

발사체 상단 자세제어용 추력기시스템 명령생성방식 연구

선병찬*, 박용규**, 오충석***, 최경준****, 노응래*****

A Study on Command Generation Methods of Reaction Control System for Upper Stage Attitude Control of Launch Vehicles

Byung-Chan Sun*, Yong-Kyu Park**, Choong-Suk Oh***, Kyung-Jun Choi****, Woong-Rae Roh*****

Abstract

This paper suggests two kinds of reaction control system command generation methods for upper stage attitude control of launch vehicles. The reaction control system is assumed to consist of two sets of three nozzles. One operation technology is based on mixed attitude error functions, and the other is based on command mixing functions. Both are compared via simulations. The simulation results show that the latter is comparatively preferable in terms of interference among control axes, independency of controller design and analysis among axes, and prediction of flight performance of each control axis.

초 록

본 논문에서는 3구 추력기 2모듈 형태의 추력기시스템 기준으로 발사체 상단 자세제어용 추력기시스템 명령생성방식 2가지를 제시한다. 하나는 혼합오차함수를 이용하는 방식이고, 다른 하나는 명령혼합함수를 이용하는 방식이다. 시뮬레이션을 통해 두 방식을 비교 분석한 결과, 제어축 간의 상호 간섭, 각축 제어기의 독립적인 설계와 분석 용이성, 비행성능 예측 가능성 등의 관점에서 명령혼합 알고리즘이 상대적으로 유리함을 보인다.

키워드 : 발사체(launch vehicle), 상단 자세제어(upper stage attitude control), 명령생성(command generation), 추력기시스템(reaction control system)

1. 서 론

우리나라에서의 실용위성 발사를 목적으로 한국형발사체(KSLV-II)가 3단형 시스템으로 설계

되고 있다. 1단 비행구간에서는 75톤 엔진 4기를 클러스터링 시켜서 추력벡터제어(TVC, Thrust Vector Control) 방식으로 3축 자세제어를 수행하고, 2단 비행구간에서는 75톤 엔진 1기의 추력

접수일(2014년 5월 19일), 수정일(1차 : 6월 23일, 2차 : 6월 30일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)

* 발사체체계설계팀/bcsun@kari.re.kr

** 발사체체계설계팀/kyu2002@kari.re.kr

*** 발사체체계설계팀/ocs@kari.re.kr

**** 발사체체계설계팀/kjchoi@kari.re.kr

***** 발사체체계설계팀/rwr@kari.re.kr

벡터제어로 피치 및 요 자세제어, 배기가스 노즐의 추력벡터제어로 롤 자세제어를 수행하며, 3단 비행구간에서는 7톤 엔진 1기의 추력벡터제어로 추력구간 피치 및 요 자세제어, 추력기 시스템(RCS, Reaction Control System)으로 추력구간 롤 자세제어와 무추력구간 3축 자세제어를 수행하도록 각단의 자세제어시스템 설계가 이루어지고 있다.

해외발사체 상단의 경우, 3축 안정화 방식 또는 스핀안정화 방식으로 자세제어를 수행하는 경우가 많은데, 위성을 목표궤도에 정확하게 투입하기 위한 목적으로 3축 안정화 방식을 취하는 경우가 대부분이다. 한국형발사체 3단과 마찬가지로, 추력구간에서는 추력벡터제어 시스템과 추력기 시스템의 조합으로 3축 자세제어를 수행하고 무추력구간에서는 추력기 시스템을 이용해서 3축 자세제어를 수행하는 경우가 많다[1~4].

발사체 추력기 시스템은 크게 핫개스(Hot Gas) 방식과 냉가스(Cold Gas) 방식으로 나뉘는데, 핫개스 방식의 대표적인 사례로는 하이드라진 추력기가 있고 냉가스 방식의 대표적인 사례로는 질소가스 추력기를 들 수가 있다. 발사체 상단에 사용되는 추력기 시스템의 구성이나 성능은 발사체마다 차이가 있는데 개당 16~70 N 크기의 추력기를 3구 2모듈 형태로 적용한 경우가 많다[5]. 3구 추력기를 2모듈 형태로 구성하면 시스템이 단순하고 조립이 용이한 장점이 있어서 한국형발사체 3단에도 이와 같은 형태를 감안하

고 있다. 그림 1의 나로호 2단 추력기 시스템 [6~8]과 비교하면 추력기 노즐의 갯수 및 모듈 수가 절반으로 감소되어서 중량 및 배관 작업성 등에서 유리한 점이 있다.

한편, 3구 2모듈 추력기를 발사체 상단 자세제어시스템으로 적용하게 되면 피치 제어와 롤 제어 또는 요 제어와 롤 제어시 동일한 추력기를 사용하게 되므로 두 축 간의 상호영향을 감안해서 자세제어기 설계 및 분석을 수행해야 하는 어려움이 존재하게 된다. 공유 추력기 작동명령의 생성방식에 따라서 자세제어 특성이 달라질 수가 있다. 참고로, 나로호 2단 추력기 시스템의 경우에는 각축의 추력기가 독립적으로 구성되었기 때문에 제어축들 간의 상호영향이 거의 존재하지 않았고 자세제어기 또한 각축에 대해 독립적으로 설계해도 무방하였다.

이에, 본 논문에서는 3구 2모듈 형태의 추력기 시스템을 발사체 상단 자세제어시스템으로 사용할 경우 공유 추력기의 작동명령을 생성하는 방안에 대해서 살펴보고자 한다. 나로호 개발경험과 해외발사체 적용사례를 토대로 추력기 작동명령 생성방식 두 가지를 제시하고 시뮬레이션 분석을 통해 성능을 비교해 보았다. 추력기 시스템의 구성 형상에 대해서는 2장에서 간략히 설명하고, 추력기 명령생성 알고리즘 및 시뮬레이션 검토 결과는 3장과 4장에 정리하였다.

2. 발사체 상단 추력기시스템 형상

2.1 해외발사체 상단 추력기시스템

발사체 상단 추력기시스템의 구성 형상과 관련하여 참고문헌 [5]의 내용을 참조해서 해외발사체 적용사례를 정리하면 표 1과 같다. 표에 언급된 12가지 해외발사체 중에서 Delta-II, Vega, Ariane-4 등에서는 질소, 수소 등의 냉가스를 분사하는 방식을 사용하였고 나머지 발사체에서는 하이드라진, 과산화수소 등의 핫개스 분사 방식을 사용하였다. Atlas-V, Delta-IV, LM-3A, M-V 등 4가지를 제외한 나머지 8개 발사체에서 3구

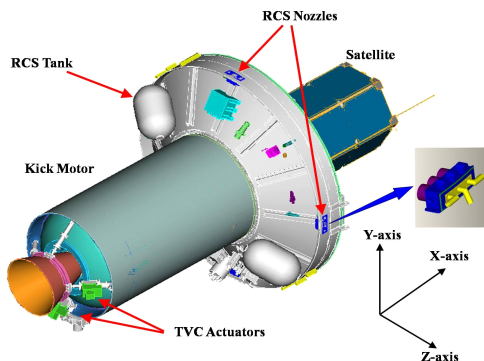


그림 1. 나로호 2단 3구 4모듈 추력기 시스템

표 1. 해외발사체 상단 추력기시스템 구성 형상

구분	형상1	형상2	형상3	형상4	형상5	형상6
배치 형상						
모듈 형태	3구 x 2모듈	3구 x 2모듈	3구 x 2모듈 요축 후방분사	3구 x 4모듈	1구 x 4모듈 2구 x 2모듈	4구 x 4모듈
장착 위치	동체하부 스킨	동체내부 탱크하부	3/4단 연결부 스킨	동체내부 탱크하부	동체하부 스킨	동체내부 탱크하부
적용 사례	Saturn-V Saturn-IB Centaur단 Ariane 4	Delta-II 2단 H-IIA 2단	PSLV 4단 Vega 4단	Atlas-V 2단 Delta-IV 2단	LM-3A 3단	M-V 3단

추력기 2모듈 형태로 구성된 추력기 시스템을 사용하고 있음을 알 수 있다. 3구 추력기 2 모듈 형태의 추력기 시스템 중에서 PSLV 4단과 Vega 4단에 적용된 시스템의 경우에는 요축 RCS 추력기가 피치축과 달리 기축 후방으로 향해 있고, Delta-II 2단과 H-IIA 2단에 적용된 시스템의 경우에는 동체 내부의 탱크 하단부에 설치되어 있기도 하다. 3구 추력기 2 모듈을 상하로 각각 배치할 경우 요축과 롤축 추력기를 공유해서 사용하게 되고, 좌우로 배치할 경우에는 피치축과 롤축 추력기를 공유해서 사용하게 되는 바, 발사체 별로 요구되는 상단 비행임무에 따라 배치 방식이 달라질 수가 있다.

2.2 한국형발사체 상단 추력기시스템

해외발사체 상단 추력기시스템 적용사례를 토대로 한국형발사체 3단 추력기시스템의 배치안을 그림 2~3과 같은 형태로 감안해 보았다. 3구 추력기 2 모듈을 3단 후방동체의 상하방향에 장착해서 요/롤 추력기를 공유하는 형태로 배치한 것이다. 이 경우, 3단 추력구간에서 TVC로 피치/요 자세제어를 수행하는 동안에 접선방향 추력기 2개씩 작동시켜서 롤 자세제어를 수행하게 되고, 무추력구간에서는 피치축으로 독립적인 제어를 수행하는 동안에 접선방향 추력기들의 조합으로 롤축과 요축 제어를 동시에 수행해야 한다.

그림 2~3의 배치형상에 따라 RCS 추력기를 작동시킬 경우 생성되는 노즐별 제어모멘트 부호 관계를 정리하면 표 2와 같다. 접선방향 추력기에 의해 요모멘트와 롤모멘트가 동시에 발생하며

그 부호 관계를 토대로 작동명령 생성이 적절히 이루어져야 함을 알 수 있다.

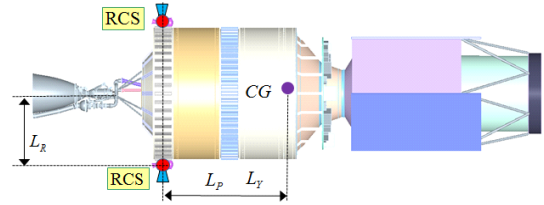


그림 2. 한국발사체 3단 추력기시스템 구성안

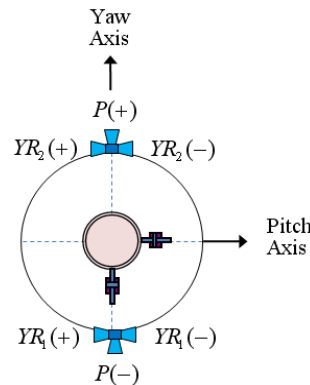


그림 3. 3구 2모듈 추력기시스템 배치안

표 2. 추력기시스템 노즐별 제어모멘트 부호

추력기	제어모멘트 생성방향
P(+)	피치모멘트>0
P(-)	피치모멘트<0
YR1(+)	요모멘트>0 롤모멘트<0
YR1(-)	요모멘트<0 롤모멘트>0
YR2(+)	요모멘트>0 롤모멘트>0
YR2(-)	요모멘트<0 롤모멘트<0

3. 자세제어 추력기 명령생성방식

발사체 상단 추력기시스템의 배치형상이 그림 2~3과 같을 경우 요/롤 공유 추력기에 대한 작동명령 생성방식으로는 다음의 두 가지를 고려할 수가 있다.

3.1 혼합오차 함수 이용한 방식 (방식#1)

Saturn-V 및 Saturn-IB 발사체 상단에 적용된 혼합 오차함수 방식[1-3]을 토대로 추력기 명령생성방식을 제시하면 그림 4 및 다음 관계식과 같다. 추력기시스템용 자세제어기로는 나로호 2단에 사용된 Schmidt Trigger 제어를 적용하였다. Schmidt Trigger 제어기는 히스테레시스 파라미터 H , 데드밴드 파라미터 D , 각속도 궤환이득 K_D 로 구성된다.

- ▷ 피치 자세오차 함수: $s_p = K_{Pp}(\theta_c - \theta) - K_{Dp}q$
 K_{Pp} : 피치 자세오차 궤환이득 (=1)
 K_{Dp} : 피치 각속도 궤환이득
 θ_c : 피치각 명령
 θ : 발사체 피치각, q : 발사체 피치각속도
- ▷ 요 자세오차 함수: $s_y = K_{Py}(\psi_c - \psi) - K_{Dy}r$
 K_{Py} : 요 자세오차 궤환이득 (=1)
 K_{Dy} : 요 각속도 궤환이득
 ψ_c : 요각 명령
 ψ : 발사체 요각, r : 발사체 요각속도

- ▷ 롤 자세오차 함수: $s_r = K_{Pr}(\phi_c - \phi) - K_{Dr}p$
 K_{Pr} : 롤 자세오차 궤환이득 (=1)
 K_{Dr} : 롤 각속도 궤환이득
 ϕ_c : 롤각 명령
 ϕ : 발사체 롤각, p : 발사체 롤각속도

- ▷ 요/롤 혼합오차 함수 :

$$s_{yr_1} = s_y - s_r$$

$$s_{yr_2} = s_y + s_r$$

- ▷ 추력기 작동명령 최종값 :

$$ON_{PC} = \text{func}(s_p, H_P, D_P)$$

$$ON_{YRc} = \text{func}(s_{yr_1}, H_{YR}, D_{YR})$$

$$ON_{YRc} = \text{func}(s_{yr_2}, H_{YR}, D_{YR})$$

H_P, D_P : 피치축 Schmidt Trigger 파라미터

H_{YR}, D_{YR} : 요/롤축 Schmidt Trigger 파라미터

$\text{func}(\cdot)$: Schmidt Trigger 제어기 함수

출력값이 -1, 0, +1 중의 하나

오차함수 s_p 로부터 피치 추력기 명령이 생성되고, 혼합오차 s_{yr_1} 으로부터 하부의 요/롤 추력기 명령이 생성되며, 혼합오차 s_{yr_2} 로부터 상부의 요/롤 추력기 명령이 생성된다. 요/롤 공유 추력기 명령이 동일한 Schmidt Trigger 제어기를 기반으로 생성되기 때문에 동일한 히스테레시스 및 데드밴드 파라미터가 요축과 롤축에 적용되어야만 한다.

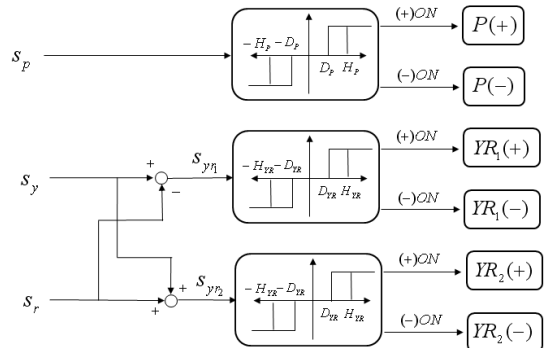


그림 4. RCS 추력기 명령생성방식#1

3.2 명령혼합 함수 이용한 방식 (방식#2)

Atlas-Centaur 발사체의 상단에 적용된 제어방식[4]을 참조하면, 그림 5 및 다음 관계식과 같이 명령혼합 함수를 이용한 추력기 명령생성방식을 제시할 수 있다.

- ▷ 제어축별 추력기 작동명령 독립생성 :

$$ON_{PC} = \text{func}(s_p, H_P, D_P)$$

$$ON_{YC} = \text{func}(s_y, H_Y, D_Y)$$

$$ON_{RC} = \text{func}(s_r, H_R, D_R)$$

H_P, D_P : 피치축 Schmidt Trigger 파라미터

H_Y, D_Y : 요축 Schmidt Trigger 파라미터

$H_{R'}D_R$: 물축 Schmidt Trigger 파라미터

▷ 명령혼합 알고리즘 :

$$ON'_{Ym_c} = ON_{YC} - ON_{RC}$$

$$ON'_{YR_c} = ON_{YC} + ON_{RC}$$

▷ 추력기 작동명령 최종값 :

$$ON_{Ym_c} = sat(ON'_{Ym_c})$$

$$ON_{YR_c} = sat(ON'_{YR_c})$$

$sat(\cdot)$: 포화함수

출력값이 -1, 0, +1 중의 하나

각축의 오차함수 s_p, s_y, s_r 로부터 피치, 요, 롤 추력기 작동명령을 독립적으로 생성한 후에 요 명령과 롤 명령을 혼합해서 작동시킬 요/롤 공유 추력기를 결정하게 된다. 이 경우, 각 축의 오차함수가 각각 다른 Schmidt Trigger 제어기의 입력으로 들어가므로 리미트사이클 형상을 각축에 대해 독립적으로 설계할 수 있는 잇점이 있다.

참고로, 나로호 2단 추력기시스템의 경우에는 제어축들 간에 공유하는 추력기가 없었기 때문에 각축의 오차함수를 입력으로 하는 Schmidt Trigger 제어기의 출력대로 각각의 추력기를 작동시켜 주기만 하면 되었다. 나로호 2단의 3구 4 모듈 추력기시스템을 3구 2모듈로 변경함에 따라 하드웨어적으로는 간편해졌지만 소프트웨어적으로는 공유 추력기 운용방식 연구 등 추가적인 연구가 필요해짐을 알 수 있다.

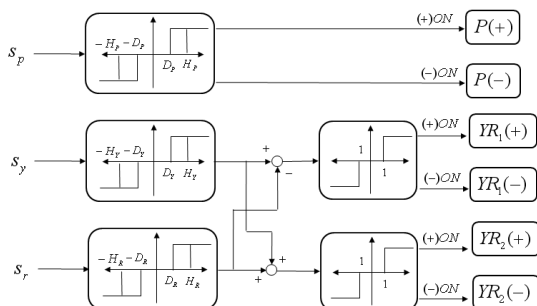


그림 5. RCS 추력기 명령생성방식#2

4. 자세제어 시뮬레이션 검토

두 가지 추력기 작동명령 생성방식의 특성을 비교하기 위해 다음과 같이 자세제어기 설계 및 시뮬레이션 분석을 수행해 보았다.

4.1 주요 시스템 데이터

시뮬레이션에 적용할 한국형발사체 3단의 주요 시스템 데이터를 다음과 같이 가정하였다. 240 km 고도에서 발사체 하단부와 분리되어 276 초경부터 774초까지 약 500초 동안 메인엔진이 연소되고 이후 약 100초 동안의 무추력구간을 거쳐서 870초경에 위성 분리가 수행되도록 비행시퀀스를 설정하였다. 이 경우, 메인엔진이 연소되는 추력구간과 위성분리 전후의 무추력구간 등 세 구간으로 나뉘어 자세제어가 이루어져야 한다. 추력기 시스템을 이용해서 추력구간에서는 롤 자세제어만 수행하고 무추력구간에서는 3축 자세제어를 수행하게 된다.

추력기시스템 운용과 관련한 주요 시스템 데이터는 표 3과 같다. 나로호 2단과 동일한 질소 가스 추력기시스템을 기준으로 추력기의 개당추력 33 N, ON/OFF 시의 시간지연 40 msec, 비추력 60 sec로 설정하였다. 표에서 $T_{RCS}, t_{D_{ON}}, t_{D_{OFF}}, L_R, L_p, L_y, I_{roll}, I_{pit/yaw}$ 는 각각 RCS 개별추력, ON 시간지연, OFF 시간지연, 롤추력기 모멘트암, 피치추력기 모멘트암, 요추력기 모멘트암, 물축 발사체 관성질량, 피치 및 요축 발사체 관성질량을 의미한다.

표 3. 한국형발사체 3단 자세제어 시뮬레이션 분석용 주요 시스템 데이터 가정치

구 분	연소구간	연소종료 ~ 위성분리 이후	위성분리 이후
T_{RCS} (N)	33	33	33
$t_{D_{ON}}$ (sec)	0.04	0.04	0.04
$t_{D_{OFF}}$ (sec)	0.04	0.04	0.04
L_R (m)	1.3	1.3	1.3
$L_p=L_y$ (m)	-	3.1	1.1
I_{roll} ($kg \cdot m^2$)	3330	3330	1830
$I_{pit/yaw}$ ($kg \cdot m^2$)	-	12810	2610

4.2 RCS 자세제어기 설계

참고문헌 [7~8]의 나로호 2단 RCS 제어기 설계 경험을 바탕으로 Schmidt Trigger 파라미터를 설계하였다. 자세제어 설계 요구조건은 다음과 같이 나로호 2단과 유사한 수준으로 가정하였다.

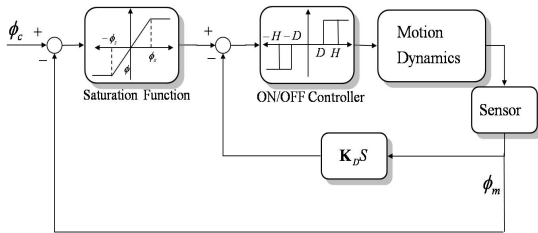


그림 6. RCS 자세제어루프

▷ RCS 자세제어설계 요구조건:

- 최소 ON 펄스시간 ≥ 0.1 sec
- 리미트사이클 주기 > 10.0 sec
- Duty ratio $< 5\%$
- 테드밴드 $> 6 \times$ 테드밴드 하한치(d_{min})
- 자세각오차: < 1.0 deg(피치/요)
 < 3.0 deg(롤)
- 각속도오차: < 0.5 deg/sec(피치/요)
 < 1.5 deg/sec(롤)

일반적으로 RCS 추력기 운용에 의한 자세제어 설계 성능은 그림 7과 같은 리미트사이클 형상과 직접적인 관련이 있다. 자세제어 요구조건을 만족하는 리미트사이클 형상이 되도록 제어기 파라미터를 설계할 수가 있다. 한편, 3구 2모듈 형태의 RCS 추력기 기준으로 요축과 롤축 자세제어기를 설계하는 경우, 무추력구간에서의 요축 또는 롤축 제어시 동시에 작동하는 추력기가 1개 또는 2개가 되어 제어력이 일정하지 않을 수 있기 때문에 제어력 변동과 상관없이 자세제어 요구조건을 만족하도록 제어기 파라미터를 선정해야 함에 유의할 필요가 있다. 이와 같은 방식으로 설계된 롤축 제어기 파라미터 및 리미트사이클 특성을 정리하면 표 4와 같다. 피치축과 요축의 제어기 파라미터는 롤축과 마찬가지로 설계가 가능하므로 상세 결과는 포함하지 않았다.

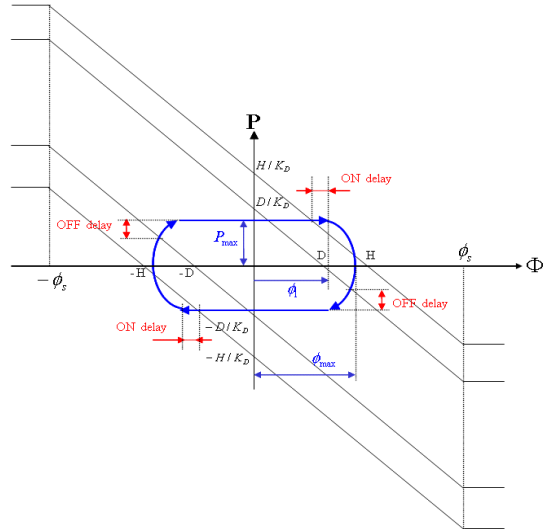


그림 7. RCS 운용에 의한 리미트사이클 형상

표 4. 롤 RCS 자세제어기 설계

구 분	연소구간	연소종료 ~ 위성분리	위성분리 이후
▷ 제어기 파라미터			
H_R (deg)	1.5	1.0	1.5
D_R (deg)	1.1	0.8	1.1
K_{D_R} (sec)	1.2	0.8	1.2
ϕ_s (sec)	5.0	3.0	5.0
▷ 리미트사이클 특성			
N_{RCS} (ea)	2	1 / 2	1 / 2
d_{min} (deg)	0.042	0.013 / 0.026	0.038 / 0.076
d/d_{min}	30.98	67.55 / 33.78	34.04 / 17.02
P_{max} (deg/sec)	0.202	0.147 / 0.162	0.200 / 0.227
ϕ_1 (deg)	1.262	0.889 / 0.877	1.268 / 1.237
t_{ON} (sec)	0.275	0.398 / 0.220	0.298 / 0.169
t_{LC} (sec)	25.55	25.02 / 22.14	26.00 / 22.13
DR (%)	2.15	3.181 / 1.985	2.229 / 1.529

여기서, N_{RCS} 는 동시에 작동하는 추력기 개수, P_{max} 와 ϕ_1 은 각각 리미트사이클 상의 각속도오차 및 자세오차를 의미한다. t_{ON} 은 ON 펄스시간, t_{LC} 는 리미트사이클 주기, DR 은 리미트사이클 주기 기준 ON 시간의 상대 비율(duty Ratio)이다.

추력기 작동명령 생성방식으로 첫 번째 방식(방식#1)을 적용할 경우에는 롤축과 동일한 제어

기를 요축에 사용하여야 하고, 두 번째 방식(방식#2)을 적용할 경우에는 롤축과 다른 형태로 설계한 제어기를 요축에 적용할 수가 있다. 피치축 제어기는 롤축 및 요축과는 별개로 설계할 수가 있다.

4.3 기동 및 외란 조건

RCS 추력기 작동에 의한 자세제어 성능을 살펴보기 위해 발사체 상단 비행구간에서 발생 가능한 외란으로서 단분리 또는 위성분리 시의 자세오차 증가, 연소종료시의 충격에 의한 자세오차 증가 등을 고려해 보았다. 추가로, 위성분리 전 5도 정도의 피치/요 자세변경과 위성분리 이후 100도 정도의 피치 기동을 감안해서 RCS 추력기에 의한 제어특성을 살펴보고자 하였다. 시뮬레이션에서 고려한 기동 및 외란 조건을 정리하면 표 5와 같다.

표 5. 기동 및 외란 시뮬레이션 조건

구분	기동 및 외란요소
엔진점화시 자세오차 증가	· 롤축 : 5 deg/sec, 5 deg
연소종료시 자세오차 증가	· 피치축 : 1 deg/sec, 1 deg · 요축 : 1 deg/sec, 1 deg · 롤축 : 2 deg/sec, 2 deg
위성분리시 자세오차 증가	· 피치축 : 1 deg/sec, 1 deg · 요축 : 1 deg/sec, 1 deg · 롤축 : 1 deg/sec, 1 deg
위성분리전 기동	· 피치축 : 5 deg · 요축 : 5 deg
위성분리후 기동	· 피치축 : 100 deg

4.4 추력기 자세제어 시뮬레이션 결과

시뮬레이션 결과를 정리하면 다음 그림과 같다. 공유 추력기를 사용하는 요축 및 롤축의 제어성능을 살펴볼 수 있는 대표적인 결과들로서, 그림에서 'Logic #1'은 방식#1에 의한 결과이고 'Logic #2'는 방식#2에 의한 결과를 나타낸다.

먼저, 연소구간에서의 롤 자세제어 특성을 그림 8~11로부터 살펴보면, 초기 자세오차의 수렴 특성 및 리미트사이클 상의 오차특성 등 RCS에 의한 제어성능이 설계 요구조건을 만족함을 확인

할 수가 있다. 이 구간에서는 RCS 추력기 작동 명령 생성방식 두 가지 모두 접선방향 추력기를 항상 2개씩 작동시키기 때문에 알고리즘에 따른 성능 차이가 없다.

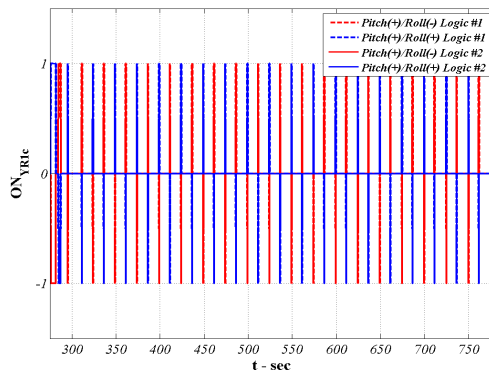


그림 8. 연소구간 롤 RCS 명령

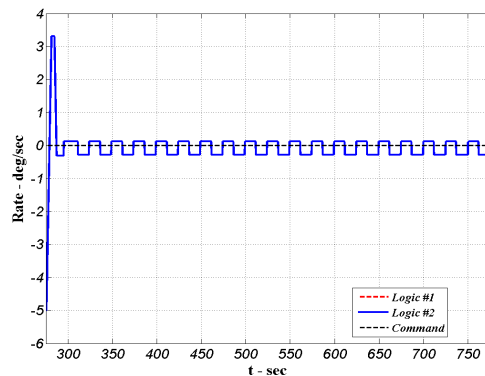


그림 9. 연소구간 롤 각속도

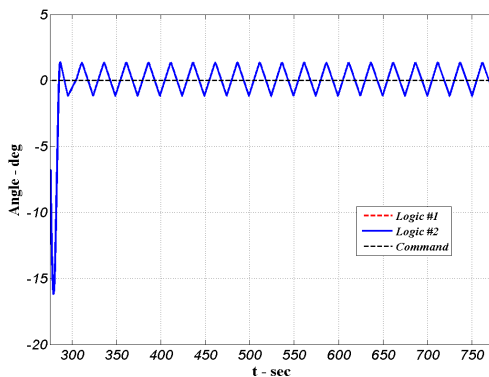


그림 10. 연소구간 롤 자세각

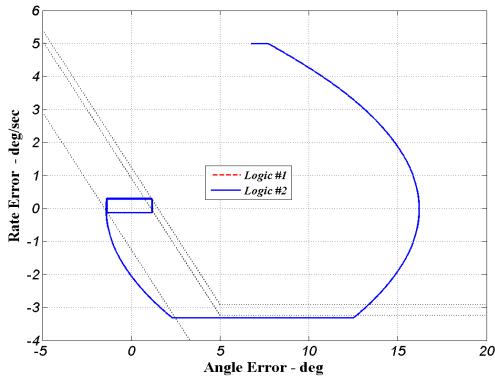


그림 11. 연소구간 롤 리미트사이클

무추력구간에서의 3축 자세제어 특성은 그림 12~19에서 살펴볼 수가 있다. 피치 자세제어의 경우(그림 12~13 참조) 1개의 RCS 추력기 작동을 통해 이루어지는데 롤 운동에 의한 영향으로 인해 두 방식 간에 국부적인 차이만 존재하고 100 도의 고기동 제어 등 모든 구간에서 성능적인 차이가 거의 없다. 반면에, 공유 추력기를 사용하는 요/롤 축의 경우에는 추력기 명령생성방식에 따른 특성 차이가 분명히 존재함을 그림 14~19에서 확인할 수가 있다. 그림 14~15를 보면, 혼합오차 함수를 이용하는 첫 번째 방식의 경우에는 요축 및 롤축 자세오차를 동시에 제어하기 위해 접선방향 추력기 1개 또는 2개를 번갈아 사용하는데 상대적으로 1개만 작동시키는 경우가 많다. 명령혼합 함수를 이용하는 두 번째 방식의 경우에도 접선방향 추력기 1개 또는 2개를 번갈아 사용하는 경우가 있긴 하지만 상대적으로 각축의 제어에 2개씩의 추력기를 동시에 작동시키는 경우가 많다. 이로 인해, 첫 번째 방식을 적용하게 되면 요축과 롤축의 상대적인 자세오차 특성에 의해 한쪽의 자세오차가 작으면 다른 쪽의 자세오차가 설계 요구조건보다 다소 커지는 현상이 발생하기도 한다. 두 번째 방식을 적용하게 되면 각축의 제어가 순차적으로 이루어지게 되어 축간의 간섭이 최소화되고 결과적으로 각축의 자세제어 요구조건을 독립적으로 만족시킬 수 있는 것으로 분석된다. 이러한 특성 차이는 그림 18~19의 리미트사이클 형상에서 쉽게

확인할 수가 있다. 두 번째 방식에 의해서 전형적인 형태의 리미트사이클이 형성되는 반면, 첫 번째 방식에 의해서는 롤축 리미트사이클의 크기가 두 번째 방식에 비해 작게 형성되고 요축 리미트사이클의 크기는 두 번째 방식에 비해 크게 형성된 것을 볼 수가 있다. 첫 번째 방식을 적용하게 되면 요축 자세오차와 롤축 자세오차 간의 부호 관계에 따라 리미트사이클 형상이 일정하지 않고 불규칙적으로 변동될 것으로 쉽게 예상할 수가 있다.

자세제어 성능 측면에서 두 방식을 비교하면, 초기 자세오차를 제어하는 구간에서의 전반적인 요/롤축 자세오차 수렴특성은 두 방식 간에 큰 차이가 없어 보인다. 다만, 첫 번째 방식에 있어서 요축과 롤축 간의 긴밀한 상호 연관성에 의해 각축의 자세제어 정밀도 요구조건을 만족하지 못하는 구간이 부분적으로 발생하게 되고 RCS 추력기가 작동하는 제어주기 또한 일정하지 않은 경향을 가지게 된다. 반면, 두 번째 방식에 의한 자세제어 데이터는 비교적 일정한 주기를 가지고 있으며 모든 구간에서 자세제어 정밀도 요구조건을 만족시키는 것으로 나타나, 각축의 제어성능 예측 및 분석의 편의성 관점에서 두 번째 방식이 유리하다고 하겠다.

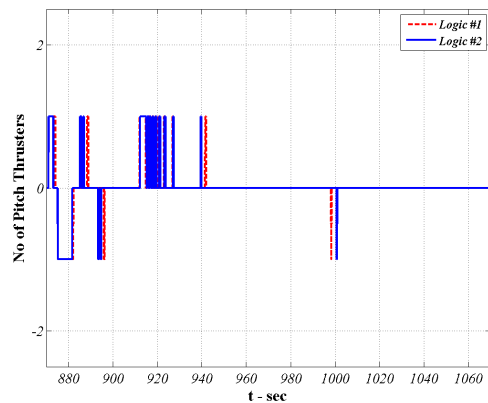


그림 12. 무추력구간 피치제어 RCS 추력기 개수

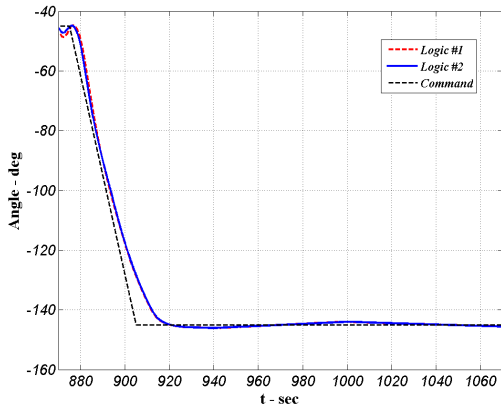


그림 13. 무추력구간 피치 자세각

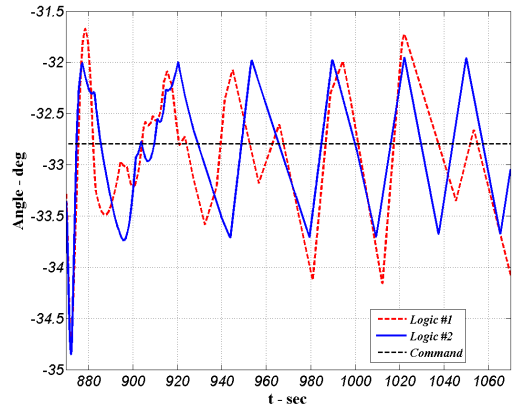


그림 16. 무추력구간 요 자세각

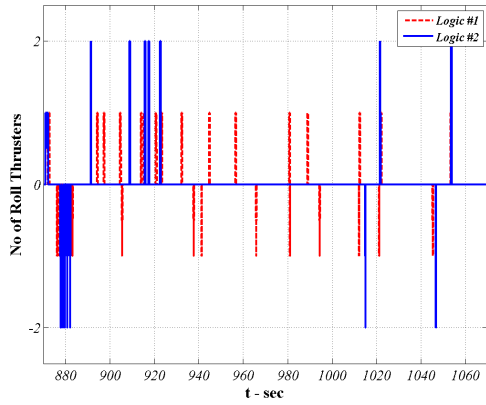


그림 14. 무추력구간 요제어 RCS 추력기 개수

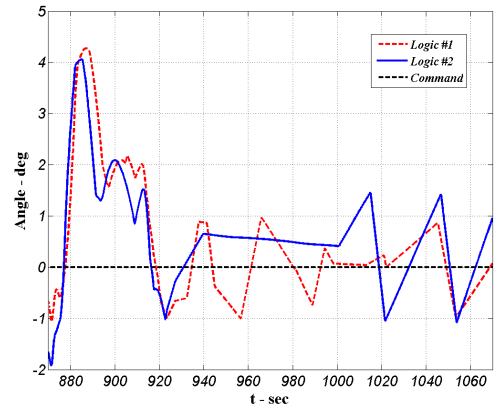


그림 17. 무추력구간 롤 자세각

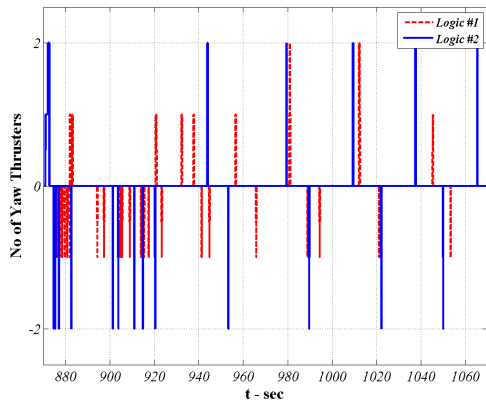


그림 15. 무추력구간 롤제어 RCS 추력기 개수

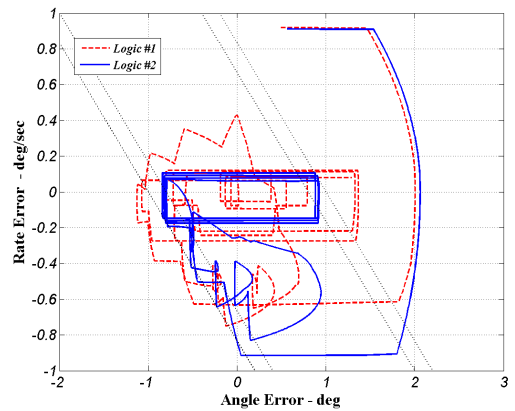


그림 18. 무추력구간 요 리미트사이클

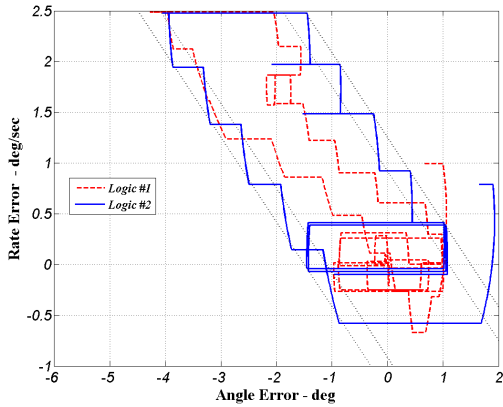


그림 19. 무추력구간 롤 리미트사이클

한편, 추력기 분사에 의한 질소가스 소모량 관점에서 두 가지 방식을 비교하면, 첫 번째 방식에 의해 동시에 작동하는 추력기의 개수가 상대적으로 적기 때문에 가스 소모량도 적은 것으로 분석된다. 두 번째 방식을 적용할 경우 약 800 초 동안 제어할 때 약 0.8 kg 정도 가스소모량이 많았다. 하지만, 이 값이 전체 소모량 6.2~7.0 kg에 비해 결코 많은 편이 아니며 DR이 낮아지도록 제어기 파라미터를 조정하면 충분히 보상 가능하므로 두 번째 방식을 적용하더라도 문제될 정도가 아님을 알 수 있다.

이상의 시뮬레이션 검토 결과를 토대로, 두 가지 방식의 성능을 종합적으로 비교하면 표 6과 같이 정리할 수 있다. 첫 번째 방식의 경우, 요/롤 축의 혼합오차에 대해 자세제어기가 적용되기 때문에 혼합오차 자체로는 설계요구조건을 만족하더라도 요/롤축 각각에 대해서는 설계요구조건을 만족시키기 쉽지 않음을 알 수 있다. 따라서, 3구 2모듈 형태의 추력기시스템으로 발사체 상단의 자세제어를 수행하는 데 있어서, 제어축들 간의 상호 영향 최소화, 각축의 독립적인 제어기 설계 및 분석, 비행시험 결과에 대한 예측 및 설계 성과와의 비교 용이성 등의 측면에서 혼합오차 함수를 이용하는 첫 번째 방식(방식#1)보다는 명령혼합 함수를 이용하는 두 번째 방식(방식#2)을 적용하는 것이 바람직해 보인다. 명령혼합 함수를 이용하게 되면 3구 2모듈 형태의 추

력기시스템을 적용하더라도 나로호 2단의 3구 4모듈 형태의 추력기시스템과 유사한 제어성능 획득이 가능할 것으로 판단된다.

표 6. 추력기 명령생성방식 성능 비교

항목 구분	방식#1	방식#2
롤/요축 공유추력기용 자세제어설계	공동 설계	독립 설계
롤/요 공유추력기 동시작동갯수	1개 추력기로 롤/요축 동시 제어	2개 추력기 동시 작동해서 1축씩 순차제어
롤/요 공유추력기 작동 주기	다소 불규칙	대부분 규칙적
롤/요축 리미트사이클 형상	각축에 대해 비정형 리미트사이클	각축에 대해 안정적인 리미트사이클
롤/요축 자세제어 정밀도	상호간섭으로 각축 요구조건 불만족	모든 구간에서 각축 요구조건 만족
연료소모량	상대적으로 적게 소모	방식#1에 비해 약11% 더 소모
천이구간 제어특성	서로 유사	
피치축 제어특성	서로 유사	

5. 결 론

본 논문에서는 3구 2모듈 형태의 추력기시스템을 발사체 상단 자세제어시스템으로 사용할 경우에 있어서 공유 추력기의 작동명령을 생성하는 방안으로서 혼합오차 함수를 이용하는 방식과 명령혼합 함수를 이용하는 방식을 제시하였다. 시뮬레이션 성능 비교 결과, 제어축 간의 상호 간섭, 각축 제어기의 독립적인 설계와 분석 용이성, 비행성능 예측 가능성 등의 관점에서 명령혼합 함수를 이용한 방식이 상대적으로 유리한 것으로 검토되었다.

추후, 본 논문의 결과를 토대로, 제어기 파라미터 및 비행조건을 변동시키면서 추력기 명령생성 방식에 대한 상세 검토가 이루어질 예정이며, 이를 통해 한국형발사체 상단 추력기시스템용 탑재 알고리즘 개발에도 활용되어질 것이다.

참 고 문 헌

1. W. Haeussermann, "Guidance and Control of Saturn Launch Vehicles," AIAA Second Annual Meeting, AIAA Paper No. 65-304, July 1965.
2. NASA TMX-72151, Saturn-V Flight Manual, 1968.
3. NASA TMX-59479, Saturn-IB Control System Information for SA-203, 1966.
4. NASA CR-54466, Flight Dynamics and Control Analysis of the Centaur Vehicle (Atlas/Centaur AC-5), January 1965.
5. 선병찬, 박용규, 오충석, 노웅래, "발사체 상단 자세제어시스템 성능요구규격 연구," 한국항공우주학회 2013 추계학술대회, 2013년 11월.
6. 선병찬, 박용규, "추력기를 이용한 우주비행체 자세제어설계," 항공우주기술 4권 1호, 2005년 7월.
7. 선병찬, 박용규, 오충석, 노웅래, "나로호 질소 가스 추력기시스템 자세제어기 설계 및 종합 성능시험," 항공우주기술 11권 2호, 2012년 11월.
8. B.C.Sun, Y.K.Park, W.R.Roh, G.R.Cho, "Attitude Control Design and Test of KSLV-I Upper Stage," 60th International Astronautical Congress, Daejeon Korea, September 2009.