

## 순차적 가변시간할당 추력방식 최적성능 분석

### Time Optimal Performance of a Varying-Time Sharing Sequential Paired Thrusting Logic

오 화 석\*, 이 병 훈, 이 봉 운  
(Hwa-Suk Oh, Byung-Hoon Lee, and Bong-Un Lee)

**Abstract :** Time-optimal performances are analyzed in the sense of inner loop. A varying-time sharing thrusting logic is suggested as a new sequential paired thrusting logic for fast maneuvers of satellites with coupled thruster configuration. Its time-optimal maneuvering performance is compared with two conventional thrusting logics: separate thrusting logic and constant-time sharing sequential paired thrusting logic. It is found that the newly suggested varying-time sharing thrusting logic can be easily implemented by adjusting the conventional constant-time logic with its thrust on-time, while it can reduce the maneuvering time enormously as much as the separate thrusting logic. The performance of the logic is simulated on the agile maneuvering spacecraft model KOMPSAT-II.

**Keywords :** time-optimal maneuvering, separate thrusting, sequential paired thrusting, constant-time sharing thrusting, varying-time sharing thrusting, coupled thruster configuration

#### I 서론

아리랑 2호(KOMPSAT-II)와 같은 저궤도 관측위성은 관측 지점을 빠른 시간에 통과한다. 그래서 많은 양의 데이터 수집을 위해 보다 빠른 거동성능이 요구되고 있으며, 이를 위해 가능하면 빠른 시간에 위성의 큰 각 거동이 이루어지도록 하는 최소시간 거동에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[1-7].

위성의 최소시간 거동을 위해서는 대개 최대 토크가 변값이 가며 작용하는 뱅뱅(bang-bang) 제어가 요구된다[8]. 이는 곧 위성의 자세제어 구동기가 매 순간 최대토크를 발생시켜야 함을 의미하며, 거동 소요시간은 구동기의 최대 토크발생 크기와 거동거리에 따라 좌우된다. 고유축 거동은 목표 자세로 가는 최단거리 거동이나 기존의 연구에 의하면 제어가 독립적으로 작용하는 경우 일반적으로는 최소시간 거동이 아님이 밝혀졌다[1]. 최소시간 거동로직의 경우 해를 구하는데 복잡하여 계산에 많은 시간이 걸리고 로직모양 또한 개루프(open-loop)형식이 대부분이다. 그래서 여러 선행연구에서는 몇몇 단순화를 통해 스위칭 시간(switching time) 추정을 위한 개루프 근사해를 제안하거나 준최적(near optimal)시간 제어방법이 개발되기도 하였다[2,3]. 이러한 연구를 통해 구해진 최소시간 해는 모두 외부제어법칙(outer-loop control law)의 관점에서 본 해로 최소시간 거동을 위한 최적토크 해이다.

이렇게 획득한 최적토크 해를 특정 구동기에 적용할 때는 내부제어법칙(inner-loop control law)을 고려해야한다. 내부제어법칙이란, 주어진 토크 명령에 대하여 각 구동기를 구동하는 방법(추력기를 사용하는 경우를 예로 들면 추력기를 분사하는 방법)을 결정하는 것을 의미한다. 추력기의 경우 보통 코

기조절이 아닌 단순 개폐(on-off)방식으로 작동하는 까닭에 분사시간(on-duration time)을 제어하여 원하는 추력을 발생한다. 본 논문에서는 내부제어법칙의 관점에서 추력기의 분사시간의 비율(duty ratio)을 내부제어 파라미터(inner-loop control parameters)로 추가하여 최소시간 해를 구하여 전체 거동시간이 분사시간 제어형식에 따라 어떻게 달라지는가 살펴보았다.

위성의 자세제어를 위해 일반적으로 반작용 휠과 추력기가 가장 많이 사용되어왔다. 반작용 휠은 주로 정밀 자세제어를 위한 주 구동기로 사용되며, 반면에 추력기는 궤도 조절이나 빠른 거동을 위한 보조 구동기로 사용된다. 주 자세제어 구동기로 사용되는 반작용 휠의 경우 상대적으로 낮은 토크수준으로 인해 위성이 빠른 거동을 요구할 때는 추력기에 비해 불리하다. 그래서 반작용 휠의 용량을 넘어서는 빠른 거동이 요구될 때 추력기를 사용해서 그 성능을 보완시켜 주기도 한다.

위성의 자세제어 구동기로 추력기를 사용할 경우, 일반적으로 3축 자세제어를 위해 6개 이상의 추력기가 사용된다. 그러나 최소 4개의 추력기만으로도 3축 자세제어가 가능하다[9-11]. 추력기의 경우 대개 임의의 3차원 방향으로 토크를 발생시키기 위해서 추력기를 위성체에 대하여 대칭된 위치와 방향으로 배치한다. 대칭 추력기 배치형상인 경우 추력기 운용방식에는 추력기 외부 제어토크 명령에 대하여 각 추력기를 개별적으로 분사하여 원하는 토크를 내는 개별분사 방식과 해당 추력기 쌍을 순차적으로 분사시켜 원하는 방향의 토크를 발생하는 순차적 쌍 분사방식이 있다. 순차적 쌍 분사방식은 임의 방향의 요구 토크에 대하여 롤-피치-요(roll-pitch-yaw) 순서같이 순차적으로 일정한 시간 비율로 토크발생 명령을 할당(time-sharing)하는 형식이다. 본 논문에서는 새롭게 제안한 추력기 운용방식과 구분하기 위해 이 방식을 “일정시간할당 방식”(이하 일정방식)이라 하였다. 이러한 일정방식의 경우 로직이 비교적 쉽고 단순하여 폭 넓게 사용되

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 10. 19., 채택확정 : 2004. 12. 1.

오화석, 이병훈, 이봉운 : 한국항공대학교 항공우주및기체공학부  
(hsoh@hau.ac.kr/hooni94@dreamwiz.com/leebu@mail.hau.ac.kr)

※ 본 연구는 산업자원부의 지원을 받아 한국항공우주연구원의 “다목적실용위성2호 본체 개발사업”의 일환으로 연구되었습니다.

고 있다. 하지만 항상 일정한 시간을 각축에 동일하게 분배함으로 해서 결과적으로 거동 시 필요한 실제 가용토크 수준을 떨어뜨린다. 이는 최소시간 측면에서 보면 손해이므로 거동 성능을 높이기 위해 본 논문에서는 각 축에 시간할당 비율을 탄력적으로 할당하는 새로운 순차적 쉘 분사방식으로 “가변시간할당 방식”(이하 가변방식)을 제안하였다. 가변방식은 불필요한 축의 시간할당 비율을 제거하고 필요한 축에 토크를 집중시키는 방식으로 결과적으로 기존의 일정방식에 비해 거동시간을 획기적으로 줄일 수 있다[12]. 이 방식은 또한 대칭 추력기 배치형상이라면 6개의 추력기 형상에도 적용할 수 있다.

본 논문에서는 개별분사 방식과 두 가지 순차적 쉘 분사방식의 최소시간 거동 성능을 테스트 하기 위해 위성모델로 아리랑2호(KOMPSAT-II) 수치모델을 사용 하였고, 최소시간 해를 구하기 위해 파라미터 최적화(parameter optimization) 방법을 사용한 MATLAB 코드를 사용하였다.

II. 대칭 추력기 배치형상을 가진 위성의 동역학 모델

추력기를 장착한 위성의 동역학 방정식(dynamic equation)을 나타내면 다음과 같다.

$$I\dot{\omega} = -\omega \times I\omega + u, \tag{1}$$

여기서  $I$ 는 위성의 관성모멘트 행렬,  $\omega$ 는 위성의 각속도 벡터,  $\omega \times$ 는  $\omega$  벡터의 외적행렬(cross product matrix)을 나타낸다. 그리고  $u_i$ 는 추력기 발생토크 벡터이다. 위성의 자세는 여러 가지로 나타낼 수 있으나 본 논문에서는 다음과 같이 정의된 3차원 수정 로드리그 파라미터를 사용하였다[13].

$$\sigma_i = e_i \tan(\phi / 4), \quad i = 1, 2, 3 \tag{2}$$

여기서  $e_1, e_2, e_3$ 는 주축의 몸통계(body frame)또는 관성계(inertial frame)에 대한 방향여현(direction cosine)이고,  $\phi$ 는 주각(principal angle)이다. 이 수정 로드리그 파라미터를 이용하여 위성의 운동방정식(kinematic equation)을 쓰면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4}G(\sigma)\omega \tag{3}$$

여기서

$$G(\sigma) = \begin{bmatrix} 1 + \sigma_1^2 - \sigma_2^2 - \sigma_3^2 & 2(\sigma_1\sigma_2 - \sigma_3) & 2(\sigma_1\sigma_3 + \sigma_2) \\ 2(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_3) & 1 - \sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \sigma_3^2 & 2(\sigma_2\sigma_3 - \sigma_1) \\ 2(\sigma_1\sigma_3 - \sigma_2) & 2(\sigma_2\sigma_3 + \sigma_1) & 1 - \sigma_1^2 - \sigma_2^2 + \sigma_3^2 \end{bmatrix}$$

이다.

초기자세에서 최종자세까지 최소시간에 자세변환 하는 경우 추력기 발생토크의 최적해는 다음과 같은 문제를 풀어 구할 수 있다.

$$\text{Min } J = \int_0^{t_f} dt \tag{4}$$

단, 추력기 발생토크는

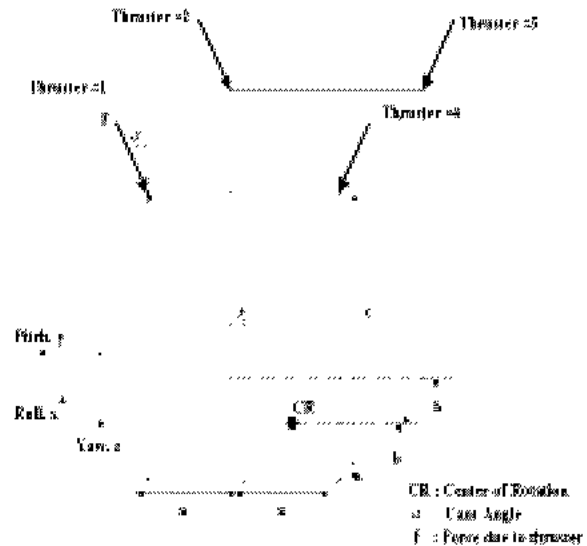


그림 1. 추력기 배치형상. Fig. 1. Thrusters installation configuration.

$$|u_i| \leq u_{i,max} \quad i = 1, 2, 3 \tag{5}$$

이고 경계조건은  $\omega(t_f) = \omega_f, \sigma(t_f) = \sigma_f$  이 된다. 그림 1은 아리랑2호의 추력기의 배치형상에 따른 추력벡터 방향을 보여주고 있다. 각 추력벡터는 위성의 회전중심에서  $r_x(r_y, r_z)$  만큼 떨어져 있으며, z축에 대해 경사각  $\alpha$  만큼 기울어져 있다. 이 4개의 추력벡터를 조합하여 임의의 방향의 토크를 발생시킬 수 있지만 추력기의 수가 적기때문에 임의의 3축 방향의 토크를 동시에 발생시킬 수는 없다.

이러한 경우 추력기 운용방식에는 순차적 쉘 분사방식과 개별분사 방식의 두 가지 방식이 있다. 순차적 쉘 분사방식은 임의의 축 방향의 토크를 발생시키기 위해 해당 추력기 쉘을 순차적으로 분사해 줌으로써 토크를 발생 시키는 방식이다. 반면에 개별분사 방식은 각 추력기를 개별적으로 분사하여 원하는 토크를 내는 방식으로 임의의 순간 4기의 추력기 중 최대 3기의 추력기를 선택하여 분사비율을 제어함으로써 토크를 발생케 된다[9].

III. 추력기 운용방식에 따른 최소시간 거동

1. 일정시간할당 순차적 쉘 분사방식

순차적 쉘 분사방식의 경우 추력기 발생토크  $u_i$ 는 다음과 같은 3차원 토크 벡터로 나타낼 수 있다.

$$u_i = [g_1 u_{f1} \quad g_2 u_{f2} \quad g_3 u_{f3}]^T \tag{6}$$

여기서  $g_i$ 는 각 축의 작용하는 해당 추력기 쉘의 최대토크 이고,  $u_{fi}$ 는 해당 추력기 쉘의 분사율(duty ratio)이다. 아리랑2호는 아리랑1호와 마찬가지로 추력기 운용방식으로 일정시간할당 순차적 쉘 분사방식을 사용하고 있다. 0.75초마다 각 축별로 추력기 명령이 발생되며, 해당 추력기가 쉘으로 분사되되 분사가 롤피치차오(roll-pitch-yaw) 순서로 0.25초의 일정한 시간비율로 할당이 이루어 진다. 그러므로 실제적으

로 최대 분사율  $u_{j,max}$ 는 1/3을 넘지 못한다. 그림 2는 이러한 일정시간할당 방식의 분사형태 예시도를 나타내고 있다. 여기에서  $t_j$ 는 명령 발생시간 간격이다. 결과적으로 추력토크가 각 축에 대해서 독립적이되 그 분사율이 1/3로 제한되어 실제 발생가능 토크도 1/3로 제한된다. 그러므로 분사율은 다음과 같은 형태의 구속조건을 갖는다.

$$|u_j| \leq \frac{1}{3} \tag{7}$$

그림 3은 일정시간할당 방식의 토크형상(torque envelope)을 보여주고 있다.

분사율을 고려한 내부제어법칙의 관점에서 보면 최소시간 거동을 위한 최적 토크해를 구하는 문제는 내부제어 파라미터인 분사율  $u_j$ 의 최적해를 구하는 문제로 바뀐다.  $I = diag\{600, 400, 400\}kg \cdot m^2$ 의 관성모멘트를 가진 KOMPSAT-II 위성모델에서 일정방식을 사용한 경우 롤(roll) 30°거동의 최적해를 구하였고, 그 결과를 그림4에 나타내었다. 이 경우 고 유속 거동은 롤 축을 따라 최종자세로 가는 거동이 되며 단축거동(single axis maneuver)이 된다. 그러나 일정방식의 경우 각 축의 토크가 각각 독립적으로 구동 되는 까닭에 단축거동 보다는 자세를 틀어주어 3축의 토크를 모두 사용함으로써 더 빠른 거동을 할 수 있다. 따라서 최소시간 거동은 단축거동이 아닌 참고문헌 [1]이나 [2]와 같이 3축이 모두 흔들리며 최소시간 거동이 일어남을 알 수 있다.

2. 개별분사 방식

개별분사 방식을 사용하는 경우 (1)의 추력기 발생토크  $u_i$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u_i = Au_j \tag{8}$$

여기서 제어벡터  $u_j$ 는 각 추력기의 분사율 벡터이며, 만약  $u_j(t) = 1$  이면  $i$ 번째 추력기가 100% 분사됨을 의미하며,  $u_j(t) = 0$  이면 해당 추력기가 꺼져있음을 의미한다.  $A$ 는 추력기 영향행렬(thruster influence matrix)이며, 추력기 배치형상에 따라 다르다. 추력기 영향행렬  $A$ 의  $i$ 번째 열벡터는  $i$ 번째 추력기에 의한 발생토크를 의미하며 다음과 같이 나타낸다.

$$A_i = F_n[r_i \times \hat{F}_i] \tag{9}$$

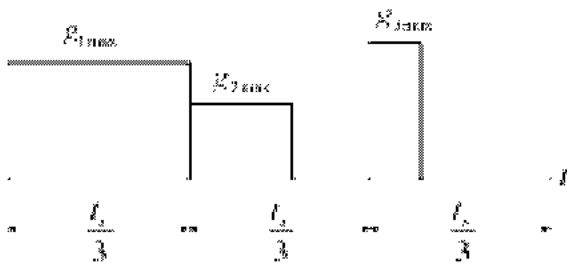
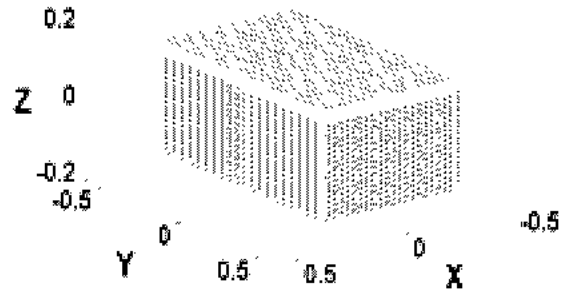
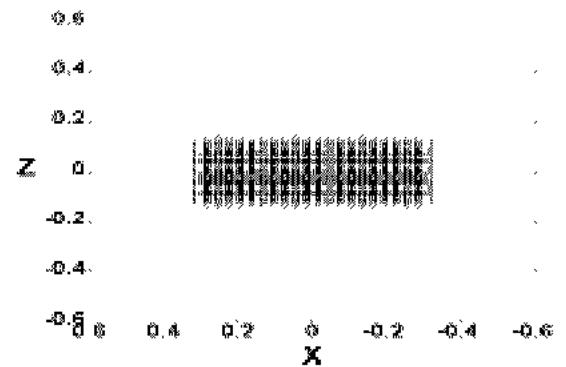


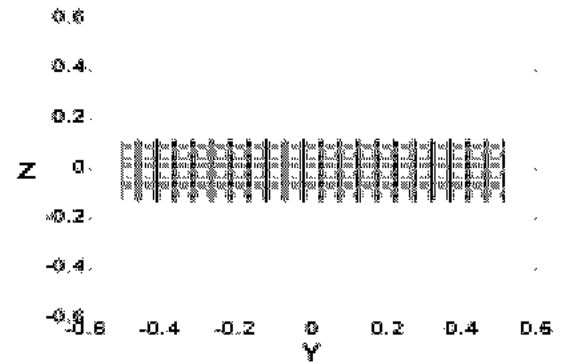
그림 2. 일정시간할당 방식의 분사형태 예시도.  
Fig. 2. An example of constant-time sharing thrusting.



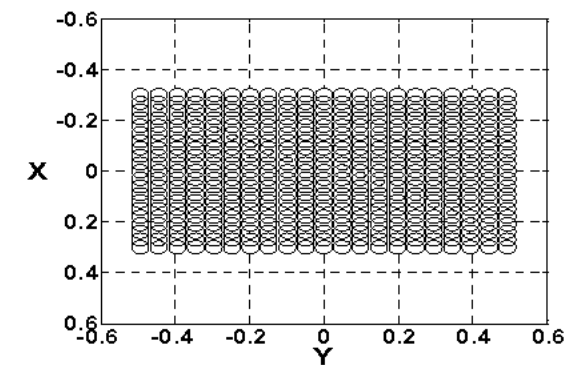
a) 3D view



b) X-Z plane view

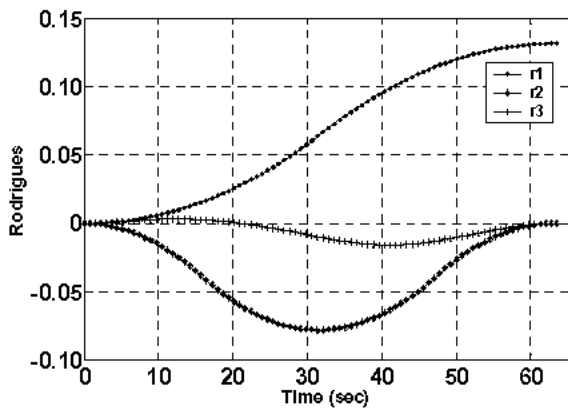


c) Y-Z plane view

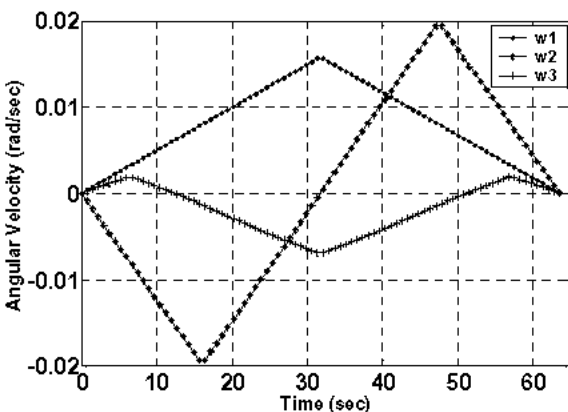


d) Y-X plane view

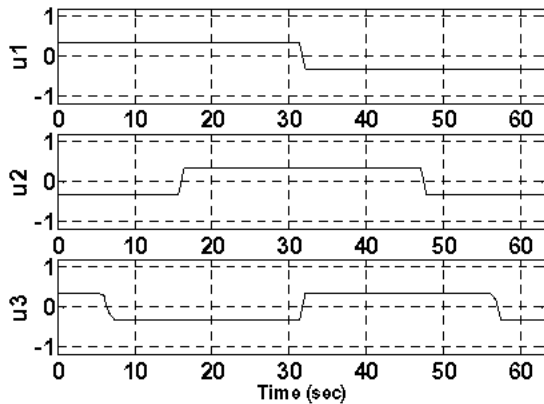
그림 3. 일정시간할당 방식의 토크형상.  
Fig. 3. Torque envelope for the constant-time sharing thrusting logic.



a) Attitude



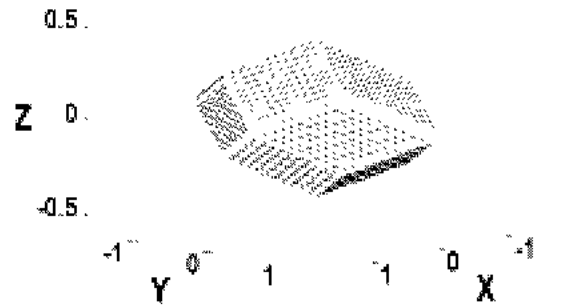
b) Angular velocity



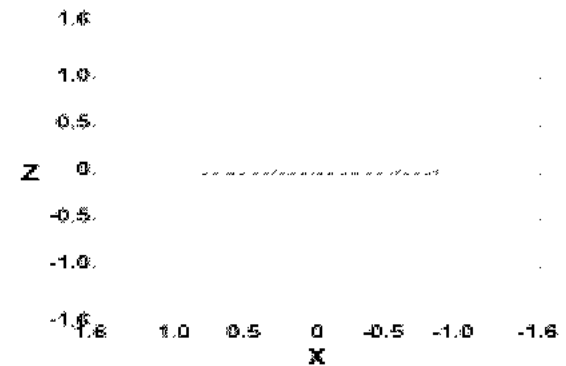
c) Control duty ratio

그림 4. 일정시간할당 방식의 최소시간거동 : roll 30°.   
 Fig. 4. Minimum time maneuver with constant-time sharing thrusting logic : roll 30°.

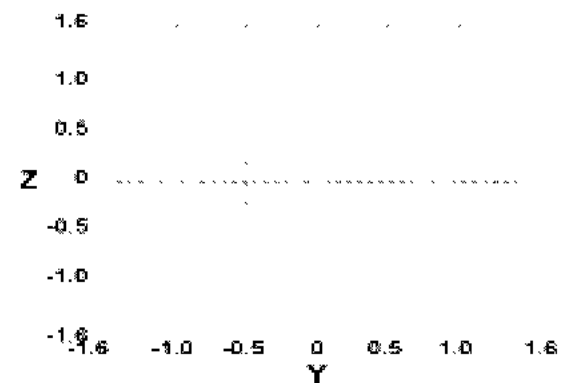
여기에서  $F_n$ 는 해당 추력기의 공칭상태(nominal)의 추력크기,  $\hat{r}_i$ 는 해당 추력기의 위치벡터 그리고  $\hat{c}_i$ 는 해당 추력기의 추력방향벡터 이다. 그림5는 개별분사 방식의 토크형상을 보여주고 있다. 그림에서 보듯이 피치(pitch) 축의 토크가 가장 크다. 앞에서와 마찬가지로 최소시간 거동을 위한 내부 제어 파라미터 분사율  $u_j(t)$ 의 최적해를 구하였다.



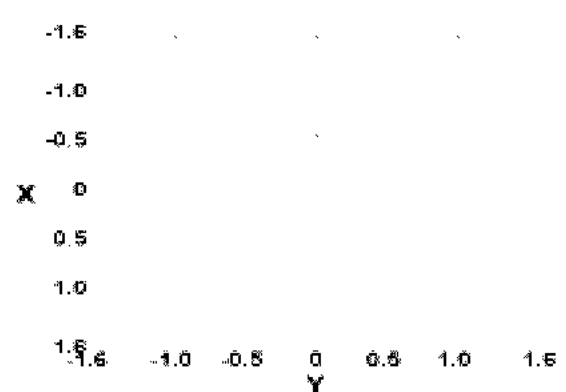
a) 3D view



b) X-Z plane view



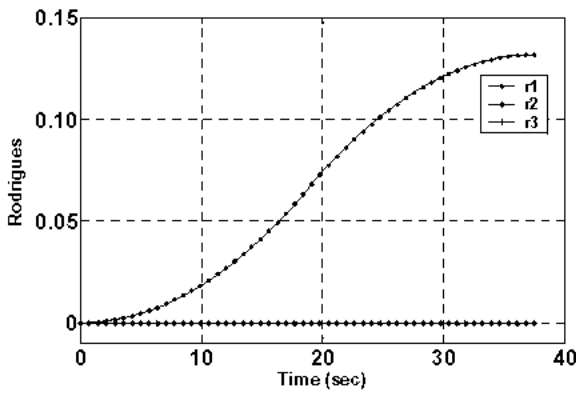
c) Y-Z plane view



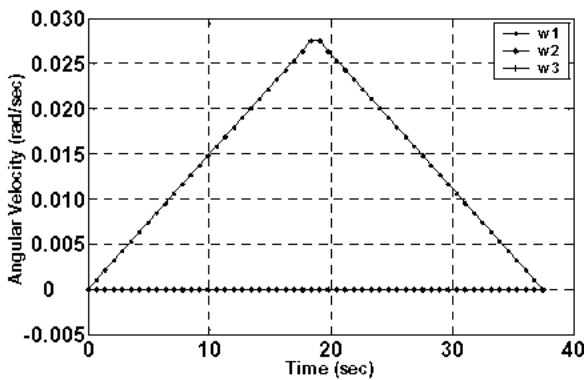
d) Y-X plane view

그림 5. 개별분사 방식의 토크형상.   
 Fig. 5. Torque envelope for the separate thrusting logic.

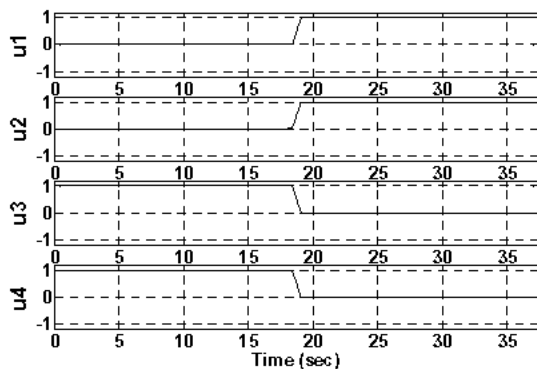
그림 6은 개별분사 방식의 롤 30° 최소시간 거동 결과이다. 결과에서 보듯이 일정 분사비율 방식에 비해 약 40% 이상의 시간 절감효과를 거둬볼 수 있다. 분사율  $u_i(t)$ 의 최적해 결과인 그림 6(c)를 보면, 3,4번 추력기에 의해 롤 방향의 구동토크가 발생하고, 1,2번 추력기에 의해 롤 방향의 제동토크가 발생함을 알 수 있다. 즉 롤 방향의 토크만 100% 발생하여 단축거동이 일어남을 볼 수 있다. 비록 개별분사 방식을 사용하더라도 추력기는 항상 쌍으로 분사되고 있으며, 또한 요와 피치 축 거동에서도 유사한 결과를 얻을 수 있다.



a) Attitude



b) Angular velocity



c) Control duty ratio

그림 6. 개별분사 방식의 최소시간거동 : roll 30°.   
 Fig. 6. Minimum time maneuver with the separate thrusting logic : roll 30°.

3. 새로운 추력기 운용방식 : 가변시간할당 방식

앞의 일정시간할당 방식의 최적해 결과에서 보았듯이 일정방식의 경우 다른 축의 토크 수요가 없을지라도 항상 일정한 시간비율을 그 축에 할당해 줌으로써 실제 가용 토크 수준을 떨어뜨리는 단점이 있다. 비록 독립적으로 구동됨으로써 단축거동에도 3축 토크를 모두 사용하는 장점이 있지만 최소시간 면에서는 손해임이 확실하다.

이를 보완하기 위해 할당시간을 탄력적으로 운용하는 로직을 고려하였다. 즉 전체 주어진 시간을 각 축에 할당되 필요한 곳에 최대로 할당 되도록 하는 방식이다. 이 경우 각 축에 대한 최대 분사율은 최대 100%까지 증가하나 독립적이지 못하고 다음과 같은 구속조건을 만족하여야 한다.

$$|u_{r1}| + |u_{r2}| + |u_{r3}| \leq 1 \quad (10)$$

즉, 각 분사율의 합이 100%를 넘지 못함을 의미한다. 그림 7과 8은 분사기차단(off-firing) 구간의 유무에 따른 가변방식의 분사예시도이며, 그림 9는 가변방식의 3차원 토크형상을 보여주고 있다. 가변방식을 사용한 경우 롤 축으로 30° 거동한 결과를 그림 10에 나타내었다. 이 경우 롤 축의 토크가 거의 100% 발생하며 단축거동이 일어남을 알 수 있다. 결과에서 보듯이 최소 거동시간은 앞의 일정방식의 경우 보다 평균 40% 정도의 시간 절감 효과를 거둬볼 수 있다. 결론적으로 일정방식에서 추력기 시간할당 방식을 조금 바꾼 가변시간 할당 방식은 기존 추력기 운용방식을 크게 변화시키지 않고도 위성의 거동시간을 획기적으로 줄일 수 있음을 알 수 있다. 또한 개별분사 방식과 비교해도 거의 유사한 성능을 낼 수 있다.

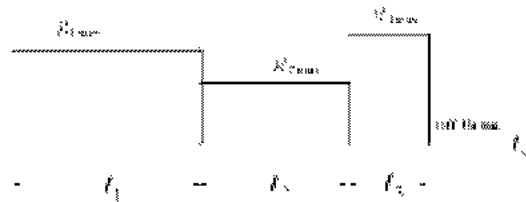


그림 7. 가변시간할당 방식의 분사형태 예시도 : 부분용량이 사용되는 경우.

Fig. 7. An example of varying-time sharing thrusting : part capacity in use.

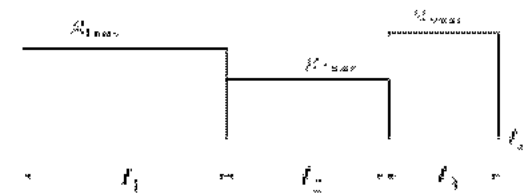


그림 8. 가변시간할당 방식의 분사형태 예시도: 전체용량이 사용되는 경우.

Fig. 8. An example of varying-time sharing thrusting: full capacity in use.

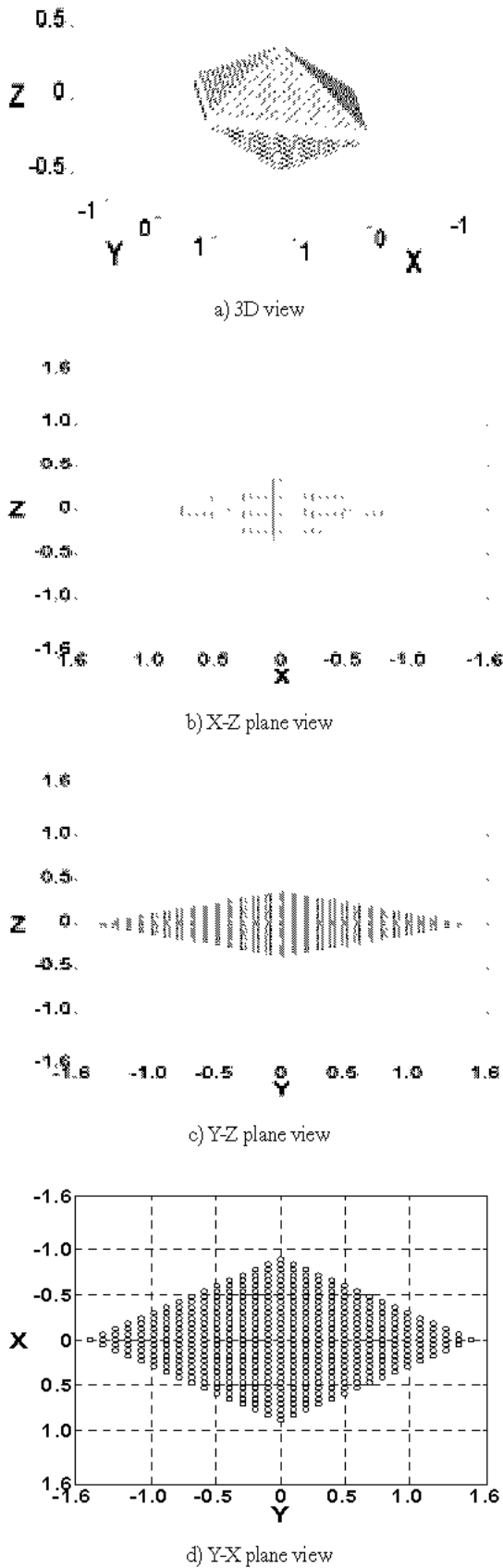


그림 9. 가변시간할당 방식의 토크형상.  
Fig. 9. Torque envelope for the varying-time sharing thrusting logic.

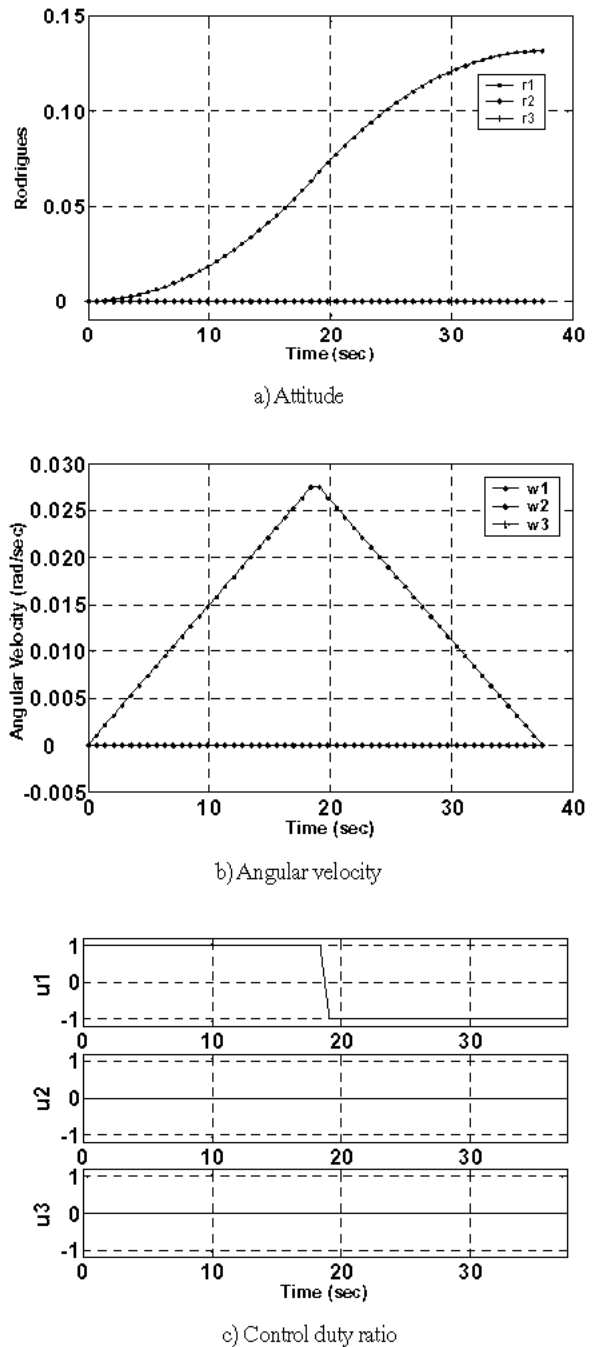


그림 10. 가변시간할당 방식의 최소시간거동 : roll 30°.  
Fig. 10. Minimum time maneuver with varying-time sharing thrusting logic : roll 30°.

**IV.3 축방향 거동성능 비교**

일정시간할당 방식보다 우수한 성능을 보인 가변시간할당 방식과 개별분사 방식의 성능을 좀더 비교하기 위해 임의의 3축 방향의 거동에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 11은 두 방식의 토크형상을 비교한 그림이다. 그림에서 보듯이 가변방식의 경우 개별분사 방식에 비해 일부 구간을 제외하고 전체 토크 수준은 떨어진다. 두 방식의 최소시간 거동성능을 비교하기 위해 임의의  $y$  벡터 방향으로  $\phi$  만큼 회전하는 거동을 시뮬레이션 하였다.

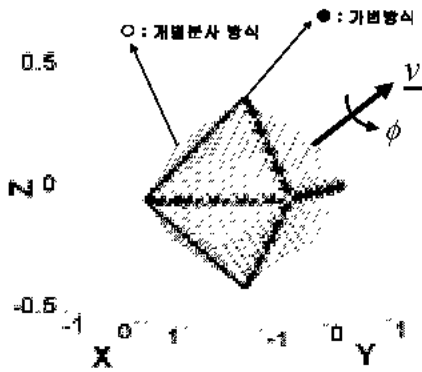
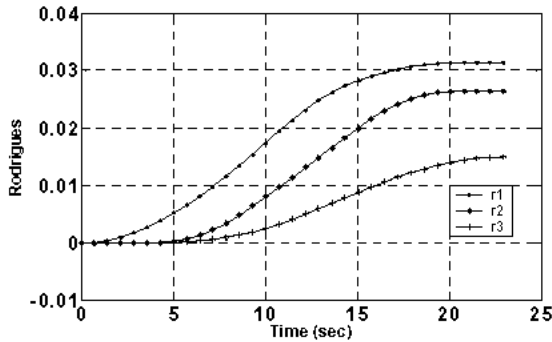
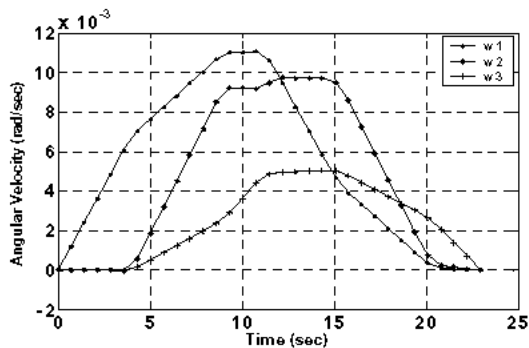


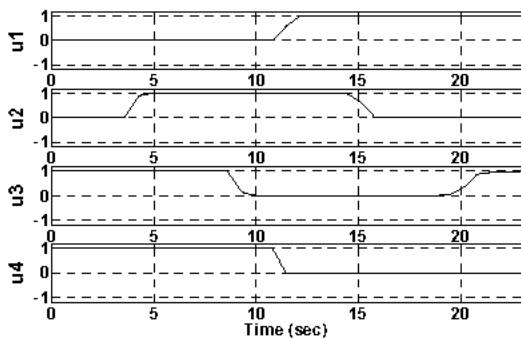
그림 11. 토크형상비교 : 개별분사방식, 가변방식.  
 Fig. 11. Comparison of torque envelope for each thrusting logic : separate thrusting logic, varying-time sharing thrusting logic.



a) Attitude

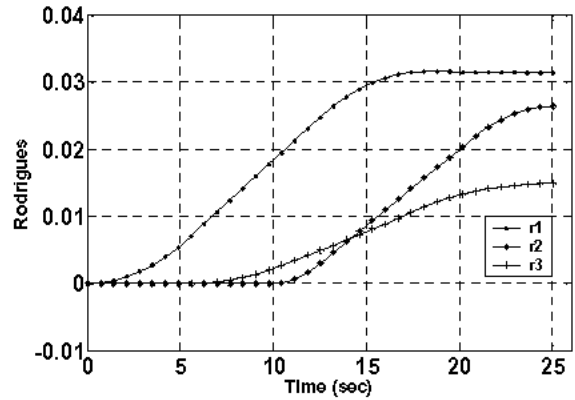


b) Angular velocity

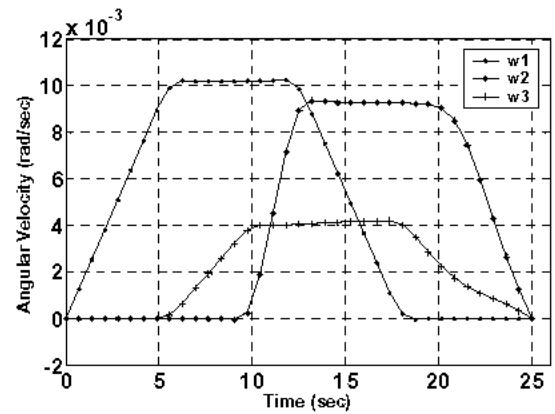


c) Control duty ratio

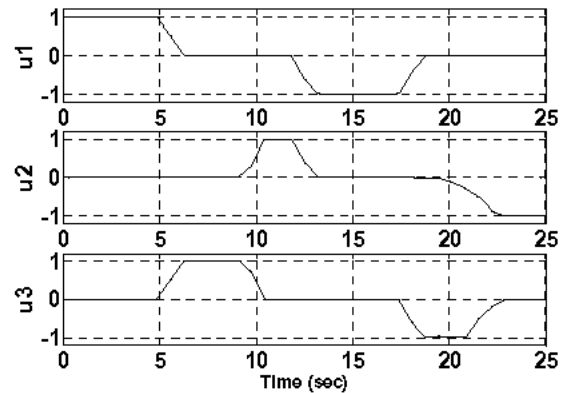
그림 12. 개별분사 방식의 최소시간거동 : [40° 20° 10°].  
 Fig. 12. Minimum time maneuver with separate thrusting logic : [40° 20° 10°].



a) Attitude



b) Angular velocity



c) Control duty ratio

그림 13. 가변시간할당 방식의 최소시간거동 : [40° 20° 10°].  
 Fig. 13. Minimum time maneuver with varying-time sharing thrusting logic : [40° 20° 10°].

그림 12와 13은  $v = [\text{Azimuth}: 40^\circ \text{ Elevation}: 20^\circ]$ ,  $\phi = 10^\circ$  거동의 결과를 보여준다. 결과에서 보듯이 비록 가변방식이  $v$  벡터 방향의 토크수준은 개별분사 방식에 비해 떨어지지만 최소시간 거동결과는 그리 큰 차이가 나지 않음을 알 수 있다. 다른 방향에 대해서도 비슷한 결과를 얻을 수 있다. 이러한 결과로부터 최소시간 거동에서 가변방식은 개별분사 방식과 비교해서 거의 유사한 성능을 보임을 알 수 있다.

**V. 결론**

추력기 배치형상이 대칭된 형태일 경우 추력운용방식에 따른 최소시간 성능을 비교 분석한 결과 본 논문에서 제안한 가변시간할당 방식은 일반적인 추력 운용방식으로 쓰이고 있는 일정시간할당 방식에 비해 거동시간을 상당히 단축할 수 있음이 밝혀졌다. 또한 개별분사 방식과 비교한 경우에도 가변방식은 최소시간 거동성능에 있어서 개별분사 방식과 거의 근접한 성능을 보여주고 있다. 무엇보다도 가변방식은 개별분사 방식과는 달리 기존 추력기 운용방식을 크게 변화시키지 않고도 위성의 거동시간을 획기적으로 줄일 수 있기에 실제 적용이 용이한 장점이 있으며, 또한 본 논문에서 다룬 4기의 추력기를 사용한 대칭 배치형상뿐만 아니라 다른 모든 형태의 대칭된 배치형상을 갖는 추력기 시스템에도 적용할 수 있다.

**참고문헌**

[1] K. D. Bilimoria and B. Wie, "Time optimal three-axis reorientation of a rigid spacecraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 16, no. 3, pp. 446-452, 1993.  
 [2] R. M. Byers and S. R. Vadali, "Quasi-closed-form solution to the time-optimal rigid spacecraft reorientation problem", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 16, no. 3, pp. 453-461, 1993.  
 [3] W.H. Steyn, "Near-minimum-time eigenaxis rotation maneuvers using reaction wheels", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 18, no. 5, pp. 446-452, 1995.  
 [4] H. Seywald and R. R. Kumar, "Singular control in minimum time spacecraft reorientation", *Journal of Guidance, Control and*

*Dynamics*, vol. 16, no. 4, pp. 686-694, 1993.  
 [5] S. L. Scrivener and R. C. Thomson, "Time optimal reorientation of a rigid S/C using collocation and nonlinear programming", *Advances In the astronomical sciences*, vol. 85, no. 3, , pp. 1905-1924, 1993.  
 [6] J. E. Hurtado and J. L. Junkins, "Optimal near-minimum-time control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 21, no. 1, pp. 172-174, 1998.  
 [7] H. Shen and P. Tsiotras, "Time-optimal control of axisymmetric rigid spacecraft using two controls", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 5, pp. 682-694, 1999.  
 [8] D. E. Kirk, *Optimal Control Theory*, Prentice-Hall, 1970.  
 [9] M. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, 1997.  
 [10] H. S. Oh, "Attitude control by asymmetric thrusters' independent off modulation during orbit adjustment maneuvers", *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 16, no. 2, pp. 265-272, 1999.  
 [11] H. S. Oh and J. H. Hwang, "Minimum fuel back-up attitude control and momentum dumping of a satellite with an asymmetric thruster configuration", *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 27, no. 6, pp. 105-115, 1999.  
 [12] 이병훈, 오화석, 이봉운, 이선호, 이승우, "위성자세 최소 시간 거동을 위한 추력기와 반작용휠 통합제어", 대한기계학회추계학술대회, 2003.  
 [13] H. Schaub and J. Junkins, "Stereographic orientation parameters for attitude dynamics: a generalization of the rodrigues parameters", *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 44, no. 1, pp. 1-19, 1966.



**오 화 석**

1980년 한국항공대학교 항공기계공학과(공학사). 1992년 Texas A&M Univ. Aerospace Engineering(공학박사). 1979~1986년 국방과학연구소 연구원. 1992년~1997년 한국전자통신연구원 책임연구원. 1997년~현재 한국항공대학교 항공

우주 및 기계공학부 부교수. 위성동역학 및 제어전공, 위성구동기 개발연구.



**이 병 훈**

2002년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 2004년 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 대학원(석사). 관심분야는 위성자세제어. 현재 동대학원 박사과정.



**이 봉 운**

2001년 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 대학원 석사 졸업. 2002년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 박사과정 재학중. 관심분야는 위성자세제어, 최적제어.