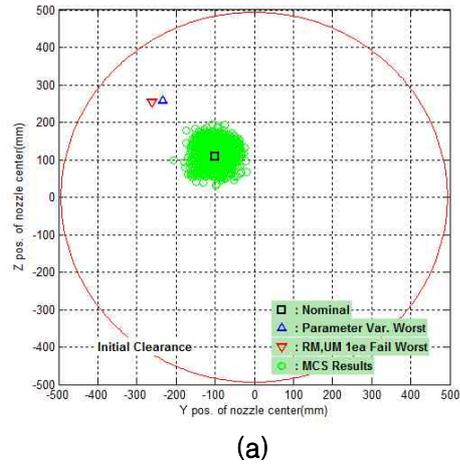
(b)

Fig. 8. Exit angle : (a)No fail of RM, UM
(b) 1ea fail of RM,UM

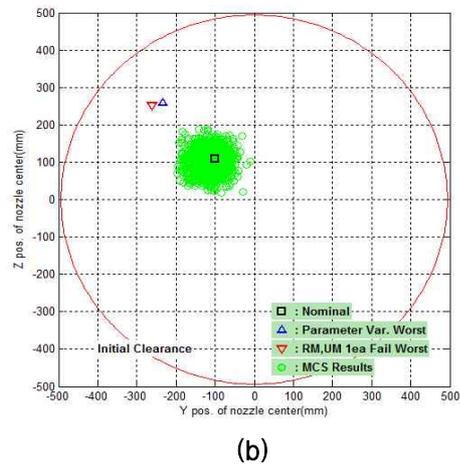
이탈각은 2단 노즐 중심이 1단 전방 동체 분리면을 이탈하는 시점에서의 이탈각 분포를 나타낸다. 2단 노즐의 횡방향 변위와 기축 변위가 Fig. 7에 나타나 있으며 Fig. 8은 유사하게 2단 노즐의 이탈각과 기축 변위를 보여준다. Figure 9는 단 분리시 2단 노즐 중심의 단 분리면상에서의 위치를 나타낸다. Worst 경우보다 몬테카를로 결과들이 더 큰 유격을 갖으며 분리면 상에 위치해 있어 안전하게 분리면을 이탈함을 확인 할 수 있다. 2단 노즐의 분리면 이탈시 2단 노즐 중심은 역추진 모터(RM)와 가속모터(UM)의 고장유무에 상관없이 단 분리면에 유사하게 분포하고 있음을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 단 분리 운동 입력 파라미터의 허용오차 구간 내에서 가장 최악으로 나타나는 분리 유격 조건과 몬테카를로 시뮬레이션에 의해



(a)



(b)

Fig. 9. Nozzle position of 2nd stage :
(a)No fail of RM, UM (b) 1ea fail of RM,UM

각 개별 변수들이 무작위로 조합되어 발생하는 경우를 비교하여 단 분리 유격 특성을 분석하였다. 일반적인 발사체 형상을 적용하였으며 단 분리 몬테카를로 시뮬레이션 결과와 Worst 시뮬레이션 결과를 비교하였다. Worst Case 조건의 경우 시뮬레이션 시간은 짧으나 보수적인 결과를 나타낼 수 있고 몬테카를로 시뮬레이션은 실제와 유사한 결과를 얻을 수 있으나 시뮬레이션 시간이 매우 많이 요구되는 단점이 있다. 몬테카를로 분석 결과 1/2단 분리의 경우 고장이 없는 경우 최대 이탈각이 4.60 deg, 역추진 모터와 가속모터가 1개 고장이 있는 경우 최대 이탈각이 4.76 deg 값을 가져 요구조건 9 deg의 47% 이탈각 여유를 갖고 있으며 Worst Case에 비해 2 deg 정도 안전여유를 더 가지는 것으로 분석된다. 그 결과 단 분리시 입력 파라미터의 무작위 (random) 선택의 경우에는 더 충분한 안전 여유

를 가지며 주어진 유격 조건에서 충돌 없이 단 분리가 발생함을 확인할 수 있다.

References

- 1) Oh, C., et al., "Stage separation system survey and analysis of a multistage launch vehicle," *Proceeding of the 2010 KSAS Fall Conference*, 2010, pp. 771-775.
- 2) Jeyakumar, D., and Biswas, K. K., "Stage separation system design and dynamic analysis of ISRO launch vehicles," *Journal of Aerospace Sciences & Technologies*, Vol. 55, 2003, pp. 211-222.
- 3) Rao, B. N., et al., "Rigid body separation dynamics for space launch vehicles," *The Aeronautical Journal*, 2006, pp. 289-302.
- 4) Jeyakumar, D., and Biswas, K. K., "Stage separation dynamic analysis of upper stage of a multistage launch vehicle using retro rockets," *Mathematical and Computer Modelling*, Vol. 41, 2005, pp. 849-866.
- 5) Paglia, F., et al., "Vega launcher aerodynamics at separation of 1st stage," *AIAA/ASME Joint Propulsion Conference*, AIAA-2007-5859, 8-11 July 2007, Cincinnati, OH
- 6) Huebner, L. D., "Ares I-X flight test vehicle similitude to the Ares I crew launch vehicle" *Acta Astronautica*, Vol. 65, 2009, pp. 1706-1716.
- 7) Mayers, S. L., Beard, B., and Smith, R., "Ares I stage separation system design certification testing," *56th JANNAF Propulsion Meeting*, 14-17 Apr. 2009.
- 8) Tartabini, P. V., and Starr, B. R., "Ares I-X separation and reentry trajectory analyses," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, AIAA-2011-6462, 8-11 August 2011, Portland, Oregon
- 9) Singaravelu, J., Jeyakumar, D., and Nageswara Rao, B., "Taguchi's approach for reliability and safety assessments in the stage separation process of a multistage launch vehicle," *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 94, 2009, pp. 1526~1541.
- 10) Roshanian, J., and Talebi, M., "Monte Carlo simulation of stage separation dynamic of a multistage launch vehicle," *Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 29, 2008, pp. 1411~1426.
- 11) Hanson, J. M., and Hall, C. E., "Learning about Ares I from Monte Carlo simulation," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, AIAA-2008-6622, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii
- 12) Roh, W. R., Cho, S. B., Ko, J. H., Sun, B. C., Kim, J. Y., Park, J. J., and Cho, G. R., "Trajectory and Attitude Analysis for the 1st Flight Test of KSLV-I Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 3, 2010, pp. 213-220
- 13) Park, Y. K., Sun, B. C., Roh, W. R., and Oh, C. S., "A Study of Attitude Control and Stability Analysis Using D-Decomposition Stability Area Technique for Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 6, 2009, pp. 537-544
- 14) Sun, B. C., Park, Y. K., and Choi, H. D., "Attitude Control Design and Analysis for Thrust Vector Control System of 3-Stage Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 2, 2005, pp. 67-74