

論文

안정성 영역(Stability Area) 판별법을 이용한
발사체 자세제어 이득 설계 및 자세 안정성 분석

박용규*, 선병찬*, 노웅래*, 오충석*

A Study of Attitude Control and Stability Analysis Using
D-Decomposition Stability Area Technique for Launch Vehicle

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

ABSTRACT

This paper concerns analysis technique on determining of attitude control gain in the low frequency region using stability area. The stability area is defined by the D-Decomposition method, which was designed by Neimark. In this paper, it is introduced D-Decomposition method from reference paper and design attitude control gain of generic launch vehicle during first stage flight phase. For selecting PD control gain, it is considered the system parameter uncertainty about whole first-stage flight phase, represented the stability area boundary on each case. After deciding the PD control gain using stability area method, it is applied to launch vehicle linear model, and checking the stability margin requirement, frequency response characteristics.

초 록

본 논문에서는 안정성 영역 판별법(stability area) 기반 발사체의 자세제어기 이득결정 과정에 대한 내용을 기술하였다. 안정성 영역 판별법은 D-Decomposition 기법으로부터 정의되는 것으로 본 논문에서는 D-Decomposition 기본 이론과 이로부터 산출된 발사체의 자세 안정성 영역을 도식하고, 적용 예로써 일반적인 발사체의 1단 추력 비행구간에서 자세제어기 설계과정을 제시하였다. 제어이득 결정을 위해서 중첩된 안정성 영역을 바탕으로 시스템 파라미터 불확실성을 고려 안정성 영역 경계(stability area boundary)를 설정하고, 선정된 제어이득을 발사체 선형모델에 적용, 자세 안정성 분석 수행 결과를 나타냈다.

Key Words : Launch Vehicle(발사체), Stability Area(안정성 영역), D-Decomposition, Attitude Control(자세제어), PD Controller(PD 제어기), Stability Margin(안정성 여유)

1. 서 론

발사체가 이륙 후 고도 약 45km까지는 공력 및 바람 등의 대기 영향으로 시스템의 불확실성

이 다른 비행구간에 비하여 가장 크게 존재한다.

따라서 제어 설계 시 시스템의 응답 성능 보다는 설계치로부터 벗어난 다이내믹 모드(공력, 추력, 슬로싱, 벤딩) 영향에 대하여 강건하도록 충분한 안정성 여유(stability margin) 확보 관점에서 제어기 구조와 이득을 결정하게 된다. 이와 관련하여 외국 발사체의 경우 자세제어 안정성 확보를 제어 설계의 중요 기준으로 제시하는데,

† 2009년 3월 31일 접수 ~ 2009년 5월 26일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

교신저자, E-mail : kyu2002@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

한 예로써 미국의 Saturn V, Ares-I, 일본 H-IIA 발사체는 저주파수와 고주파수 영역에서 이득여유/위상여유를 각각 6dB/30deg, 10dB/45deg로 설계 기준을 명시한다[1][2][3].

일반적으로 고주파수 영역에서는 발사체의 벤딩과 엔진관성 영향, 고차 TVC(Thrust Vector Control) 구동장치 모드 및 벤딩 안정화 필터 상호 관계에 의하여 자세 안정성이 결정되고, 저주파수 영역에서는 공력, 추력, 중력 및 슬로싱, TVC 구동장치 동특성 및 자세제어기 제어이득의 상호 관계에 의해서 자세안정성이 결정된다.

한편 대부분의 발사체에서는 저주파수 영역에서 PD(Proportional-Derivative) 제어기 형태를 많이 채용하고 이들 제어 이득은 시간에 따른 시스템 파라미터 변화, 설계 제어 주파수 및 댐핑 계수 등의 관계에 의하여 이득 스케줄링 방법을 적용하게 된다. 대표적인 예로써 H-IIA 발사체의 경우 비행시간에 따라 설계 고유주파수를 0.05~0.4Hz 범위로 변화시키면서 PD 제어기 이득을 결정하였다[3].

목표 고유주파수 기준 자세제어기 설계 방법은 아래 과정으로 진행된다.

- step 1) 강제+공력 선형시스템과 제어 고유주파수/댐핑 계수간 계수 비교를 통해 제어이득 결정
- step 2) 벤딩 모드를 고려한 안정화 필터 설계
- step 3) 발사체 전체 다이내믹(강체, 공력, 슬로싱, 엔진관성, 벤딩, 관성항법장치, 구동장치 동특성 등)이 포함된 선형 개루프 시스템의 자세안정성 평가 및 제어이득 스케줄링
- step 4) 자세안정성 결과를 기준으로 제어이득 재조정
- step 5) 파라미터 불확실성에 따른 선형 개루프 시스템 자세안정성 민감도 분석
- step 6) 비선형 6자유도 시뮬레이션에 제어이득, 벤딩 안정화 필터 적용 및 결과 분석

한편 본 논문에서는 기존 제어이득 설계 방법과 달리 제어이득 파라미터 공간상에서 정의되는 안정성 영역(stability area) 판별법을 이용, 시스템 파라미터 불확실성을 고려한 상태에서 제어이득을 선정하였다. 제어이득 공간상에서 정의되는 안정성 영역 판별법은 D-Decomposition (다른 용어로는 D-partitioning, Domain separation) 기법을 적용하여 다변수 선형시스템(또는 선형화된 시스템)에 관한 점근적 안정성(asymptotic stability) 판별 및 성능 요구 조건에 적합한 제어 파라미터를 선정할 수 있게 한다.

이 기법은 1948년 Neimark에 의해 처음 제시되었고[4], 러시아에서는 제어이득 선정 시 많이 사용하고 있으나 미국/서유럽 등에서는 전력제어 시스템에 드물게 적용한 사례만 존재한다[5].

이에 본 논문에서는 안정성 영역 설계를 위한 D-Decomposition 기본이론을 참고문헌[6]을 바탕으로 소개하고, 이 기법을 일반 발사체의 1단 비행구간 자세제어기 설계 시 적용, 제어이득을 선정하고 관련 자세 안정성 분석을 수행하였다.

II. 본 론

2.1 D-Decomposition 기본이론

앞서 언급한바와 같이 제어이득 결정을 위한 안정성 영역 설계를 위해 D-Decomposition 방법을 적용한다. J. Neimark에 의해 처음 고안된 이 기법은, 주파수 도메인(s-평면)에서 정의되는 전달함수를 설계하고자하는 제어이득 공간(parameter space)으로 맵핑하여 주 관심 주파수 영역에서 제어이득에 따른 시스템 안정도를 평가할 수 있게 하는 기법으로 요약된다. 본 논문에서는 D-Decomposition 기본 이론을 참고문헌을 바탕으로 간략하게 소개하도록 한다[6].

아래와 같은 다항식을 가정한다.

$$f(s) \equiv A_0(a, b)s^n + A_1(a, b)s^{n-1} + \dots + A_n(a, b) = 0 \quad (1)$$

여기서, $A_n(a, b)$ 는 두 설계 파라미터 a, b의 함수인 다항식의 계수이고, 정의에 의하여 k_i, k_i', k_i'' 계수를 갖는 다항식으로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$A_i(a, b) = k_i + k_i'a + k_i''b \quad (2)$$

식(2)와 $s = jw$ 를 대입하고 정리하면 식(3)과 같다.

$$f(jw) = (k_0 + k_0'a + k_0''b)(jw)^n + (k_1 + k_1'a + k_1''b)(jw)^{n-1} + \dots + (k_n + k_n'a + k_n''b) = 0 \quad (3)$$

설계 파라미터 a, b에 관해 정리하면 식(4)와 같이 표시할 수 있다.

$$f(jw) \equiv aP(jw) + bQ(jw) + R(jw) = 0 \quad (4)$$

$$P(jw) = \sum_{i=0}^n k_i'(jw)^{n-i}, \quad Q(jw) = \sum_{i=0}^n k_i''(jw)^{n-i}$$

$$R(jw) = \sum_{i=0}^n k_i(jw)^{n-i}$$

$P(jw), Q(jw), R(jw)$ 를 식(5)로 정의하고,

$$\begin{aligned}
 P(j\omega) &= P_1(\omega) + jP_2(\omega) \\
 Q(j\omega) &= Q_1(\omega) + jQ_2(\omega) \\
 R(j\omega) &= R_1(\omega) + jR_2(\omega)
 \end{aligned} \tag{5}$$

식(4)에 대입하면 식(6)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}
 f(j\omega) &\equiv [aP_1(\omega) + bQ_1(\omega) + R_1(\omega)] \\
 &+ j[aP_2(\omega) + bQ_2(\omega) + R_2(\omega)] = 0
 \end{aligned} \tag{6}$$

양변의 계수 비교를 통하여 다음의 관계식을 얻는다.

$$\begin{aligned}
 aP_1(\omega) + bQ_1(\omega) &= -R_1(\omega) \\
 aP_2(\omega) + bQ_2(\omega) &= -R_2(\omega)
 \end{aligned} \tag{7}$$

크래머(Cramer) 정리를 통하여 파라미터 a, b에 대한 해를 구하면 식(8)과 같이 얻어진다.

$$\begin{aligned}
 a &= D_1(\omega) / \Delta(\omega) \\
 b &= D_2(\omega) / \Delta(\omega)
 \end{aligned} \tag{8}$$

여기서 $D_1(\omega), D_2(\omega)$ 및 행렬식 $\Delta(\omega)$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 D_1(\omega) &= Q_1(\omega)R_2(\omega) - Q_2(\omega)R_1(\omega) \\
 D_2(\omega) &= P_2(\omega)R_1(\omega) - P_1(\omega)R_2(\omega) \\
 \Delta(\omega) &= \begin{vmatrix} P_1(\omega) & Q_1(\omega) \\ P_2(\omega) & Q_2(\omega) \end{vmatrix}
 \end{aligned} \tag{9}$$

한편, 식(8)에서 주파수 ω 를 소거하면 다음의 관계를 얻을 수 있다.

$$F(a, b) = 0 \tag{10}$$

결국 식(8)은 s-평면상에서 정의된 식(1)을 파라미터 a, b 평면으로 매핑(mapping)한 것으로 s-평면에서 정의되는 특성이 식(8) 또는 식(10)의 관계를 바탕으로 a-b 평면으로 변환되어 표현된 것을 의미한다.

식(1)의 $f(s)$ 가 폐루프 시스템 특성방정식이라 할 때 시스템이 안정하기 위한 조건은 그림 1에서 보는바와 같이 허수축을 기준으로 좌평면에 극점이 위치해야 한다는 것이다. 이러한 안정성 제한조건은 식(1)로부터 변환된 식(8) 또는 식(10) 역시 파라미터 공간 a-b 평면에서도 매핑된 형태로 유효한 조건으로 적용된다.

즉 그림 1에서 보는바와 같이 식(8), (10)은 a-b 평면상에서 임의의 그래프 형태로 존재하게 되며, s-평면에서 제시된 안정성 조건은 a-b 평면에서 주파수가 $-\infty \rightarrow \omega \rightarrow \infty$ 로 변화할 때 매핑 그래프를 기준으로 좌측면이 폐루프 시스템의 안정성 충족 조건을 만족하는 영역이 된다. 복소평면에서 PD 제어이득 설계시 설계자에 익숙하고

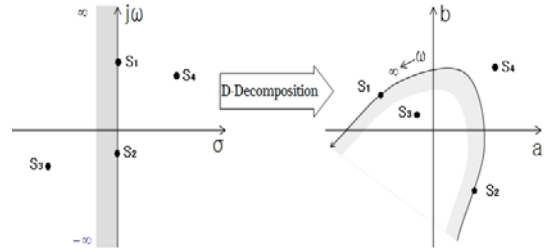


그림 1. D-Decomposition 매핑 변환

시스템의 동특성, 감쇄특성 및 안정성 여유(Stability Margin) 파악이 손쉬운 장점이 있는 반면, D-Decomposition을 통한 안정성 영역 분석 방법의 경우 제어이득 상호관계에 따른 시스템 안정성 판단과, 파라미터 불확실성이 존재할 때 가용 제어이득 범위 선정을 손쉽게 파악할 수 있는 장점이 있다.

2.2 D-Decomposition을 이용한 발사체 자세 제어기 설계

발사체 개루프 전달함수를 $G_{RO}(s)$, 자세제어기 전달함수를 $G_C(s)$ 라 하면 폐루프 시스템 특성 방정식은 다음과 같다.

$$1 + G_{RO}(s)G_C(s) = 0 \tag{11}$$

여기서, $G_C(s)$ 는 PD제어기, 선형구동장치 모델, 밴딩필터가 포함된 형태로서 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned}
 G_C(s) &= (K_\theta + K_{\dot{\theta}}s)G_a(s)G_f(s) \\
 &= (K_\theta + K_{\dot{\theta}}s) \frac{N_a(s)}{D_a(s)} \frac{N_f(s)}{D_f(s)}
 \end{aligned} \tag{12}$$

여기서, $G_a(s)$ 는 TVC 구동장치 전달함수, $G_f(s)$ 는 밴딩 안정화 필터 전달함수, $K_\theta, K_{\dot{\theta}}$ 는 발사체 자세제어 이득을 의미하고, 식 (12)에서 $N(s), D(s)$ 는 각각 전달함수의 분자/분모를 나타낸다.

한편 $G_{RO}(s) = N_o(s)/D_o(s)$ 로 가정, D-Decomposition 정리에 의하여 $s = j\omega$ 를 대입한 뒤 특성 방정식을 임의의 독립된 PD 제어이득 $K_\theta, K_{\dot{\theta}}$ 에 관하여 정리하면 식(13)과 같다.

$$\begin{aligned}
 N_f(j\omega)N_o(j\omega)N_a(j\omega)K_\theta \\
 + j\omega N_f(j\omega)N_o(j\omega)N_a(j\omega)K_{\dot{\theta}} + D_f(j\omega)D_o(j\omega)D_a(j\omega) = 0
 \end{aligned} \tag{13}$$

각 제어이득의 계수를 식(14)와 같이 정의하고,

$$\begin{aligned}
 P(j\omega) &= N_f(j\omega)N_o(j\omega)N_a(j\omega) = P_1(\omega) + jP_2(\omega) \\
 Q(j\omega) &= j\omega N_f(j\omega)N_o(j\omega)N_a(j\omega) = Q_1(\omega) + jQ_2(\omega) \\
 R(j\omega) &= D_f(j\omega)D_o(j\omega)D_a(j\omega) = R_1(\omega) + jR_2(\omega)
 \end{aligned} \tag{14}$$

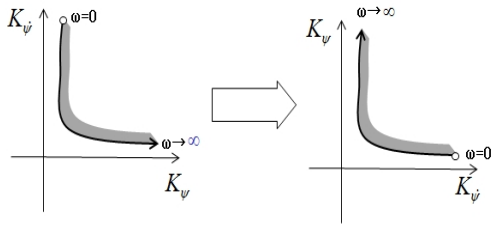


그림 2. 매핑 기준축에 따른 안정한 영역

특성방정식을 실수부와 허수부로 분류하면 식 (15)와 같다.

$$[K_\theta P_1(w) + K_\theta Q_1(w) + R_1(w)] + j[K_\theta P_2(w) + K_\theta Q_2(w) + R_2(w)] = 0 \quad (15)$$

식(15)에서 K_θ , K_ψ 는 주파수 w 의 함수로서 식 (16)으로 정리된다.

$$K_\psi = D_1(w)/\Delta(w), \quad K_\theta = D_2(w)/\Delta(w) \quad (16)$$

$$D_1(w) = Q_1(w)R_2(w) - Q_2(w)R_1(w),$$

$$D_2(w) = P_2(w)R_1(w) - P_1(w)R_2(w)$$

$$\Delta(w) = \begin{vmatrix} P_1(w) & Q_1(w) \\ P_2(w) & Q_2(w) \end{vmatrix}$$

s-평면에서 존재하는 특성방정식을 $K_\theta - K_\psi$ 평면으로 매핑시 평행축 좌표는 K_θ 를 기준으로 관련식 유도가 이루어졌으며, 시스템이 안정하기 위해서는 시스템 주파수 w 가 증가하는 방향의 좌측 영역에 존재하게 된다.

위의 동일한 식을 $K_\theta - K_\psi$ 평면으로 도시하는 경우에는 주파수 w 가 증가하는 방향의 우측이 페루프 시스템의 안정한 영역이 된다. 상기 내용은 그림 2로 요약된다.

2.3 발사체의 안정성 영역(stability area)

발사체 자세제어기에 대한 D-Decomposition 이론 적용 결과를 기반으로 전형적인 발사체의 1단 추력 비행구간에 대한 안정성 영역 분석을 수행하였다. 분석에 사용된 발사체의 비행 이벤트 및 공력, 추력 모멘트 계수 정보는 아래와 같다[7].

표 1. 발사체 비행이벤트

이벤트	시간(sec)
이륙	0.0
킥턴(kick turn)	10.0
중력턴(gravity turn)	20.0
최대동압(dynamic Pressure Max.)	60.0
1단 연소종료(engine shutdown)	119.4
1단/2단 분리(stage separation)	119.5

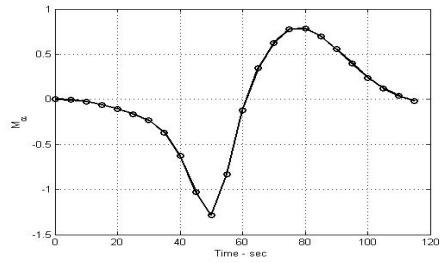


그림 3. 공력 모멘트 계수($M_\alpha - 1/sec^2$)

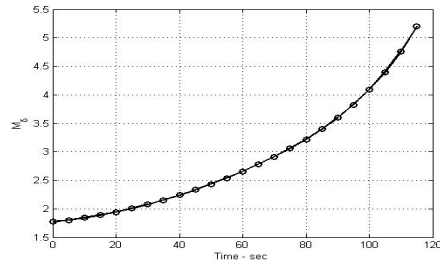


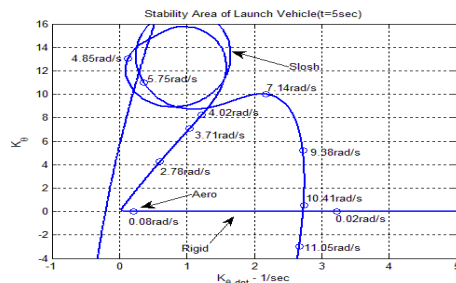
그림 4. 추력 모멘트 계수($M_\delta - 1/sec^2$)

그림 3, 4에서 공력모멘트, 추력모멘트 계수는 다음과 같이 정의된다.

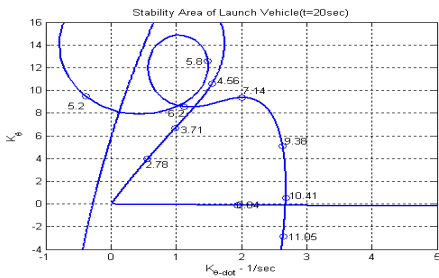
$$M_\alpha = \frac{F_\alpha L_\alpha}{I}, \quad M_\delta = \frac{TL_t}{I} \quad (17)$$

여기서 F_α 는 공력, T 는 추력, L_α, L_t 는 각각 공력/추력 모멘트 길이, I 는 발사체의 횡방향 관성 모멘트를 의미한다. 비행시간 $t = 5, 20$ (중력턴), $50, 60$ (최대동압), $80, 100$ sec의 총 6가지 비행 구간을 바탕으로 발사체 선형모델을 이용한 안정성 영역 도시 결과는 그림 5와 같다.

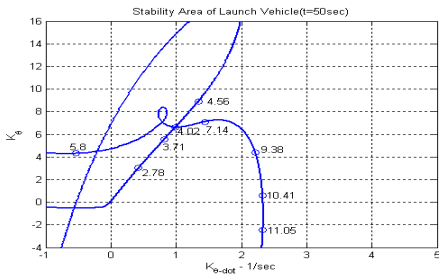
제어 이득 공간에서 발사체의 안정성 영역은 그림 5와 같이 나타난다. 앞서 2.2절에서 정의한 바와 같이 주파수가 증가하면서 발생하는 궤적의 우측면의 증첩영역이 곧 안정한 PD 제어이득 적용 가능구간, 안정성 영역이라 정의된다.



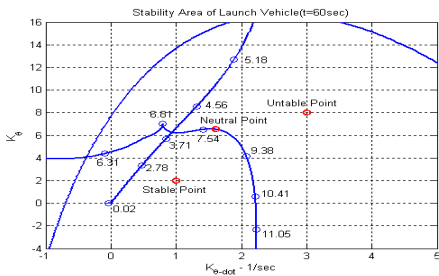
(a) 비행시간 5sec



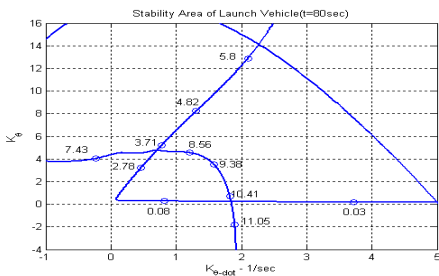
(b) 비행시간 20sec



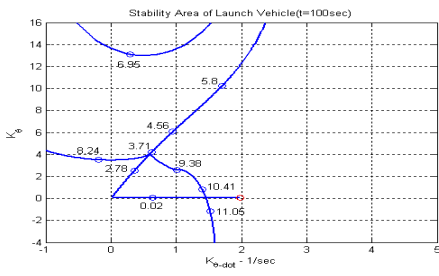
(c) 비행시간 50sec



(d) 비행시간 60sec



(e) 비행시간 80sec



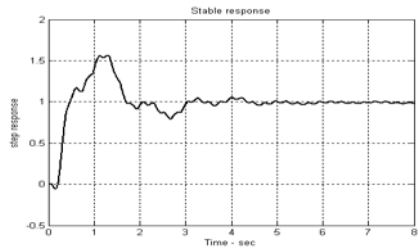
(f) 비행시간 100sec

그림 5. 자세안정성 영역(Stability area)

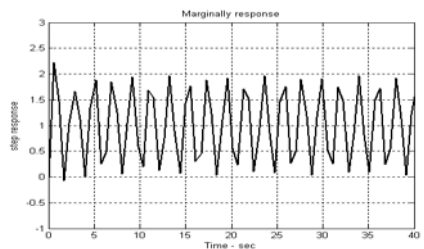
그림에서 보는바와 같이 안정성 영역 분석을 통하여 임의의 제어이득 선정 시 발사체 선형시스템에 관한 안정 여부뿐만 아니라 해당 자세제어 이득 위치에서 각 개별 다이내믹 모드(강체, 공력, 슬로시 등)의 안정성 여부를 직관적으로 판단할 수 있는 장점이 있다.

그림 5(a)는 이륙 후 5sec 시점에서 안정성 영역을 도시한 결과로서 주파수가 변화함에 따라 산화제, 연료에 의한 슬로시 모드는 4.0~7.0rad/s 공력모드는 0.075rad/s($M_a = -5.6 \times 10^{-3} 1/sec^2$) 주파수 범위를 갖는다. 그림 5의 전반적인 안정성 영역 분석결과 비행시간에 따라 중첩된 안정성 영역은 점차 좁아지고 있는데, 이는 추력모멘트가 지속적으로 증가함에 따라 동일 제어이득 적용 시 시스템의 제어성을 증가시키게 되고 제어성 증가는 곧 선정 가능한 제어이득 범위를 감소시켜 안정성 영역을 감소시키는 원인이 된다.

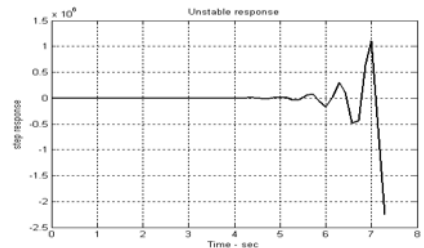
선형모델 안정성 판단의 한 예로써 그림 5(d) 최대 동압 비행구간($t=60sec$)에서 안정성 영역 결



(a) 안정



(b) 중립



(c) 불안정

그림 6. 안정성 영역을 통한 제어이득 선정시 단위계단입력 응답특성

과를 살펴볼 때 '○'로 표시된 세 지점의 제어이득 선정 시 안정성 여부는 다음과 같이 판단할 수 있다.

- Stable Point : $K_{\theta} = 2.0, K_{\dot{\theta}} = 1.0$
- Neutral Point : $K_{\theta} = 6.53, K_{\dot{\theta}} = 1.6$
- Unstable Point : $K_{\theta} = 8.0, K_{\dot{\theta}} = 3.0$

각각의 제어이득 적용 시 발사체 선형모델의 단위계단 응답 특성은 그림 6에 나타냈고, 이것은 그림 5-(d)의 안정성 영역 분석과 일치하는 결과를 보인다.

2.3 안정성 영역 경계설정에 의한 발사체 자세제어이득 선정

제어이득 결정시 시스템의 충분한 자세 안정성 확보와 강인한(robust) 제어특성을 위해서는 제어기 설계 단계에서 파라미터 불확실성을 함께 고려할 필요가 있다. 이러한 개념을 포함한 안정성 영역 판별법을 바탕으로 한 자세제어 설계 과정은 아래단계 요약할 수 있다.

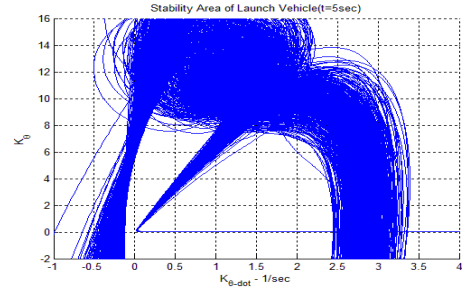
- step 1) 발사체의 모든 다이내믹 특성이 포함된 선형 모델 시스템 안정성 영역(stability area) 분석.
- step 2) 각 비행시점에 대한 안정성 영역 도식.
- step 3) 파라미터 불확실성을 고려한 최대/최소 안정성 영역 경계(upper/lower stability area boundary) 설정.
- step 4) 안정성 영역 경계(stability area boundary)로부터 설계조건에 부합하는 제어이득 선정.
- step 5) 선정된 제어이득을 적용한 선형모델 자세안정성 재분석 및 비선형 시뮬레이션에서 타당성 분석

본 논문에서는 안정성 영역 경계(stability area boundary) 설정을 위한 강체, 공력 슬로싱 및 TVC 구동장치 선형모델에 대하여 다음과 같은 파라미터 불확실성을 고려하였다.

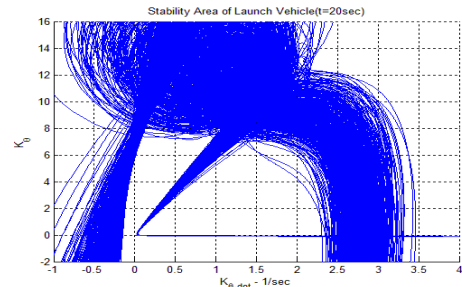
$$\begin{aligned}
 M_{\delta} &= M_{\delta,nom} + \Delta_{M_{\delta}} M_{\delta,nom}' \quad (\Delta_{M_{\delta}} = \pm 10\%) \\
 M_{\alpha} &= M_{\alpha,nom} + \Delta_{M_{\alpha}} M_{\alpha,nom}' \quad (\Delta_{M_{\alpha}} = \pm 10\%) \\
 \zeta_{\theta} &= \zeta_{\theta} + \Delta_{\zeta_{\theta}} \quad (\Delta_{\zeta_{\theta}} = +5\%) \\
 \omega_{\theta} &= \omega_{\theta,nom} + \Delta_{\omega_{\theta}} \omega_{\theta,nom}' \quad (\Delta_{\omega_{\theta}} = \pm 5\%) \\
 \zeta_{tvc} &= \zeta_{tvc} + \Delta_{\zeta_{tvc}} \quad (\Delta_{\zeta_{tvc}} = +5\%) \\
 \omega_{tvc} &= \omega_{tvc,nom} + \Delta_{\omega_{tvc}} \omega_{tvc,nom}' \quad (\Delta_{\omega_{tvc}} = \pm 10\%)
 \end{aligned}
 \tag{18}$$

추력모멘트계수(M_{δ}), 공력모멘트계수(M_{α}), 슬로싱 고유주파수(ω_{θ}) 및 TVC 구동장치 고유주파수

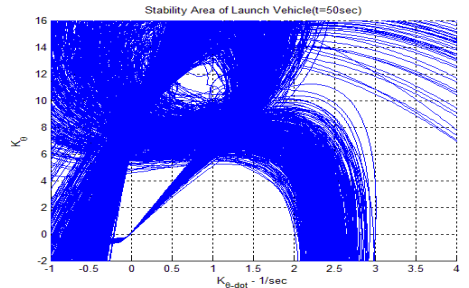
(ω_{tvc})는 각각 Δ 크기의 표준편차를 갖는 정규분포(normal distribution) 확률변수, 슬로싱 댐핑계수(ζ_{θ}), TVC 구동장치 댐핑계수(ζ_{tvc})는 5%의 표준편차를 갖는 균일분포(uniformly distribution) 확률변수로 모델링하여 시스템에 적용하였다. 파라미터 불확실성이 존재하는 경우 각 비행시점에서 안정성 영역 분석 결과는 그림 7에 나타났다.



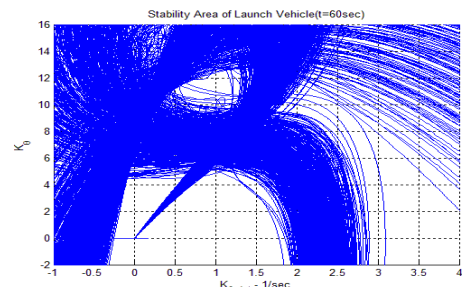
(a) 비행시간 5sec



(b) 비행시간 20sec



(c) 비행시간 50sec



(d) 비행시간 60sec

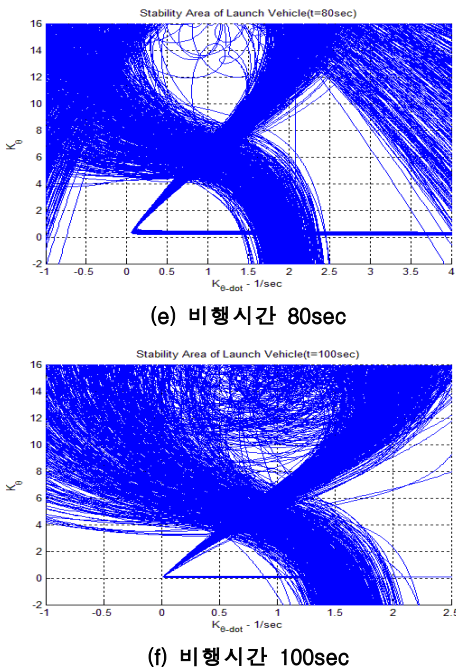


그림 7. 파라미터 불확실성을 고려한 안정성 영역(stability area)

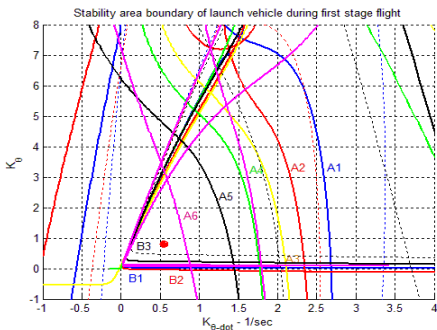


그림 8. 1단 비행구간 자세안정성 영역 경계 (Stability area boundary)

분석 결과로부터 저주파수 영역에서의 자세안정성은 강제, 공력 및 추력의 영향이 지배적임을 알 수 있고 슬로시 모드의 경우 자체적인 댐핑 영향으로 충분히 감쇄되고 있음을 확인할 수 있다.

그림 7에서 살펴볼 수 있는바와 같이 각 비행시점에서 작용하는 파라미터 변화에 의하여 매핑된 특성방정식의 궤적은 분산된 형태로 표현되고, 각 분산된 궤적의 중첩된 영역이 불확실성 영향이 고려된 안정성 영역을 형성하게 된다. 한편, 각각의 비행시점에서 K_{β} , K_{β} 의 중첩된 영역의 최대-최소 경계치를 도출하면 최종적으로 1단 전 비행구간에 대하여 안전한 영역을 확보할

수 있다. 그림 7의 결과로부터 최대(lower bound)/최소(upper bound) 안정성 영역 경계를 각 비행시점에 대해서 도시하면 그림 8과 같이 나타난다.

그림 8에서 A1~A6은 각 비행시점에서 상부의 안정성 영역 경계(upper stability boundary)가 최소(minimum) 조건, B1~B3은 각 비행시점에서 하부의 안정성 영역 경계(lower stability boundary)가 최대(maximum)되는 조건을 의미한다. 그림에서 중첩된 안정성 영역의 범위는 미분이득 $[0 \sim 0.87]$, 비레이득 $[0 \sim 2.92]$ 임을 확인할 수 있다.

앞서 언급한바와 같이 이득 스케줄링을 하지 않은 경우 제어이득은 모든 비행구간에서 중첩된 안정성 영역 내부에 위치하여야만하고, 설계요구조건에 부합하는 안정성 여유(positive GM / PM max, negative GM < -6dB) 확보를 위하여 최종 제어이득은 $K_{\beta} = 0.55$, $K_{\beta} = 0.8$ 으로 선정하였다. 선정된 제어이득의 위치는 그림 8에서 '●' 표시 하였다.

상기 제어이득을 적용하여 비행시점 100sec에서 선형 개루프 모델의 나이키스트 분석 결과는 그림 9와 같다.

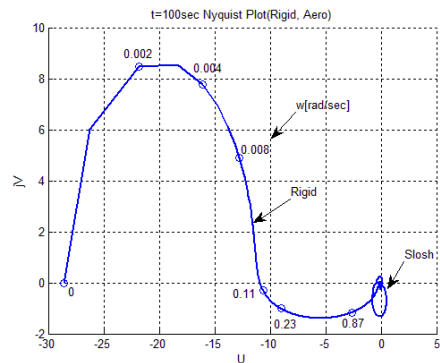


그림 9. 나이키스트 선도(저주파수 영역)

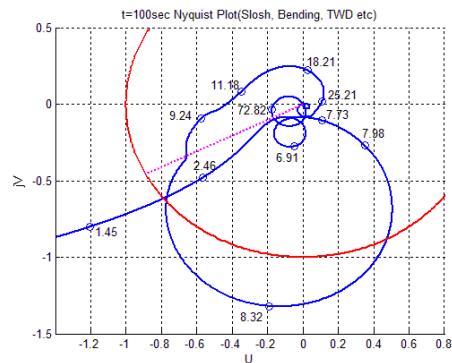


그림 10. 나이키스트 선도(고주파수 영역)

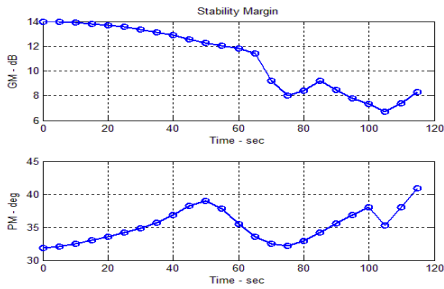


그림 11. 1단비행구간에서 자세안정성 여유 변화

강제, 공력, 슬로 및 벤딩 모드 등에 대하여 선정된 제어이득은 나이키스트 안정성 조건을 만족하고 있음을 확인할 수 있다.

한편, 선정된 제어이득을 1단 전 비행구간에 대하여 적용한 뒤 이득여유, 위상여유 분석 결과는 그림 11에 나타났다.

그림에서 보는바와 같이 안정성 영역 판별법을 기반으로 선정된 제어이득을 시스템에 적용하였을 때 저주파수 영역 자세 안정성 요구조건 ($GM > 6\text{dB}$, $PM > 30\text{deg}$)을 만족하고 있음을 확인할 수 있다.

한편, 그림에서 비행시간 105초 이후 연료, 산화제 감소로 슬로시 모드 영향이 줄어들면서 전체 시스템의 이득 및 위상 여유가 증가하는 결과를 보이고 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 안정성 영역 판별법에 근거한 파라미터 공간상에서 제어이득 선정 기법에 대한 연구를 수행하였다. 안정성 영역 결정을 위한 D-Decomposition 기본 이론을 소개하고, 이를 기반으로 일반적인 발사체의 1단 비행구간에 관한 제어이득 결정과정을 수록하였다. 본 기법을

바탕으로 설정된 제어이득은 1단부 전 비행구간에서 자세 안정성 요구조건을 만족하는 결과를 확인할 수 있었으며, 기존 설계 방법과 더불어 발사체 제어이득 결정시 상호 보완적인 역할을 할 것으로 기대된다.

참고문헌

- 1) James A. Frosch, "Saturn AS-501/S-IC Flight Control System Design", J. Spacecraft, Vol. 4, No. 8, Aug. 1967, pp. 1003~1009.
- 2) Charles Halt etc, "Ares I Flight Control System Overview", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA-2008-6287, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii.
- 3) Hideto Suzuki etc, "Analysis and Evaluation of H-IIA Launch Vehicle Control System", 12th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, pp. 73~78, 2002.
- 4) C. Bissell, "Theory, politics.. and history? - Early post-war Soviet control engineering", Measurement + Control, Vol. 37, No. 10, Dec. 2004, pp. 312-315.
- 5) J. Nanda etc, "Optimization of Voltage Regulator Gains By the D-Decomposition Technique for Best Steady States Stability", IEEE Trans. on Power Apparatus and Systems, PAS-90, No.6, pp. 2488~2494, Nov., 1971.
- 6) Rolf Lanzkron etc, "D-Decomposition Analysis of Automatic Control Systems", IRE Trans. on, Automatic Control, Vol 4, No 3, Dec., 1959, pp. 150~171.
- 7) 선병찬, 박용규, 최형돈, "3단형 발사체 TVC 자세제어 설계 및 분석", 한국항공우주학회지, 제33권 제2호, 2005, 2, pp. 67~74.