

발사체 상단의 외연적 유도 알고리즘 적용 연구

송은정*, 조상범**, 박창수***, 노웅래****

Study of an Explicit Guidance Algorithm Applicable for Upper Stages of Space Launch Vehicles

Eun-Jung Song*, Sang-bum Cho**, Chang-Su Park***, Woong-Rae Roh****

Abstract

This paper considers improved IGM (Iterative Guidance Mode), one of the explicit guidance algorithms, to determine the guidance algorithm for upper stages of a space launch vehicle. IGM, which has been employed successfully for the Saturn to put its payload into the parking orbit and lunar transfer orbit, is applied here for guidance of the launcher during the second and third stages. The orbit injection accuracy is evaluated through the 3-DOF computer simulations and an accurate prediction method, which can eliminate the prediction error of the downrange position at the orbit injection, is also proposed here.

초 록

본 논문에서는 발사체 상단의 유도 방식 선정을 위해서 Saturn 발사체의 주차 궤도 및 달 전이 궤도 투입에 성공적으로 사용된 IGM을 개선한 외연적 유도 알고리즘에 대해서 다루었다. 이 알고리즘을 주어진 발사체의 상단부인 2단 및 3단 구간에 적용할 경우에 대해서 유도 성능을 분석하였다. 3-자유도 모의시험을 통해 궤도 투입시점에서의 위치 및 속도 정밀도를 계산했으며, 개략적으로 투입지점을 계산함으로써 해서 생기는 유도 알고리즘의 성능 저하를 보완하기 위한 방법을 제안하였다.

키워드 : 발사체 (launch vehicle), 유도 (guidance), 외연적 알고리즘 (explicit algorithm), 3-DOF 모의시험 (3-DOF simulation)

1. 서 론

비행으로 나눌 수 있는데 대기권 비행 중에는 항력으로 인한 구조 및 열 하중을 감소시키느라 최종 궤도 투입 조건을 맞추는 유도는 주로 발사체

접수일(2011년 5월 20일), 수정일(1차 : 2011년 6월 13일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 임무설계팀/ejsong@kari.re.kr ** 임무설계팀/sbcho@kari.re.kr ***임무설계팀/cspark@kari.re.kr

**** 임무설계팀/rwr@kari.re.kr

의 상단부 비행이 시작되는 외기권에서 수행된다. 어떤 유도 알고리즘이든지 최우선의 요구 사항은 정확성이며, 이 외의 성능은 사전에 필요한 계산량, 비행중 계산량, 임무와 발사체 변화에 대한 대응성, 추진제 소모량 등에 대해서 평가하게 된다. 외연적 유도 알고리즘은 내연적 유도 알고리즘과 비교할 때 이런 성능 평가 항목에 대해서 훨씬 우수하다고 알려져 있다 [1]. 따라서 본 논문에서는 주어진 발사체의 유도 알고리즘 결정을 위해서 외연적 유도 알고리즘 중 Saturn 발사체의 주차 궤도 및 달 전이 궤도 투입에 성공적으로 사용된 IGM에 대해서 유도 성능을 분석하였다. IGM을 주어진 발사체 상단부 적용이 가능하도록 변형하고 3-자유도 모의시험을 통해 궤도 투입시점에서의 위치/속도 정밀도를 계산해보았다. 앞으로 IGM을 주어진 발사체 궤적에 적합하도록 변형한 알고리즘을 E 유도 알고리즘으로 부르겠다.

2. E 유도 알고리즘

IGM 방정식은 평평한 지구와 일정 중력 모델에 대한 최적화 문제의 2점 경계치 문제를 풀어 얻어진 해석적 해로, 알고리즘의 최적성은 최적 궤적에 비교할 때 탑재물 중량 관점에서 발사체 성능의 불확실성보다 더 적은 수준이다 [1]. IGM은 최적 자세 명령이 거의 선형 특성을 가지는 점을 사용하여 다음과 같은 형태로 명령이 주어진다.

$$\theta_G = \theta_{G_c} - (\theta_{G_c} - \dot{\theta}_G t) \quad (1)$$

$$\psi_G = \psi_{G_c} - (\psi_{G_c} - \dot{\psi}_G t) \quad (2)$$

여기서 유도 파라미터 θ_{G_c} , θ_{G_c} , $\dot{\theta}_G$, ψ_{G_c} , ψ_{G_c} , $\dot{\psi}_G$ 은 궤도 투입 시의 위치 및 속도 구속 조건을 만족시키도록 계산된다. 아래 첨자 G는 G-좌표계에 대한 각을 의미하는데 이 좌표계의 정의는 아래와 같이 궤도 투입점과 목표 궤도면으로 정의된 좌표계이다. IGM은 목표 궤도면으로 정의된 G-좌표계로의 좌표 변환이 계속적으로 필요하다.

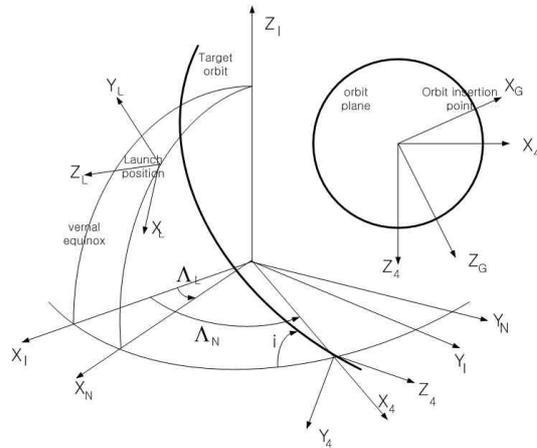


그림 1. 좌표계 정의

아래와 같이 주어진 G-좌표계에 대한 운동방정식에 대해서 속도와 위치 구속 조건을 만족시키기 위한 유도 파라미터들의 유도 과정은 참고 문헌 [2-4]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 이 알고리즘을 주어진 발사체 상단 모델에 적용을 위한 알고리즘 구현 순서도에 대해서만 기술하고자 한다.

$$\ddot{x}^G = a \sin \theta_G \cos \psi_G + g_x \quad (3)$$

$$\ddot{y}^G = a \sin \theta_G + g_y \quad (4)$$

$$\ddot{z}^G = a \cos \theta_G \cos \psi_G + g_z \quad (5)$$

주어진 발사체 모델은 2단과 3단으로 구성된 상단으로 2단의 경우 정상 비행일 경우 발사 후 136.2초에 점화되어 259.62초에 연소종료가 되고 3단의 경우는 277초에 점화되어 887.5초에 연소종료가 된다. 2단 구간중 페어링 분리가 있으며 2단의 개루프 명령은 요기동을 필요로 하지 않지만 3단의 경우는 목표 경사각을 맞추기 위해서 약 15도의 요기동을 하게 된다. 유도 시작 시점은 각 단이 점화된 후 약 10초 이상이 지난 시점에서 시작하는 것으로 두었다. 3단 엔진 종료시 목표궤도는 약 250x700 km의 타원 궤도이다.

2.1 E 유도 알고리즘 순서도

- 알고리즘 초기화

① t_{go} 추정

nominal 궤적에 대한 t_{go} 를 사용하여 이 값을 추정치로 사용한다 (2단, 3단 유도 시작시점에서 각각 필요).

② 각단 엔진연소중단시점에서의 목표궤도 설정 $r^{\text{target}}, v^{\text{target}}, \gamma^{\text{target}}, i^{\text{target}}, \Omega^{\text{target}}$

③ ②에서 주어진 $i_2^{\text{target}}, \Omega_2^{\text{target}}$ 를 사용하여 항법 좌표계인 N-좌표계에서 목표궤도면 좌표계(4-좌표계: X축은 목표 궤도면이 적도면과 만나는 선, Y축은 목표 궤도면에 수직인 축, Z축은 오른손 법칙에 의해서 정해짐)로의 변환 C_N^4 결정

• 반복 계산 직전 과정

$$\textcircled{1} t_{go} = t_{go} - h_{step}$$

여기서 유도 명령은 $h_{step}=0.5$ 초 마다 계산되어 갱신된다고 두었다.

• 반복 계산 과정

① 주어진 t_{go} 를 사용하여 추력적분값 계산 (일정 추력 모델 사용)

$$t_{shutdown} = t + t_{go}$$

$$L = V_{ex} \ln \frac{\tau}{(\tau - t_{go})}, \quad \tau = \frac{V_{ex}}{a_o}$$

$$J = V_{ex} \left\{ \tau \ln \frac{\tau}{(\tau - t_{go})} - t_{go} \right\}$$

$$S = -V_{ex} \left\{ (\tau - t_{go}) \ln \frac{\tau}{(\tau - t_{go})} - t_{go} \right\}$$

$$Q = -V_{ex} \left[\frac{t_{go}^2}{2} + \tau \left\{ (\tau - t_{go}) \ln \frac{\tau}{(\tau - t_{go})} - t_{go} \right\} \right]$$

$$H = -V_{ex} \left[\frac{t_{go}^3}{2} - \tau \left\{ \tau \ln \frac{\tau}{(\tau - t_{go})} - t_{go} \right\} \right]$$

$$P = -V_{ex} \left[\frac{t_{go}^3}{6} + \tau \left\{ \frac{t_{go}^2}{2} + \tau \left\{ (\tau - t_{go}) \ln \frac{\tau}{(\tau - t_{go})} - t_{go} \right\} \right\} \right]$$

2단 구간의 경우는 페어링 분리에 따른 질량 변화를 고려해 주어야 한다.

② C_N^G 계산

$$C_N^G = C_4^G C_N^4 \text{에서 } C_4^G = Y(-\xi), \quad \xi = \xi_o + \xi_{go}$$

$$\xi_o = \text{atan2}(z_4, x_4), \quad (x_4, y_4, z_4)^T = C_N^4 \vec{r}^N$$

$$\xi_{go} \approx \frac{1}{2} \left(\frac{v \cos \gamma}{r} + \frac{v^{\text{target}} \cos \gamma^{\text{target}}}{r^{\text{target}}} \right) t_{go}$$

여기서 range angle-to-go인 ξ_{go} 는 궤도 투입점을 추정하기 위해 근사적으로 도입된 추정값이다. ξ_{go} 는 근사식으로써 목표점이 멀 경우 오차가 증가하고, 심지어 알고리즘이 수렴안할 수도 있다. 또한 현재 위치가 4-좌표계에 XZ 평면상에 있다는 가정 하에 얻어졌기 때문에 그렇지 않을 경우도 오차가 생기게 된다.

③ Δv_G 계산

$$\Delta v^G = \vec{v}_f^G - \vec{v}^G - \vec{v}_{grav}^G$$

여기서 중력에 의한 속도 이득 \vec{v}_{grav} 는 참고문헌 [3, 4]에서는 중력의 크기와 방향 변화를 단순한 평균으로 근사했으나 이럴 경우 다음 절에 나타났듯이 3단 구간에서 오차가 크므로 참고문헌 [5]에서 제시한 방법을 사용하였다. 참고문헌 [6]에 IGM을 일반적인 임무에 적용하기 위한 중력 벡터 예측을 위한 방법이 제시되어 있기는 하지만 참고문헌 [5]의 방법이 더 간단하고 오차도 없으므로 사용하지 않았다.

④ t_{go} 개선

$$t_{go} = \tau \left\{ 1 - e^{(-\Delta v^G / V_{ex})} \right\}$$

⑤ 아래와 같은 수렴 조건을 만족하면 반복계산을 종료하고 수렴된 t_{go} , 추력 적분값 등을 사용하여 유도 명령을 계산한다.

$$\text{수렴 조건} : |t_{go}(n) - t_{go}(n-1)| < 10^{-5}$$

$$\theta_{G_c} = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta v_x^G}{\Delta v_z^G} \right)$$

$$\psi_{G_c} = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta v_y^G}{\sqrt{\Delta v_x^G{}^2 + \Delta v_z^G{}^2}} \right)$$

$$\Delta p_y^G = y_f^G - y^G - \dot{y}^G t_{go} - r_{grav_y}^G - S \sin \psi_{G_c}$$

$$\psi_{G_p} = \frac{\Delta p_y^G}{\cos \psi_{G_c} \left(-S + \frac{L}{J} Q \right)}$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_{G^c} &= \psi_{G^c} \frac{L}{J} \\ L' &= L \cos \psi_{G^c} \\ J &= J(\cos \psi_{G^c} + \psi_{G^c} \sin \psi_{G^c}) - H \dot{\psi}_{G^c} \sin \psi_{G^c} \\ S' &= S(\cos \psi_{G^c} + \psi_{G^c} \sin \psi_{G^c}) - Q \dot{\psi}_{G^c} \sin \psi_{G^c} \\ Q' &= Q(\cos \psi_{G^c} + \psi_{G^c} \sin \psi_{G^c}) - P \dot{\psi}_{G^c} \sin \psi_{G^c} \\ \Delta p_x^G &= x_f^G - x^G - \dot{x}_{t_{go}}^G - r_{grav_x}^G - S' \sin \theta_{G^c} \\ \theta_{G^c} &= \frac{\Delta p_x^G}{\cos \theta_{G^c} \left(-S' + \frac{L'}{J} Q' \right)} \\ \dot{\theta}_{G^c} &= \theta_{G^c} \frac{L'}{J} \end{aligned}$$

여기서 \vec{r}_{grav} 는 \vec{v}_{grav} 와 같이 참고문헌 [5]의 방법을 사용하여 계산한다. 위와 같이 계산된 유도 파라미터를 사용하여 식 (1)과 (2)로 주어진 명령각을 계산하게 된다. 추력중단시점은 $t_{go}=0$ 이 되는 순간 추력을 중단하도록 한다.

- 유도 알고리즘 계산과정의 종료

유도명령의 발산을 막기 위해서 다음과 같은 조건을 만족시키면 반복 계산을 중지하고 $\dot{\theta}_c, \dot{\psi}_c$ 를 일정한 값으로 유지한다.

$|\Delta \vec{v}_G| \leq v_{hold}$ 이면, $\dot{\theta}_c, \dot{\psi}_c$ 는 고정 v_{hold} 값에 따라 궤도 투입 성능이 영향을 받으므로 신중히 선택해야 한다. 2단의 경우 600 (m/s), 3단의 경우 150 (m/s)를 사용하였다.

- 각속도 명령 계산

E 유도 알고리즘의 각속도 명령은 이전 단계에서 계산된 명령각과 새로이 계산된 명령각에 일정 이득을 곱함으로써 얻어진다. 각속도 명령의 제한치는 2단 연소 종료 후 3단 점화 전까지 큰 요기동을 필요로 하는 구간을 제외하고는 1 (deg/s)으로 두었다.

2.2 중력적분값

참고문헌 [1]에서는 중력 적분값 계산을 간단

히 하기 위해서 일정 중력 또는 다음과 같이 평균값을 사용했으나 3단 연소구간은 비행시간이 길고 추력이 적기 때문에 아래 근사식을 사용할 경우 잘못된 최종 속도 및 위치 예측으로 유도 알고리즘이 발산하게 된다.

$$\vec{v}_{grav} \approx \frac{1}{2} \{ \vec{g}(\vec{r}) + \vec{g}(\vec{r}_d) \} t_{go} \quad (6)$$

$$\vec{r}_{grav} \approx \left\{ \frac{2}{3} \vec{g}(\vec{r}) + \frac{1}{3} \vec{g}(\vec{r}_d) \right\} \frac{1}{2} t_{go}^2 \quad (7)$$

따라서 간단하면서도 좀더 정확한 중력 적분값을 얻기 위해서 Delprte가 제안한 방법을 사용하였다 [5]. 중력 영향은 궤적에 따라 달라지기 때문에 반복계산 방법을 사용하여 구해야만 되는데, 여기서는 중력장을 다음과 같이 매 구간마다 시간에 대한 3차 다항식으로 모델링 하여 수치적분을 피하도록 하였다.

$$\vec{g}(t) = \vec{G}_0 + \vec{G}_1(t-t_0) + \vec{G}_2 \frac{(t-t_0)^2}{2} + \vec{G}_3 \frac{(t-t_0)^3}{6}$$

이 다항식의 계수는 다음과 같이 그 구간에서의 시작과 끝점에서 상태 벡터값을 사용하여 계산할 수 있다.

$$X_o = \begin{bmatrix} \vec{r}_o \\ \vec{v}_o \end{bmatrix}, \quad X_f = \begin{bmatrix} \vec{r}_f \\ \vec{v}_f \end{bmatrix}$$

즉, 다항식 계수는 $\vec{G}_0, \vec{G}_1, \vec{G}_2, \vec{G}_3$ 는 $\vec{g}(t_o), \vec{g}(t_f), \frac{d\vec{g}}{dt}(t_o), \frac{d\vec{g}}{dt}(t_f)$ 로 나타낼 수 있다. 앞의 다항식을 사용하면 중력 적분값은

$$\vec{v}_{grav} = \int_{t_o}^{t_f} \vec{g} dt = \frac{\Delta t}{2} (\vec{g}_f + \vec{g}_o) + \frac{\Delta t^2}{12} (\vec{g}_o - \vec{g}_f) \quad (8)$$

$$\vec{r}_{grav} = \frac{\Delta t^2}{20} (3\vec{g}_f + 7\vec{g}_o) + \frac{\Delta t^3}{10} \left(\frac{\vec{g}_o}{2} - \frac{\vec{g}_f}{3} \right) \quad (9)$$

3차 다항식 모델은 구간이 너무 길지 않는 한 타당하며, 구간이 너무 길 경우는 2개의 구간으로 나누어주어야 한다. 아래 그림은 nominal 궤적에 대해서 중력적분값을 비교한 그림이다. 'Simplified'는 식 (6)과 (7)을 사용할 경우, '3rd order Approx.'는 식 (8)과 (9)를 사용할 경우를 나타낸다. 아래 그림에서 알 수 있듯이 'Simplified'에 비해서 '3rd order Approx.'의 경

우 오차가 훨씬 적음을 알 수 있고 구간 수를 2개로 늘려주면 (중간 지점 선택), 오차가 거의 없음을 알 수 있다.

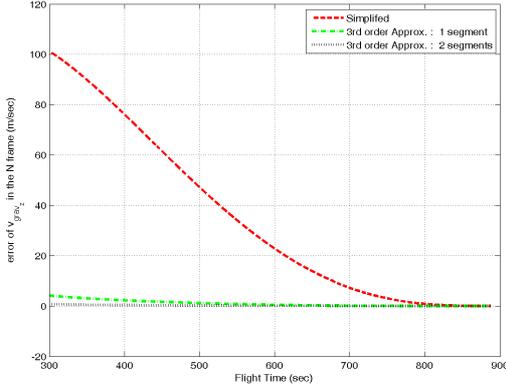


그림 2. 중력에 의한 속도 적분값 오차

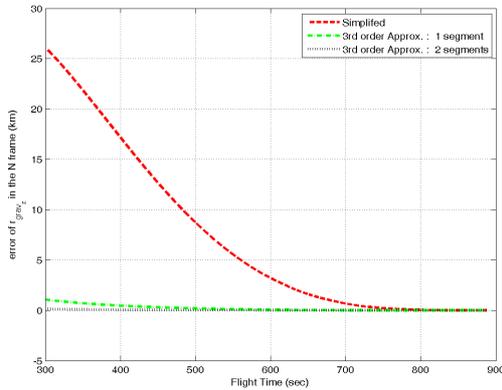


그림 3. 중력에 의한 위치 적분값 오차

2.3 개선된 E 유도 알고리즘

2.1절의 E 유도 알고리즘은 nominal 조건에서 최적 궤적과 차이를 보인다 (수치결과 참조). 이런 차이가 생기는 원인은 특히 3단 구간의 경우 연소 시간이 길고, 요 기동도 필요하기 때문에 ξ_{go} 추정치에 오차가 생기기 때문이다. 즉 아래 그림에 나타냈듯이 G-좌표계에서 예측된 최종

궤도 투입 시점에 z축 요소가 0이 되지 않는다.

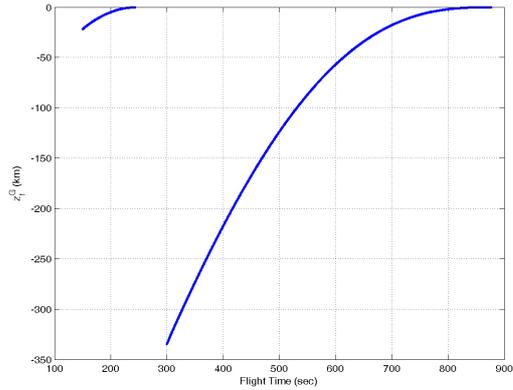


그림 4. G-좌표계에서의 최종 z축 값

본 논문에서는 이런 E 유도 알고리즘의 단점을 보완하기 위해서 최종 궤도 투입 시점에 G-좌표계의 z축 요소가 0이 되도록 좌표계를 결정하도록 알고리즘을 다음과 같이 보완하였다. 주어진 유도 명령하에 식 (5)를 이중 적분하여 얻어진 최종 위치의 G-좌표계에서의 z축 요소는 다음과 같이 주어진다.

$$z_f^G = z^G + z^{\dot{G}}t_{go} + S_c, \quad (10)$$

$$S_c = S \cos \theta_{G_c} \cos \psi_{G_c} + (\theta_{G_p} S - \dot{\theta}_{G_c} Q) \cos \psi_{G_c} \cos \theta_{G_c} \\ + (\psi_{G_p} S - \dot{\psi}_{G_c} Q) \cos \theta_{G_c} \sin \psi_{G_c} \\ + \theta_{G_p} (\psi_{G_p} S - \dot{\psi}_{G_c} Q) \cos \theta_{G_c} \sin \psi_{G_c} \\ - \dot{\theta}_{G_c} (\psi_{G_p} Q - \dot{\psi}_{G_c} P) \cos \theta_{G_c} \sin \psi_{G_c}$$

여기서 $z^G + z^{\dot{G}}t_{go}$ 는 4-좌표계로부터 다음과 같이 얻어진다. 4-좌표계에서 G-좌표계로의 변환은 $C_4^G = Y(-\xi)$ 주어지고,

$$z^G + z^{\dot{G}}t_{go} = -\sin \xi (x_4 + \dot{x}_4 t_{go}) + \cos \xi (z_4 + \dot{z}_4 t_{go}) \quad (11)$$

이를 식 (10)에 대입하고 $z_f^G = 0$ 으로 두면

$$-\sin \xi (x_4 + \dot{x}_4 t_{go}) + \cos \xi (z_4 + \dot{z}_4 t_{go}) + S_c = 0 \quad (12)$$

위 식을 만족시키는 ξ 를 구하면 근사적인 추정 없이 G-좌표계를 얻을 수 있다. 그러나 식 (12)를 풀기 위해서는 유도 명령각이 필요하게 되고 유도 명령각을 계산하려면 G-좌표계에 대한 정보가 필

요하게 되어 이를 그대로 사용하면 매우 복잡한 방정식이 된다. 따라서 유도가 시작되는 처음 시점의 첫 번째 계산에서는 원래의 IGM에서 제시한 근사값을 사용하여 유도 파라미터들을 얻고 이후부터 계산부터는 이 값을 이용하여 방정식 (12)를 풀면 된다. 이 경우 앞 절의 단계 ⑤에서 수렴 후에 계산되는 유도 파라미터들은 반복 계산에 포함되게 된다.

3. 수치 결과

3.1 Nominal 비행 조건에서의 성능 평가

본 절에서는 앞의 유도 알고리즘의 주어진 발사체 모델에 적용하여 3-DOF 모의시험을 수행한 결과에 대해서 기술하였다. 2단 유도가 중단되고 3단 유도가 시작 되기 전 명령 각속도는 nominal 값을 그대로 사용하는 것으로 하였으며, 이 값을 적분해서 명령각을 계산하였다.

아래 표는 원래의 E 유도 알고리즘과 새로이 제안된 알고리즘을 적용할 경우의 모의시험 결과를 나타낸다 (근사식을 사용한 경우 'original', 개선된 방법을 사용한 경우 'modified'). 두 경우 모두 2단 연소종료시점, 3단 엔진중단시점에서 궤도 투입 오차가 매우 적음을 알 수 있다. 다음 그림은 얻어진 유도 명령을 나타낸다. 개선된 방법을 사용할 경우 2, 3단 모두 최적 명령과 비슷하여 성능이 개선되었음을 알 수 있다. 아래 표는 3단의 경우 개선된 방법을 사용할 경우 초과된 추진제 사용이 없음을 보여준다.

표 1. 2단 연소 종료 시점에서의 궤도 투입 오차 및 추가 추진제 소모량

Case	INC deg)	R (PER) (km)	R (APO) (km)	Mp (kg)
original	0.00010	0.28788	-0.17982	0.00
modified	0.00011	0.18290	-0.09845	-0.00

표 2. 3단 연소 종료 시점에서의 궤도 투입 오차 및 추가 추진제 소모량

Case	INC deg)	R (PER) (km)	R (APO) (km)	Mp (kg)
original	-0.00003	0.00333	-0.18829	15.08
modified	0.00006	-0.04660	0.04896	-0.16

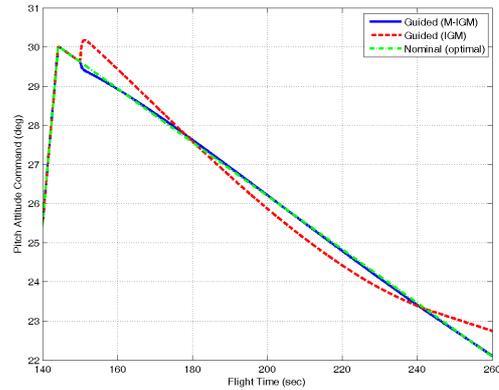


그림 5. Nominal 조건에서의 피치각 명령 (2단)

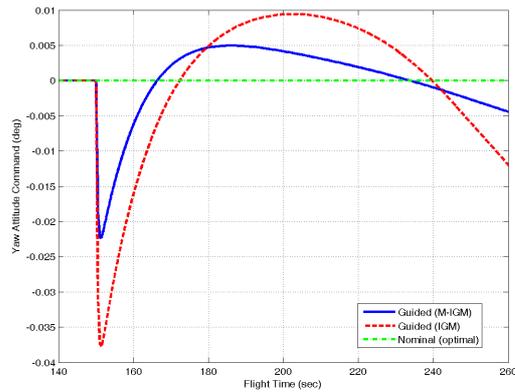


그림 6. Nominal 조건에서의 요각 명령 (2단)

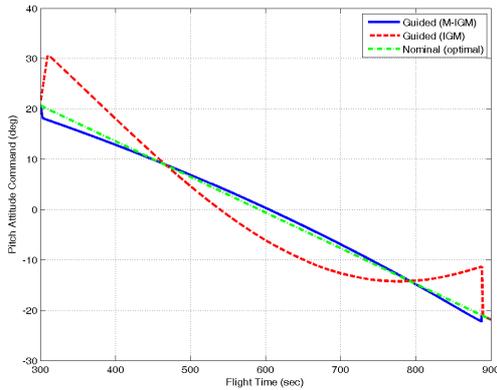


그림 7. Nominal 조건에서의 피치각 명령 (3단)

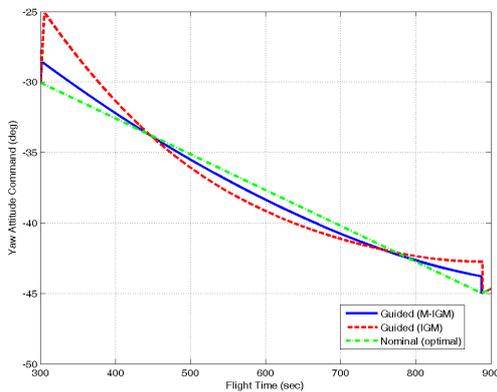


그림 8. Nominal 조건에서의 요각 명령 (3단)

3.2 섭동 비행 조건에서의 성능 평가

본 절에서는 2단과 3단 각각의 3σ 섭동 조건을 표 3과 같이 정의하고 여기에 대해 변형된 E 유도 알고리즘을 적용한 3-DOF 모의시험을 통해 성능 분석을 수행하였다. 'original'의 경우도 여러 참고문헌에 기술되어 있듯이 궤도 투입 정확도에는 문제가 없음을 확인했으나 정상 조건과 같이 섭동 조건에서도 'modified'가 더 우수한 결과가 얻어져 'original'에 대한 결과는 생략하였다. 표 4와 5는 모의시험 결과로 정상 비상 조건

에서와 같이 2단 연소종료시점, 3단 연소종료시점에서 궤도 투입 오차가 매우 적음을 알 수 있다 (+ 3σ 에 대해서도 비슷한 결과 얻어졌음).

 표 3. 3σ 섭동 크기

오차 요인	nominal값에 대한 섭동 크기
Propellant Loading (W_p)	± 1 %
Thrust	± 3 %
Specific Impulse	± 0.8 %

표 4. 2단 연소 종료 시점에서의 궤도 투입 오차

2단 -3σ 오차요인	INC (deg)	LAN (deg)	RPE (km)	RAP (km)
W_p	0.00040	-0.00024	0.17590	-0.12296
Thrust	-0.00069	0.00042	-0.08784	0.00189
Isp	-0.00016	-0.01806	-0.11447	0.09235

표 5. 3단 연소 종료 시점에서의 궤도 투입 오차

3단 -3σ 오차요인	INC (deg)	LAN (deg)	RPE (km)	RAP (km)
W_p	0.00035	0.00000	-0.02153	0.25343
Thrust	0.00009	0.00000	-0.03078	0.23815
Isp	0.00009	0.00000	-0.04434	0.06598

다음 그림들은 3단 + 3σ 오차요인에 대한 유도 파라미터와 관련 파라미터들의 시간에 대한 변화를 나타낸다. 유도 파라미터들은 추력 오차 요인이 있는 경우 다른 오차 요인에 비해서 nominal에 비해 차이가 가장 커짐을 알 수 있다. $\Delta \vec{v}^G$, $\Delta \vec{p}^G$, t_{go} , ξ_{go} 는 시간이 흐름에 따라 0으로 수렴함을 알 수 있다. 결과적으로 얻어지는 유도 명령도 추력 오차 요인이 있는 경우 nominal과 가장 차이가 큼을 알 수 있다. 그림 13은 유도 명령을 시간에 대한 선형 형태로 파라미터화 하기 위해서 사용한 가정인 $(\theta_{G_i} - \dot{\theta}_{G_i} t)$ 가 작다는 가정이 얼마나 타당하지를 나타낸다. t_{go} 줄어들수록 이 값이 줄어들음을 알 수 있어 비행시간이 짧은 경우가 가정이 더 타당함을 알 수 있다.

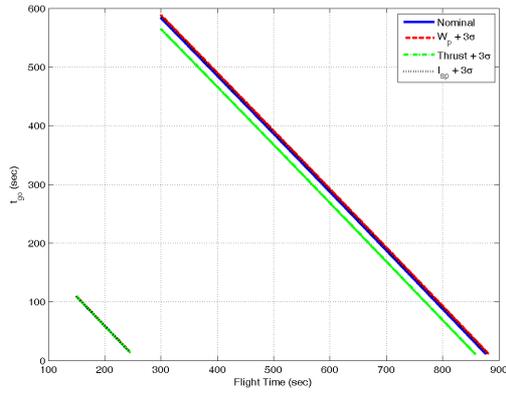


그림 9. time-to-go

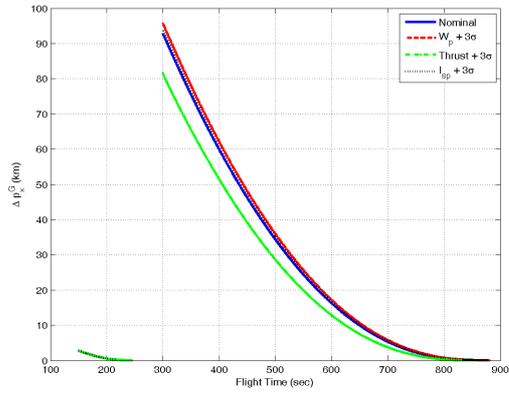


그림 12. $\Delta \vec{p}^G$ 의 x축 요소

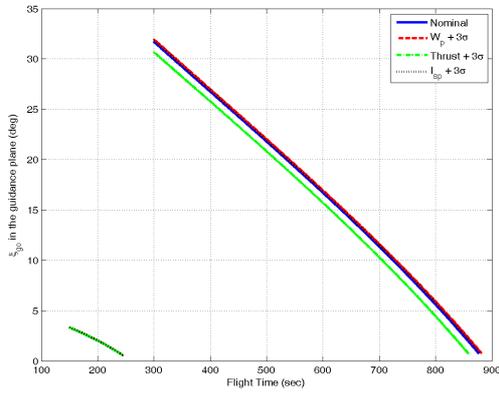


그림 10. ξ_{go}

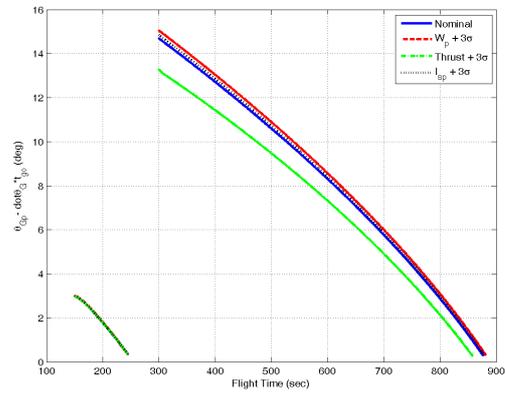


그림 13. $(\theta_{G_p} - \dot{\theta})_{t_{go}}$

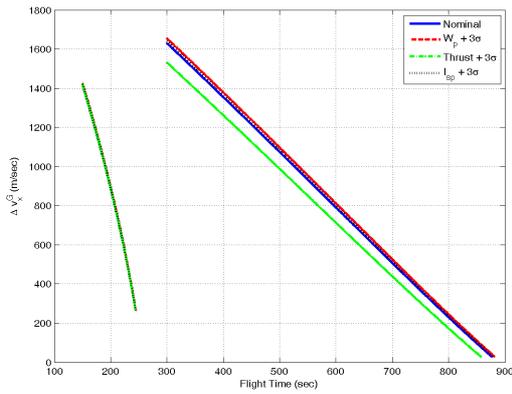


그림 11. $\Delta \vec{v}^G$ 의 x축 요소

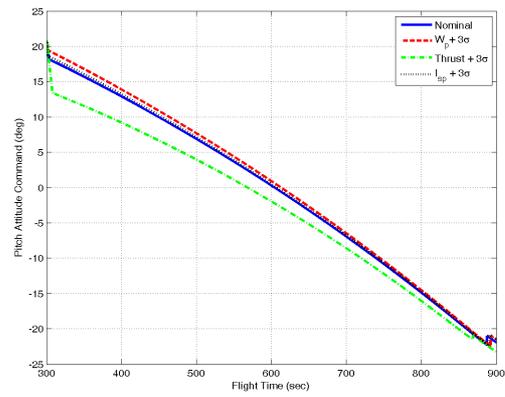


그림 14. 피치각 명령

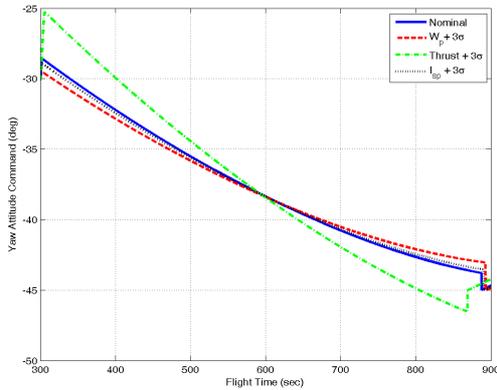


그림 15. 요각 명령

4. 결 론

본 논문에서는 발사체 상단 유도를 위한 외연적 알고리즘에 대해서 다루었으며, 3-DOF 모의시험을 통해 성능을 분석했다. 기존의 알고리즘을 그대로 사용할 경우 3단 비행구간에서 최적 궤적과 비교할 때 추가 추진제가 더 필요하며, 이를 해결하기 위해서는 정확한 중력적분과 궤도 투입시의 다운레인지 예측이 필요함을 알 수 있었다. 이를 개선하기 위해 알고리즘을 보완했으며, 모의시험 결과 최적 궤적과의 차이를 거의 줄일 수 있었다.

참 고 문 헌

1. W. Haeussermann, Guidance and control of Saturn launch vehicles, AIAA-65-304
2. Saturn V Launch Vehicle Guidance Equations, SA-504, NASA-CR-107159, 1967
3. 노응래, 김유단, 박정주, 탁민제, 횡방향 기동을 하는 위성발사체의 3차원 궤적최적화와 직접식 유도기법, 제어·자동화·시스템 공학 논문지, Vol. No. 2002, pp. 613-623
4. Chandler, D. C., Smith, I. E., Development of the iterative guidance mode with its application to various vehicles and missions, J. spacecraft and rockets, Vol. 4, No. 7, 1967, pp. 898-903
5. Delporte, M., Sauvinet, F., Explicit guidance law for manned spacecraft, AIAA 92-1145
6. Horn, H. J., Chandler, D. C. Buckelew, V. L., Iterative guidance applied to generalized missions. J. of Spacecraft and rockets, Vol. 6, No.1, 1969, pp. 4-8