



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(8), 681-688(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.8.681

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

시험발사체 궤적 및 낙하점 분산 분석

송은정¹, 조상범², 최지영³, 이상일⁴, 김영훈⁵, 선병찬⁶

Analysis on Trajectory and Impact Point Dispersion of Test Launch Vehicle

Eun-Jung Song¹, Sangbum Cho², Jiyoung Choi³, Sang-il Lee⁴, Younghoon Kim⁵ and Byung-Chan Sun⁶

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper considers the trajectory and impact point dispersion analysis of the test launch vehicle (TLV). The analysis, which performed before and after its flight test on November 28, 2018, is described and verified by comparing with the flight test results. The six degree-of-freedom (DOF) simulation is used to compute the dispersion of the trajectory, attitude, and impact point, where the launch vehicle performance variations and wind effects during the atmospheric phase are included. The impact area to guarantee the flight safety is determined using the results of the dispersion analysis. The flight test results confirm that the safe flight of TLV is performed within the predicted dispersion boundary.

초 록

본 논문은 시험발사체의 비행궤적 및 낙하점 분산 분석에 대해 다룬다. 2018년 11월의 시험발사체 비행시험 전/후에 수행한 비행궤적 및 낙하점 분산 분석 과정을 설명하고 비행시험 결과와의 비교를 통해 분산 분석 방안이 적절하였음을 보인다. 발사체의 궤적 및 낙하점 분산은 발사체 성능 오차 요인 및 대기권에서의 바람 영향을 고려한 6자유도 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 이루어진다. 이와 같이 사전에 분석한 결과를 토대로 비행시험 전에 낙하 안전 영역을 설정한다. 결과적으로, 시험발사체는 사전에 분석한 궤적 및 낙하점 분산 범위 내에서 안전하게 비행하였다.

Key Words : Test Launch Vehicle(시험 발사체), Dispersion Analysis(분산 분석), Impact Point(낙하점), Monte Carlo Simulation(몬테카를로 시뮬레이션), Re-entry Trajectory(재진입 궤적), Aerodynamic Load(공력 하중)

1. 서 론

2018년 11월 28일 시험발사체 비행시험이 수행되었다. 나로우주센터에서 방위각 170도의 남향으로 발사되어 지상거리 약 400 km의 공해상에 안전하게 낙하하였다. 발사장에서 이륙하는 순간부터 기준궤적을 따라 최대고도까지 상승하는 구간 및 대기권에 재진입하여 해상에 낙하하는 구간 등 모든 비행구간

에서 안전하게 비행하였다.

일반적으로 발사체의 비행궤적 및 낙하점은 비행시험 이전에 여러 단계에 걸쳐서 분석되고 최종 분석 결과를 기반으로 낙하 안전 영역 설정이 이루어진다. 비행안전 확보를 위해 비행 중에 분리 또는 낙하하는 물체의 낙하안전 구속조건을 정의하고, 이러한 조건을 만족하면서 성능이 최적화되도록 기준궤적이 설계된다.

† Received : March 22, 2021 Revised : May 20, 2021 Accepted : May 21, 2021

^{1,2,5,6} Principal Researcher, ^{3,4} Senior Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : ejsong@kari.re.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

기준계적 설계에 반영된 발사체 중량, 엔진 추력 및 비추력 성능, 공력특성 등의 시스템 파라미터가 실제와는 다소 차이가 있을 수 있으며, 이러한 차이가 클수록 실제 비행계적이 기준계적에서 많이 벗어나고 낙하 영역 또한 넓어지게 된다.

시스템 파라미터 변동 외에 발사체의 궤적 오차 및 낙하 영역에 크게 영향을 끼치는 요인으로는 비행중 발사체에 작용하는 바람을 들 수가 있다. 월별 평균 바람 특성 또는 발사 당일 발사장에서 측정된 바람 데이터를 기반으로 비행 중 공력하중이 최소화 되도록 하중경감 자세명령 프로파일을 생성하게 되는데, 발사체에 실제 작용하는 바람의 크기와 방향이 예측치 대비 많이 차이 날수록 궤적 오차가 커지고 낙하 예상 영역이 넓어질 수밖에 없다.

발사장 이륙부터 낙하까지의 발사체 위치, 속도, 자세는 6자유도 시뮬레이션을 통해 계산되는데 여러 가지 오차 요인 변동을 조합한 몬테카를로 분석 결과를 토대로 비행성능 변동 및 낙하 예상 영역에 대한 분산 분석이 이루어지게 된다. 이와 같은 분산 분석 방법이 적용된 기존 사례로는 참고문헌 [1]~[4]를 들 수가 있다. 참고문헌 [1]에서는 3단형 발사체의 2단 분리 분석에 적용되었고 참고문헌 [2]에서는 나로호 1단이 낙하되면서 분해되는 경우의 낙하점 예측에 적용되었으며, 참고문헌 [3]에서는 나로호 페어링 낙하점 예측에 적용되었다. 참고문헌 [4]에서는 KSR-III 과학로켓의 낙하 결과가 제시되었는데 비행시험 이후 바다에서 로켓 동체를 건져 복원함으로써 정확한 낙하점을 확인하기도 하였다.

시험발사체 경우에도 동일한 방식의 분산 분석 방법이 사용되었는데 비행시험 전/후에 수행된 궤적 및 낙하점 분산 분석 결과에 대해서 본 논문에서 기술하고자 한다. 이를 통해 궤적 및 낙하점 분산 분석이 적절하게 수행되었음을 보이고, 결과적으로 시험발사체에 적용한 분산 분석 방법의 타당성을 제시하고자 한다.

II. 본 론

2.1 시험발사체 기준계적과 성능오차요인

시험발사체가 비행하는 동안 바람에 의해 발생하는 비행하중을 줄여주기 위해 하중경감유도가 적용되었다. 하중경감유도 방식은 월별 또는 계절별 평균 바람 기반으로 비행하중을 줄여주는 방식(MOL, Month of Launch Wind)과 발사 당일 측정된 바람 기반으로 비행하중을 줄여주는 방식(DOL, Day of Launch Wind)으로 크게 나뉜다[7]. MOL 방식의 경우 평균 바람 프로파일을 이미 알고 있기 때문에 하중경감 자세명령과 비행궤적을 발사 전에 미리 설계할 수가 있고, 설계 결과 기반으로 비행성능 분석이 가능하다

는 장점이 있는 반면 평균 바람에 비해 발사 당일의 실제 바람이 많이 달라질 경우 비행하중이 오히려 증가할 수 있는 단점을 가진다. DOL 방식의 경우에는, 발사 당일 측정된 바람을 기반으로 하중경감 자세명령을 설계하기 때문에 비행하중을 많이 줄여줄 수 있어 바람에 의한 발사 중단 확률이 낮아지는 장점이 있는 반면 발사가 임박한 시점에 자세명령 프로파일을 새로 설계하여 탑재컴퓨터에 업로드 시켜야 하고 비행성능 분석을 미리 수행할 수 없다는 단점을 가진다. 시험발사체의 경우 평균바람 기반으로 하중경감유도 방식을 적용하더라도 비행하중이 설계 구조하중 이상으로 커지지 않을 것으로 예측되었으며, 이에 MOL 유도방식을 적용하였다. 발사가 이루어진 11월의 평균 바람을 이용해서 하중경감 자세명령을 최적화기법으로 설계하였고, 이때 얻어진 비행계적이 비행시험의 기준계적이 되었다[8].

시험발사체의 궤적 및 낙하점 분산 분석 시 고려한 시스템 파라미터 변동 요인은 Table 1과 같다. 중량 오차 요인으로 구조 중량 변동, 추진제 탑재오차, 추진제 활용오차 등을 고려하였고, 엔진 성능 오차 요인으로는 추력 변동, 비추력 변동, 추력비정렬오차 등을 고려하였으며, 공력 오차 요인으로는 대기에 의한 항력 변동을 고려하였다. 이러한 파라미터 변동량은 평균 0인 정규 분포로 모델링하여 6자유도 시뮬레이션 프로그램에 반영하였다. 예를 들어 오차가 ε 인 엔진 추력 변동량을 정규분포로 모델링하면 결과는 Fig. 1과 같다.

Table 1. TLV performance error sources

Error Sources			3 σ uncertainty
mass	inert mass		0.30%
	propellant loading	LOX	0.90%
		Fuel	0.68%
	propellant utilization		2.0%
propulsion	thrust		2.4%
	specific impulse		0.8%
	thrust misalignment		0.2 deg
aerodynamic	drag		15%

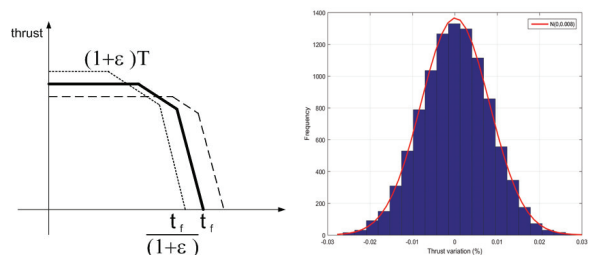


Fig. 1. Thrust error modeling and distribution

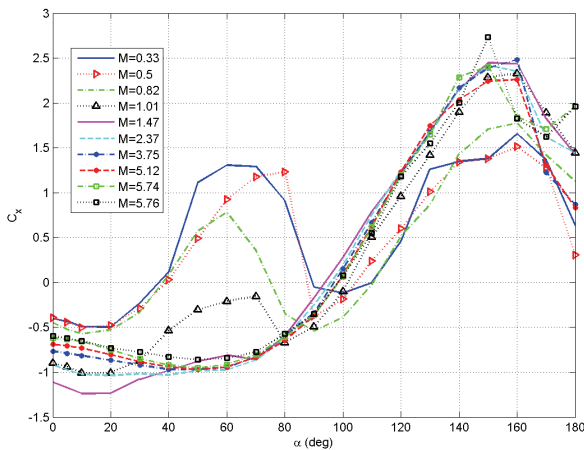


Fig. 2. Longitudinal aerodynamic force coefficient during atmospheric re-entry

시험발사체가 최대고도에 도달한 후에 지상으로 하강하면서 대기권에 재진입하게 되면 받음각이 크게 변하게 된다. 엔진 연소 구간에서는 비행하중을 줄여주기 위해 받음각이 작아지도록 유도 명령이 설계되지만 재진입 시의 무추력 구간에서는 제어장치가 없어서 공력모멘트에 의해 발사체 자세가 복잡하게 변동되면서 낙하하게 된다. 이러한 운동 특성을 고려하기 위해 시험발사체 비행 시 발생 가능한 모든 마하수 및 받음각 영역에 대한 공력계수를 전산 유체역학기법으로 도출하였다. 공력계수 도출을 위한 정상 상태 유도 해석 도구로 Ansys사의 Fluent를 활용하였으며, 난류 모델은 SST k- ω 모델을 적용하였다. 이렇게 얻어진 공력계수는 6-자유도 시뮬레이션의 입력 데이터로 사용하였으며, 이 중 마하수 및 받음각 변동에 따른 시험발사체 항력계수를 그림으로 나타내면 Fig. 2와 같다.

분산 분석에 적용할 바람 데이터로는 나로우주센터 실측 고층풍 프로파일과 GRAM 2016 프로그램으로

생성한 11월 랜덤 바람 데이터를 함께 사용하였다[9]. 나로우주센터에서 계측한 바람 데이터의 수가 충분하지 않은 상황을 감안하여 GRAM 2016 데이터기반의 분석을 독립적으로 진행하였고, 실측 바람 적용 결과와의 비교를 통해 하중경감 설계 및 분석 결과에 대한 타당성을 확보하고자 하였다. Fig. 3은 GRAM 2016 프로그램을 사용하여 생성한 11월 랜덤 바람 데이터의 동서방향 및 남북방향 성분을 나타낸다. 11월의 평균 바람과 최대 풍속 바람 간에는 고도에 따라 각 방향 0~45 m/s의 차이가 있음을 알 수 있다.

GRAM 2016 랜덤 바람 데이터의 경우 지구상 임의의 위치 또는 궤적에 대해 생성할 수 있어서 시험발사체의 낙하점 인근 영역의 바람 데이터 또한 GRAM 2016 기반으로 생성할 수가 있다. 다만, 낙하점 인근 영역의 바람 프로파일이 나로우주센터에서 생성한 바람과 유사한 형태인 것으로 나타나 나로우주센터의 바람 데이터를 낙하궤적에 동일하게 적용하더라도 별 차이가 없었다.

2.2 시험발사체 비행시험전 궤적 및 낙하점 분산 분석 - 낙하시 분해되지 않는 경우

본 절에서는 시험발사체 비행시험 전에 수행한 궤적 및 낙하점 분산 분석 방법과 결과에 대해 정리하였다. 앞 절에서 언급한 발사체 구조 중량 변동, 추진제 탑재오차, 엔진 추력 변동 등의 성능 오차 요인과 바람 데이터를 조합해서 몬테카를로 시뮬레이션을 수행함으로써 궤적 및 낙하점 분산 분석을 할 수가 있다. 발사체 성능 오차 요인별 확률 벡터와 바람 데이터로 구성된 많은 샘플들을 생성한 후 매 샘플에 대해 발사체 6-자유도 시뮬레이션을 수행하였고, 모든 결과 데이터를 취합해서 통계적인 특성을 분석하게 된다[10].

6자유도 시뮬레이션 시나리오로는 다음의 4가지 경우를 고려하였고, 각 시나리오에 대해 10,000번씩의 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다.

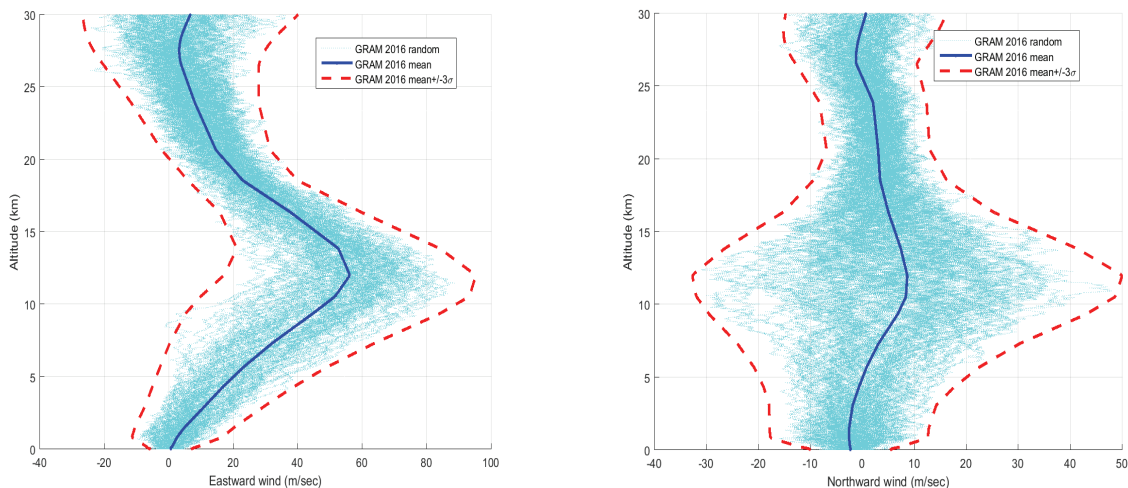


Fig. 3. GRAM 2016 November random wind profile (left: Eastward wind, right: Northward wind)

case 1 : Table 1의 발사체 시스템 파라미터 변동 고려, 하중경감 유도명령 설계 시 사용된 11월 평균바람 프로파일 적용. 그림에서 'mean wind'로 표시

case 2 : Table 1의 발사체 시스템 파라미터 변동 고려, 나로우주센터 11월 실측 바람 프로파일 적용. 그림에서 'measured wind'로 표시

case 3 : Table 1의 발사체 시스템 파라미터 변동 고려, GRAM 2016 11월 바람 데이터 적용

case 4 : Table 1의 발사체 시스템 파라미터 변동 요인 고려, 특히 추력비정렬 오차를 최대수준으로 고려, GRAM 2016 11월 바람 데이터 적용

Case 1은 발사체 시스템 파라미터 변동에 의한 영향을 보기 위한 시나리오이고, case 2와 3은 발사체 시스템 파라미터 변동과 바람 프로파일 조합에 따른 영향을 살펴보기 위한 시나리오이며, case 4는 추력비정렬오차가 예상보다 큰 경우를 감안하기 위한 시나리오에 해당한다.

실측 바람이 적용된 경우(case 2)에 대한 몬테카를로 시뮬레이션 주요 결과를 정리하면 Table 2 및 Figs. 4~11과 같다(case 3과 case 4의 결과는 case 2와 차이가 크지 않아 생략하였다). Figs. 4~11에 몬테카를로 시뮬레이션 결과가 나타나 있고, Table 2는 몬테카를로 시뮬레이션 결과를 토대로 최대 고도, 비

행방향 낙하거리 변동, 최대 가속도, 최대 비행하중(동압·받음각), 연소 구간 최대 받음각, 최대 동압, 각축 추력벡터 최대 짐벌각, 각축 최대 자세오차 등 비행성능 파라미터들의 최소치와 최대치를 정리한 것이다. 최대 고도와 횡방향 궤적오차의 경우 기준 궤적 대비 차이로 나타내었다. 그림에서 'nominal'은 기준 궤적에 대한 결과를 의미한다.

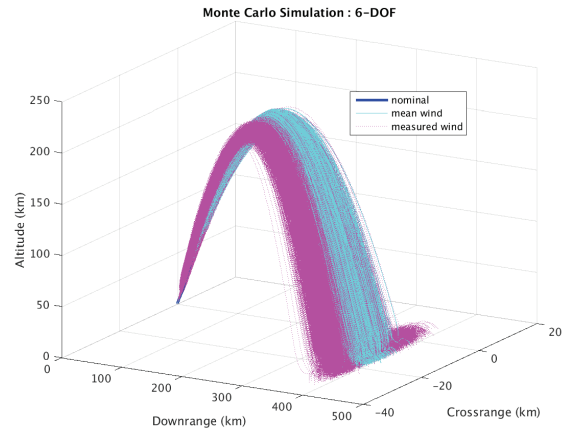


Fig. 4. Trajectory : case 1, 2

Table 2. Performance parameter variations of Test Launch Vehicle: case 2

Parameter	[Min Max]
maximum altitude variation (km)	[-15.3 13.7]
maximum downrange variation (km)	[-52.7 17.0]
maximum axial acceleration during burn (g)	[4.5 4.9]
maximum flight load $q_D \cdot \alpha_T$ during burn (kPa·deg)	[44.7 176.9]
maximum total angle of attack during burn (deg)	[1.9 7.4]
maximum dynamics pressure during burn (kPa)	[24.5 27.8]
maximum pitch gimbal angle (deg)	[0.2 5.1]
maximum yaw gimbal angle (deg)	[0.6 3.9]
maximum roll gimbal angle (deg)	[11.5 25.0]
maximum pitch attitude error (deg)	[0.2 3.0]
maximum yaw attitude error (deg)	[0.5 2.7]
maximum roll attitude error (deg)	[2.1 9.4]

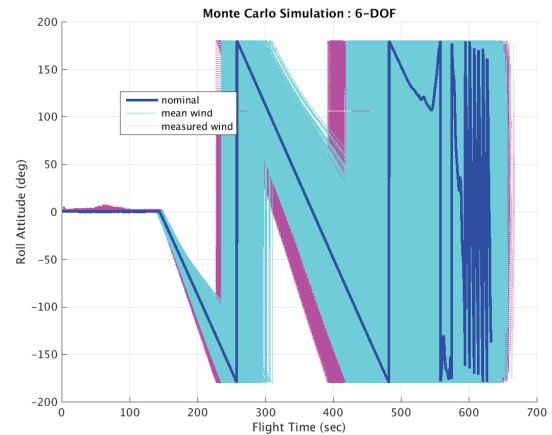


Fig. 5. Roll attitude : case 1, 2

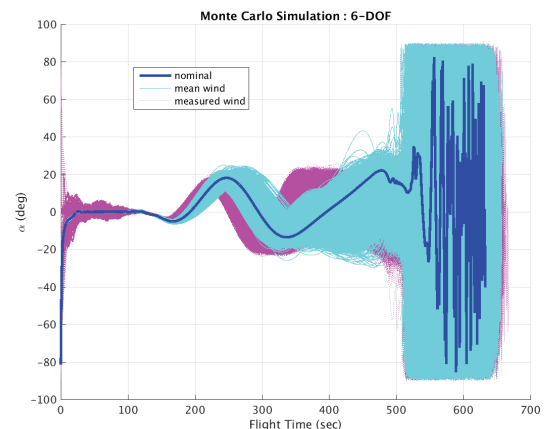


Fig. 6. Angle of attack : case 1, 2

약 140초 이후 엔진 연소가 종료되고 나면 터보펌프 감소 시의 롤축 외란에 의해 발사체의 롤 자세각이 점점 커질 것으로 추정되었다. 무추력 비행으로 최대 고도까지 상승했다가 지상으로 자유 낙하하는 과정에서 대기권 재진입 시 공력이 급격히 증가하면서 발사체 자세가 복잡하게 변동되는 것으로 나타났다. Figs. 7~11에 의하면 case 1의 경우 분산 범위가 크지 않지만, case 2의 경우에는 다양한 바람 특성으로 인해 분산 범위가 크게 증가함을 알 수 있다.

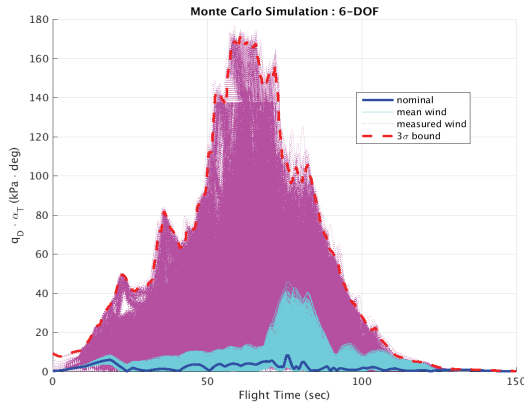


Fig. 7. Flight load : case 1, 2

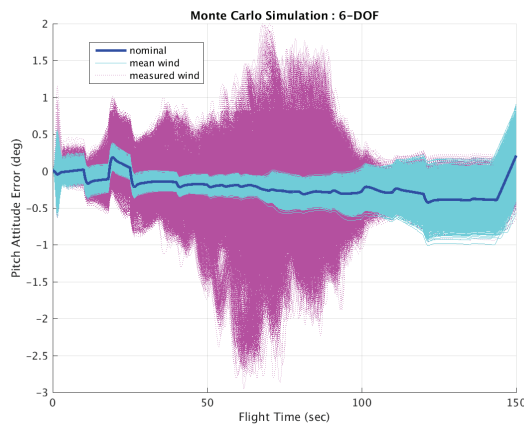


Fig. 8. Pitch attitude error : case 1, 2

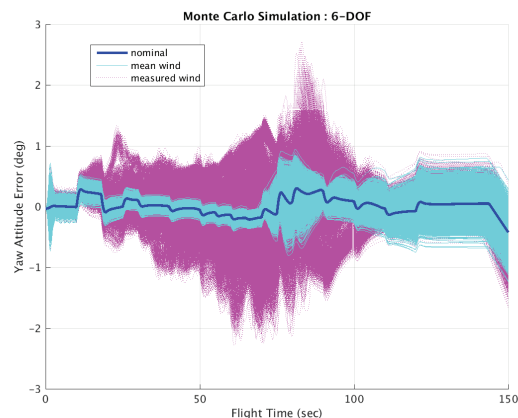


Fig. 9. Yaw attitude error : case 1, 2

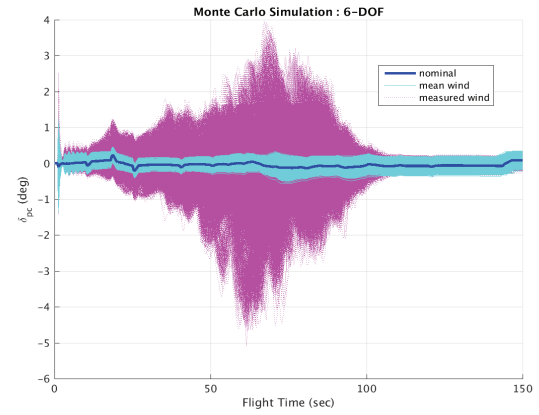


Fig. 10. Pitch actuator command : case 1, 2

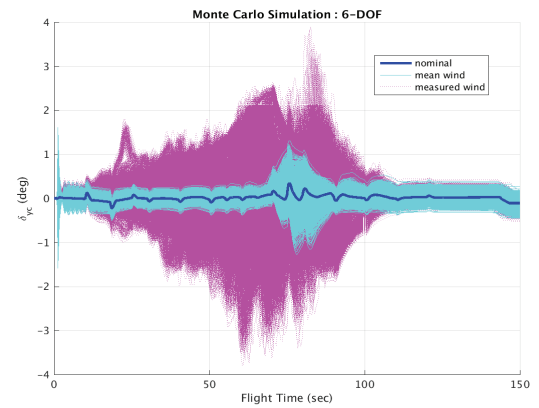


Fig. 11. Yaw actuator command : case 1, 2

엔진 연소 중 추력이 중단되었을 때 예상되는 순간 낙하점(IIP: Instantaneous Impact Point)을 그림으로 나타내면 Fig. 12와 같다. 여기서 '3σ boundary'는 case 2에 대한 결과를, 'total 3σ boundary'는 case 1~4의 모든 결과를 고려해서 얻어진 값이다. Fig. 13은 case 1~4에서 얻어진 낙하점 위치를 나타낸 것이다. 순간낙하점 3σ 경계치 분석 결과를 토대로, 추력 비행 구간에서의 비행안전용 폭파 한계선 설정이 이루어졌고, 낙하점 분석 결과는 낙하 안전 영역 설정에 활용되었다.

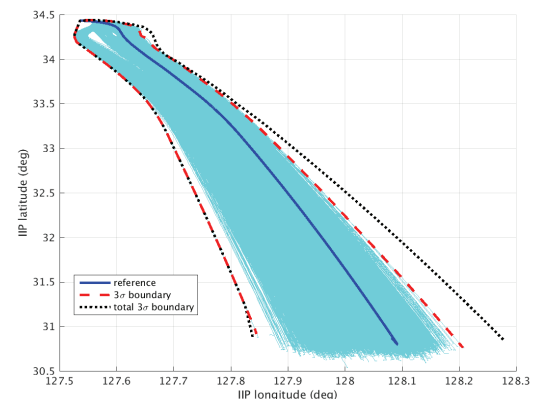


Fig. 12. IIP of case 2 and total 3σ envelope of IIP

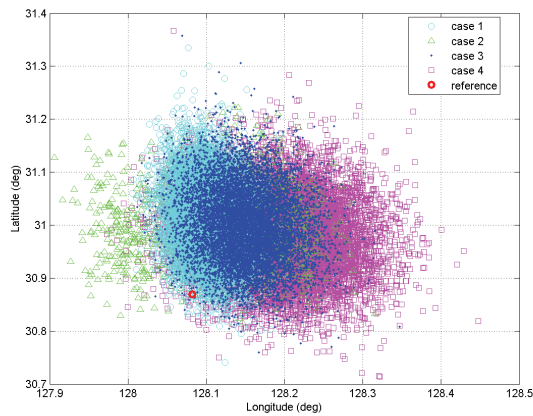


Fig. 13. Longitude and latitude of impact points

2.3 시험발사체 비행시험전 궤적 및 낙하점 분산 분석 - 낙하시 분해되는 경우

본 절에서는 재진입 시 열 및 공력 하중에 의해서 기체가 분해되는 경우에 있어서의 분산 분석 방법과 결과에 대해서 정리하였다. 여러 조각으로 분해되어 낙하하게 되면 각각의 속도와 방향이 달라져서 낙하점이 서로 달라지고 낙하 영역이 분해되지 않는 경우에 비해 넓어질 가능성이 있으므로 살펴볼 필요가 있다.

대기권에 재진입하여 기체가 분해되기 전까지는 앞 절의 6-자유도 시뮬레이션에서 얻어진 것과 동일한 궤적을 따라서 비행하게 되는데 분해되고 나면 이때의 위치 및 속도를 초기값으로 해서 각 파편들의 운동을 3-자유도 시뮬레이션으로 분석해서 각각의 낙하점을 계산하게 된다. 이러한 방식은 참고문헌 [11]과 유사한데, 본 논문에서는 바람의 영향이 추가로 고려되었다. 참고문헌 [12], [13] 내용에 의거해서 분해시의 낙하점에 영향을 주는 주요 변수에 대해 살펴보면 다음과 같다.

(1) 파편의 탄도계수

탄도계수(BC, Ballistic Coefficient)는 공기 저항을 이겨낼 수 있는 능력을 수치화한 것으로 질량과 단면적, 항력계수의 함수로 계산 되어진다.

$$BC = \frac{m}{C_D A}$$

여기서, m 은 질량, C_D 는 항력계수, A 는 단면적을 의미한다. 탄도 계수가 달라지면 낙하 영역이 달라지기 때문에 다양한 탄도 계수를 갖는 파편에 대해 분석을 수행할 필요가 있다. 그러나 탄도 계수가 충분히 작은 파편은 지상에 낙하하더라도 큰 피해를 주지 못하므로 이러한 경우는 무시해도 되며, 탄도 계수가 아주 큰 파편의 경우는 공력의 영향을 받지 않으므로 순간 낙하점에 가깝게 낙하할 것으로 예상할 수 있다[13].

시험발사체 경우에는 $20 \sim 1,000 \text{ kg/m}^2$ 의 탄도계수 범위를 적용하였다. 각 파편이 낙하하는 동안 마하수에 따라 탄도계수가 바뀔 수가 있는데 여기서는 그러한 영향은 무시하였다.

(2) 분해 고도

낙하물이 대기권에 재진입하여 공력하중과 공력가열이 급격히 증가하면서 여러 조각으로 분해되는 고도를 분해 고도라고 한다. 분해고도는 재진입 시의 속도와 구조 특성에 따라 달라진다. 분해가 발생한 이후에 각 파편들은 서로 다른 탄도계수를 갖게 된다. 일반적으로 분해고도가 높을 경우 다른 탄도계수로 낙하하는 구간이 많아져서 분산 영역이 커지게 된다[12,13]. 낙하하면서 분해가 여러 번 일어날 수도 있는데 여기서는 참고문헌 [12], [13]에서처럼 한 번씩만 일어나는 것으로 가정하였다.

재진입하는 과정에서 공력하중에 의한 분해가 일어나는 동압은 다음과 같이 계산하였다. 공력하중이 구조설계조건 2배 이상이 될 때 분해가 일어나는 것으로 가정하였다.

$$\begin{aligned} q_{sep} &= 200 \text{ kPa} \cdot \text{deg}(\text{구조설계조건}) \\ &\quad \times 2.0(\text{구조설계마진})/90\text{deg}(\text{최대받음각}) \\ &= 4444 \text{ Pa} \end{aligned}$$

Figure 14의 기준 궤적에 대한 재진입 시 동압 프로파일로부터 $q_{sep} = 4444 \text{ Pa}$ 에 해당하는 분해고도를 계산하면 $h_{sep} = 44.26554(\text{km})$ 이다. 참고문헌 [13]에는 Space Shuttle의 External Tank, Soyuz Service Module 등의 분석에 사용되거나 또는 관찰되었던 분해고도가 정리되어 있다.

시험발사체 몬테카를로 시뮬레이션 분석에서는 분해고도가 변동되는 경우를 고려하기 위해 $\pm 9 \text{ km}$ 의 범위에서 확률적으로 변동되는 것으로 모델링하여 적용하였다.

(3) 파편의 수직 양력

파편의 모양에 따라 항력뿐만 아니라 수직 양력도

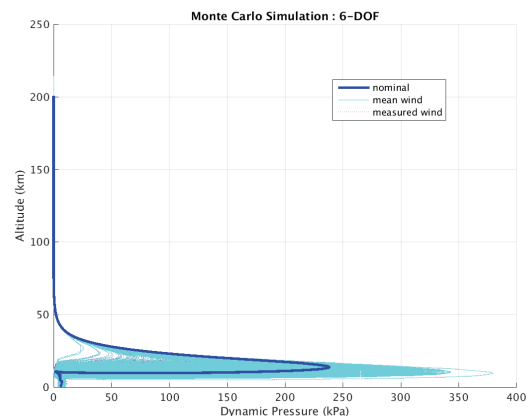


Fig. 14. Dynamic pressure vs altitude during atmospheric re-entry: case 1, 2

작용할 수 있으며, 이러한 수직 양력 또한 낙하점에 영향을 주게 된다. 일반적으로, 수직 양력이 크면 분산 영역이 넓어지는 효과로 나타난다. 물체의 모양에 따라 달라지는 수직 양력의 크기는 항력 대비 상대적인 비율인 양항비로서 표현되는 경우가 많다[13]. 참고문헌 [13]에서는 0~0.15 범위의 양항비를 사용하였고, 시험발사체 경우에는 참고문헌 사례를 참고해서 양항비를 0~0.2까지 고려하였다.

(4) 바람 영향

낙하하는 파편에 바람이 작용하여 분산 영역이 달라질 수가 있으며, 이러한 바람의 영향을 고려하기 위해 다음과 같이 두 가지 방법을 적용하였다.

Approach 1: 파편이 낙하하면서 바람의 수평방향 성분에 의해 파편이 밀려가는 거리를 계산하여 낙하 분산 반경을 산출하는 방법이다. 즉, 낙하하는 동안의 고도별 평균풍속의 수평방향 성분을 다음과 같이 적분해서 분산 반경 d 를 계산하고, 바람이 없는 경우의 낙하점 기준으로 모든 방향으로 분산 반경 d 만큼 낙하점이 벗어날 수 있다고 보는 방법이다.

$$d = \int_{t_{ref}}^{t_{impact}} \sqrt{\bar{v}_{wN}^2 + \bar{v}_{wE}^2} dt$$

Approach 2: 바람이 없는 경우의 파편이 고도별 평균풍속의 각 수평방향의 성분에 의해서 밀려가고, 바람의 방향별 표준편차에 의해 각 방향으로 더 밀려갈 수 있다고 보는 방법이다. 즉, 바람의 평균풍속과 표준편차를 모두 고려해서 밀려가는 성분을 계산하게 된다.

Case 2 시나리오 기준으로 시험발사체가 분해되어 낙하하는 것으로 가정하고 파편에 바람이 끼치는 영향을 첫 번째 방법을 적용하여 낙하영역을 분석하면 결과는 Fig. 15와 같아지고, 두 번째 방법을 적용한 결과는 Fig. 16과 같아진다. 두 번째 방법을 적용했

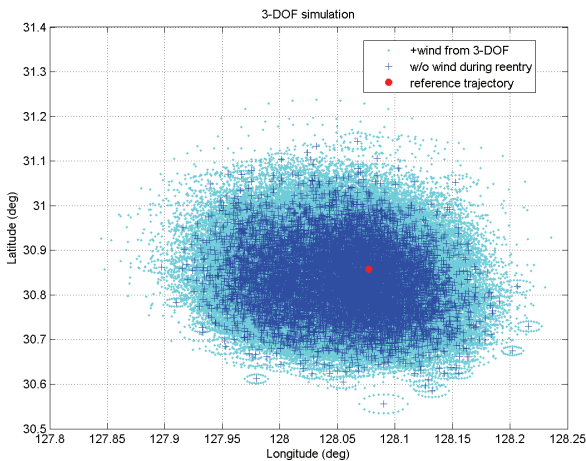


Fig. 15. Longitude and latitude of debris footprint (Approach 1 to consider wind) : case 2

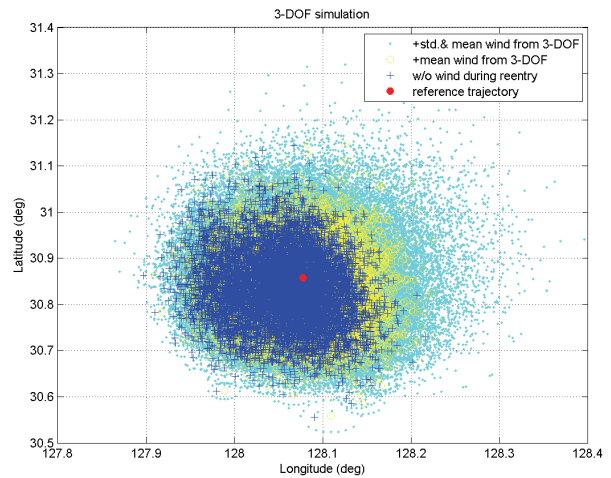


Fig. 16. Longitude and latitude of debris footprint (Approach 2 to consider wind) : case 2

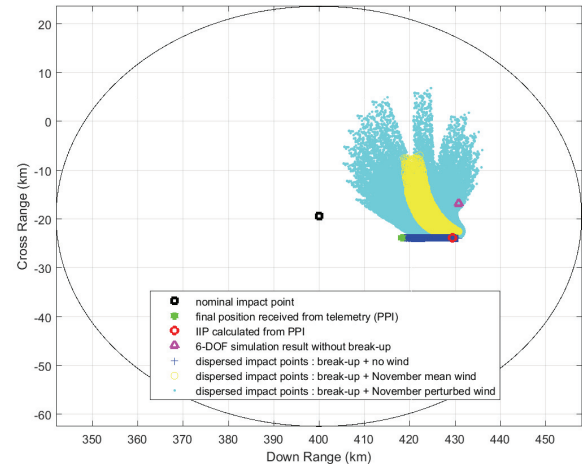


Fig. 17. TLV impact point dispersion prediction by post-flight analysis

을 때, 첫 번째 방법 대비 다소 넓은 낙하점 분포가 얻어졌음을 알 수 있다.

시험발사체 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 기체 분해가 발생하지 않고 낙하하는 경우와 분해되어 낙하하는 경우를 모두 고려하여 비행시험 시의 낙하 안전영역을 설정하였다. Fig. 17의 타원 영역이 비행시험 전에 설정한 안전 낙하영역에 해당하는데 한국형발사체 1단의 안전 낙하거리 범위인 300~500 km 내에 시험발사체가 낙하하도록 설정되었음을 알 수 있다.

2.4 시험발사체 비행시험 데이터 분석

2018년 11월 28일 수행된 시험발사체 비행시험에서 텔레메트리는 이륙 후 약 524초까지 수신되었으며 이때의 발사체 고도는 약 18.8 km였다. 최종 수신된 발사체의 위치, 속도, 자세 정보를 초기값으로 두고서 이 시점부터 앞 절에서 기술한 방법으로 몬테카를로

시뮬레이션을 수행하여 낙하점 분산 영역을 분석하였으며, 그 결과는 Fig. 17의 표시된 점들과 같다. 분해되지 않을 경우의 낙하점과 분해될 경우의 파편 낙하점들을 모두 표시한 것으로, 비행시험 전에 설정한 낙하 영역 내에 분해 유무와 상관없이 시험발사체가 안전 영역 내에 낙하한 것으로 나타났다[6].

이때 시험발사체 최대 도달 고도는 209.1 km였는데 기준 궤적 대비 +8.1 km로 이 또한 몬테카를로 시뮬레이션으로 예측한 3σ 범위 내에 있음을 확인하였으며[5], 결과적으로 시험발사체 성능 분산 분석 방법의 타당성이 증명되었다고 하겠다.

III. 결 론

본 논문에서는 시험발사체의 비행궤적 및 낙하점 분산 분석에 대해서 다루었다. 몬테카를로 시뮬레이션을 사용한 분산 분석 결과를 토대로 시험발사체 비행시험에서의 성능 변동을 예측하고 낙하 안전 영역 설정이 이루어졌다. 비행시험을 통해 사전에 예측한 분산 범위 내에서 시험발사체가 안전하게 비행하였음을 확인하였다. 따라서 본 논문에서 적용한 분산 분석 방법이 타당함을 검증하였다.

References

- 1) Song, E. J., Cho, S. and Sun, B. C., "Reentry Motion and Impact Points Analysis of the Jettisoned Elements of a 3-stage Satellite Launch Vehicle," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016, pp. 930~931.
- 2) Song, E. J. and Roh, W. R., "Impact Point Dispersion Analysis of Re-entry Separated Stage of Space Launch Vehicle," *The Korean Space Science Society Fall Conference*, October 2006, p. 48.
- 3) Song, E. J. and Roh, W. R., "Re-entry Motion Analysis of Separated Payload Fairings," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2006, pp. 464~468.
- 4) Ahn, J. M., Roh, W. R., Park, J. J. and Cho, G. W., "Performance Analysis and Flight Results of KSR-III Rocket," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 1, 2004, pp. 106~111.
- 5) Lee, S. I., Cho, S. and Sun, B. C., "KSLV-II Test Launch Vehicle Flight Trajectory Data," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2019, pp. 319~320.
- 6) Song, E. J., Cho, S. and Sun, B. C., "Trajectory and Impact Point Dispersion Analysis for Test Launch Vehicle," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2019, pp. 321~322.
- 7) Cho, S. and Sun, B., "A Study on Load Relief Attitude Command Design of Launch Vehicle Considering Upper Wind," *Proceeding of The 15th Space Launch Vehicle Technique Symposium*, December 2015, pp. 898~899.
- 8) Bryson, A. E. and Ho, Y. C., *Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control*, Paperback Bunko, 1975.
- 9) White, P., *Earth Global Reference Atmospheric Model (GRAM) 2016*, NASA/MSFC, 2016.
- 10) Hanson, J. M. and Hall, C. E., "Learning about Ares I from Monte Carlo simulation," *Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, August 2008, AIAA 2008-6622.
- 11) Ahn, J. M., Roh, W. R., Lee, J. H. and Park, J. J., "Simulation and Trajectory Analysis of Atmospheric Reentry for Space Station Mir," *2nd Symposium on Space Launch Technology*, March 2001.
- 12) Rao, P. P. and Woeste, M. A., "Monte Carlo analysis of satellite debris footprint dispersion," *Proceeding of Atmospheric Flight Mechanics Conference*, January 1979, AIAA Paper 79-1628.
- 13) Mrozinski, R. B., "NASA pre-event debris footprint estimates for the deorbit of Space Station MIR," *Proceeding of the international workshop "MIR deorbit"*, May 2001.