통계적 접근을 통한 COMS 위성의 LAE 추력기 사용연료량 예측에 관한 연구

박봉규*, 한조영**, 양군호***, 김방엽****, 박응식*****

COMS LAE Fuel Budget Estimation using Statistical Approach

Bong-Kyu Park*, Cho-Young Han***, Koon-Ho Yang**,
Bang-Yeop Kim****, Eung-Sik Park*****

Abstract

This paper introduces the LAE(Liquid Apogee Engine) and station acquisition fuel budget estimation method for the COMS(Communication, Ocean and Meteorological Satellite) of Korea which is planned to be launched in 2008. And the estimation results are also presented. A statistical approach, more specifically, the Monte-Carlo method was employed to have the estimation include the effect of the launch vehicle GTO injection accuracies. A case study was conducted for several potential launch vehicles to compare the fuel requirements.

초 록

본 논문은 2008년 발사예정인 한국의 통신해양기상위성에 대상으로 액체원지점엔진 발사 및 궤도획득에 사용되는 연료량 계산에 필요한 기술적인 접근에 대하여 기술하였고 그 계산 결과를 소개하였다. 발사체에 성능에 따른 전이궤도 진입오차 성분을 고려하기 위해여 통계적인 방법인 몬테칼로 시뮬레이션 기법을 사용하였다. 또한 통신해양기상위성에 고려 가능한 일부 발사체를 대상으로 표류궤도 진입 및 궤도획득에 요구되는 연료량을 계산하고 그 결과를 비교하였다.

키워드 : 통신해양기상위성(COMS), 몬테칼로 시뮬레이션(Monte-Carlo simulation), 연료량 버지트(fuel budget), 액체원지점모터(liquid apogee engine)

1. 서 론

정지궤도위성은 지구중심으로부터 42,164 km 상공에 위치하고 있으며 24시간 고정된 경도 및 위도 위치에서 끊임없이 통신, 방송, 기상, 해양 등의 정보를 제공한다. 정지궤도 위성의 정상적인 운용을 위해서는 기본적으로 궤도 및 자세 조정을 위해 추진제를 탑재하여야하며 추진제의 양

* 통신해양기상위성사업단/pbk@kari.re.kr
** 통신해양기상위성사업단/cyhan@kari.re.kr
*** 통신해양기상위성사업단/khyang@kari.re.kr
**** 통신해양기상위성사업단/kbypbk@kari.re.kr
***** 통신해양기상위성사업단/espark@kari.re.kr

은 위성의 수명을 결정하는 중요한 요소가 된다.

추진제를 사용하는 정지궤도의 주요한 임무로는 전이궤도로부터 표류궤도(Drift Orbit)를 획득하기 위한 원지점로켓발사, 표류궤도로부터 운용궤도(Operational Orbit)를 획득하기 위한 궤도획득(Station Acquisition) 작업, 태양복사압, 지구중력장, 태양과 달의 인력 등과 같은 외부 섭동력에 의한 궤도의 오차를 제어하기 위한 위치유지(Stationkeeping), 필요시 위성의 운용경도를 이동시키는 궤도재배치(Station Relocation), 자세제어 그리고 폐기작업(Final Orbit Raising) 등이 있다. 이들 중에서 위치유지, 궤도재배치, 폐기작업은 위성의 구성에는 크게 영향을 받지 않고 통상적인 궤도 시뮬레이션을 통하여 사용되는 연료량을 계산할 수 있다. 이에 비하여 원지점모터발사 및 궤도획득은 발사체에 따른 전이궤도 파라미터 및 오차특성, 위성시스템의 구성 등에 따라 편차가 많은 임무이다. 따라서 다른 임무에 비해 복잡한 처리 과정이 요구된다. 일반적으로 발사체에 의해 생성된 전이궤도 오차를 분석하고 이를 연료량에 반영하기 위해서는 통계적인 방법을 사용한다.

참고문헌[1][2]에서는 해석적인 방법과 Monte-Carlo 기법 등의 통계적인 방법을 통하여 궤도진입에 따른 오차를 분석하는 기법을 제안하였다. 참고문헌[3]에서는 참고문헌[1][2]의 기법들을 토대로 고체원지점로켓인 AKM(Apogee Kick Motor)을 사용하는 무궁화위성 1,2호기를 대상으로 궤도획득에 사용되는 추진제를 계산하는 작업을 수행하였다.

2008년 발사예정인 통신해양기상위성(COMS)도 정지궤도위성으로서 이러한 연료량 해석이 요구된다. COMS 위성의 경우는 무궁화위성 1, 2호 시스템과는 다르게 전이궤도로부터 표류궤도를 획득하는 과정에서 고체원지점로켓 AKM 대신 액체원지점로켓(LAE: Liquid Apogee Engine)을 사용한다. AKM의 경우는 탑재된 고체연료를 원지점에서 한 순간에 모두 연소하는 특성을 가지지만 LAE는 중간에 추력기의 발사를 중단할 수 있는 이점이 있어 궤도결정과 연계하여 매우 정밀한 궤도제어가 가능하다. 그리고 LAE를 효율적으로 수행할 경우 절감된 연료를 임무기간 중에 위치유지, 자세제어 등의 임무에 사용할 수 있어 효율적이다. 일반적으로 LAE의 경우 3번으로 나누어 표류궤도 진입을 수행한다.

본 논문에서는 COMS 위성을 대상으로 통계적인 방법인 Monte-Carlo 방식을 적용하여 LAE 및 궤도획득에 소요되는 연료량을 산출하는 작업을 수행하였다. 아직 COMS 위성에 사용될 발사체가 선정되지 않은 상태이기 때문에 선정 가능성이 있는 주요한 발사체를 대상으로 위의 작업을 수행하였다. 본 논문을 통하여 소개된 결과물들은 발사체를 선택하는 과정에서 참고자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

2. 정지궤도 진입과정 및 사용연료량

2.1 정지궤도의 진입과정

발사체를 이용하여 위성이 전이궤도로 진입한 이후에 위성은 그림 1 에 소개된 절차를 따라서 정지궤도로 진입한다. 먼저 전이궤도는 근지점고도(r_{p1}), 원지점고도(r_{a1}), 궤도경사각(i_{gto})의 궤도파라미터를 가지게 되며 이는 발사체의 기본적인 파라미터이다. 그리고 이러한 궤도요소에 대한 오차는 일반적으로 발사체 제조회사로부터 제공된다. 일반적으로 전이궤도의 원지점은 정지궤도고도(r_s)와 같은 지구중심으로부터 42,164km에 위치한다.

LAE 추력기 발사는 전이궤도의 근지점의 고도를 정지궤도 고도로 높임과 동시에 궤도경사각을 적도면과 일치시키는 작업을 수행한다. 이렇게 해서 생성된 궤도를 표류궤도라고 하며 일반적으로 궤도오차를 의도적으로 생성하여 표류궤도 진입 경도로부터 목표하는 운용경도 방향으로 표류하도록 유도한다. 이러한 표류성분을 제거하고 원하는 경도로 위성을 이동하는 과정을 궤도획득(Station Acquisition)이라고 한다.[4] 궤도획득 작업은 일반적으로 표류성분을 멈추기 위해 필요한 감속 ΔV성분을 몇 개로 분리한 다음 그 위상을 조정함으로서 원하는 경도에서 표류운동을 마치

도록 계획을 한다. 따라서 궤도획득에 소요되는 ΔV_{acq}는 표류궤도 성분으로부터 정지궤도를 획득하기위해 필요한 Hohman Transfer ΔV와 동일하다.[5]

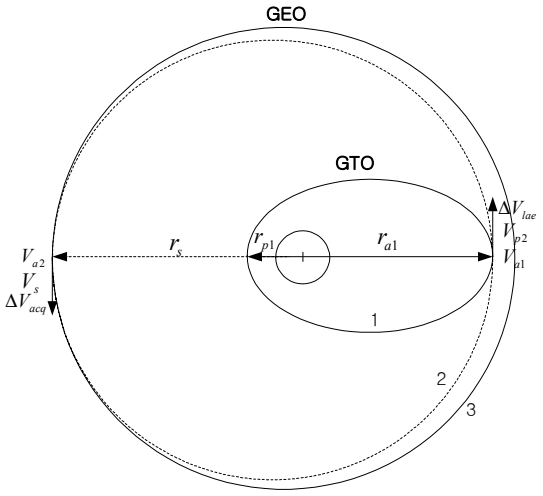

그림 1. 정지궤도 진입절차

2.2 ΔV 요구량 계산

먼저 전이궤도로부터 표류궤도를 획득하기 위해 요구되는 LAE 속도변화량 ΔV_{lae}는 앞 그림 1 의 궤도요소성분과 그림 2의 기하학적인 형상으로부터 얻어진다.

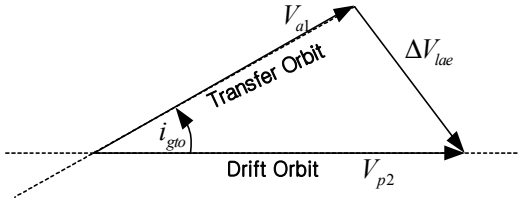

그림 2. LAE-발사 속도벡터 기하관계

그림 1의 전이궤도의 원지점속도 V_{a1}은 궤도동역학의 기본적인 관계식으로부터 다음과 같이 결정된다.

$$V_{a1} = \sqrt{\frac{\mu_e}{p_1}}(1 - e_1) \quad \textbf{(1)}$$

$$p_1 = a_1(1 - e_1^2) \quad \textbf{(2)}$$

여기서 μ_e는 지구의 중력상수를 의미하며 e_1 및 a_1은 전이궤도의 이심율 및 장반경을 의미한다. $r_{a1} < r_s$일 경우, 즉 전이궤도의 원지점이 정지궤도 장반경보다 작은 경우에는 LAE 발사지점이 표류궤도의 근지점에 해당되므로 LAE 발사 후 요구되는 표류궤도의 접선속도는 기본적인 궤도 동역학으로부터 다음과 같이 결정된다.

$$V_{p2} = \sqrt{\frac{\mu_e}{p_2}}(1 + e_2) \quad \textbf{(3)}$$

여기서 e_2는 표류궤도의 이심률을 의미한다. 이에 반해서 $r_{a1} > r_s$일 경우, 즉 전이궤도의 원지점이 정지궤도의 장반경보다 더 높은 경우에는 LAE 발사지점이 표류궤도의 원지점이 되므로 V_{p2}는 다음과 같이 계산된다.

$$V_{p2} = \sqrt{\frac{\mu}{p_2}}(1 - e_2) \quad \textbf{(4)}$$

여기서 p_2는 앞 수식(2)와 같이 다음과 같이 정의된다.

$$p_2 = a_2(1 - e_2^2) \quad \textbf{(5)}$$

표류궤도의 장반경 및 이심율은 다음과 같이 간단하게 계산된다.

$$a_2 = \frac{r_{a1} + r_s}{2} \quad \textbf{(6)}$$

$$e_2 = \left| \frac{r_{a1} - r_s}{r_{a1} + r_s} \right| \quad \textbf{(7)}$$

여기서 절대부호가 포함된 이유는 전이궤도의 원지점고도는 경우에 따라서 정지궤도의 고도(r_s)보다 작을 수도 있지만 이심율은 항상 0 이상의 값을 가져야 하기 때문이다.

그림 2의 기하관계로부터 요구되는 LAE에 의한 속도변화량 ΔV_{lae}는 다음과 같이 결정된다.

$$\Delta V_{lae} = \sqrt{(V_{a1}\sin i_{gto})^2 + (\mathrm{V}_{\mathrm{p2}} - \mathrm{V}_{\mathrm{a1}}\cos i_{gto})^2} \quad \textbf{(8)}$$

궤도획득은 RCT(Reaction Control Thruster)를 사용하여 표류궤도로부터 정지궤도를 획득하는 과정이고 표류궤도는 위의 과정을 통하여 이미 궤도경사각이 0 이고 정지궤도와 동일한 고도의 원지점 혹은 근지점을 형성하고 있으므로 표류궤도의 근지점 혹은 원지점 고도를 정지궤도고도로 변환하는 작업을 수행한다. 이는 간단하게 다음 크기의 속도변화를 요구한다.

$$\begin{aligned} \Delta V_{acq} &= |V_s - V_{a2}| \\ &= \left| \sqrt{\frac{\mu_e}{a_s}} - \sqrt{\mu_e\left(\frac{2}{r_s} - \frac{1}{a_2}\right)} \right| \end{aligned} \quad \textbf{(9)}$$

여기서 V_s는 정지궤도의 접선속도를 의미한다.

2.3 사용연료량 계산

ΔV 요구량으로부터 요구되는 연료량을 구하기 위해 다음의 로켓방정식을 사용한다.[6]

$$\begin{aligned} \Delta m &= m_o - m_f \\ &= m_o\left\{1 - exp\left(-\frac{\Delta V}{gI_{sp}}\right)\right\} \end{aligned} \quad \textbf{(10)}$$

여기서 m_o와 m_f는 추력기 발사전후의 위성 총질량을 의미하며 g는 지구중력 가속도 I_{sp}는 사용되는 추력기의 비추력(Specific Impulse)을 의미한다. 위 식을 살펴보면 요구되는 연료량을 계산하기 위해서는 추력기 발사전의 위성 총질량 m_o를 알아야 하는데 이 값은 추진제 요구량 Δm을 포함하는 값이므로 이 수식을 다음과 같이 정리한다.

$$\Delta m = -m_f\left\{1 - exp\left(\frac{\Delta V}{gI_{sp}}\right)\right\} \quad \textbf{(11)}$$

위성의 연료량을 계산하기 위해서는 위성의 건조질량(Dry Mass)을 m_f 값으로 설정하고 본 수식을 이용하여 위성의 마지막 임무인 폐기작업으로부터 임무의 역순으로 LAE 추력기 발사에 이르기 까지 요구되는 연료량을 계산하고 누적하여 각 임무 마다 차례대로 m_f값에 대입하는 과정을 반복한다.

본 연구에서는 궤도획득 이후 임무가 시작되는 시점에서는 위성총질량이 별도의 계산을 통해 이미 결정된 것으로 가정하고 궤도획득 및 LAE 발사에 소요되는 연료량, m_{lae}와 m_{acq}를 계산하였다.

3. 통계적 시뮬레이션 방법

앞에서 언급한 바와 같이 발사체의 통해 생성된 전이궤도는 오차를 포함하고 있다. 이러한 오차를 극복하기 위해서는 추가적인 연료의 사용이 불가피하고 정확한 연료량을 산출하기 위해서는 이를 반드시 고려하여야 한다. 본 연구에서는 통계적 접근 방식인 Monte-Carlo 기법을 사용하여 이를 고려하였다.[7]

통계적 방법에서 3σ값은 아래의 수식을 만족하는 $x_{-3\sigma}$ 와 $x_{3\sigma}$값을 의미한다.

$$\int_{-\infty}^{x_{3\sigma}} p(x)dx = 0.9986 \quad \textbf{(12)}$$

$$\int_{x_{-3\sigma}}^{\infty} p(x)dx = 0.9986 \quad \textbf{(13)}$$

연료량 버지트의 경우는 예상되는 최대값을 계산하여야 하므로 식(12)를 만족하는 $x_{3\sigma}$를 계산한다. 수치적인 접근은 먼저 주어진 통계적 특성에 맞게 오차를 생성하고 이를 고려하여 시뮬레이션을 수행해 출력값을 저장한다. 그리고 그림 3과 같이 출력값의 예상 범위를 여러 개의 셀로 나눈 다음 각 셀에 해당하는 출력값의 회수를 카운트해 확률밀도함수(Probability Density Function)에

상응하는 분포그래프를 생성한다.

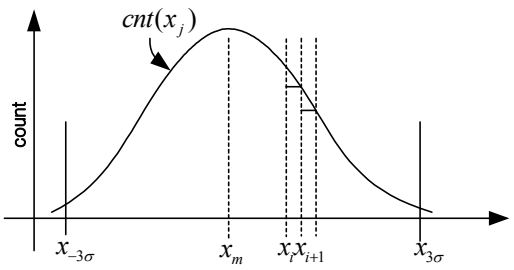

그림 3. 3σ값 계산을 위한 수치적 접근

이 경우 3σ값을 계산하기 위하여 식(12)는 아래와 같이 변형되어 사용된다.

$$\sum_{x_i=-\infty}^{x_i=x_{3\sigma}} cnt(x_i) = 0.9986N \qquad \textbf{(14)}$$

여기서 $cnt(x)$는 각 셀에 포함되는 출력값의 카운트를 나타내며, N은 시뮬레이션의 총 회수를 의미한다.

주어진 통계적 특성을 고려하여 오차를 생성하는 방법은 다음과 같다. 일반적으로 n 개의 오차 성분이 존재할 경우 오차의 특성은 오차 공분산행렬 $P(n\times n)$ 형태로 주어진다. 이 경우 비대각선 행렬의 성분들은 각 오차성분간의 상관관계(Co-relation)를 나타낸다. $P(n\times n)$가 대각성 성분만을 포함하는 경우, 즉 오차성분들이 서로 비 상관된 통계적 특성을 갖는 경우는 난수발생기를 사용하여 오차를 생성할 수 있다. 하지만 비대각선 행렬성분이 영이 아닌 경우는 오차 공분산 행렬로부터 Eigenvalue와 Eigenvector를 계산한 다음, 아래 수식을 통하여 원하는 통계적 특성의 오차(V)를 생성한다.

$$V = M\sqrt{\Lambda}u \qquad \textbf{(15)}$$

여기서 M은 오차 공분산행렬의 Eigenvector Modek Matrix, Λ는 Eigenvalue로 구성되어있는 대각선행렬을 의미하며 u는 정규분포를 가지는 난수벡터로서 난수발생기를 이용해 생성 가능하다.[8]

발사체의 경우는 앞에서도 언급한 바와 같이 전이궤도의 원지점 고도(r_a), 근지점 고도(r_p) 그리고 궤도경사각(i_{geo})에 대한 오차데이터 혹은 변형된 형태의 데이터를 제공한다. 경우에 따라서는 승교점적경이나 근지점적경에 대한 오차데이터를 제공하는 경우도 있지만 일반적이지는 않다. 또한 이러한 오차요소에 대한 상관데이터는 그 크기가 미미하기 때문에 일반적으로 제공하지 않고 있다. 따라서 본 논문에서는 일반적이고 공통적으로 획득 가능한 위의 세 가지 오차요소 즉 δr_a, δr_p, δi_{geo} 만을 고려하였으며 이들은 서로 독립적인 특성을 가진 것으로 가정하였다. 즉 일반적인 정규분포 난수발생기를 이용하여 오차 데이터를 생성한다. 경우에 따라서 궤도장반경 오차(δa), 이심율 오차(δe) 성분이 주어지는 경우가 있는데 이 경우는 다음과 같이 δr_a, δr_p 성분으로 변환하여 사용한다.

$$\delta r_a = \delta a + a\delta e \qquad \textbf{(16)}$$

$$\delta r_p = \delta a - a\delta e \qquad \textbf{(17)}$$

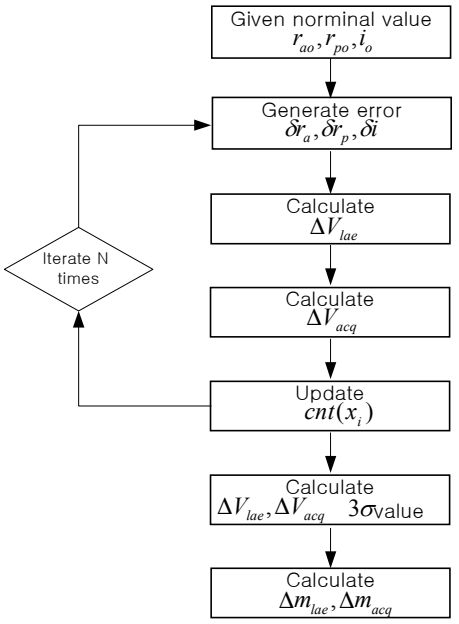

그림 4. LAE 연료량 버지트 계산 절차

그림 4는 통계적 시뮬레이션을 통하여 LAE 추력기의 사용연료량을 계산하는 절차를 간단하게 정리하고 있다.

4. 시뮬레이션 결과 및 검토

이상의 과정을 적용하여 COMS 위성의 정지궤도진입에 요구되는 LAE 추력기의 연료 사용량과 궤도획득에 요구되는 연료량을 주요 발사체사용을 가정하여 예측하였다. 각 발사체의 전이궤도 파라미터 및 오차 데이터는 표 1과 표 2에 정리된 바와 같다. 이 외에도 가능한 발사체가 있지만 여기서는 현재까지 데이터가 확보된 발사체만을 대상으로 계산하였다.

표 1. 발사체별 전이궤도 요소

Launch Vehicle	r_a(km)	r_p(km)	i(deg.)
Ariane 5G	42164.137	6938.137	7.0
Atlas-2AS	42164.137	6545.137	27.0
Sea-L	42164.137	6578.137	0.0
Land-L	42164.137	10578.137	23.2
Proton K	42164.137	6563.137	23.3
Delta-4M	42164.137	6628.137	28.5
H-2A202	42604.137	6628.137	28.5
Soyuz	42164.137	10578.137	23.3

표 2. 발세체별 궤도진입 오차(3σ)

Launch Vehicle	a(km) r_a(km)(*)	e r_p(km)(*)	i(deg.)
Ariane 5G	120.0(*)	0.00123(*)	0.06
Atlas-2AS	117.0	2.4	0.02
Sea-L	104.3	13.0	0.326
Land-L	100.0	40.0	0.1
Proton K	160.0	400.0	0.25
Delta-4M	93.0	5.6	0.03
H-2A202	180.0	4.0	0.02
Soyuz	120.0	20.0	0.083

LAE와 궤도획득에 사용되는 RCT 추력기의 비추력(I_{sp})은 COMS 위성의 평균치에 해당하는 306sec 및 263sec 값을 각각 사용하였다. 궤도획득 후의 위성의 초기질량(m_f)은 1,329kg으로 가정하였다. 본 연구에서는 모두 100,000 번의 Iteration을 수행하여 통계적인 처리를 수행하였다. 통계처리를 위해 사용된 셀은 모두 200개이고 범위는 각 발사체별로 다른 값을 사용하였다.

그림 5에서 그림 12는 표류궤도 진입을 위해 LAE 추력기에 요구되는 속도변화량의 분포를 나타내고 있다. 전체적으로 그 모양을 볼 때 가우시언 분포를 형성함을 알 수 있고 발사체 마다 분포하는 영역이 상당히 차이가 있음을 알 수 있다. 궤도획득의 경우는 지면관계상 그 결과를 표시하지 않았다.

표 3은 각 발사체를 사용할 경우 정지궤도 진입을 위해 요구되는 연료량을 성분별로 나타내고 있다. 전체연료량 중에서 전이궤도오차로 인한 증가분은 상대적으로 미미한 값임을 확인할 수 있다. 하지만 발사체에 따라서 대략적으로 2kg에서 8kg 가량의 추가적인 연료가 소요됨을 확인할 수 있다. 이러한 수치는 수년 동안(2-4년) 동서위치유지를 수행할 수 있는 정도의 연료량으로서 의미 있는 양이다. 특이한 점 중에 하나는 Sea-L의 경우 전이궤도의 경사각이 영도임에도 불구하고 다른 발사체와 비교해 크게 연료의 절감이 눈에 띄지 않음을 알 수 있다. 오히려 7^o의 경사각을 가지는 Ariane 5G를 사용할 경우 840.431kg의 가장적은 연료량을 궤도진입 과정에서 요구함을 알 수 있다. 그 이유는 Ariane 5G가 다른 발사체에 비하여 더 높은 근지점고도를 형성하기 때문인 것으로 분석된다. 본 시뮬레이션을 통하여 Atlas-2AS, Delta-4M, H-2A202 발사체를 사용할 경우는 1,100kg 내외의 많은 양의 연료를 요구함을 알 수 있다.

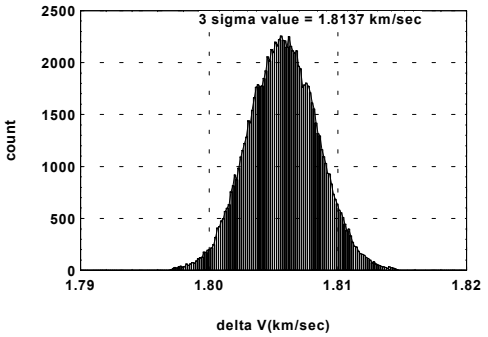

그림 5. Atlas-2AS ΔV_{lae} 요구량

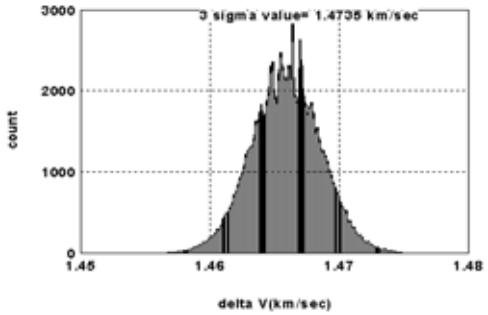

그림 6. Ariane 5-G ΔV_{lae} 요구량

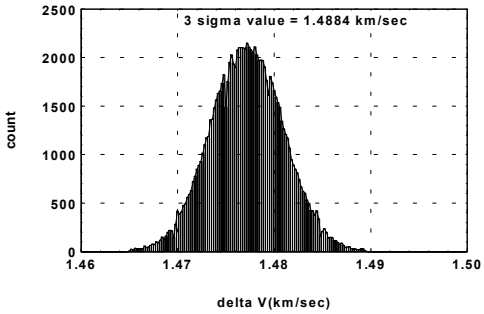

그림 7. Sea-L ΔV_{lae} 요구량

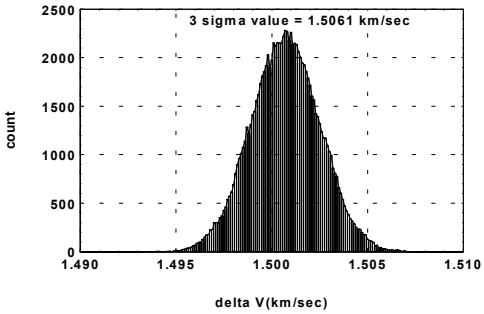

그림 8. Land-L ΔV_{lae} 요구량

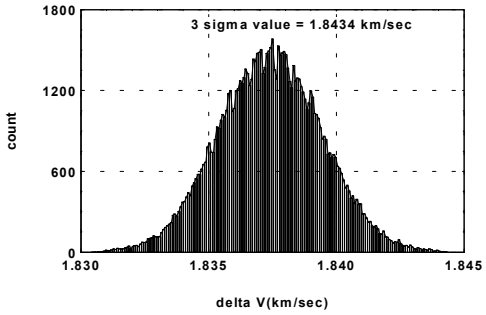

그림 9. Delta-4M ΔV_{lae} 요구량

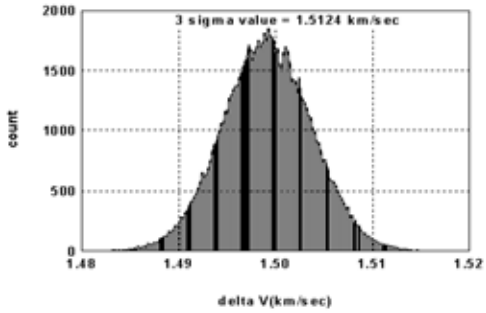

그림 10. Proton-K ΔV_{lae} 요구량

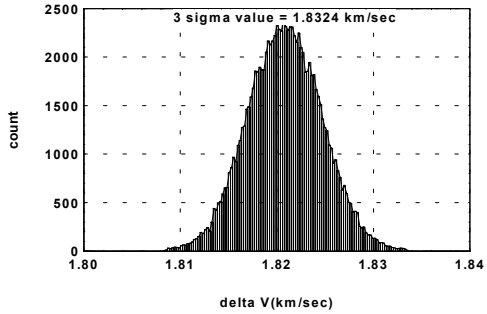

그림 11. H-2A202 ΔV_{lae} 요구량

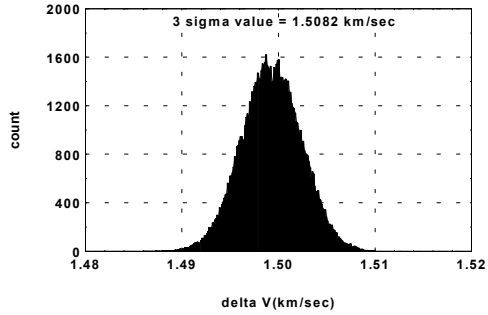

그림 12. Soyuz ΔV_{lae} 요구량

표 3. 연료량 버지트 계산결과

Launch Vehicle	Δm_{lae}		Δm_{acq}	Total
	Normal	Error		
Ariane 5G	838.26	1.43	0.741	840.431
Atlas-2AS	1097.82	2.37	0.007	1100.197
Sea-L	846.01	3.21	0.045	849.265
Land-L	863.19	2.30	0.121	865.611
Proton K	862.70	6.37	1.209	870.279
Delta-4M	1123.59	1.95	0.017	1125.557
H-2A202	1113.48	3.36	4.104	1120.944
Soyuz	862.656	4.17	0.906	867.73

5. 결 론

이상의 연구에서 주요 발사체를 사용할 경우 요구되는 LAE 발사 및 궤도획득에 요구되는 연료량을 통계적 접근방식인 Monte-Carlo 방식을 이용하여 3σ 값을 예측하고 각 발사체별로 그 크기를 비교하는 작업을 수행하였다. 계산결과 발사체의 전이궤도 진입오차를 감안할 경우 발사체에 따라 대략적으로 2kg에서 8kg의 추가적인 연료를 소모함을 알 수 있었고 이러한 수치는 의미 있는 크기로서 연료량 버지트 계산과정에서 포함이 되어야 함을 알 수 있었다. 또한 본 논문을 통하여 소개된 결과물들은 발사체를 선택하는 과정에서 참고자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. Porcelli, G. and Vogel, E., "Two-Impulse Orbit Transfer Error Analysis via Covariance Matrix," *J. of Spacecraft and Rocket*, Vol.17, May-June, 1980, pp.248-255.
2. Rao, P.P.,"Monte Carlo Analysis of Impulse Requirements for Injection Error Correction," *J. of Guidance and Control,* Vol.1, No.4, July-August 1978.
3. 박봉규, 노태수, "통계적 접근방법을 이용한 궤도획득 Delta-Vee계산에 관한연구," *자동제어학회 추계학술대회*, 1994.
4. 박봉규, 노태수, "정지위성의 궤도획득 시뮬레이션 연구," *항공우주학회 춘계학술대회*, 1994, pp51-55.
5. Kaplan, M.H, *Modern Spacecraft Dynamics and Control*, John Wiley &Sons, 1976.
6. Pritchard, W.L., Suyderhoud, H.G. and Nelson, R.A., *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice Hall, 1993.
7. Kalos, M.H. and Whitlock,. P.A., *Monte Carlo Methods Volume I: Basics*, Courant Institute of Mechanical Sciences New York University, August 1986.
8. Press, W.H., Teukolsky, S.A., Vetterling, W.T. and Flannery, B.P., *Numerical Recipes in C second edition*, Cambridge university press, 1992.