

나로호 3차 비행시험 2단 자세제어 결과

선병찬*, 박용규**, 오충석***, 노웅래****

Second Stage Attitude Control Results of KSLV-I Third Flight Test

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

Abstract

This paper summarizes results of second stage attitude control of KSLV-I third flight test. The results show that three axes attitude control at coasting phases of KSLV-I was successfully accomplished by the reaction control system, and pitch and yaw attitude control at thrusting phase where second stage kick motor burns was also normally accomplished by using the thrust vector control system. It is verified that the second stage controller performed successfully for all flight phases regardless of some disturbances due to mass center offset, slag effects, and residual thrust of kick motor. These results may provide an important basis in enhancing domestic technology level of attitude control of launch vehicle.

초 록

본 논문에서는 나로호 3차 비행시험에서의 2단 자세제어 결과를 정리하였다. 나로호 2단 추력기시스템에 의한 무추력 비행구간 3축 자세제어 및 추력벡터제어에 의한 킥모터 연소구간 피치/요 자세제어가 정상적으로 수행되었음을 보였다. 무게중심 오프셋, 킥모터 슬래그 영향, 킥모터 잔류추력 영향으로 인한 외란에도 불구하고 2단 자세제어기가 모든 비행구간에서 성공적으로 작동하였음을 보였다. 이러한 결과들은 국내의 발사체 자세제어 기술을 향상시키는 데 있어서 중요한 토대를 마련할 것이다.

키워드 : 나로호(KSLV-I), 비행시험(flight test), 자세제어(attitude control), 추력벡터제어(thrust vector control), 추력기시스템(reaction control system)

1. 서 론

2013년 1월 30일 오후 4시에 나로호(KSLV-I)

3차 비행시험이 성공적으로 수행되었다. 지난 2009년 8월의 1차 비행시험에서는 한쪽 페어링의 미분리로 인해 위성궤도 투입에 실패하였고 2010년

접수일(2013년 5월 2일), 수정일(1차 : 2013년 6월 5일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

* 체계설계팀/bcsun@kari.re.kr

** 체계설계팀/kyu2002@kari.re.kr

*** 체계설계팀/ocs@kari.re.kr

**** 체계설계팀/rwr@kari.re.kr

6월의 2차 비행시험에서는 1단 비행구간에서 폭발이 발생해서 비행이 중단된 바 있다. 3차 비행시험에서는 1,2단 연소, 분리이벤트, 자세제어 등이 정상적으로 이루어졌고 결과적으로 나로과학위성을 목표궤도에 올리는 임무를 완수하였다. 정상적인 비행상황에서의 자세제어 데이터가 3차 비행시험을 통해 처음으로 얻어졌고 이러한 데이터들은 앞으로 국내의 발사체 자세제어 기술을 향상시키는 데 있어서 중요한 자료로써 활용될 것이다.

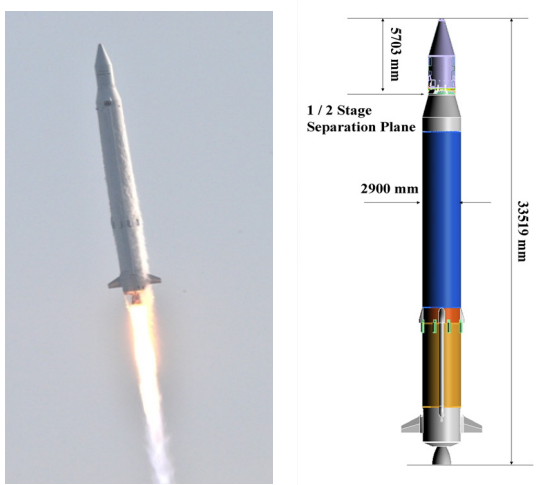


그림 1. 나로호 3차 비행시험

이에, 본 논문에서는 나로호 3차 비행시험에서의 2단부 자세제어 결과를 분석해서 주요 특성들에 대해 정리하고자 한다.

2. 나로호 2단 자세제어시스템 개요

2.1 나로호 2단 비행구간

나로호 2단 비행시퀀스는 그림 2와 같다. 이륙 후 약 214초에 페어링 분리가 1단 비행구간에서 이루어지고 약 231초에 1단이 분리되고 나면 이후 위성분리까지 2단의 자세제어가 수행된다. 단 분리 직후부터 킥모터 연소 전까지 약 164초 동안의 무추력구간에서 질소 냉가스 추력기시스템

(RCS, Reaction Control System)을 이용해서 3축 자세제어를 수행한다. 킥모터 연소구간에서는 추력벡터제어(TVC, Thrust Vector Control) 시스템으로 피치 및 요 자세제어를 수행하는 한편 추력기시스템으로 롤 자세제어를 수행한다. 킥모터 연소종료 이후인 459초부터 위성분리가 이루어지는 540초까지의 무추력구간에서는 추력기시스템을 다시 작동시켜서 3축 자세제어를 수행한다. 위성이 분리되고 나면 킥모터 잔류추력에 의해 2단과 위성이 충돌하는 것을 방지하기 위해 회피기동을 수행하는데 이때에도 추력기시스템이 사용된다.

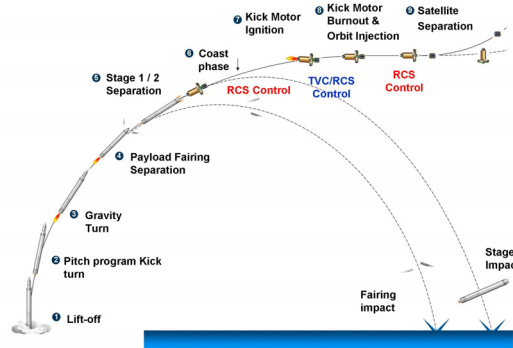


그림 2. 나로호 비행시퀀스

2.2 나로호 2단 자세제어시스템

국내에서 개발한 나로호의 2단 자세제어 시스템은 그림 3과 같이 추력벡터제어 시스템과 질소 냉가스 추력기시스템으로 구성되어 있다. 피치축 및 요축 추력벡터제어를 위해 2조의 전기유압식 구동기가 킥모터 노즐부에 장착되는데 각 구동기의 최대김발각은 3도이다. 추력기시스템은 질소 냉가스를 분사하는 12개의 추력기로 구성되어 있는데 각 추력기에서 생성되는 Nominal 추력은 22 N 이다. 추력기 노즐이 2단의 스킨에 장착되며 피치 및 요 자세제어에 각각 2개씩의 추력기가 사용되고 롤 자세제어에 총 8개의 추력기가 사용된다. 그림에서 Z축이 피치축이고 Y축이 요축에 해당한다.

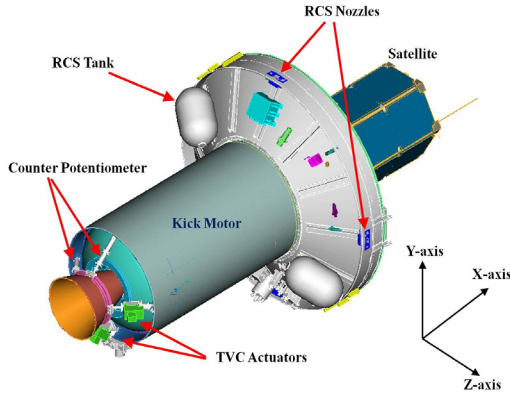


그림 3. 나로호 2단 자세제어시스템

2.3 나로호 2단 자세제어기 구조

나로호 2단의 탑재 피치/요 자세제어기는 그림 4와 같이 구성되어 있다. 쿼터니언 방식을 기반으로 하고 있기 때문에 예상보다 자세오차가 커지더라도 자세제어가 가능한 구조로 설계되었다. 2단 관성항법장치에서 측정된 각속도를 입력으로 해서 자세오차 쿼터니언이 계산되며 비행구간에 따라 TVC 제어와 RCS 제어를 선택하게 된다. 스위칭 박스 오른쪽의 아래 부분은 TVC 제어를 나타내고 윗 부분은 RCS 제어를 나타낸다. 롤 자세제어기는 전 비행구간에서 RCS 제어로 운용된다. 벤딩필터(Bending Filter)와 양자화필터(Quantization Filter)는 이산화시켜서 탑재 알고리즘으로 구현된다. TVC 및 RCS 명령의 생성주기는 0.01 초이다.

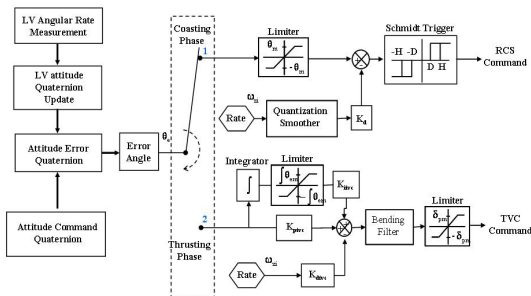


그림 4. 나로호 2단 탑재 자세제어기 구조

TVC 제어기는 PID 제어알고리즘을 기반으로, 구동기 및 센서 동역학, 벤딩모드 등을 포함한 상태에서 이득여유 6 dB 이상, 위상여유 30도 이상 보장하도록 설계되었다. TVC 제어기에 의해 생성되는 노즐각 명령은 다음 식과 같다. 여기서 K_p, K_I, K_D 는 제어기 이득이고 θ_c 는 자세명령, θ_m 은 자세측정치, q_m 은 각속도 측정치이다. 적분기의 경우, 킥모터 점화초기의 과도한 오차에 의한 영향을 최소화하기 위해 점화후 5초부터 작동하게 된다.

$$\delta_{pc} = K_p(\theta_c - \theta_m) + K_I \int (\theta_c - \theta_m) dt - K_D q_m$$

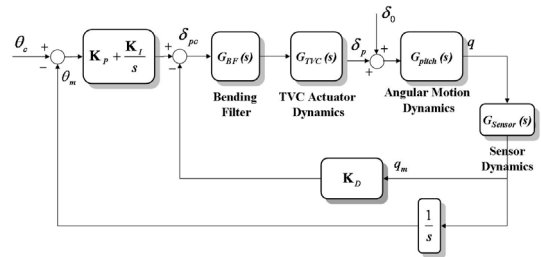


그림 5. 2단 TVC 자세제어기 블럭다이아그램

RCS 제어기는 Schmidt Trigger ON/OFF 제어 알고리즘을 기반으로 설계되었다. RCS 추력기의 시간지연 특성을 감안해서 충분한 안정성 여유를 가지도록 히스테레시스 H , 데드밴드 D , 각속도 제한이득 $K_{D_{RCS}}$, 포화함수 ϕ_s 에 대한 설계가 수행되었다. 설계시 감안한 추력기 시간지연은 최대 50 msec 이다.

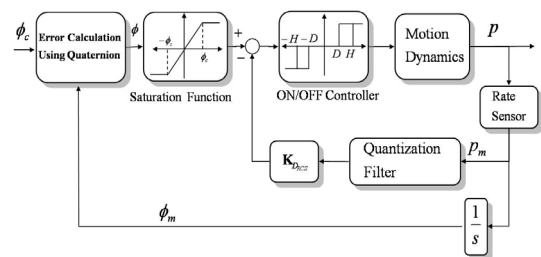


그림 6. 2단 RCS 자세제어기 블럭다이아그램

3. 나로호 3차 비행시험 자세제어 결과

3.1 키포터 점화전 무추력구간 자세제어 결과

키포터 점화전 무추력구간에서의 2단부 자세 제어 결과를 정리하면 그림 7~12와 같다. 그림 7~10은 RCS 에 의한 롤 자세제어 결과를 보여주는데 비행전 예상한 'Nominal' 데이터와 비교해서 나타내었다. 단분리 직후의 롤축 외란 토크 성분 및 RCS 추력기의 추력레벨이 제어설계시 감안한 값과 정확히 일치하지 않기 때문에 롤 RCS 추력기의 작동 주기가 다소 달라지기는 했지만 전반적으로 유사한 오차 수준에서 자세제어가 이루어졌다. Nominal RCS 추력 22 N 에 비해 실제 추력이 1~2 N 정도 다소 낮게 생성되었기 때문에 작동주기가 다소 길어졌지만 최대 ± 1 도 범위에서 Nominal과 유사하게 롤 자세제어가

이루어졌음을 확인할 수 있다. 마찬가지로, 요축과 피치축의 경우에도 RCS 추력기 작동을 통해 ± 0.5 도 범위에서 Nominal 과 유사한 수준으로 자세제어가 이루어졌음을 그림 11~12로부터 확인 가능하다.

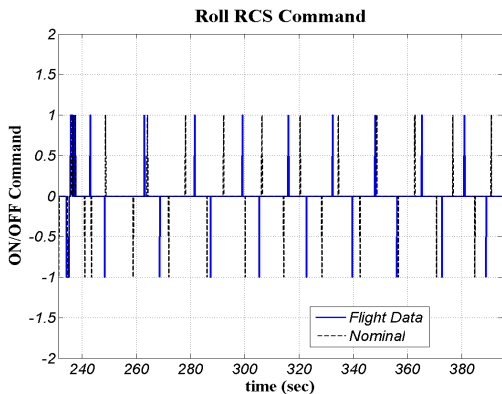


그림 7. 키포터점화전 무추력구간 롤 RCS 명령

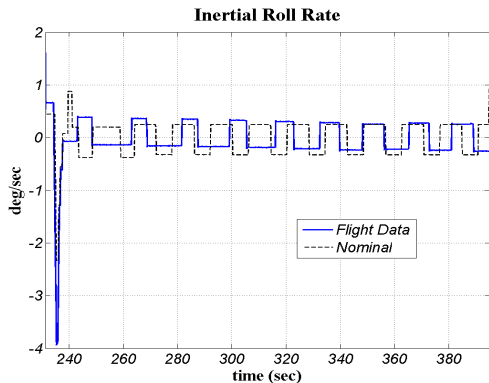


그림 8. 키포터점화전 무추력구간 롤각속도

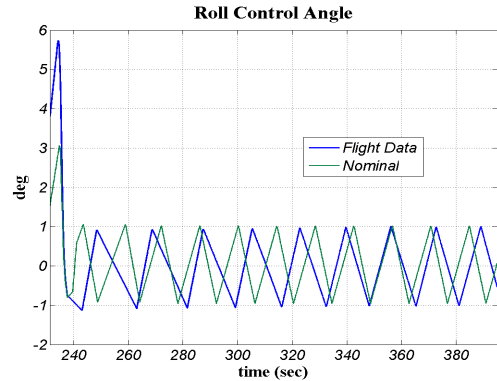


그림 9. 키포터점화전 무추력구간 롤자세각

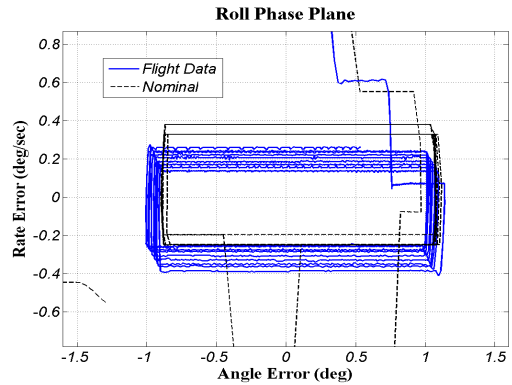


그림 10. 키포터점화전 무추력구간 롤 리미트사이클

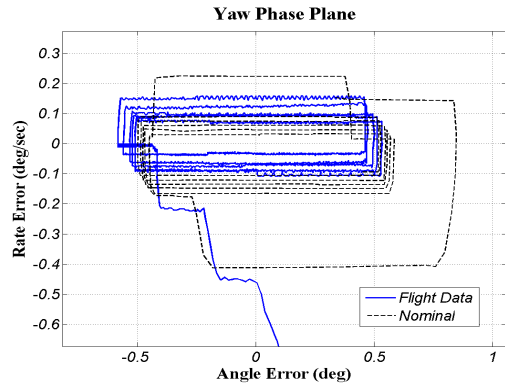


그림 11. 키포터점화전 무추력구간 요 리미트사이클

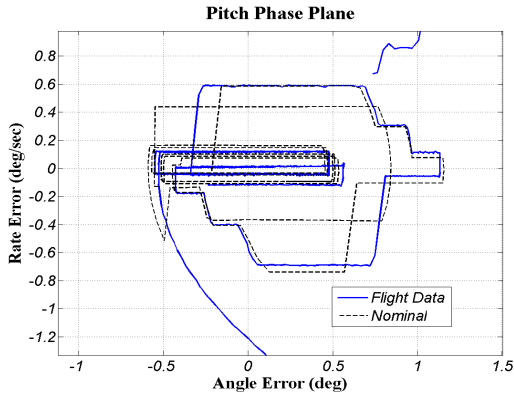


그림 12. 키크모터점화전 무추력구간 피치 리미트사이클

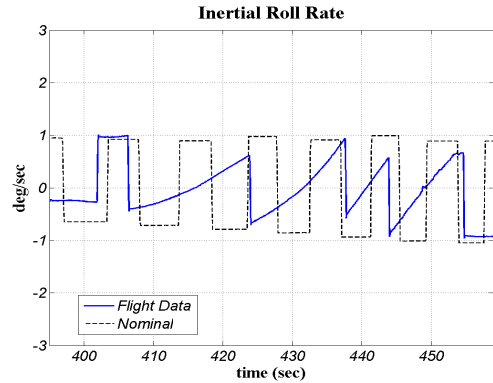


그림 14. 키크모터 연소구간 롤각속도

3.2 키크모터 연소구간 자세제어 결과

2단 키크모터가 연소되는 추력비행구간에서의 자세제어 결과를 정리하면 그림 13~20 과 같다. 그림 13~16은 롤 RCS 에 의한 자세제어 결과를 나타내는데 키크모터 추력에 의한 롤 외란이 (+) 방향으로 예상보다 크게 발생해서 (-)방향 롤 추력기가 주로 작동하였고 롤 자세가 (+)쪽으로 조금 치우친 형태로 제어가 이루어졌다. 그림 16의 롤 리미트사이클을 살펴보면 외란에 의해 Nominal 데이터와는 형상이 다소 달라지기는 했지만 ± 2.15 도 이내에서 Nominal과 유사한 크기로 롤 자세제어가 잘 수행되었음을 확인할 수가 있다.

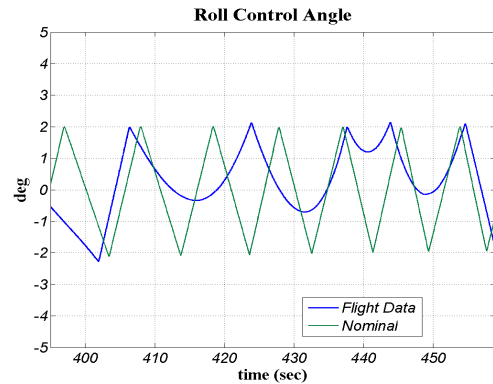


그림 15. 키크모터 연소구간 롤자세각

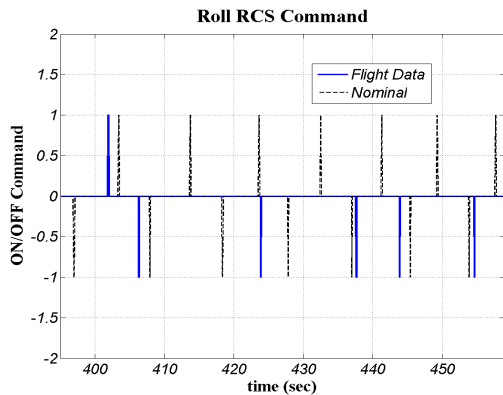


그림 13. 키크모터 연소구간 롤 RCS 명령

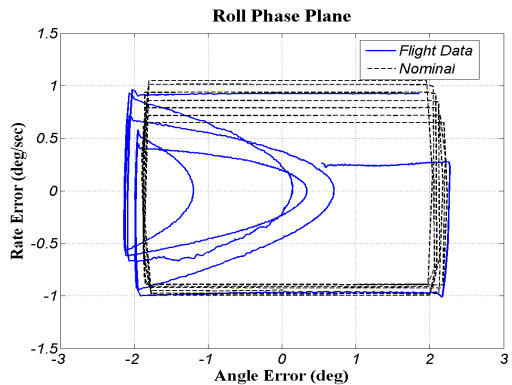


그림 16. 키크모터 연소구간 롤 리미트사이클

그림 17~18은 키크모터 연소구간에서의 피치 및 요 TVC 명령을 나타낸다. Nominal 경우와 비교할 때 키크모터 노즐의 비정렬오차 및 연소중 무게 중심 오프셋의 변동 특성 차이로 인해 조금씩 차이나는 부분이 있기는 하지만 최대 0.05도 이내

에서 전반적인 결과가 일치함을 확인할 수가 있다. 키크모터 점화시의 천이구간에서 최대 1.1도의 명령이 생성되었고 이후에는 최대 0.52도 이내에서 TVC 명령이 생성되어 TVC 제어가 정상적으로 수행되었다.

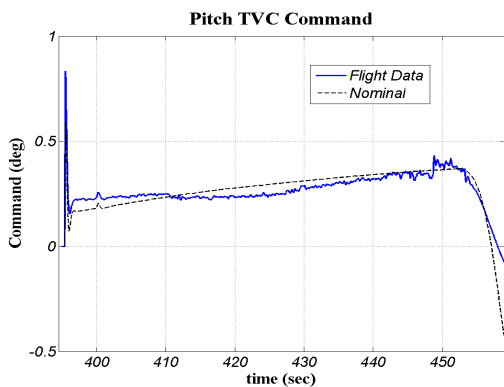


그림 17. 키크모터 연소구간 피치 TVC 명령

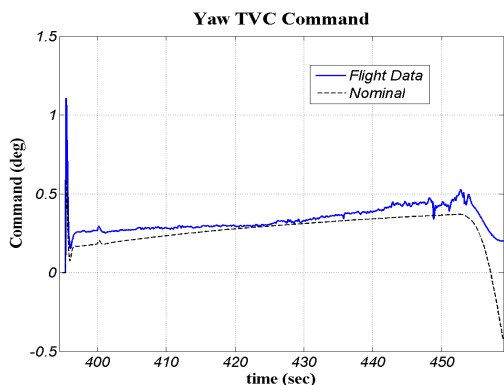


그림 18. 키크모터 연소구간 요 TVC 명령

454초경에 키크모터 연소가 종료되지만 잔류추력을 감안해서 459초까지 TVC 제어가 계속되도록 탑재 알고리즘이 구성되어 있는데, 잔류추력이 예상보다 다소 크게 발생해서 454~459초 구간의 TVC 명령이 Nominal 경우와는 다소 다른 형태를 가지게 된 것으로 분석된다. 한편, 449~453초 구간에서 명령이 다소 변동되는 부분이 발견되기도 하였는데 이는 키크모터 내에 쌓인 슬래그의 유동 및 배출에 의한 영향으로 나타난 현상으로서 슬래그가 노즐목을 통해 배출될 때 변경된 추력벡터의 방향을 보상하도록 제어 명령이

생성된 것으로 분석된다.

TVC 구동에 의한 피치각속도 및 피치자세각 제어 결과는 그림 19~20과 같은데, Nominal 경우와 유사한 성능으로 제어가 수행되었음을 확인할 수 있다. 연소초기 자세오차가 1~2도까지 커지지만 400초부터 적분제어기가 작동되어 이후 ± 0.15 도 이내에서 자세제어가 정상적으로 수행되었다.

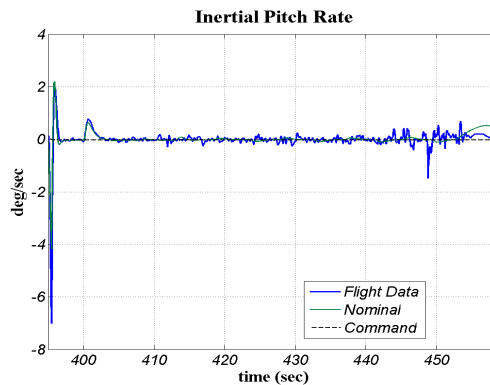


그림 19. 키크모터 연소구간 피치각속도

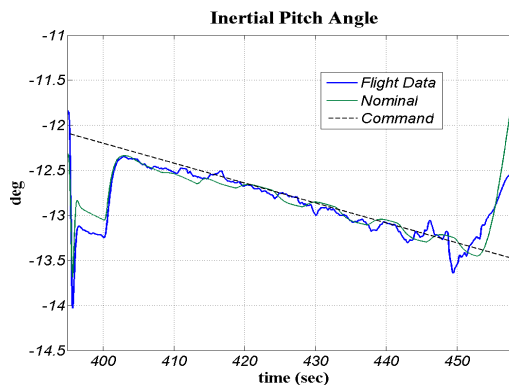


그림 20. 키크모터 연소구간 피치자세각

3.3 키크모터 연소종료후 무추력구간 자세제어 결과

키크모터 연소종료 이후부터 위성분리 직전까지의 무추력구간 자세제어 결과를 정리하면 그림 21~31과 같다. 그림 21~23의 롤 RCS 제어 결과에 의하면, 키크모터 연소종료 이후 물축 외란이 거의 사라져서 키크모터 연소전의 제어결과와 유사한 형태의 리미트사이클이 형성되었음을 알 수가

있다. 최대 자세오차가 ± 1 도 수준으로서, 키크모터 점화 전의 무추력구간 제어에서처럼 RCS 추력이 Nominal보다 다소 낮게 생성되어 RCS 작동 주기가 조금 길어진 것 외에는 Nominal 경우와 거의 일치하는 결과이다.

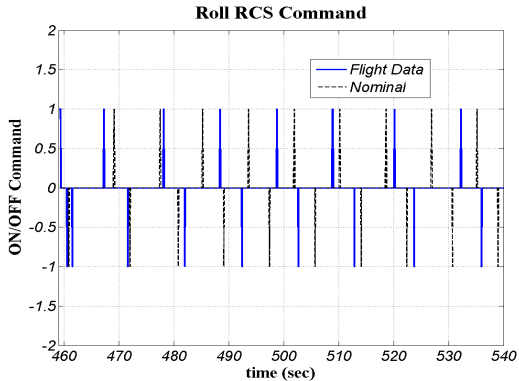


그림 21. 키크모터연소후 무추력구간 롤 RCS 명령

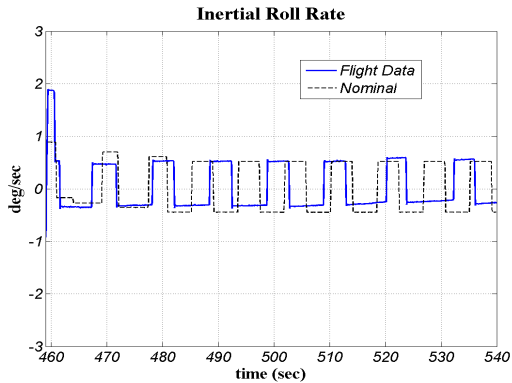


그림 22. 키크모터연소후 무추력구간 롤각속도

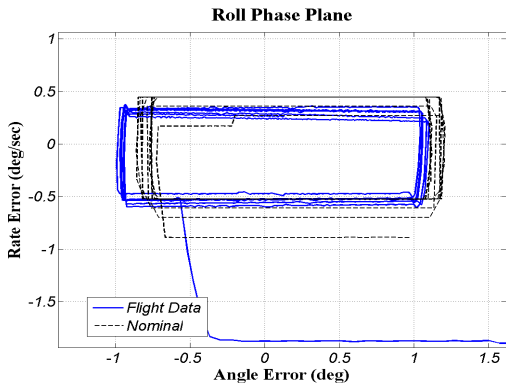


그림 23. 키크모터연소후 무추력구간 롤 리미트사이클

그림 24~27의 요 RCS 제어 결과를 살펴보면, 474.4초 이전에는 요 RCS 추력기가 (+)방향으로만 작동하였고 이후에는 (-)방향으로 작동한 것으로 나타나는데 이는 키크모터 잔류추력에 의한 외란토크 영향으로 분석된다. Nominal 경우에는 예상 잔류추력이 작아서 초기에만 RCS 작동이 이루어졌지만 비행시험에서는 주기적으로 계속 작동한 것으로 나타나 키크모터의 잔류추력이 예상보다 크게 발생하였음을 알 수가 있다.

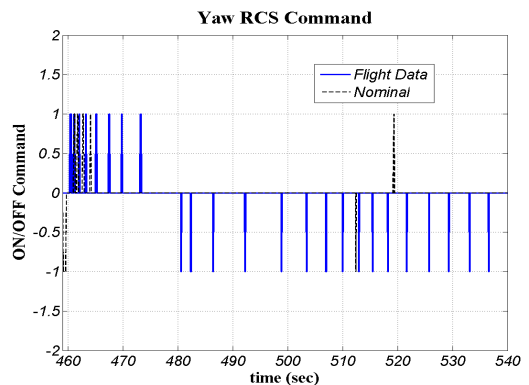


그림 24. 키크모터종료후 무추력구간 요 RCS 명령

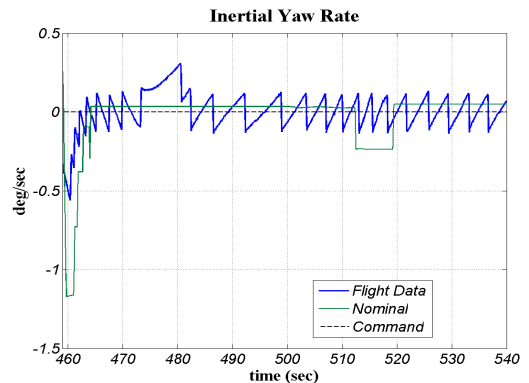


그림 25. 키크모터종료후 무추력구간 요각속도

한편, 474.4초 경에 잔류추력에 의한 요축 외란토크의 방향이 변동된 점과 시간에 따른 각속도 변화율이 일정하지 않은 점 등을 감안할 때 잔류추력의 방향이 일정하지 않고 계속적으로 변동되었음을 짐작할 수가 있다. 잔류추력에 의한 외란의 영향으로 인해 리미트사이클 또한 외란 존재시의 전형적인 형상을 가지게 되는데 오차

수준은 ± 1 도 이내로써 Nominal과 유사하다. 결과적으로, 외란토크의 변동에도 불구하고 RCS 제어가 잘 수행되었음을 알 수가 있다.

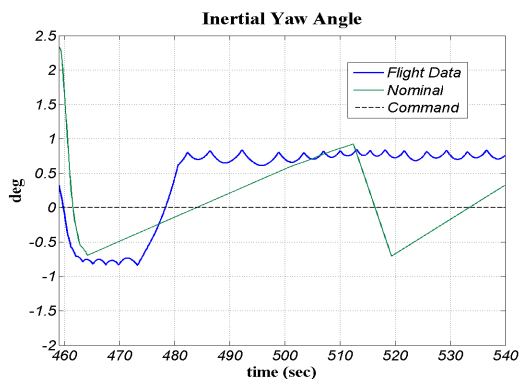


그림 26. 키크모터종료후 무추력구간 요자세각

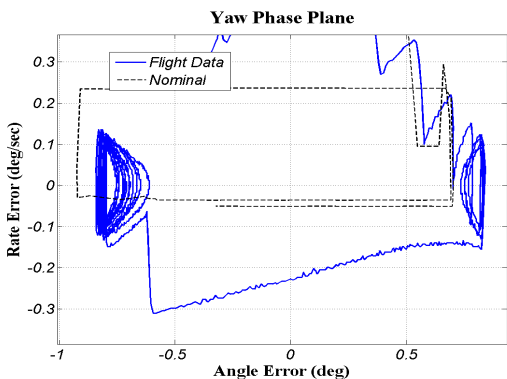


그림 27. 키크모터종료후 무추력구간 요 리미트사이클

그림 28~31의 피치 RCS 제어 결과를 살펴보면, 전반적인 경향은 요축과 동일한데, 외란토크의 방향이 일정하다는 점만 차이가 있다. 피치 RCS 작동주기가 시간에 따라 조금씩 길어지고 있는 점을 감안할 때 잔류추력의 크기가 감소하면서 외란토크도 감소하고 있음을 알 수가 있다. 500~510초 구간에서는 위성분리를 위한 피치 자세각 변경이 -5.5도 만큼 요구되는데 잔류추력에 의한 외란에도 불구하고 피치 RCS 추력기의 작동을 통해 ± 1 도 오차 이내에서 정확하게 제어가 이루어졌음을 확인할 수가 있다. 결과적으로 위성분리가 수행되는 540초에서의 피치/요 각속도 및 자세각 오차는 각각 0.065 deg/sec, 0.76 deg

이내이고 롤 각속도 및 자세각 오차는 각각 0.27 deg/sec, 0.13 deg 정도로서 목표한 자세정밀도를 상회하는 결과를 얻었다. 참고로, 피치/요 각속도 및 자세각 요구정밀도는 각각 0.3 deg/sec, 1.0 deg 이고 롤 각속도 및 자세각 요구정밀도는 각각 1.5 deg/sec, 3.0 deg 이다.

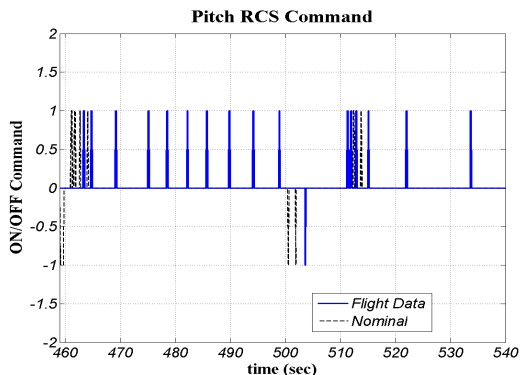


그림 28. 키크모터종료후 무추력구간 피치 RCS 명령

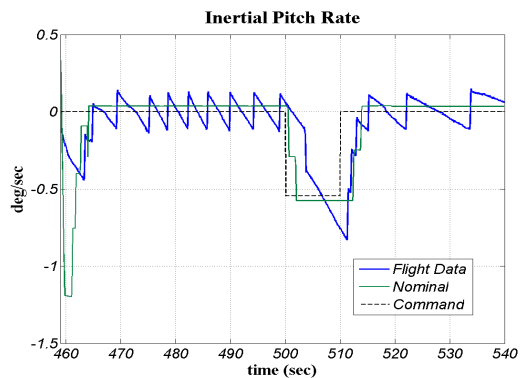


그림 29. 키크모터종료후 무추력구간 피치각속도

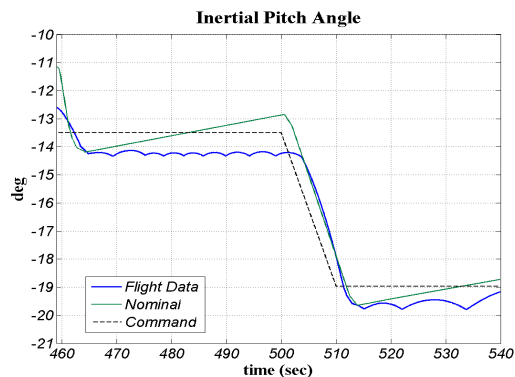


그림 30. 키크모터종료후 무추력구간 피치자세각

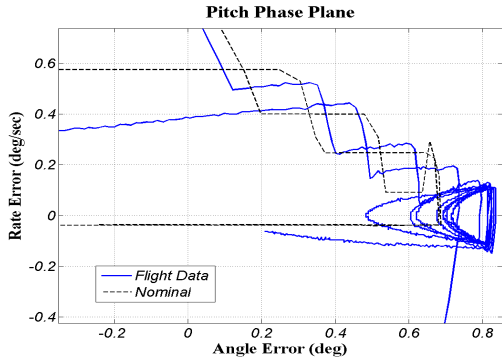


그림 31. 키모터종료후 무추력구간 피치 리미트사이클

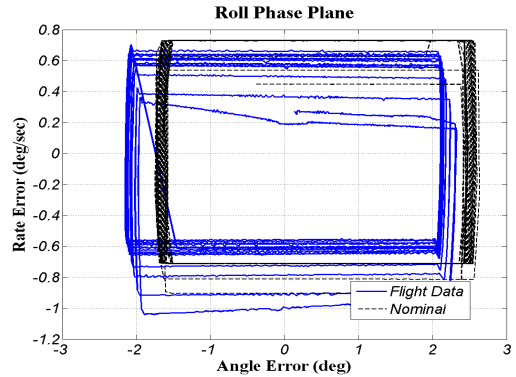


그림 34. 위성분리후 무추력구간 롤 리미트사이클

3.4 위성분리 이후 무추력구간 자세제어 결과

위성분리 이후 무추력구간에서의 RCS 자세제어 결과를 정리하면 그림 32~41과 같다. 위성분리 이후의 자세제어 정밀도가 중요하지는 않지만 잔류추력에 의한 위성과의 충돌을 방지하기 위해 자세제어를 지속적으로 수행하도록 구성되어 있다.

그림 32~34의 롤 RCS 제어 결과를 보면, 앞서의 무추력구간 제어 결과와 유사한 특성을 가지며 Nominal 데이터와 거의 차이 나지 않을 정도로 제어가 잘 이루어진 것으로 분석된다.

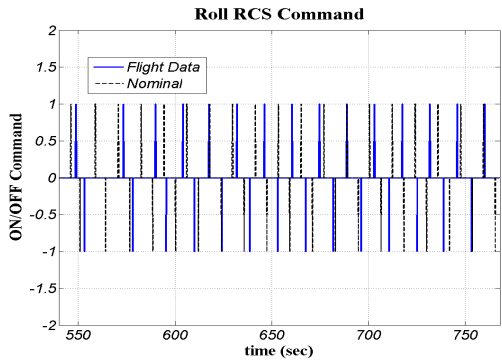


그림 32. 위성분리후 무추력구간 롤 RCS 명령

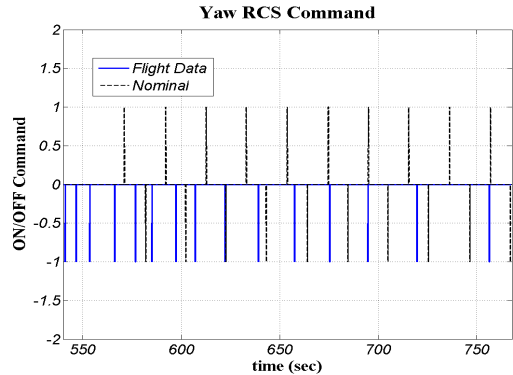


그림 35. 위성분리후 무추력구간 요 RCS 명령

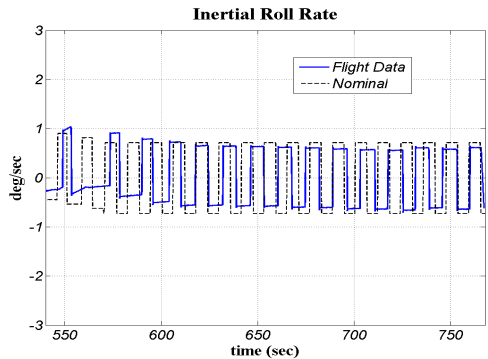


그림 33. 위성분리후 무추력구간 롤각속도

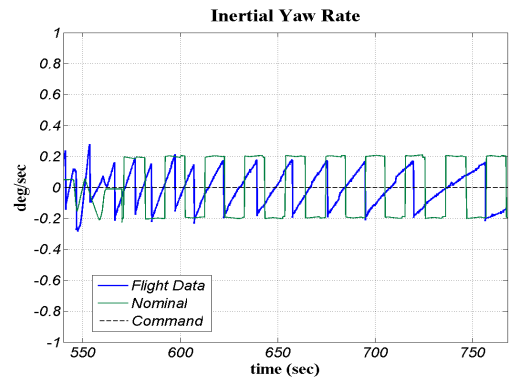


그림 36. 위성분리후 무추력구간 요각속도

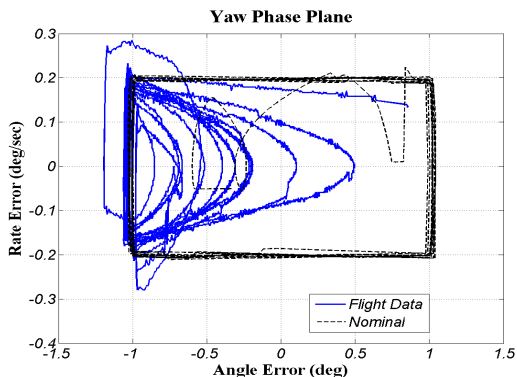


그림 37. 위성분리후 무추력구간 요 리미트사이클

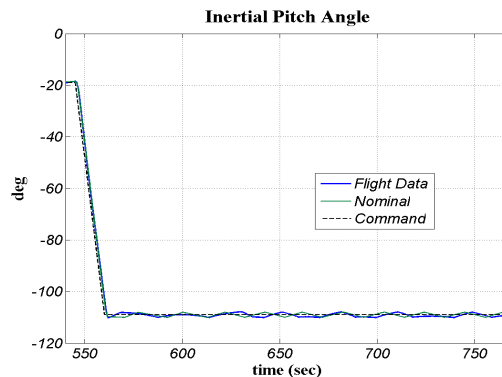


그림 40. 위성분리후 무추력구간 피치자세각

그림 35~37의 요 RCS 제어 결과 또한 앞서의 무추력구간 제어 결과와 유사한 특성을 보인다. 시간이 지날수록 RCS 작동주기가 점점 길어지는 특징이 있는데 이는 킥모터 잔류추력이 점점 약해지고 있기 때문이다.

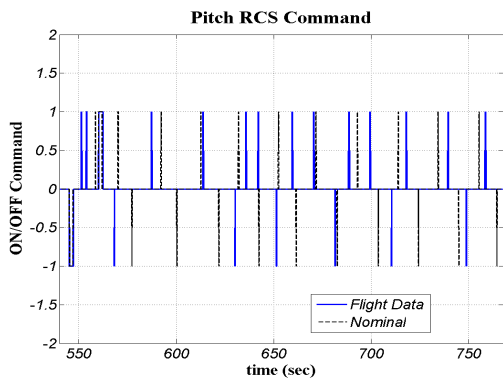


그림 38. 위성분리후 무추력구간 피치 RCS 명령

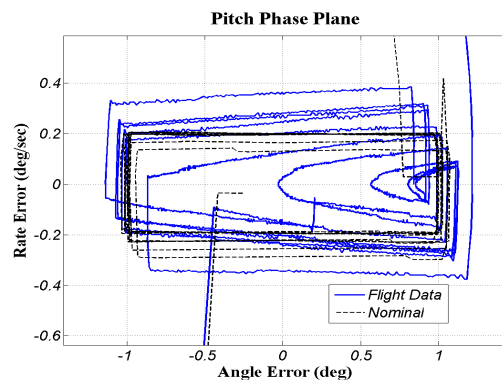


그림 41. 위성분리후 무추력구간 피치 리미트사이클

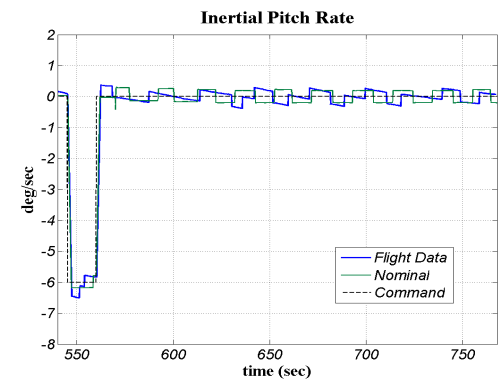


그림 39. 위성분리후 무추력구간 피치각속도

그림 38~41의 피치 RCS 제어 결과를 살펴보면, 위성분리 직후 545~560초 구간에서 피치 자세각이 -90도 만큼 변경되는 것을 볼 수가 있는데 이는 위성과의 충돌 방지를 위해 잔류추력에 의한 2단 발사체의 진행방향을 틀어주기 위한 회피기동으로써 정상적으로 수행되었음을 확인할 수 있다. 그리고 시간이 지날수록 잔류추력에 의한 외란토크가 작아지면서 리미트사이클 형상이 외란이 없는 Nominal 경우에 점점 가까워지고 있음을 발견할 수도 있다.

약 768초 이후에는 텔레메트리 신호가 약해져서 이후의 자세제어 특성을 살펴볼 수 있는 데이터가 없는 상태이기는 하지만, 지금까지의 결과 분석을 토대로 768초 이후에도 RCS 제어가 정상적으로 수행되었을 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문에서는 나로호 3차 비행시험에서의 2단 자세제어 결과를 정리하였다. 비행시험 데이터 분석 결과, 키크모터 연소 전후 무추력구간에서의 RCS 3축 자세제어와 키크모터 연소구간에서의 피치/요 TVC 자세제어 및 롤 RCS 자세제어가 정상적으로 수행되었음을 알 수 있었다. 키크모터 연소 구간에서의 무게중심 오프셋 변동 특성, 키크모터 연소 후반부의 슬래그 영향, 키크모터 연소종료 후의 잔류추력 특성 등이 비행 전에 예상한 것과 다소 차이나는 부분이 존재하였음에도 불구하고 TVC 및 RCS의 정상적인 작동을 통해 위성분리시 요구되는 자세정밀도를 만족시킬 수가 있었고 이를 통해 2단 자세제어기 또한 충분한 안정성 여유를 가지도록 설계되었음을 확인하였다. 본 결과들은, 추후 국내의 발사체 자세제어 기술을 향상시키는 데 있어서 중요한 자료가 될 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. 선병찬, 박용규, 오충석, 노웅래, "나로호 질소 가스 추력기시스템 자세제어기 설계 및 종합 성능시험," 항공우주기술 11권 2호, 2012년 11월.
2. 선병찬, 박용규, 오충석, 노웅래, "나로호 키크모터 TVC 노즐 행정확인시험 및 특성 분석," 항공우주기술 11권 1호, 2012년 7월.
3. 선병찬, 박용규, 오충석, 노웅래, 조광래, "KSLV-I 상단 키크모터 TVC 노즐 행정확인시험 및 운용 파라미터 분석," 제11회 우주발사체기술 심포지움, 2010년 12월.
4. 박용규, 오충석, 선병찬, 노웅래, 박정주, 조광래, "페어링 비정상 분리 비행조건에서의 KSLV-I 상단부 자세제어 성능 분석," 2009 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2009년 11월.
5. 선병찬, 박용규, 노웅래, 조광래, "Attitude Control Design and Test of KSLV-I Upper Stage," 60th International Astronautical Congress, Daejeon Korea, September 2009.
6. 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.
7. 선병찬, 박용규, "추력기를 이용한 우주비행체 자세제어설계," 항공우주기술 4권 1호, 2005년 7월.