

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(5), 386-392(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.5.386

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

위성발사체 상단의 비행성능여유 분석

송은정*, 최지영, 조상범, 선병찬

Analysis of Flight Performance Reserve for Upper Stage
of Satellite Launch VehiclesEun-Jung Song*, Jiyoung Choi, Sang-bum Cho and Byung-Chan Sun
Launcher Flight Performance Team, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper considers the analysis of the flight performance reserve, which is required propellant to compensate various launch vehicle performance deviations, to inject the payload of a 3-staged launch vehicle to a circular sun synchronous orbit at a height of 700 km. The various error sources, which affect the orbit injection accuracy, and their uncertainty are defined first. Then the sensitivity analysis, which has the advantage that each error source effect can be investigated independently, is performed for the extreme $\pm 3\sigma$ conditions of the launch vehicle performance errors. Monte carlo simulations are also conducted to compute the propellant reserve, which can consider the combined effects of each error source. Finally the obtained flight performance reserves by the two approaches are compared and it is confirmed that they show similar results.

초 록

본 논문에서는 700 km 고도의 태양동기궤도 진입을 목표로 하는 3단형 위성발사체에 있어서, 여러 오차 요인들로 인한 성능 오차를 보상하면서 목표 궤도에 정확히 투입시키는데 필요한 비행성능여유에 대해서 살펴보았다. 우선 궤도 투입 오차에 영향을 끼치는 다양한 오차 요인들과 각 오차 요인의 분산을 정의하였다. 이를 토대로 각 오차 요인의 영향을 독립적으로 고려할 수 있는 장점이 있는 민감도 분석을 $\pm 3\sigma$ 분산 조건에 대해서 수행하였다. 여기에 여러 오차 요인에 의한 영향을 종합적으로 고려할 수 있는 Monte Carlo 분석 방법을 적용해서도 요구 추진제를 계산하였다. 결과적으로 두 방법을 통해 얻어진 비행성능여유를 비교했으며, 유사한 수치가 도출됨을 확인하였다.

Key Words : Satellite Launch Vehicle(우주발사체), Flight Performance Reserve(비행성능여유), Orbit Injection Requirement(궤도투입 요구조건), Monte Carlo Simulation(몬테 칼로 시뮬레이션), Sensitivity Analysis(민감도 분석)

† Received : May 16, 2016 Revised : April 5, 2017 Accepted : April 26, 2017

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

I. 서론

본 논문에서는 임의의 3단형 위성발사체를 목표 궤도에 투입하기 위해 필요한 비행성능여유(FPR : Flight Performance Reserve)에 대해서 분석하였다. 위성발사체의 각 단에서 발생할 수 있는 오차 요인 하에서도 목표 궤도에 도달할 수 있는 일정 수준 이상의 확률을 보장하기 위해서는 섭동으로 인해 손실된 성능을 보상할 수 있는 추가의 추진제를 탑재해야 한다. 본 논문에서 고려한 3단형 발사체는 700 km 고도의 태양동기궤도를 목표궤도로 하는 발사체로서, 1단 및 2단 비행구간에서는 추진제를 모두 사용한 후에 엔진을 중단하는 추진제 소진 방식(depletion burn)을 사용하고, 3단 비행구간에서는 페루프 유도를 통해 목표 궤도에 정상적으로 투입된 후에 엔진 중단 명령을 생성하는 방식을 고려하였다. 따라서 목표 궤도까지 비행하는 동안 발생한 위치 및 속도 오차를 3단 비행구간에서 보상해야만 하며 엔진 연소 시간이 길어지는 상황을 감안해서 3단에 추가 추진제의 탑재, 즉 비행성능여유가 반드시 필요하게 된다.

발사체 시스템 설계 초기 단계에서는 개루프 유도 명령 기반의 요구 속도 증분 계산을 통해 비행성능여유를 추정할 수 있으며, 시스템 설계가 진행되어 발사체 모델이 구체화됨에 따라 페루프 유도 알고리즘을 적용하여 상세한 계산이 가능하게 된다. 비행성능여유 계산 방법으로는 발사체의 각 오차요인에 대한 영향을 개별적으로 다루는 민감도 분석 방법과 여러 오차 요인을 조합하여 확률적으로 분석하는 Monte Carlo 방법이 있을 수 있다[1]. 민감도 분석 방법의 경우 각 요인별 영향을 독립적으로 파악 가능하다는 장점이 있는 반면, Monte Carlo 방법의 경우에는 각 요인별 영향은 알 수 없지만 실제 비행시와 유사한 오차 조합 조건에 대해 종합적으로 분석 가능하다는 장점이 있다.

본 논문에서는 3단 비행구간에만 페루프 유도 알고리즘이 사용되는 3단형 발사체에 대해, 민감도 방법과 Monte Carlo 방법을 각각 적용하여 비행성능여유를 분석하고 두 가지 결과를 비교해 보았다.

II. 민감도 분석에 의한 비행성능여유 계산

비행성능여유 분석에 필요한 3단형 발사체의 각단 주요 오차 요인 및 3 σ 변동범위는 Table 1의 1~2열과 같은 형태로 정의되어진다. Nominal

발사체 모델 기준으로 각 오차 요인을 추가해서 6자유도 시뮬레이션을 수행하면 각 오차 요인에 의해 추가로 요구되는 산화제 및 연료량을 Table 1의 3~4열과 같이 구할 수가 있다. 각 오차 요인에 따른 6자유도 시뮬레이션을 수행할 때, 3단 비행구간의 페루프 유도 알고리즘으로는 참고문헌 [2]에서 제시된 알고리즘을 적용하였다. 추진제 소진 방식으로 엔진을 중단하는 1, 2단의 경우에는 추진제 탑재 오차나 혼합비 오차에 의한 추진제 활용(utilization) 오차가 있을 때 연료보다 상대적으로 무거운 산화제의 소진 확률을 높여서 추진제 활용도를 최적화하도록 연료 바이어스가 추가로 탑재되도록 하였다[3].

Table 1의 결과에서 오차 요인의 3 σ 값이 양수인 경우는 +3 σ 조건에서 추진제가 추가로 필요한 경우를 의미하고, 음수인 경우는 -3 σ 조건에서 추진제가 추가로 필요한 경우를 나타낸다. 예를 들어 1단 구조 중량에 +3 σ 오차가 있는 경우 nominal 추진제만으로 발사체가 생성할 수

Table 1. Sensitivity analysis for required additional propellants for each error sources of a 3-staged launch vehicle

| ERROR SOURCES | $\pm 3\sigma$ | LOX (kg) | Fuel (kg) |
|----------------------------|---------------|----------|-----------|
| Stage 1 | | | |
| Inert Mass | +0.3% | 1.19 | 0.54 |
| Propellant Loading, LOX | -0.63% | 13.18 | 5.98 |
| Propellant Loading, Fuel | +0.62% | 6.52 | 2.96 |
| Propellant Utilization | +1.0% | 13.78 | 6.25 |
| Thrust | -2.4% | 29.33 | 13.31 |
| Specific Impulse | -0.8% | 18.07 | 8.20 |
| Thrust Misalignment, pitch | +0.2° | 0.30 | 0.13 |
| Thrust Misalignment, yaw | +0.2° | 2.67 | 1.21 |
| Drag | | 11.70 | 11.70 |
| Stage 2 | | | |
| Inert Mass | +0.3% | 1.93 | 0.87 |
| Propellant Loading, LOX | -0.80% | 13.03 | 5.91 |
| Propellant Loading, Fuel | +0.67% | 8.30 | 3.76 |
| Propellant Utilization | +2.0% | 26.66 | 12.10 |
| Thrust | -2.4% | 8.45 | 3.83 |
| Specific Impulse | -0.8% | 19.26 | 8.74 |
| Thrust Misalignment, pitch | +0.2° | 0.44 | 0.20 |
| Thrust Misalignment, yaw | +0.2° | 7.55 | 3.43 |
| Stage 3 | | | |
| Inert Mass | +0.3% | 3.41 | 1.55 |
| Propellant Loading, LOX | $\mp 1.29\%$ | 36.81 | 27.02 |
| Propellant Loading, Fuel | $\pm 0.74\%$ | 15.40 | 17.93 |
| Propellant Utilization | $\pm 2.0\%$ | 45.72 | 47.00 |
| Thrust | +2.4% | 5.40 | 2.45 |
| Specific Impulse | -0.8% | 27.71 | 12.57 |
| Thrust Misalignment, pitch | -0.2° | 0.15 | 0.07 |
| Thrust Misalignment, yaw | +0.2° | 0.30 | 0.14 |

Table 2. Flight performance reserve of a 3-staged launch vehicle via sensitivity analysis

| Error sources of | LOX (kg) | Fuel (kg) | Propellant (kg) | ΔV (m/s) |
|------------------|----------|-----------|-----------------|------------------|
| Stage 1 | 41.69 | 18.92 | 60.61 | 57.61 |
| Stage 2 | 38.11 | 17.29 | 55.41 | 52.63 |
| Stage 3 | 67.02 | 58.54 | 126.56 | 120.53 |
| Total | 87.65 | 63.90 | 151.55 | 146.06 |

있는 속도가 부족하기 때문에 추가의 추진제 연소가 필요하게 되어 비행성능여유 계산시 고려해야만 한다. 반대로 1단 구조 중량에 -3σ 오차가 있는 경우에는 발사체 중량이 낮아져서 nominal 추진제만으로도 충분한 속도 생성이 가능하므로 비행성능여유 계산시 고려할 필요가 없다.

한편, 3단 오차 요인 중에서 추진제 탑재 오차와 추진제 활용 오차가 있는 경우에는 산화제가 추가로 요구될 수도 있고 연료가 추가로 요구될 수도 있음에 유의할 필요가 있다. 예를 들어, 3단 산화제 탑재 오차의 경우 $\mp 3\sigma$ 오차에 대해 산화제와 연료가 추가로 요구되는 것으로 나타나 있는데, 이는 -3σ 오차 요인에 대해서는 산화제가 추가로 요구되고 $+3\sigma$ 오차 요인에 대해서는 연료가 추가로 요구되기 때문이다. 3단 연료 탑재 오차 및 추진제 활용 오차의 경우에도 $+3\sigma$ 요인과 -3σ 요인에 따라 산화제 또는 연료가 추가로 요구되는 경우에 해당한다.

각 오차 요인의 $\pm 3\sigma$ 변동범위에 따른 산화제 및 연료 필요량을 모두 계산한 후 RSS (Root-Sum-Square)를 취하면 비행성능여유를 Table 2와 같이 구할 수가 있다. 여기서 'Propellant'는 산화제와 연료 필요량을 더한 값을 나타내고 ΔV 는 추가 추진제로 얻을 수 있는 발사체 속도 증분을 의미한다. Table 2의 결과에 의하면, 1~3단의 여러 오차 요인의 영향을 보상해서 목표궤도 투입에 성공하기 위해서는 151.55 kg의 추진제를 3단에 추가로 탑재해야 함을 알 수가 있다.

이상과 같이 비행성능여유 계산에 민감도 분석 방법을 적용하면, 각 오차 요인에 의한 영향을 개별적으로 파악하는데 효과적임을 알 수가 있다. 반면, 실제 비행 조건을 정확히 반영하기 어려운 단점이 있으며, 이러한 단점을 보완하기 위해서는 Monte Carlo 방법을 적용해서 여러 오차 요인을 종합적으로 고려할 필요가 있다고 하겠다.

III. Monte Carlo 방법에 의한 비행성능여유 계산

3.1 신뢰도 기준의 비행성능여유

본 절에서는 Monte Carlo 시뮬레이션을 이용한 비행성능여유 분석 방법에 대해서 다루었다. Monte Carlo 방법을 사용하면 산화제 및 연료 추가 탑재량을 독립적으로 취급하지 않고 두 변수의 상관관계를 고려하여 종합적으로 분석할 수가 있다.

본 논문에서는 3000개의 샘플에 대한 Monte Carlo 시뮬레이션을 수행해서 궤도 투입 성공 확률 0.9973을 만족하는 최소의 산화제 및 연료 요구량 기준으로 비행성능여유를 분석하였다. Table 1의 각 오차 요인을 평균 0, 표준편차 σ 인 정규분포 $N(0, \sigma)$ 를 갖는 독립변수로 두고서 각 오차 요인의 영향이 동시에 고려된 랜덤 샘플을 발생시켜 6자유도 시뮬레이션을 수행하였다. 비행성능여유 분석을 위한 구체적인 방법으로는 참고문헌 [4~6]에서 제시한 방법을 참조하였다. 우선, 초기 비행성능여유를 설정하고 이를 기준으로 궤도 투입후 남게 되는 산화제와 연료를 계산한다. 남게 되는 산화제와 연료를 바탕으로 비행성능여유를 계속 줄여 가면서 궤도 투입오차 조건을 만족하는 최소의 비행성능여유를 최종적으로 도출하게 된다.

Figure 1은 3000개 샘플에 대한 시뮬레이션 결과로 nominal 3단 엔진 연소 시간 대비 변화 분포를 보여준다. 3단 엔진 연소 중단은 목표 궤도에 도달하는데 필요한 속도를 얻게 되는 시점에서 이루어지게 된다. 오차 요인의 조합에 따라 3단 엔진 연소 시간이 약 ± 15 초 범위에서 변동 가능함을 알 수가 있다.

Monte Carlo 시뮬레이션으로 구한 비행성능여유 분포를 그림으로 나타내면 Fig. 2와 같다. 궤도

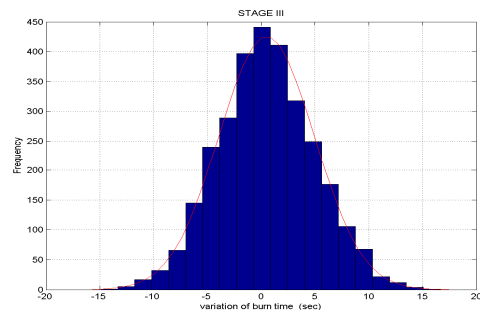


Fig. 1. Monte Carlo Simulation : Variation of engine burn time of stage 3

투입 성공확률 0.9973 기준으로 3000개의 샘플 중에서 $3000 \times (1 - 0.9973) = 8.1$ 개의 샘플만이 목표 궤도 투입 오차를 만족하지 않는 경우를 감안해서 최종 비행성능여유를 제시할 수가 있다. 하지만, Monte Carlo 시뮬레이션에 사용되는 랜덤 샘플들이 달라질 경우 최종 결과 또한 달라질 수 있는 점을 고려할 필요가 있으며, 이에 참고문헌 [5, 6]에서처럼 이항 분포 P_{BIN} 를 사용한 신뢰도 고려 방식을 적용하였다. 실패확률 p_{fail} 을 이용한 신뢰도 계산식은 식 (1)과 같으며, N 개 샘플에 대한 모의시험에서 신뢰도 90% 수준에서 실패 가능한 샘플수 n_{fail} 을 계산하는 식을 의미한다.

$$\sum_{k=0}^{n_{fail}} P_{BIN}(k|p_{fail}, N) = \sum_{k=0}^{n_{fail}} \binom{N}{k} p_{fail}^k (1 - p_{fail})^{N-k} \leq 0.1 \quad (1)$$

식 (1)을 이용해서 궤도 투입 성공 확률(PCS, Probability of Command Shutdown)에 따라 실패가 허용되는 샘플 수를 계산하면 그 결과는 Table 3과 같다. 계산 결과에 의하면, 성공확률 0.9973 일 때 실패 가능한 샘플 수가 4개로 나타나 신뢰도를 고려하지 않은 경우에 비해 상대적으로 보수적인

수치가 얻어짐을 알 수 있다.

Table 3의 실패 가능 샘플수 n_{fail} 을 기준으로 요구 추진제량이 최소가 되도록 하는 비행성능여유는 Table 4의 2~4열과 같이 얻어진다. 성공확률이 높을수록 많은 양의 비행성능여유가 필요하며, 성공확률 0.9973 일때의 비행성능여유는 산화제 92 kg, 연료 66 kg로 앞의 민감도 분석 결과에 비해 약간 증가한 수준임을 확인할 수 있다.

Figure 2는 PCS=99.73%일 때 남게 되는 산화제와 연료 분포를 나타낸다. 이 때 실패 가능한 4개의 샘플은 산화제가 모두 소진되는 경우이다. 4개의 샘플 조합이 산화제만 소진되는 경우, 연료만 소진되는 경우, 산화제와 연료 모두 소진되는 경우와 같이 다양한 경우가 있을 수 있는데 이 중 최소의 비행성능여유를 보이는 조합이 최적의 비행성능여유값이 된다.

궤도 투입 성공 확률에 따른 비행성능여유 분석 결과 및 추진제 소진 확률과 요구 속도는 Table 4의 5~7열과 Fig. 3~5에 나타나 있다. PCS가 증가함에 따라 요구되는 전체 추진제양도 같이 증가하

Table 3. Monte Carlo Simulation : Maximum allowable number of depletion for 3000 samples (CL=90%)

| PCS (%) | Probability of Depletion(%) | Maximum allowable number of depletion |
|---------|-----------------------------|---------------------------------------|
| 99.865 | 0.135 | 1 |
| 99.730 | 0.270 | 4 |
| 99.000 | 1.000 | 22 |
| 98.000 | 2.000 | 49 |
| 96.000 | 4.000 | 105 |
| 94.000 | 6.000 | 162 |
| 92.000 | 8.000 | 220 |
| 90.000 | 10.000 | 278 |

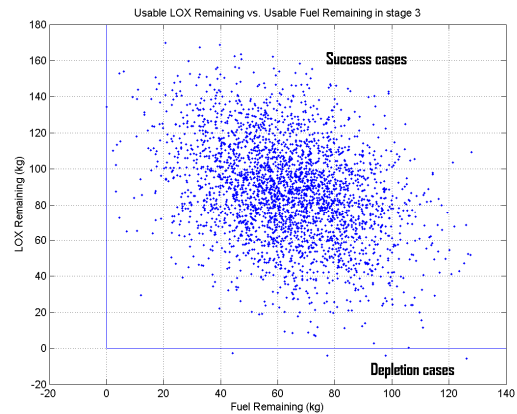


Fig. 2. Monte Carlo Simulation : FPR distribution for probability 99.73% (CL (Confidence Level) = 90%)

Table 4. Flight performance reserve of a 3-staged launch vehicle via Monte Carlo simulation for various PCS (CL=90%)

| PCS (%) | Flight Performance Reserve (kg) | | | Probability of depletion (%) | | Velocity Reserve (m/s) |
|---------|---------------------------------|------|------------------|------------------------------|-------|------------------------|
| | LOX | Fuel | Total Propellant | LOX | Fuel | |
| 99.865 | 98 | 64 | 162 | 0.000 | 0.033 | 156.4 |
| 99.730 | 92 | 66 | 158 | 0.133 | 0.000 | 152.4 |
| 98.000 | 74 | 49 | 123 | 0.633 | 1.000 | 118.0 |
| 96.000 | 60 | 49 | 109 | 2.467 | 1.000 | 104.4 |
| 94.000 | 57 | 43 | 100 | 3.100 | 2.200 | 95.6 |
| 92.000 | 50 | 43 | 93 | 5.133 | 2.200 | 88.8 |
| 90.000 | 52 | 37 | 89 | 4.467 | 4.800 | 85.0 |

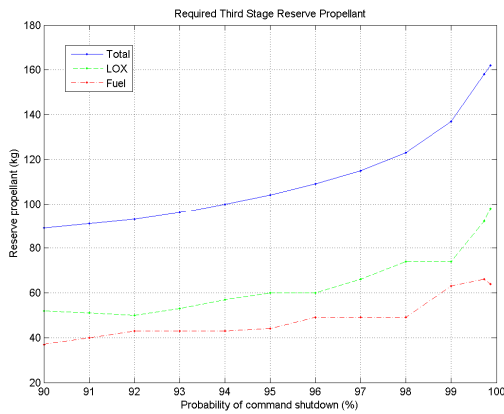


Fig. 3. Monte Carlo Simulation : Flight performance reserve wrt PCS

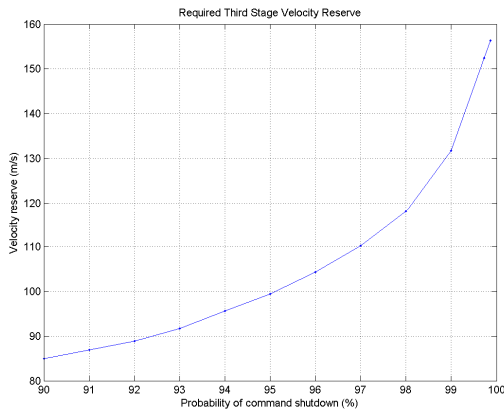


Fig. 4. Monte Carlo Simulation : Velocity reserve wrt PCS

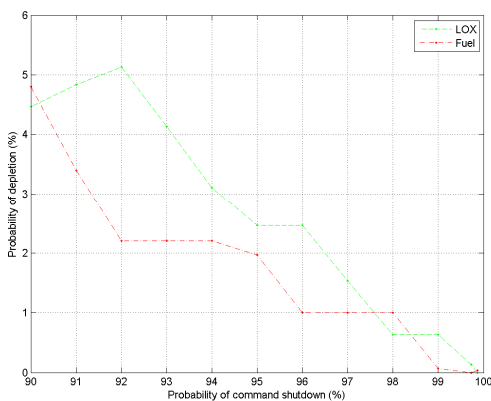


Fig. 5. Monte Carlo Simulation : Probability of depletion wrt PCS

지만 산화제와 연료 각각은 그렇지 않음을 알 수 있다. 마찬가지로 추진제 소진 확률도 이런 특성이 있음을 알 수 있다. 이는 Monte Carlo 시뮬레이션 특성상 Fig. 2에서 알 수 있듯이 $\pm 3\sigma$ 부근에 정확

한 특성을 얻기 위해서는 굉장히 많은 샘플이 필요한데 이 부근에서 샘플이 충분하지 않아 이런 결과가 얻어진 것으로 보여진다. 따라서 추후에는 더 많은 샘플에 대한 시뮬레이션을 수행해 샘플 수에 따른 영향을 검토할 예정이다.

3.2 가우시안 근사에 의한 비행성능여유

Monte Carlo 시뮬레이션 결과로부터 비행성능여유를 계산하기 위한 다른 방법으로, 산화제 요구량과 연료 요구량 분석 결과를 상관 관계가 있는 2차원 가우시안 분포로 근사하는 방법이 있다. 이 방법은, 제한적인 회수의 시뮬레이션으로 얻어진 데이터로부터 확률밀도함수를 먼저 모델링한 후 그 함수를 이용해서 비행성능여유를 분석하는 방법으로서 샘플이 충분히 많지 않아서 $\pm 3\sigma$ 부근의 통계적 특성을 정확히 파악하기 어려운 경우에 유용한 방법이라 하겠다.

먼저, 시뮬레이션으로부터 얻어진 산화제 추가 탑재량 및 연료 추가 탑재량을 각각 확률 변수 x, y 로 둔다. 산화제 요구량 x 의 분포특성이 평균 μ_x , 분산 σ_x 의 정규분포이고, 연료 추가 탑재량 y 의 분포 특성은 평균 μ_y , 분산 σ_y 의 정규분포이며, 둘 간의 상관관계가 ρ ($|\rho| < 1$)로 주어진다고 가정한다. 그러면, (x,y) 쌍의 확률밀도함수는 식 (2)와 같이 정의되고, 궤도 투입 확률은 식 (3)과 같이 주어지게 된다. 결과적으로, 식 (3)의 궤도 투입 확률이 0.9973 이상이면 $a+b$ 가 최소가 되는 a 와 b 를 각각 찾게 되면 최적의 비행성능여유를 계산할 수가 있다.

$$f(x,y) = \frac{\exp\left[-\frac{1}{2(1-\rho^2)}\left\{\left(\frac{x-\mu_x}{\sigma_x}\right)^2 - 2\rho\left(\frac{x-\mu_x}{\sigma_x}\right)\left(\frac{y-\mu_y}{\sigma_y}\right) + \left(\frac{y-\mu_y}{\sigma_y}\right)^2\right\}\right]}{2\pi\sigma_x\sigma_y(1-\rho^2)^{1/2}} \tag{2}$$

$$P(X \geq a, Y \geq b) = \int_b^\infty \int_a^\infty f(x,y) dx dy \geq 0.9973 \tag{3}$$

앞의 시뮬레이션 데이터를 2차원 가우시안 분포

Table 5. Approximation of FPR distribution by two-dimensional Gaussian distribution

| Statistics | LOX | Fuel |
|-------------------------|--------|--------|
| Mean | 82.98 | 61.40 |
| Standard deviation | 27.57 | 20.50 |
| Max | 165.21 | 125.84 |
| Min | -9.45 | -1.86 |
| Correlation coefficient | -0.33 | |

Table 6. Flight performance reserve of a 3-staged launch vehicle via Monte Carlo simulation and two-dimensional Gaussian distributional approximation

| PCS (%) | Flight Performance Reserve (kg) | | | Probability of depletion(%) | | Velocity Reserve (m/s) |
|---------|---------------------------------|------|------------------|-----------------------------|-------|------------------------|
| | LOX | Fuel | Total Propellant | LOX | Fuel | |
| 99.865 | 94 | 68 | 162 | 0.001 | 0.000 | 156.38 |
| 99.73 | 88 | 64 | 152 | 0.200 | 0.033 | 146.51 |
| 98.00 | 70 | 50 | 120 | 0.010 | 0.009 | 115.10 |
| 96.00 | 63 | 44 | 107 | 0.021 | 0.020 | 103.43 |
| 94.00 | 56 | 42 | 98 | 0.033 | 0.027 | 93.68 |
| 92.00 | 54 | 38 | 92 | 0.038 | 0.042 | 87.87 |
| 90.00 | 51 | 36 | 87 | 0.048 | 0.053 | 83.03 |

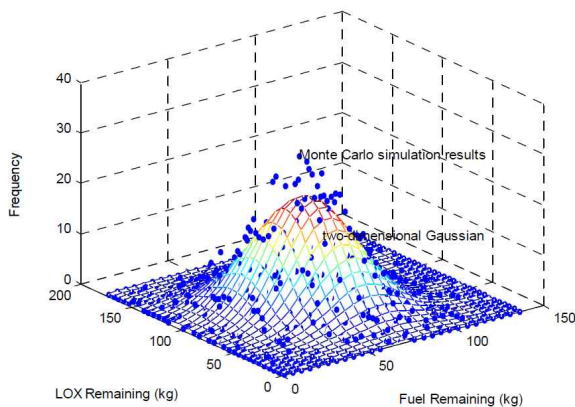


Fig. 6. Approximation of FPR distribution by two-dimensional Gaussian distribution

로 근사한 결과를 정리하면 Table 5 및 Fig. 6과 같고, 식 (3)을 만족하는 비행성능여유를 계산하면 결과는 Table 6과 같다. 앞 절의 결과에 비해 1~6 kg 낮지만 유사한 결과가 도출됨을 알 수 있다.

IV. 바람의 의한 비행성능여유 변동

Table 1의 주요 오차 요인들 외에 비행성능에 영향을 끼칠 수 있는 다른 오차 요인으로서 1단 비행구간 중 바람에 의한 영향을 생각할 수가 있다. 일반적으로, 1단 비행구간에서는 바람에 의한 하중을 줄여 주기 위해 하중 경감 유도 방식이 많이 적용되며[7], 이로 인해 3단 비행구간에서 보상해야 할 오차가 증가해서 비행성능여유 또한 더욱 커질 가능성도 있다.

이에, 본 장에서는 Table 1의 발사체 주요 오차 요인과 바람이 동시에 존재하는 경우에 대해 3000 번의 Monte Carlo 시뮬레이션을 추가로 수행해서 바람에 의한 비행성능여유 변동 특성에 대해 살펴

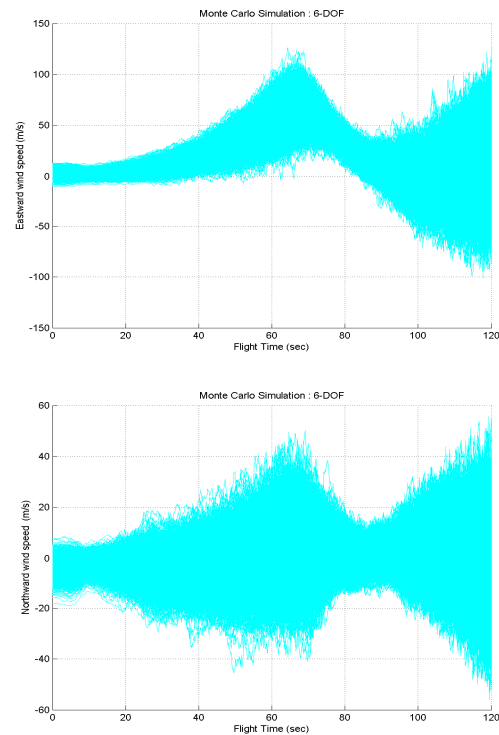


Fig. 7. Monte Carlo Simulation : Wind profiles at Naro space center in January

보았다. Fig. 7에 본 분석에 적용한 바람 프로파일이 나타나 있는데, 이것은 나로우주센터의 1월 바람으로서 GRAM-95 데이터로부터 구성한 샘플 바람들이다[8].

바람 영향을 포함한 시뮬레이션 결과들에 신뢰도 관계식 (1)을 적용해서 비행성능여유를 계산하면 결과는 Table 7과 같아진다. 궤도 투입 성공 확률 0.9973 일때의 비행성능여유가 162 kg 으로 나타나, 바람 영향이 없을 때의 결과(Table 4)에 비해 약간 증가함을 알 수가 있다. 이러한 비행성능여유

Table 7. Flight performance reserve of a 3-staged launch vehicle via Monte Carlo simulation under the presence of winds

| PCS (%) | LOX | Fuel | Total Propellant |
|---------|-----|------|------------------|
| 99.865 | 100 | 66 | 166 |
| 99.730 | 97 | 65 | 162 |

의 변동 특성은 하중 경감 유도에 따른 1단 비행 구간 궤적오차의 크기에 따라 영향을 받을 것으로 예상되는 바, 비행성능여유 분석 시에 반드시 추가로 살펴봐야 하는 요인이라 할 수 있겠다.

V. 결 론

본 논문에서는 700 km 고도의 태양동기궤도 진입을 목표로 1~2단 비행구간에서 추진제 소진 방식으로 엔진을 중단하고 3단 비행구간에서 페루프 유도 알고리즘을 적용하는 3단형 위성발사체에 있어서, 여러 오차 요인들로 인한 성능 오차를 보상함으로써 목표궤도에 정확히 투입시키는데 필요한 비행성능여유에 대해서 살펴보았다. 발사체 6자유도 시뮬레이션을 기반으로, 민감도 분석 방법과 Monte Carlo 분석 방법을 각각 적용하여 3단형 발사체의 비행성능여유를 계산하였으며, 결과적으로 서로 유사한 수치가 도출됨을 확인하였다.

정확한 비행성능여유 추정을 위해서는 발사체 모델 및 오차요인의 변동 범위를 실제 상황에 가급적 맞도록 설정할 필요가 있으며, 이를 반영한 분석이 추가로 이루어져야 할 것이다. 비행성능여유 분석 기술은 국내에서 개발하는 발사체들의 추진제 탑재량을 정확히 산출해서 최적의 발사체를 설계하는 데 있어서 필수적인 기술로서, 발사체 개발에 필요한 다른 여러 가지 기술들과 함께 성숙도를 지속적으로 높여나가야 할 분야로 판단된다.

References

- 1) Bell, S. C., Ginsburg, M. A., Rao, P. P., Monte Carlo analysis of the titan III/transfer orbit stage guidance system for mars observer mission. AIAA-93-3889, 1993.
- 2) Chandler, D. C., Smith, I. E., Development of the iterative guidance mode with its application to various vehicles and missions, *J. Spacecraft Rockets* 4 (7), pp.898 - 903, 1967.
- 3) Song, E. J., Cho, S. and Roh, W. R., Optimal selection of fuel bias and propellant residual analysis of a liquid rocket, *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* 43(1), pp.88-95, 2015.
- 4) Hanson, J. M. and Hall, C. E., "Learning about ARES I from Monte Carlo simulation," AIAA-2008-6622.
- 5) Hanson, J. M. and Pinson, R. M., Calculating Launch vehicle flight performance reserve, *J. of Spacecraft and Rockets* 49(2), pp.353-363, 2012.
- 6) Hanson, J. M. and Beard, B. B., Applying Monte Carlo simulation to launch vehicle design and requirements analysis, NASA TP-2010-216447, 2010.
- 7) Cho, S. and Sun, B. C., A Study on Load Relief Attitude Command Design of Launch Vehicle considering Upper Wind, The 15th Space Launch Technology Symposium, 2015.
- 8) Justus, C. G., Jeffries, W. R., Yung, S. P. and Johnson, D. L., The NASA/MSFC Global Reference Atmospheric Model-1995 Version (GRAM-95), NASA Technical Memorandum 4715, 1995.