

## 나로호 질소가스 추력기시스템 자세제어기 설계 및 종합성능시험

선병찬\*, 박용규\*\*, 오충석\*\*\*, 노응래\*\*\*\*

### Controller Design and Integrated Performance Tests on Nitrogen-Gas Reaction Control System of KSLV-I

Byung-Chan Sun\*, Yong-Kyu Park\*\*, Choong-Suk Oh\*\*\*, Woong-Rae Roh\*\*\*\*

#### Abstract

This paper deals with attitude controller design and integrated performance tests on the nitrogen gas reaction control system of KSLV-I. Some major factors which are necessarily required in designing a stabilizing controller of reaction control system are investigated, and the corresponding equations are given. Experimental configurations and test conditions for system level integrated performance tests of the KSLV-I nitrogen gas reaction control system are summarized. It is shown that, based on the experimental data, operational performances of nitrogen gas reaction control system can be analyzed in terms of gas consumption, thrusting force, time delay, and specific impulse. It is also shown that a conformance of the controller to flight can be evaluated. Finally the onboard controller of KSLV-I reaction control system is shown to perform normally with enough stability margin via the first flight test result.

#### 초 록

본 논문에서는 나로호 질소가스 추력기시스템에 대한 자세제어기 설계 과정과 종합성능 시험에 대해 다루고 있다. 발사체의 비행 안정성을 보장하도록 추력기 자세제어기 설계를 수행하는 데 있어서 반드시 고려해야 할 주요 사항들에 대해 살펴보고 관계식을 제시하였다. 나로호 질소가스추력기 시스템에 대한 시스템레벨 종합성능시험을 위한 시험구성과 시험조건 등을 정리하였고, 성능시험 데이터로부터 추력기 시스템의 가스 소모량, 추력, 시간 지연, 비추력 특성 등의 운용 성능과 추력기 자세제어기의 비행 적합성 평가가 가능함을 보였다. 최종적으로, 1차 비행시험 결과를 통해, 나로호 탑재 추력기 자세제어시스템이 충분한 안정성 여유를 가지고 정상적으로 동작하였음을 보였다.

키워드 : 나로호(KSLV-I), 추력기시스템(reaction control system), 질소가스(nitrogen gas), 제어기 설계(controller design), 종합성능시험(integrated performance test)

접수일(2012년 9월 14일), 수정일(1차 : 2012년 10월 16일, 2차 : 2012년 10월 18일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

\* 체계설계팀/bcsun@kari.re.kr

\*\* 체계설계팀/kyu2002@kari.re.kr

\*\*\* 체계설계팀/ocs@kari.re.kr

\*\*\*\* 체계설계팀/rwr@kari.re.kr

## 1. 서 론

발사체 자세제어용 추력기시스템으로서 냉가스 방식이나 하이드라진 계열의 액체 추진제 방식이 많이 사용되고 있다[1]. 질소 냉가스 추력기시스템의 경우 액체 추진제 방식의 추력기에 비해 비추력이 낮은 편이므로 큰 추력을 필요로 하는 대형발사체 1단부나 긴 시간 동안 운용해야 하는 발사체 상단에는 적용하기가 어렵지만 고고도에서 비교적 짧은 시간동안 운용되는 발사체 상단부 제어용으로는 단순한 구조의 신뢰성 높은 추력기시스템으로서 여전히 활용도가 높은 편이다. 현재 미국의 Delta-II 발사체를 비롯한 여러 발사체의 상단부 자세제어용으로 사용되고 있고[2~3] 국내에서도 KSR-III 1단부 롤 자세제어용으로 사용된 바 있으며, 나로호 2단부 3축 자세제어용(그림 1 참조)으로 적용되기도 하였다[4~8]. 별도의 연소 과정을 필요로 하지 않고 친환경적인 연료이면서 다루기가 어렵지 않은 점, 국내 개발 기술을 보유하고 있는 점 등 여러 장점을 가지고 있기 때문에 후속 발사체 개발에 있어서도 지속적인 활용이 예상된다.

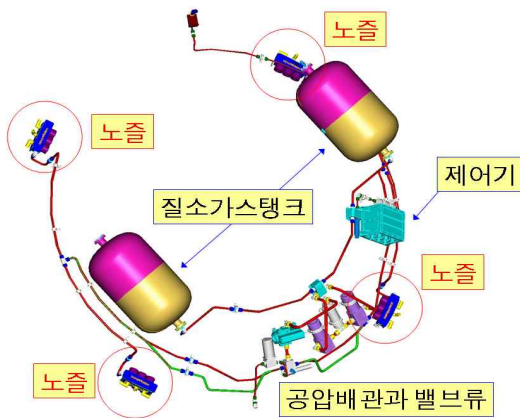


그림 1. 나로호 2단부 질소가스 추력기시스템 구성

질소가스 추력기를 이용한 발사체 자세제어는 기본적으로 ON/OFF 펄스제어 방식으로 이루어진다. 자세제어오차를 줄이기 위한 단순한 펄스

방식, 시간지연 등에 의해 발생한 데드존 효과를 감안한 슈미트 트리거 방식, 펄스의 작동주파수 변조방식 등 여러 형태의 ON/OFF 제어방식이 가능하다. KSR-III 에서는 슈미트 트리거 방식의 제어알고리즘을 성공적으로 적용한 바 있으며 그 경험을 토대로 나로호 2단부 질소가스 추력기 시스템에 대해서도 슈미트 트리거 방식의 제어가 설계되었다. 나로호 2단부 추력기시스템의 경우 1/2단 분리 시점부터 킥모터 점화시점까지의 3축 자세제어 뿐만 아니라 킥모터 연소종료 시점부터 위성 분리 시점까지의 3축 자세제어 등 2단부의 전 비행구간에 걸쳐서 작동된다.

질소가스 추력기시스템에 대한 성능시험은 크게 단품레벨 시험과 시스템레벨 시험으로 구분할 수 있다. 단품레벨 시험에서는 추력기 각각에 대한 시간지연성능과 추력 및 비추력 성능을 평가할 수가 있고, 시스템레벨 시험에서는 탑재시스템과 동일한 연료탱크 및 가압시스템, 동일한 공압배관 환경하에서 가급적 비행시와 동일한 제어 명령으로 추력기를 구동시키면서 추력기시스템의 종합적인 성능을 평가하게 된다. 단품레벨 시험을 통과했다 하더라도 시스템레벨 시험에서 제대로 작동하지 못하는 경우가 발생하기도 하는데, 이는 운용 환경의 차이에서 비롯된 현상으로 볼 수가 있으며, 최종적으로 시스템레벨 시험을 통과해야만 비행용으로써 탑재가 가능하다.

이에, 본 논문에서는 나로호 2단부 3축 자세제어용 질소가스 추력기시스템에 대한 자세제어기 설계, 시스템레벨 종합성능시험 방법, 성능분석 방법 및 개략적인 결과 등에 대해 정리하고자 한다. 아울러 비행용 추력기시스템에 대한 성능 분석 결과를 제시하고자 한다.

## 2. 질소가스 추력기시스템 자세제어기 설계

### 2.1 슈미트 트리거 제어기

나로호 질소가스 추력기시스템에 적용된 슈미트 트리거 자세제어기 구조를 블록다이어그램으

로 나타내면 그림 2와 같다. 설계 파라미터는 데드밴드 계수  $D$ , 히스테시스 계수  $H$ , 각속도 제한이득  $K_D$  및 자세오차 포화함수  $\phi_s$  의 네 가지이다.

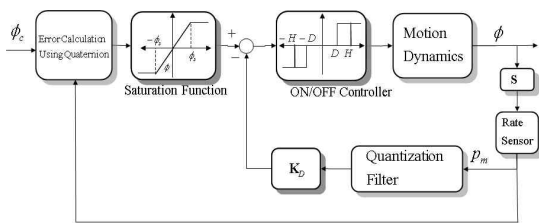


그림 2. 슈미트 트리거 제어루프

대부분의 해외발사체와 마찬가지로 나로호 2단에서도 각속도센서를 이용해서 자세각을 계산하는데, 각속도 측정값을 적분하는 과정에서 고주파 측정잡음에 의한 악영향을 제거하기 위한 목적으로 저주파 필터(그림 2에서 'Quantization Filter'에 해당)가 적용되었다.

추력기 노즐의 밸브개폐 시에 존재하는 시간 지연 요소를 감안해서 슈미트 트리거 제어기에 의해 형성되는 리미트사이클을 그림으로 나타내면 그림 3~4와 같다.

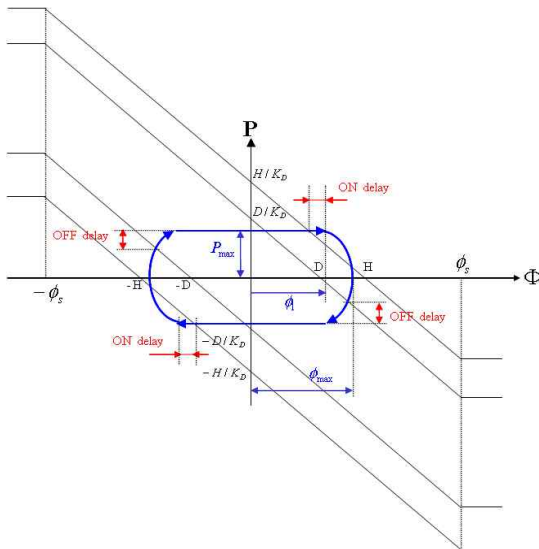


그림 3. 리미트사이클 형성: 외란 없는 경우

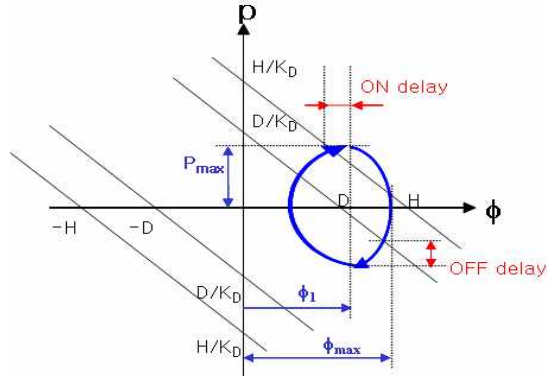


그림 4. 리미트사이클 형성: 외란 있는 경우

그림 3과 같이 외란이 없는 경우, 리미트사이클 상의 자세오차  $\phi_1$ ,  $\phi_{max}$  및 최대각속도 오차  $P_{max}$ 는 다음의 식으로 표현된다[3].

$$P_{max} = \frac{\bar{T}_c t_{D_{off}} (2K_D - t_{D_{off}}) + 2(H - D)}{2(2K_D - t_{D_{on}} - T_{D_{off}})} \quad (1)$$

$$\phi_1 = \frac{\left[ 2H(K_D - t_{D_{on}}) + 2D(K_D - t_{D_{on}}) - \bar{T}_c t_{D_{off}} (K_D - t_{D_{on}})(2K_D - t_{D_{off}}) \right]}{2(2K_D - t_{D_{on}} - t_{D_{off}})} \quad (2)$$

$$\phi_{max} = \phi_1 + \frac{1}{2T_c} P_{max}^2 \quad (3)$$

$$t_{LC} = 4 \left( \frac{\phi_1}{P_{max}} + \frac{P_{max}}{T_c} \right) \quad (4)$$

$$DR = \frac{4P_{max}}{t_{LC} T_c} \quad (5)$$

$$\bar{T}_c = \frac{T_c L_c}{I} \quad (6)$$

여기서,  $t_{LC}$ 는 리미트사이클의 주기,  $DR$ 은 추력기의 ON 펄스시간의 상대비율(즉, duty ratio)을 의미한다.  $T_c$ 는 추력기의 개당 추력에 해당하고,  $L_c$ 는 추력기의 제어모멘트이며,  $\bar{T}_c$ 는 제어모멘트를 관성모멘트  $I$ 로 나눈 값이다.

추력기시스템을 이용해서 발사체 자세제어를 안정적으로 수행하기 위해서는 추력기시스템에

의해 형성된 리미트사이클이 깨어지지 않고 유지 되도록 제어기 설계가 이루어져야 한다.

## 2.2 리미트사이클 안정성 조건

안정적인 리미트사이클을 설계하기 위한 조건으로서 데드밴드 과응답 (Deadband Overshoot) 상황이 발생하지 않아야 한다는 점을 우선적으로 들 수가 있다. 데드밴드 과응답 상황은, 설계된 데드밴드 폭이 너무 좁아서 추력기 명령이 OFF 되었음에도 불구하고 시간지연에 의해 계속 ON 상태를 유지하면서 반대편 데드밴드까지 도달하게 되는 경우에 해당한다. 반대편 데드밴드에 도달하게 되면 추력기 명령은 곧이어 ON 상태가 되므로 추력기 작동시간이 늘어나고 연료소모가 과도하게 발생하게 된다. 따라서 이러한 경우를 방지할 수 있도록 충분한 크기의 데드밴드가 설정되어야만 한다.

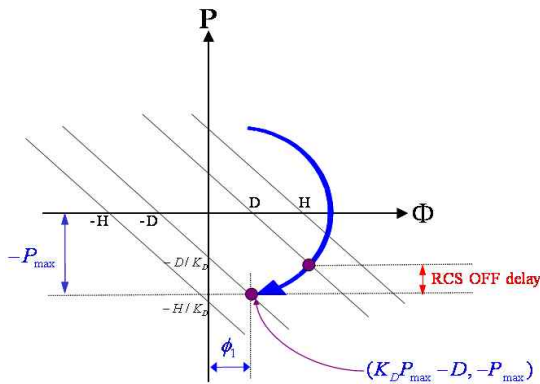


그림 5. 데드밴드 과응답 상황

한편, 데드밴드가 너무 크게 설정되면 리미트 사이클 상의 자세오차가 너무 커지므로, 발사체에 요구되는 자세정밀도를 만족하는 범위 내에서 가급적 큰 값으로 데드밴드를 설정하는 것이 무엇보다 중요하다.

외란이 없는 경우의 리미트사이클 관계식으로부터 데드밴드 오버슈트가 발생하지 않기 위한 조건은 다음과 같이 표현할 수가 있으며

$$\phi_1 > K_D P_{\max} - D \quad (7)$$

데드밴드 변수  $d = 0.5(H+D)$  및 히스테레시스 비율  $HR = (H-D)/(H+D)$  을 이용해서 다음과 같이 나타낼 수가 있다. 여기서,  $d_{low}$  는 데드밴드 과응답 현상이 발생할 경우의 데드밴드 값으로서 설계할 데드밴드의 하한치가 된다.

$$d > d_{low} \quad (8)$$

$$d_{low} = \frac{\bar{T}_c t_{D_{off}} (2K_D - t_{D_{on}})(2K_D - t_{D_{off}})}{4\{2K_D - t_{D_{on}} - t_{D_{off}} - HR(2K_D - t_{D_{on}})\}} \quad (9)$$

일반적인 질소가스 추력기시스템에 있어서 시간지연요소가 수십 msec 수준에 불과하므로  $K_D$  에 비해 상대적으로 아주 작은 값이 되며, 이로부터 데드밴드 하한치를 다음과 같이 근사시킬 수가 있다.

$$d_{low} \approx \frac{\bar{T}_c K_D}{2(1 - HR)} t_{D_{off}} \propto t_{D_{off}} \quad (10)$$

데드밴드 하한치가 OFF 시간지연요소에 비례해서 커지는 값을 알 수가 있다. 즉, 설계된 데드밴드 변수  $d$  가  $d_{low}$  에 비해 충분히 큰 값이라면 그만큼 OFF 시간지연에 대한 안정성 여유가 많이 확보 가능함을 의미하게 된다.

데드밴드 과응답 상황 외에 제어기 설계시에 중요하게 고려할 사항으로서 구조 벤딩모드와의 커플링 현상을 들 수가 있다. 데드밴드가 작을 경우, 구조 벤딩에 의해 발생한 각속도 증가량에 의해서 반대편 데드밴드에 예상보다 빨리 도달할 수가 있고 이로 인해 추력기 작동시간이 증가할 수가 있다. 따라서 이 경우에도 추력기 작동시간이 급격히 증가하지 않을 정도로 충분한 크기의 데드밴드를 설정하는 것이 바람직하다. 구조 벤딩 외의 고주파수 잡음 성분 또한 연료 소모를 증가시키는 요인으로 작용할 수가 있는데 이러한 영향들의 경우 그림 2의 'Quantization Filter'를 이용해서 상당 부분 제거할 수가 있다.

한편, 시간지연이 충분히 작다는 가정을 통해, 리미트사이클 상의 최대각속도, 자세오차, 및

ON/OFF 펄스시간에 대한 관계식을 다음과 같이 근사시킬 수가 있는데

$$P_{\max} \approx \frac{\bar{T}_c}{2} t_{D_{off}} + \frac{d}{K_D} HR \quad (11)$$

$$\phi_1 \approx -\frac{\bar{T}_c}{2} t_{D_{off}} + d \quad (12)$$

$$t_{ON} \approx t_{D_{off}} + \frac{2}{\bar{T}_c} \frac{d}{K_D} HR \quad (13)$$

$$t_{OFF} \approx -\frac{K_D}{\bar{T}_c} \frac{t_{D_{off}}}{d} \frac{HR}{HR} + \frac{2K_D}{HR} \quad (14)$$

OFF 시간지연요소와 히스테레시스 비율  $HR$ 의 함수로 표현된다. 시간지연요소를 무시할 경우, 전적으로  $HR$ 에 비례해서 리미트사이클의 최대각속도 및 ON 펄스시간이 결정됨을 알 수가 있다.  $HR$ 이 너무 작을 경우 최대각속도가 작아지면서 ON 펄스시간이 짧아지고 리미트사이클의 주파수가 증가하게 되는 바, 가끔적 리미트사이클의 주파수를 낮게 설정해서 발사체의 다른 운동 모드와의 공진현상을 방지하는 것이 바람직하며, ON 펄스시간의 경우에도 너무 짧지 않게 설정해서 추력기 노즐이 열린 후 정상상태에 미처 도달하기 전에 닫히는 경우가 발생하지 않도록 할 필요가 있다. 반대로,  $HR$ 이 너무 클 경우에는 OFF 시간에 비해 ON 시간이 상대적으로 커지면서 추력기 작동시간이 상대적으로 증가하고 연료소모가 과도해지는 문제가 발생하기도 한다. 따라서, 각속도 요구조건을 만족하는 범위 내에서 적절한 연료소모량과 리미트사이클 주파수 설정이 가능하도록 히스테레시스 비율  $HR$ 을 설계할 필요가 있다.

### 2.3 나로호 추력기시스템 자세제어기 설계

앞서의 고려사항을 토대로 나로호 2단부 질소가스 추력기시스템의 자세제어기 설계를 수행하였다. 먼저 위성분리 시점까지의 주요 설계 요구조건을 정리하면 다음과 같다. 이 조건들은 질소가스 탑재량 기준으로 수용 가능한 추력기 작동시간 비율, 다른 운동 모드와 커플되지 않도록 하는 리미트사이클 주파수 특성, 및 위성분리시

요구되는 발사체 자세오차 요구조건 등을 토대로 설정되었다. 추력기 시간지연은 최대 50 msec 로 가장하였다.

- 최소 ON 펄스시간  $\geq 0.1$  sec
- 리미트사이클 주기  $> 6.0$  sec  
(리미트사이클 주파수  $< 0.167$  Hz)
- Duty ratio  $< 5$  %
- 데드밴드  $> 6$  x 데드밴드 하한치
- 자세각오차:  $< 1.0$  deg(피치/요)  
 $< 3.0$  deg(롤)
- 각속도오차:  $< 0.5$  deg/sec(피치/요)  
 $< 1.5$  deg/sec(롤)

데드밴드 하한치의 6배 이상이 되도록 데드밴드 설계가 이루어져야 한다는 조건은 시간지연마진을 충분히 확보하기 위한 목적으로 포함되었다. 나로호 2단부의 비행구간별 주요 시스템 파라미터와 제어기 설계 결과를 정리하면 표 1~2와 같다. 각 비행구간에서의 제어기 파라미터를 상수 형태로 설계하더라도 (제어기 파라미터에 대한 상세 정보는 자료 보안 문제로 인해 미포함) 각 비행구간에 해당하는 요구조건들을 모두 만족하고 있음을 확인할 수가 있다.

표 1. 나로호 2단 추력기시스템 피치/요 자세제어기 설계 결과

구 분	단분리~ 킵모터 점화	킵모터 연소종료 ~위성분리
▷ 시스템 파라미터		
$T_c$ (N)	22	22
$L_c$ (m)	1.2	1.1
$I$ (kg · m <sup>2</sup> )	1030.5	580.7
▷ 리미트사이클 특성		
$HR$	0.111	0.111
$d_{\min}$ (deg)	0.0414	0.0808
$d/d_{\min}$	10.86	8.35
$P_{\max}$ (deg/sec)	0.090	0.126
$\phi_1$ (deg)	0.414	0.605
$\phi_{\max}$ (deg)	0.573	0.796
$t_{ON}$ (sec)	0.123	0.106
$t_{LC}$ (sec)	18.596	19.382
$DR$ (%)	1.32	1.09

표 2. 나로호 2단 추력기시스템 롤 자세제어기 설계 결과

구분	단분리~ 키크모터 접화	키크모터 연소구간	키크모터 연소종료 ~ 위성분리
▷ 시스템 파라미터			
$T_c$ (N)	44	88	44
$L_c$ (m)	1.0	1.0	1.0
$I$ ( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )	453.0	453~266.5	266.5
▷ 리미트사이클 특성			
$HR$	0.111	0.111	0.111
$d_{\min}$ (deg)	0.126	0.158~0.269	0.134
$d/d_{\min}$	7.15	11.39~6.70	6.70
$P_{\max}$ (deg/sec)	0.277	0.738~0.944	0.472
$\phi_1$ (deg)	0.792	1.668~1.575	0.788
$\phi_{\max}$ (deg)	1.187	3.070~2.924	1.462
$t_{ON}$ (sec)	0.100	0.100~0.133	0.100
$t_{LC}$ (sec)	11.634	6.88~9.30	6.877
$DR$ (%)	1.712	2.85~2.90	2.90

위성분리가 이루어진 이후에는 위성과의 충돌 방지를 위한 피치축 회피기동이 수행되는데 이 구간에서의 정밀한 3축 자세제어는 필요하지 않으며 단지 가급적 빠른 시간 내에 회피기동을 수행하기 위한 목적으로 피치축 자세오차 포화합수를 이전 구간에 비해 2배의 크기로 설정하게 된다. 한편, 키크모터 연소구간에서는 고체연료가 빠른 속도로 소진되면서 관성질량 등 시스템 파라미터가 급격히 변하기 때문에 롤 추력기 자세제어기 설계가 다른 구간에 비해 다소 까다로울 수가 있는데, 그럼에도 불구하고 주어진 요구조건을 만족하는 상수의 제어기 파라미터 설계가 가능하였다.

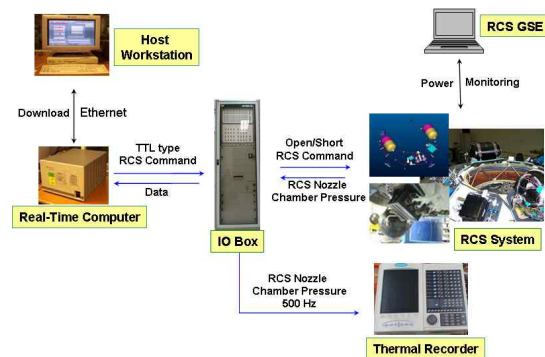
### 3. 질소가스 추력기시스템 종합성능시험

#### 3.1 방폭실 종합성능시험

나로호 2단부 질소가스 추력기시스템의 비행 성능을 예측하고 자세제어기의 설계 성능을 검증하기 위해 종합성능시험을 수행하였다. 질소가스 추력기시스템에 대한 종합성능시험은 발사체 실시간모의시험(HILS 시험)과 연계해서 이루어지게

되는데, 질소가스 탱크의 충전상태 및 인터페이스 구성에 따라 방폭실 종합성능시험과 HILS실 종합성능시험으로 구분되어진다.

먼저, 방폭실 종합성능시험을 위한 시험구성을 그림으로 나타내면 그림 6과 같다. 방폭실 종합성능시험은 질소가스 탱크를 발사체와 동일한 고압으로 충전한 상태에서 수행하는 시험에 해당하는데, 탱크압력이 3,000 psi 이상이 되므로 안전상의 이유로 방폭실에서만 시험이 가능하다. 비행상황에 대한 6자유도 시뮬레이션 및 추력기 명령 생성은 실시간컴퓨터를 이용해서 이루어진다. 추력기 노즐에서 생성되는 추력은 노즐 챔버에 장착된 압력센서로 측정해서 6자유도 프로그램의 입력으로 궤환시키는데, 이러한 궤환유무에 따라 개루프 및 폐루프 시험이 가능해진다. 각 추력기 노즐에서 측정된 챔버압 데이터는 500 Hz 이상의 샘플링 주기로 별도의 저장장치로 보내져서 추력기 자체의 성능 분석에 활용된다.


 그림 6. 나로호 추력기시스템의 방폭실  
종합성능시험

#### 3.2 HILS실 종합성능시험

그림 7은 실제 비행시와 동일한 인터페이스 환경에서 수행되는 HILS실 종합성능시험의 구성을 보여준다.

발사체 6자유도 시뮬레이션과 연동해서 3축 모션테이블(TAFMS)을 구동시키면 테이블 위에 장착된 관성항법장치(INGU)에서 각속도 및 자세를 측정해서 추력벡터제어(TVC)용 구동장치 및 추력

기(RCS) 명령을 생성한다. 관성항법장치에서 생성된 제어명령에 따라 구동장치 및 추력기시스템이 작동되고 TVC 노즐의 회전각과 추력기 노즐의 챔버압은 다시 발사체 6자유도 시뮬레이션 프로그램의 입력으로 케환된다. 방폭실 종합성능시험에서와 마찬가지로 이때 측정된 추력기 노즐 챔버압은 추력기 자체의 성능분석에 활용 가능하다.

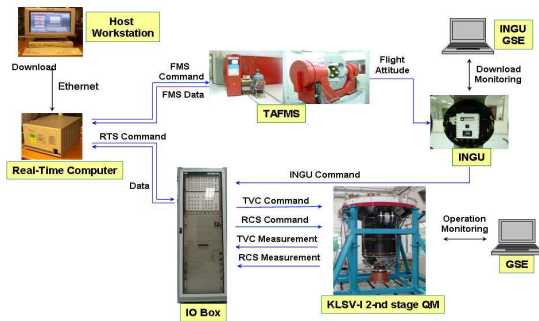


그림 7. 나로호 추력기시스템의 HILS실 종합성능시험

HILS실 종합성능시험은 3축 모션테이블의 실시간 운용을 중심으로 구성되므로 HILS 시험실에서 수행되어야 하며 이때 추력기시스템의 질소가스 탱크는 안전문제로 인해 시험에 필요한 압력까지만 충전해서 적용하게 된다. 나로호 추력기시스템의 질소가스를 1,000 psi 수준까지 충전해서 적용한 바 있는데, 이는 정상비행조건에서의 질소가스 소모량을 조금 상회하는 수준에 해당한다. HILS 시험실에 방폭실비가 구비되어 있는 경우에는 방폭실 종합성능시험을 별도로 수행할 필요가 없고 HILS실 종합성능시험만 수행해도 무방할 것이다. 방폭실에서의 최대운용압력 성능시험이 반드시 필요한 이유는, 운용압력에 따라 추력기 밸브의 개폐 성능이 달라질 가능성이 있으므로 이를 비행적합성 관점에서 반드시 검증해야 하기 때문이다.

### 3.3 종합성능 시험조건

질소가스 추력기시스템의 종합성능 분석을 위한 대표적인 시험조건으로는 다음의 5가지를 들 수가 있다.

- 정상비행 조건
- 안정성 3- $\sigma$  감소 조건
- 안정성 Max 감소 조건
- 연료소모 3- $\sigma$  증가 조건
- 연료소모 Max 증가 조건

표 3. 나로호 질소가스 추력기시스템 종합성능 시험조건

구 분	상세 조건
정상비행 조건	- 설계조건 적용
안정성 3- $\sigma$ 감소조건	- 정상비행조건 대비 - 관성모멘트 5 % 감소 - 모멘트암 10 % 증가 - RCS 추력 10 % 증가
안정성 Max 감소조건	- 정상비행조건 대비 - 관성모멘트 10 % 감소 - 모멘트암 15 % 증가 - RCS 추력 15 % 증가
연료소모 3- $\sigma$ 증가조건	- 정상비행조건 대비 - 0.66 N·m 피치/요 외란 연속 발생 - 1.32 N·m 롤 외란 연속 발생 - 0.5~3.0 deg/sec 피치/요 분리오차 - 1.7~5.0 deg/sec 롤 분리오차
연료소모 Max 증가조건	- 정상비행조건 대비 - 1.32 N·m 피치/요 외란 연속 발생 - 2.64 N·m 롤 외란 연속 발생 - 1.0~6.0 deg/sec 피치/요 분리오차 - 3.4~10.0 deg/sec 롤 분리오차

안정성 감소 조건은 추력기의 제어모멘트가 정상조건 대비 커지는 경우에 해당하는 것으로 리미트사이클의 안정적인 운용성능 파악을 목적으로 수행되며, 연료소모 증가 조건은 분리이벤트 및 키펌터 연소전후의 외란이 예상보다 크거나 예기치 않은 외란이 존재하더라도 추력기를 이용한 자세제어가 가능한지를 살펴보는 것이 주목적이 된다. 3- $\sigma$  조건은 99.73% 확률 범위 내에서 발생 가능한 외란 조건을 의미하고 Max 조건은 3- $\sigma$  조건의 1.5~2배의 외란에 해당하는 것으로 비행중 예상되는 최대외란 조건을 의미한다. 나로호 추력기 성능시험에 적용된 안정성 감소 조건 및 연료소모 증가 조건을 구체적으로 정리하면 표 3과 같다. 안정성 감소 조건의 경우, 관성모멘트가 감소하거나 추력기의 추력 및 모멘트



압이 증가해서 제어모멘트가 커지는 조건들로 구성되어 있고, 연료소모 증가 조건의 경우에는 분리시 자세오차가 크게 발생하거나 비행중 외란이 존재해서 추력기 작동시간이 늘어나는 조건들로 구성되어 있음을 알 수가 있다.

## 4. 질소가스 추력기시스템 운용성능 분석

### 4.1 질소가스 소모량 분석

비행중의 질소가스 소모량에 대한 예측은 종합성능시험 과정에서의 압력 및 온도 계측을 통해서 이루어진다. 질소가스 탱크의 부피가  $V_{\text{tank}}$ , 시험 시작 시점의 탱크압력 및 탱크온도가  $P_0$ ,  $T_0$ , 시험 종료 시점의 탱크압력 및 탱크온도가  $P_f$ ,  $T_f$  일때 가스 소모량은 다음과 같이 계산 가능하다.

▷ 시험전 탱크 내의 총질소가스량 :

$$M_0 = \frac{0.028 \times (P_0 [\text{psi}] \times 0.068046) \times V_{\text{tank}} [l]}{0.08206 \times Z_0 \times (273.15 + T_0 [^{\circ}C])} \quad (15)$$

▷ 시험후 탱크 내의 잔류 질소가스량 :

$$M_f = \frac{0.028 \times (P_f [\text{psi}] \times 0.068046) \times V_{\text{tank}} [l]}{0.08206 \times Z_f \times (273.15 + T_f [^{\circ}C])} \quad (16)$$

▷ 질소가스 소모량 :  $\Delta m_{N_2} = M_0 - M_f$  (17)

여기서,  $Z_0$ ,  $Z_f$ 는 질소가스 압축인자로서 압력과 온도의 함수로 주어지는 값이며, 가스탱크의 부피  $V_{\text{tank}}$ 는 74.8 리터로서 압력 및 온도에 따라 부피 변동이 거의 없는 것으로 가정하였다. 일반적으로, 고압으로 가스를 충전한 직후에는 탱크의 온도가 상승하게 되며 시간이 지나면서 서서히 상온으로 돌아가는 천이 구간이 존재하게 된다. 천이 구간에서는 탱크온도와 압력이 계속적으로 변하기 때문에 측정이 용이하지 않을 뿐만 아니라 가스량 계산 결과도 계속적으로 달라진다. 따라서, 충전 직후에는 1~2시간 이상의 탱크

안정화 과정을 가질 필요가 있으며, 탱크압력 및 온도가 거의 변하지 않을 때 비로소 그 값을 읽어서 가스량 계산에 적용한다. 마찬가지로, 시험을 통해 질소가스 배출이 계속적으로 수행된 직후에도 안정화 과정을 거친 후 최종적인 탱크압력과 탱크온도를 계측할 필요가 있는데, 이때는 충전시와 반대로 온도가 급격히 하강한 상태에서 서서히 상온으로 회복되는 특성이 있다.

나로호 추력기시스템 종합성능시험 데이터로부터 분석한 가스 소모량 계산 사례를 정리하면 표 4와 같다. 초기 3,085 psi로 충전해서 연속적으로 3회의 시험을 수행한 결과인데, 각 시험조건에 따라 추력기 작동회수가 달라지게 되므로 가스 소모량이 일정하지 않고 2.35~4.21 kg 범위에서 변동됨을 알 수 있다. 3번의 시험이 종료되었을 때 탱크압력은 1,150 psi 까지 낮아지며 압력이 낮아짐에 따라 질소가스 압축인자 또한 작아지는 경향이 있음을 알 수 있다. 편의상 압축인자를 1로서 일정한 값으로 가정하게 되면 고압일수록 실제보다 많은 가스가 소모된 것으로 계산되는데 시험 1의 경우 25% 정도 차이나고 시험 2에서는 12%, 시험 3에서는 3.4% 정도의 차이가 발생하는 것으로 나타나 탱크압력이 약 2,000 psi 이상인 경우에는 반드시 압축효과를 고려할 필요가 있는 것으로 분석된다.

표 4. 나로호 추력기시스템 질소가스 소모량 분석

구 분	시험1	시험2	시험3	전체	
시험 시작	탱크압 (psi)	3085	2543	1882	3085
	탱크온도 (°C)	23.92	19.35	17.80	23.92
	압축인자	1.0642	1.0345	1.0093	1.0642
	가스량 (kg)	16.948	14.596	11.131	16.948
시험 종료	탱크압력 (psi)	2543	1882	1150	1150
	탱크온도 (°C)	19.35	17.80	16.86	16.86
	압축인자	1.0345	1.0093	0.99448	0.99448
	가스량 (kg)	14.596	11.131	6.925	6.925
가스소모량 (kg)	2.352	3.465	4.206	10.023	

### 4.2 추력 특성 분석

각 추력기 노즐에서 분사되는 질소가스에 의해 발생하는 추력의 크기는 각 노즐의 챔버압력 측정치로부터 다음과 같이 계산할 수가 있다.



▷ 압력센서 측정전압 기준 챔버압 환산식 :

$$P_{cham} [psi] = K_{cham} [psi/V] \times V_{cham} [V] + O_{cham} [psi] \quad (18)$$

▷ 챔버압 기준 진공추력 계산식 :

$$T_{vac} [N] = K_{thr} [N/psi] \times P_{cham} [psi] + O_{thr} [N] \quad (19)$$

$V_{cham}$  은 압력센서 측정전압이고,  $K_{cham}$ ,  $O_{cham}$ ,  $K_{thr}$ ,  $O_{thr}$  등은 챔버압력 센서데이터로부터 챔버압력 및 진공추력을 환산하기 위한 계수들로서 각 추력기 노즐에 대한 진공상태 단품시험을 통해 설정되는 값이다. 나로호 질소가스 추력기의 경우 챔버압력이 416 psi 일때 22 N의 설계 진공추력 생성이 가능한 것으로 분석되었다.

그림 8~9는 나로호 추력기시스템 종합성능시험 데이터로부터 환산한 챔버압력 및 추력을 나타낸 것이다. 12개의 추력기 중에서 피치(+) 및 피치(-) 추력기에 대한 결과를 나타내고 있는데 챔버압이 초기 420 psi이던 것이 임무종료시에는 407 psi 까지 감소하였고 추력 또한 초기 22.2 N 정도이던 것이 21.5 N 까지 변화하였음을 확인할 수 있다. 일정한 추력을 생성하기 위해서 압력조절기(regulator) 밸브를 사용하고는 있지만 배관 내의 가스 온도 및 압력이 계속적으로 변하기 때문에 최대 1 N 이내의 추력변동은 여전히 존재하게 된다. 한편, 3 N 정도의 급격한 추력 변동이 발생하는 구간이 존재하기도 하는데 이는 공통의 가스탱크에 연결된 여러 개의 추력기가 동시에 작동할 경우에 일시적으로 압력이 떨어지면서 발생하는 현상으로서, 단품시험에서는 결코 발생하지 않으며 종합성능시험 상황에서만 살펴볼 수 있는 부분에 해당한다.

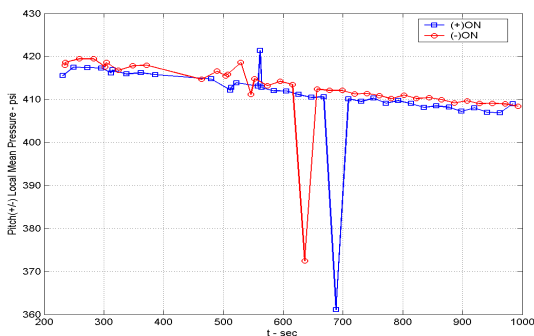


그림 8. 나로호 피치추력기 챔버압 환산 결과

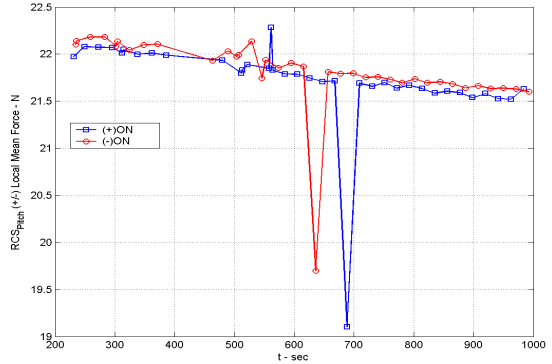


그림 9. 나로호 피치추력기 추력 환산 결과

### 4.3 추력기 시간지연 특성 분석

500 Hz 이상의 샘플링 속도로 측정된 챔버압 데이터로부터 추력기 노즐별 시간지연 특성을 분석할 수가 있다. 그림 10 에서처럼 챔버압력 데이터(그림에서 약 2V 크기의 실선에 해당)를 크기가 1인 펄스로 환산한 후에 ON 펄스 명령(그림에서 1V 크기의 점선에 해당)에서 빼 주면 챔버압력 생성 이전의 ON 지연펄스와 명령신호 종료 후의 OFF 지연펄스를 생성할 수가 있는데 여기서 각 펄스의 길이가 시간지연이 된다.

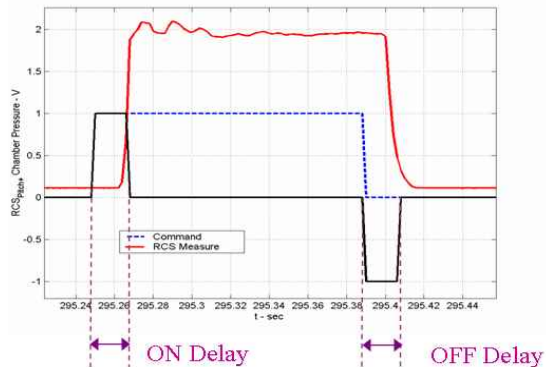


그림 10. 추력기 시간지연 특성 분석

나로호 질소가스 추력기시스템의 경우, 1회의 종합성능시험에서 추력기 노즐의 총개폐 횟수가 수백번에 이르므로 모든 펄스에서의 시간지연 특성을 직접 관찰하기는 쉽지가 않으며 이에 자동

분석틀을 이용해서 분석하였다. 전 시험구간에 대해 각 펄스에서의 시간지연 특성을 자동으로 분석한 후 한꺼번에 그림으로 나타내면 시간에 따른 시간지연 변동 특성을 그림 11과 같은 형태로 나타낼 수가 있다.

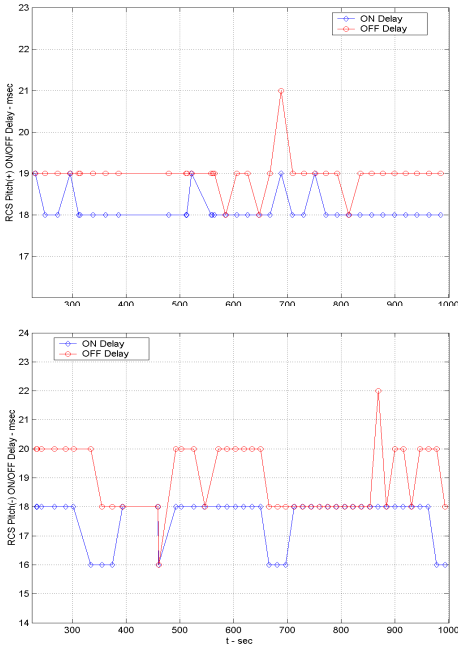


그림 11. 나로호 질소가스추력기 시간지연 변동특성: 피치 추력기의 ON 시간지연(위) 및 OFF 시간지연(아래)

나로호 시험결과에 의하면, 질소가스 추력기 노즐의 시간지연이 20 msec 내외의 값을 가지는 것으로 나타나며 그 변동폭 또한 2~4 msec 범위로 크지 않고 비교적 균일한 개폐 성능을 보이고 있음을 확인할 수가 있다.

#### 4.4 비추력 특성 분석

질소가스 추력기시스템의 비추력 특성은 앞서 계산한 가스 소모량과 추력 데이터로부터 분석할 수가 있다. 전 시험시간에 걸쳐서 추력을 적분하면 총임펄스를 구할 수가 있으며 이 값을 가스 소모량으로 나누면 평균 비추력 성능을 계산할 수가 있다. 관련식을 정리하면 다음과 같다.

▷ 총임펄스 계산식:

$$TS_{total} = \sum_{i=1}^N TS_i, \quad TS_i = \sum_k T_i(t_k) \Delta t \quad (20)$$

▷ 평균비추력 계산식:

$$I_{SP_{mean}} = \frac{TS_{total}}{\Delta m_{N_2} g_0} \quad (21)$$

여기서,  $T_i(t_k)$ 는 시간  $t_k$ 에서  $i$ -번째 노즐의 추력을 의미하고,  $\Delta t$ 는 추력데이터 샘플링 시간간격이며,  $TS_{total}$ 은 총임펄스,  $I_{SP_{mean}}$ 은 평균비추력을 나타낸다.  $\Delta m_{N_2}$ 는 앞서 구한 가스 소모량이고  $g_0$ 는 중력가속도이다.

표 4의 가스 소모량 분석결과를 토대로 나로호 질소가스 추력기시스템의 비추력 특성을 분석하면 결과는 표 5와 같다. 시험조건에 따라 비추력 특성이 64.8~67.1 sec 범위에서 변동되며 전 시험상황을 고려한 평균적인 비추력 특성을 구하면 약 66.4 sec 수준임을 알 수가 있다. 비추력 성능이 정확하게 파악되면 발사체 6자유도 시뮬레이션 분석시 질소가스 소모량 계산 자체의 정확도가 높아질 수가 있으며 아울러 비행시간별 중량 정보 또한 보다 정밀하게 얻어질 수가 있다.

표 5. 나로호 추력기시스템 평균비추력 분석 결과

구 분	시험1	시험2	시험3	전체
가스소모량 (kg)	2.352	3.465	4.206	10.023
총임펄스 (N sec)	1495.5	2266.1	2765.1	6526.7
평균비추력 (sec)	64.84	66.69	67.05	66.41

#### 4.5 발사체 자세제어 적합성 분석

질소가스 추력기시스템의 발사체 자세제어 적합성은 페루프 HILS 시험 상황에서의 리미트사이클 운용 및 자세오차 특성 분석을 통해 판단할 수가 있다. 외란 유무에 따른 추력기 리미트사이클 운용 특성을 살펴봄으로써 자세제어 요구 성능 만족 여부를 확인할 수가 있다.

그림 12~19는 나로호 2단부 질소가스 추력기시스템의 페루프 자세제어 HILS 시험 결과를 개루프 특성과 함께 비교해서 나타낸 것이다. 그림

에서 점선은 개루프 시험결과이고 실선은 폐루프 시험 결과이다. 측정된 추력 레벨 및 추력기 시간지연 등이 설계 성능과 다소 다르기 때문에 개루프 성능과 정확히 일치하지는 않지만 자세오차, 각속도오차 및 리미트사이클 특성이 전반적으로 유사한 형태로 얻어졌고 자세제어 요구 성능 조건 또한 만족함을 확인할 수가 있다.

한편, 추력기의 추력 레벨이 설계 성능 대비 낮아지게 되면 리미트사이클 상의 각속도 오차가 줄어들고 추력기 작동주기가 길어지는 효과가 발생하기도 하는데, 이러한 특성들로 인해 개루프 시험 결과와 폐루프 시험 결과 간에 차이가 발생하게 된다.

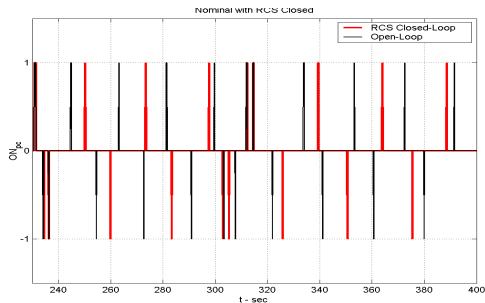


그림 12. 외란 없는 경우의 추력기 명령

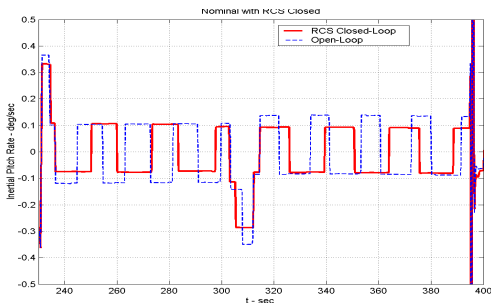


그림 13. 외란 없는 경우의 각속도제어 특성

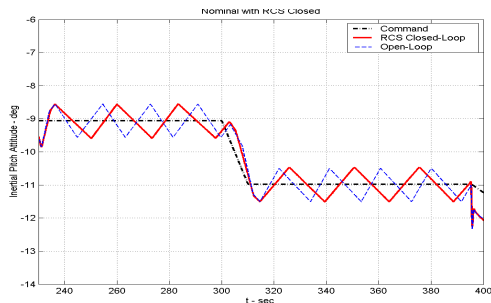


그림 14. 외란 없는 경우의 자세각제어 특성

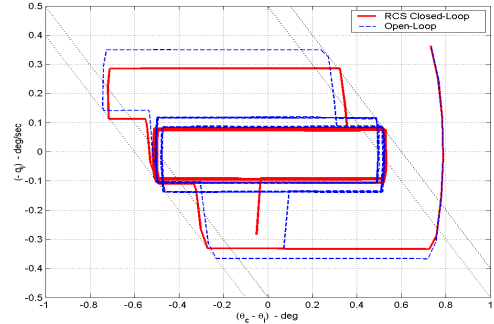


그림 15. 외란 없는 경우의 리미트사이클 특성

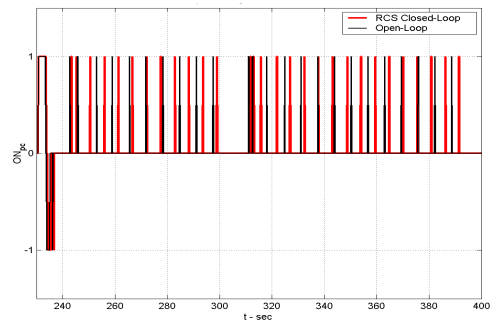


그림 16. 외란 있는 경우의 추력기 명령

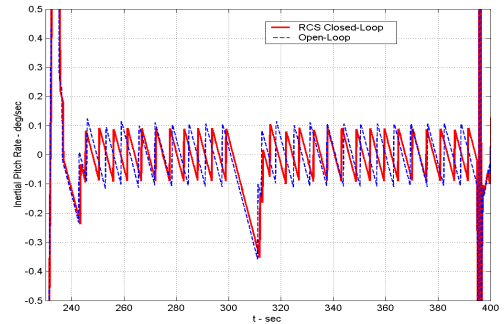


그림 17. 외란 있는 경우의 각속도제어 특성

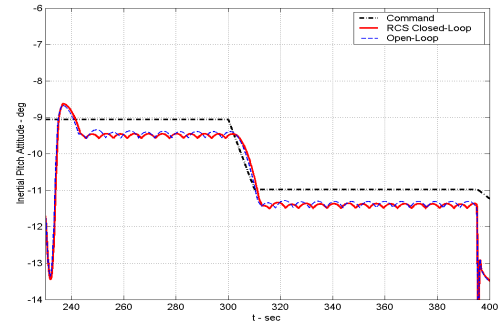


그림 18. 외란 있는 경우의 자세각제어 특성

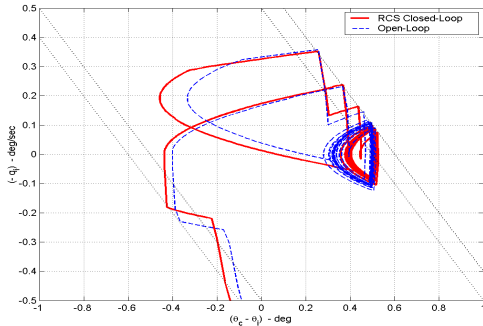


그림 19. 외란 있는 경우의 리미트사이클 특성

### 5. 나로호 1차 비행시험에서의 추력기시스템 작동성능

나로호 1차 비행시험(시험일: 2009년 8월 25일)에서의 질소가스 추력기시스템 작동 성능을 그림으로 정리하면 그림 20~25와 같다. 그림 20~21의 각속도 및 자세각 데이터로부터, 비정상 페어링 분리로 인해 한쪽 페어링이 미분리된 상태로 비행하였음에도 불구하고 추력기시스템 작동에 의해 발사체 자세제어가 제대로 수행되었음을 확인할 수가 있다.

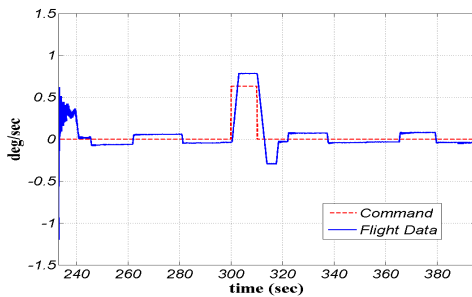


그림 20. 나로호 1차 비행시험 결과 : 피치각속도

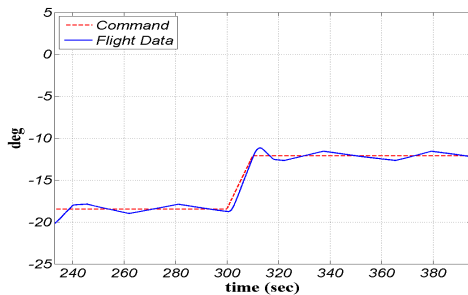


그림 21. 나로호 1차 비행시험 결과 : 피치자세각

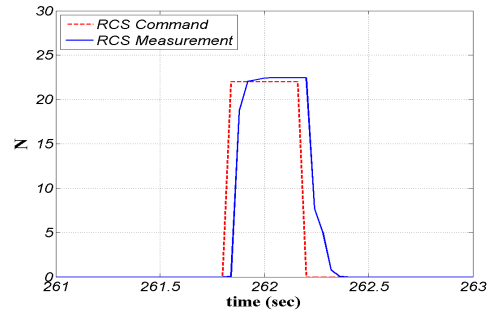


그림 22. 나로호 1차 비행시험 결과 : 피치추력기명령

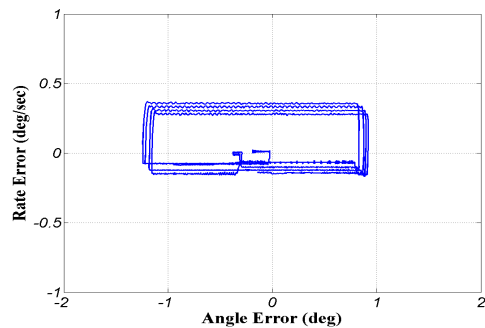


그림 23. 나로호 1차 비행시험 결과 : 롤 리미트사이클

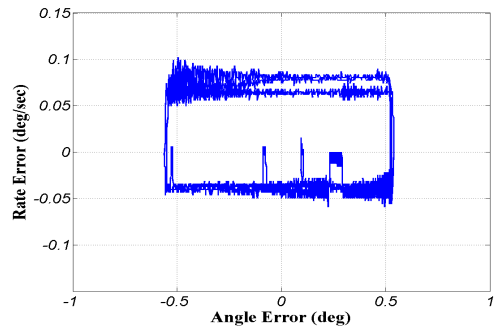


그림 24. 나로호 1차 비행시험 결과 : 요 리미트사이클

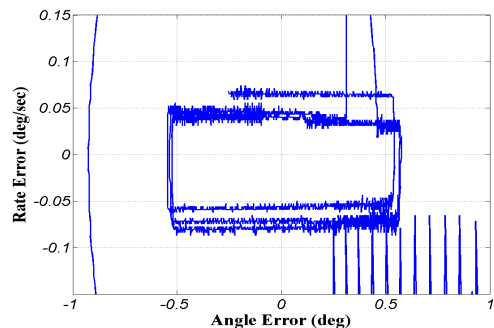


그림 25. 나로호 1차 비행시험 결과 : 피치 리미트사이클

그림 22는 이때의 추력기 ON 펄스를 나타낸 것인데 미분리 페어링에 의해 증가된 발사체의 관성모멘트 영향을 보상하기 위해서 ON 펄스가 0.35초 이상이 되어 설계치 0.1~0.144초 대비 3배 이상 길어진 상태가 되었음을 알 수가 있다. 식 (6),(10),(11)~(14)에 의하면 관성모멘트가 증가할 경우 ON 펄스가 상대적으로 길어지고 데드밴드 하한치가 작아져서 오히려 자세제어 안정성이 좋아질 수 있는 것으로 나타나 비행시험 데이터와 일치하는 결과이다. 그림 23~25는 추력기 작동에 의해 생성된 각축의 리미트사이클을 보여주고 있는데 자세오차 요구조건 내에서 추력기시스템이 정상적으로 운용되었음을 최종적으로 확인할 수 있다.

## 6. 결 론

본 논문에서는 나로호 질소가스 추력기시스템에 대한 자세제어기 설계, 종합성능시험 방법 및 성능분석에 대해 다루었다. 발사체의 비행 안정성을 보장하도록 추력기 자세제어기 설계를 수행하는 데 있어서 반드시 고려해야 할 주요 사항들에 대해 살펴보고 관계식을 제시하였다. 나로호 질소가스 추력기시스템에 대한 시스템레벨 종합성능시험을 위한 시험구성과 시험조건 등을 정리하고, 종합성능시험 데이터로부터 추력기시스템의 가스 소모량, 추력, 시간지연, 비추력 특성 등의 운용 성능과 추력기 자세제어기의 비행 적합성 평가가 가능함을 보였다. 최종적으로, 1차 비행시험 데이터를 통해, 나로호 탑재 추력기 자세제어시스템이 충분한 안정성 여유를 가지고 정상적으로 작동하였음을 보였다.

## 참고 문헌

1. P. Erichsen, "Performance evaluation of spacecraft propulsion systems in relation to mission impulse requirements," Proceeding of Second European Spacecraft Propulsion Conference, ESA SP-398, May 1997.

2. Delta-II Payload Planners Guide, Boeing Company, October 2000.
3. Pegasus User's Guide, Orbital Science Corporation, August 2000.
4. 선병찬, 최형돈, 조광래, "KSR-III 실시간모의 시험," 2003 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2003년 11월, pp.1259~1262.
5. 선병찬, 안재명, 최형돈, "우주발사체 추력기 시스템 자세제어설계," 제 5 회 우주발사체 기술 심포지움, 2004년 5월 21일, pp.228~235.
6. 박용규 외, "위성발사체 HILS 시험 환경 구축," 제 6 회 우주발사체기술 심포지움, 2005년 4월 11일, pp.268~272.
7. 선병찬, 박용규, "추력기를 이용한 우주비행체 자세제어설계," 항공우주기술, 4권 1호, 2005년 7월, pp.186~195.
8. Byung-Chan Sun, Yong-Kyu Park and Woong-Rae Roh, "Hardware In the Loop Tests for Upper Stage Control Systems of Korean Space Launch Vehicle" International Conference on Control, Automation and Systems 2007 in COEX, Seoul, Korea, Oct. 17-20, 2007.