

## 해외 발사체 상단의 충돌 및 오염 회피 기동 분석

박창수\*, 조상범\*\*, 송은정\*\*\*, 노용래\*\*\*\*

### Foreign Launch Vehicle Upper Stage Collision and Contamination Avoidance Maneuver Analysis

Chang-Su Park\*, Sangbum Cho\*\*, Eun-Jung Song\*\*\*, Woong-Rae Roh\*\*\*\*

#### Abstract

The launch vehicle upper stage generally executes collision and contamination avoidance maneuver after the satellite separation. Through this maneuver the satellite safely settles in its orbit and the launch vehicle moves away from the satellite with minimum contamination. In this paper collision and contamination avoidance maneuvers by foreign launch vehicles are analyzed. Criteria for satellite contamination during the avoidance maneuver is given for KSLV-I upperstage.

#### 초 록

발사체 상단은 위성과 분리된 이후 대부분 충돌 및 오염 회피 기동을 수행한다. 이러한 기동을 통하여 위성은 안전하게 궤도에 안착되고 발사체는 위성으로부터 오염을 최소화하며 멀어지게 된다. 본 논문에서는 해외 여러 발사체들의 위성 분리와 충돌 및 오염 회피 기동을 분석하였고 이를 토대로 KSLV-I 상단에 회피 기동에 의한 위성의 오염도 허용 기준을 제시하였다.

키워드 : 발사체(launch vehicle), 상단 (upper stage), 충돌 및 오염 회피 기동(CCAM)

#### 1. 서 론

상단이 위성과 분리된 이후 위성으로부터 안전하게 멀어지는 것이 중요하다. 위성 분리 후 상단부는 궤도 운동을 하며 물리적으로 위성과 충돌할 가능성이 있고 키크모터 상단부의 경우 잔류추력이나 RCS 추력기에 의해 위성에 화학적 오염 가능성이 있다. 이를 방지하기 위해 많은

발사체에서는 충돌 및 오염 회피 기동(collision and contamination avoidance maneuver, CCAM)을 수행한다. 위성과 상단부는 분리된 이후 궤도 운동을 하게 되어 상대 운동 해석 시 일반적으로 힐 방정식(Hill's Equation)을 이용하고 위치와 분리 방향을 Radial - Tangential - Normal 좌표계에서 표현하는 것이 용이하다[1]. 각 분리 방향에 따라 서로 다른 특성을 보이는데 Tangential 방향 분리 시 서로 멀어져 가장 좋은

접수일(2007년 12월 18일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재확정일 : 2008년 7월 1일)

\* 임무설계팀/cspark@kari.re.kr

\*\* 임무설계팀/sbcho@kari.re.kr

\*\*\* 임무설계팀/ejsong@kari.re.kr

\*\*\*\* 임무설계팀/rwr@kari.re.kr

분리 특성을 보여주며 Radial 과 Normal 방향의 경우 궤도 운동을 하며 다시 만나게 되어 CCAM 기동이 필수적이다. Tangential 방향으로 위성 분리 이후 상단에 아무런 외란 요소가 없으면 분리 자세 및 속도를 그대로 유지하게 되어 추가 기동이 필요 없지만 상단부에 잔류추력이 존재하거나 여러 위성을 분리 할 경우 CCAM 기동이 필요하다.

Tangential 방향으로 분리 후에도 CCAM 기동 방향과 상단부의 잔류추력 크기에 따라 상대 거리 특성이 달라진다. 또한 Radial 방향으로 분리 이후 상단부를 Tangential 방향으로 향하여 여분의 잔류추력을 분리 속도 증가에 직접 이용하는 방법도 있다[2]. 이 경우 예측이 힘든 잔류추력 크기에 의존하는 위험성이 있다.

키크모터 특성상 잔류추력은 점진적으로 줄어들기 때문에 상단부의 자세와 위성의 상대 위치에 따라 잔류추력에 의한 오염이 발생한다. 가능하면 이를 최소화하면서 상단부가 빨리 위성으로부터 멀어져야 한다. 따라서 해외 여러 발사체들의 사례를 조사하여 상단부의 분리 방향, 분리 시간, 분리 이후의 기동, 허용 오염도 등을 분석하였다. 이 분석 내용은 KSLV-I의 CCAM 설계 시 반영되었다.

## 2. 해외 발사체의 CCAM 기법

각 발사체는 대부분 발사체 고유 특성 등에 따라 독특한 CCAM 기동을 수행한다. 여기서는 CCAM 기법이 잘 기술된 4개 발사체에 대하여 먼저 분석하였고 나머지 발사체의 CCAM 기법 및 위성의 오염도는 표로 정리하였다.

### 2.1 Pegasus, Minotaur, Taurus

Orbital에서 개발한 공중발사체인 Pegasus와 지상 발사체인 Taurus와 Minotaur는 상단 및 항공전자장비를 공유하기 때문에 같은 CCAM 방식을 채택한다[3-5]. Orbital사의 CCAM 목적은 위성과 발사체 상단간의 충돌 가능성 및 위성의

오염을 최소화하는데 있다. Orbital사는 조금 독특한 CCAM 기동을 하는데 순서는 다음과 같다.

1) 위성 분리 3초 후, 상단은 90도 요 기동을 수행하여 위성과 상단의 상대 거리를 증가시키는 방향으로 3단의 잔류 추력을 향하게 한다.

2) 위성 분리 300초 후, 발사체는 "게걸음(crab-walk)" 기동을 시작한다. RCS 추력기를 사용하여 (-) 속도 방향으로 속도 증분을 얻고 이는 위성과 상단간의 상대 속도를 증가시킨다. 기동은 위성 분리 후 600초에 종료된다.

3) 위의 CCAM 기동이 완료되면 RCS 밸브를 열어서 나머지 가스를 모두 소모시킨다.

그림 1~3은 Pegasus, Minotaur, Taurus의 Payload Manual에 주어진 Mission Profile[3-5]이고 그림 4는 상단의 조립 전 모습이다. 그림 5는 Pegasus의 발사 동영상(AIM 위성, 2007년 4월25일 발사) 중 위성 분리 직후의 모습으로 요 90도 기동을 수행하는 것을 확인할 수 있다.

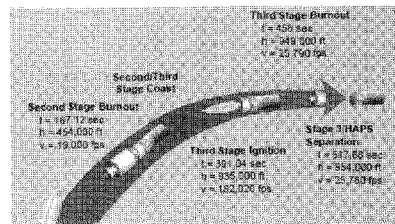


그림 1. Pegasus Mission Profile [3]

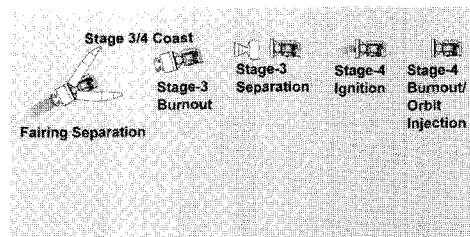


그림 2. Minotaur IV Mission Profile

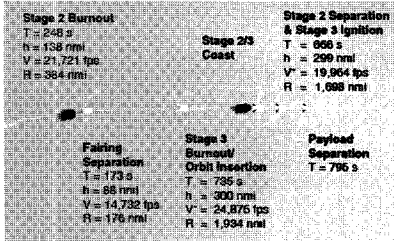


그림 3. Taurus Mission Profile [4]

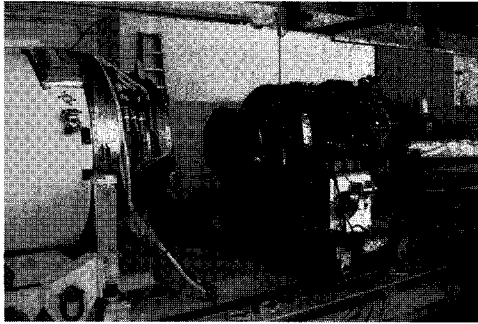


그림 4. Minotaur 상단 조립 전 모습

Atlas의 상단부는 일반적으로 액체 수소엔진의 Centaur가 사용되며 위성이 분리 된 후 몇 단계에 걸쳐 CCAM 기동을 수행한다. Centaur는 12개의 27N 히드라진 추력기를 가지고 있다. 4개의 추력기는 propellant settling (axial) 제어에 사용되고 8개는 roll, pitch, yaw에 사용된다. CCAM은 다음과 같은 순서로 이루어진다[6].

- 1) 위성 분리 잠시 후 Centaur는 분리 자세에서 4도 회전한다.
- 2) 이후 Centaur는 50도까지 회전을 하고 settling motor를 작동하여 속도 증분을 얻고 위성으로부터 멀어진다. 이 기동에서 plume이 위성에 끼치는 영향을 최소화 한다.
- 3) 마지막 기동은 Centaur를 비행 평면과 수직으로 회전 시킨 후 위성으로부터 1.8km 떨어진 곳에서 연료 탱크 blowdown을 실시한다.

이와 같은 기동을 통하여 in-plane과 out-of-plane 상에서 Centaur와 위성을 떨어지게 하고 plume의 영향을 최소화한다. Atlas의 경우 plume에 의해 최대  $6.03 \times 10^{-9} \text{ g/cm}^2$ 의 오염도를 갖게 된다.

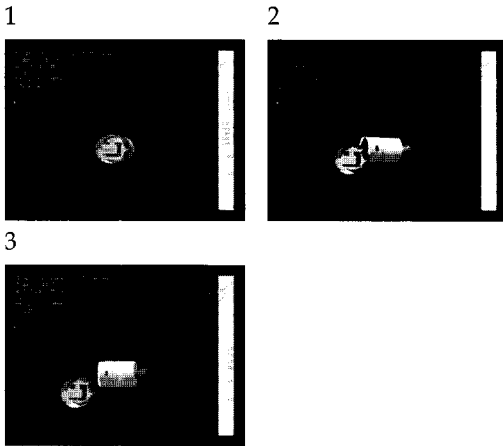


그림 5. Pegasus 분리 동영상

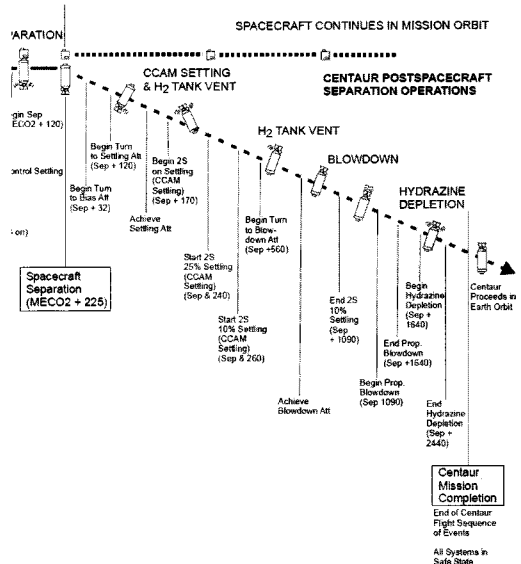


그림 6. Atlas IIA/IIAS Ascent Profile [6]

## 2.2 Atlas / Centaur

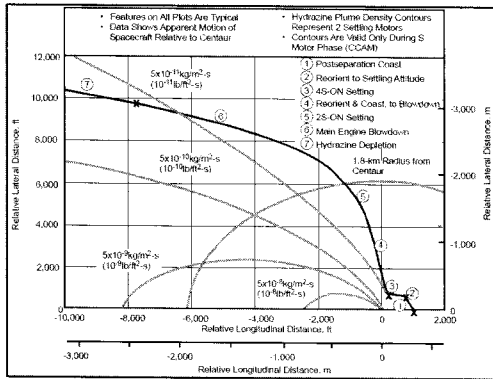


그림 7. Centaur CCAM 기동 결과 [6]

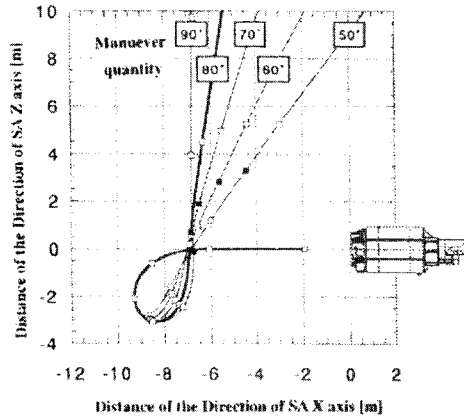


그림 8. 충돌 회피를 위한 기동 [7]

### 2.3 M-V

일본의 고체 로켓인 M-V 발사체의 위성 분리 와 상단 CCAM 순서는 다음과 같이 이루어진다 [7].

- 1) Side Jet Temperature Rise
- 2) Spin Up
- 3) Satellite Separation
- 4) Despin
- 5) Collision Avoidance Maneuver
- 6) Contamination Avoidance Maneuver
- 7) Re Spin Up
- 8) Side Jet Control End

위성 분리 시 안정성을 높이기 위해서 spin up을 하고 분리 후 CCAM을 위하여 despin을 한다. 기동이 완료된 이후 다시 spin up 한다. 논문에서는 M-V-4 데이터를 이용하여 분석하였고 위성 충돌 회피 기동과 위성 오염 회피 기동 2가지로 나누어 기동한다[7]. 충돌 회피를 위해서는 피치 방향으로 기동을 한 후 일정 거리가 멀어지고 나서 플룸에 의한 위성 오염 회피를 위하여 요 방향으로 기동한다. 그림 8은 논문에서 수행한 충돌 회피를 위한 각도별 기동 방법 그림이다. 그림 9는 플룸 밀도와 위성의 움직임을 같이 보여주며 플룸에 의한 오염도가  $1.44 \times 10^{-5} \text{g/cm}^2$  이다.

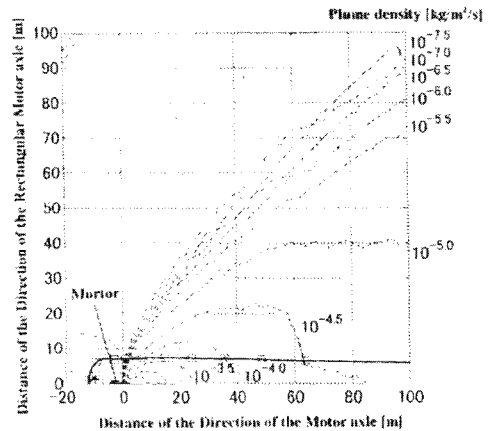


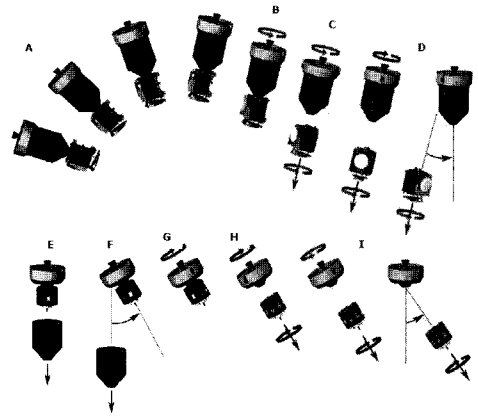
그림 9. 플룸 밀도 (kg/m<sup>2</sup>/s) [7]

### 2.4 Ariane 5

Ariane 5의 위성 분리 기동은 아래 그림과 같이 이루어진다. Ariane 5는 2개 위성을 동시 탑재한 발사를 많이 수행했다. 이 경우 위성 1, SYLDA(위성 2 보호 커버), 위성 2, 상단 등 4개의 물체로 분리가 되므로 분리 시 이들 간에 최대한 거리를 유지할 수 있도록 분리 기동을 설계해야 한다. Ariane 5의 위성 분리 방법을 Astra1L/Galaxy17의 최근 발사 동영상(2007년 5월 4일)에서 확인할 수 있다. 그림 10은 각각의

단계를 보여준다. 그림 11과 12는 Payload guide에 주어진 위성 분리 관련 그림이다[8]. 동영상상을 통한 위성의 분리 방법을 살펴보면 다음과 같다.

- 1) 상단을 Tangential 방향에서 Normal 방향으로 90도 회전 시킨 후 Astra 1L 위성 분리
- 2) 상단을 Radial 방향으로 90도 회전 시킨 후 SYLDA(위성2 보호덮개) 분리
- 3) 상단을 Tangential 방향으로 약 90도 회전 시킨 후 GALAXY 17 위성 분리
- 4) 상단이 충돌이 일어나지 않도록 CCAM 기동 수행

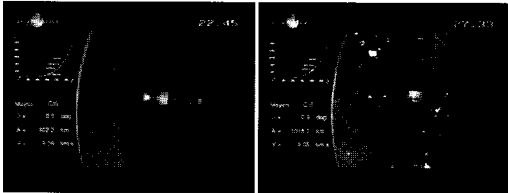


- A Orientation of composite (Upper Stage + VEB + payload) by attitude control system (ACS)
- B Spin-up by ACS
- C Separation of upper spacecraft
- D Spin-down and reorientation to SYLDA 5 jettisoning attitude
- E SYLDA 5 jettisoning
- F Reorientation as requested by lower spacecraft
- G Spin-up by ACS
- H Separation of lower spacecraft
- I Upper stage avoidance maneuver (Spin down, attitude deviation by ACS and passivation)

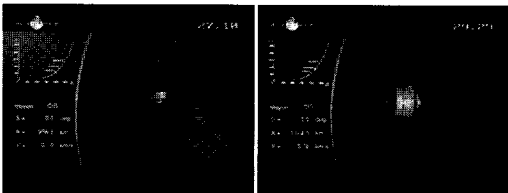
Note: Spacecraft separations can also be accommodated under a 3-axis stabilized mode

그림 11. Ariane 5 위성/SYLDA 분리 [8]

1 2 ASTRA 1L 분리 (↑)



3 4 SYLDA 분리 (←)



5 6 GALAXY 17 분리 (→)

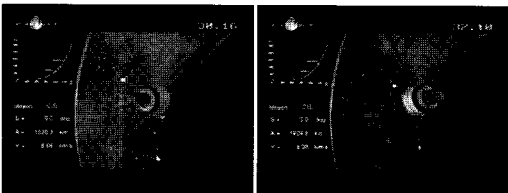
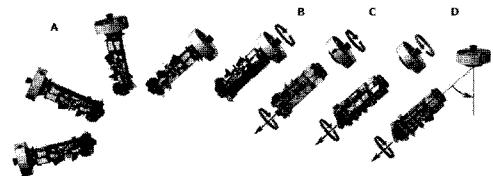


그림 10. Astra 1L/SYLDA/Galaxy 17 분리 동영상



- A Orientation of composite (Upper Stage + VEB + payload) by attitude control system (ACS)
- B Spin-up by ACS
- C Separation of spacecraft
- D Upper stage avoidance maneuver (spin down, attitude deviation by ACS and passivation)

Note: Spacecraft separations can also be accommodated under a 3-axis stabilized mode

그림 12. Ariane 5 단일 위성 분리 [8]

표 1과 2에 해외 발사체의 사용자 매뉴얼에 기술된 CCAM 방법, 위성 분리 시간, 분리 속도, 플룸의 오염도를 조사하였다. CCAM 방법은 많은 경우 자세히 기술되지 않았다. 고체모터일 경우 예상되는 잔류추력이 줄어들 때까지 위성 분리를 지연하게 되고 액체의 경우도 임무 요구조건 등에 따라 분리 시각이 연소 종료 직후 혹은

지연되어 나타난다. 표 1에 의하면 200초 이후에 분리하는 경우가 많다.

플룸에 의한 위성의 오염도는 대부분 상단 자세제어 시 발생하는 히드라진(hydrazine) 가스에 의한 영향을 고려한 결과이다. 오염도를 보면 우크라이나의 발사체 Sea Launch의 경우 최대  $10^{-5}$  g/cm<sup>2</sup>까지 제시하였고 일본 M-V의 경우도 최적 기동 시 플룸의 영향이  $1.44 \times 10^{-5}$  g/cm<sup>2</sup> 정도이다. KSLV-I과 유사한 환경을 갖는 상단은 Pegasus와 M-V로 실제 수치가 주어진 M-V와 기타 발사체의 경우를 근거로 CCAM 시 허용 오염도 기준을 최대  $10^{-5}$  g/cm<sup>2</sup>로 제시한다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 해외 발사체들의 사용자 매뉴얼과 실제 발사 동영상등을 토대로 각 발사체의 충돌 및 오염 회피 기동에 대하여 분석하였다. KSLV-I 상단부 회피 기동 설계 시 위성의 허용 오염도 기준을  $10^{-5}$  g/cm<sup>2</sup>로 제시하였다.

## 참 고 문 헌

1. 박창수, 조상범, 노웅래, "위성과 킥모터의 분리 후 상대운동", 춘계항공우주학회 2006, pp. 613~616.
2. 박창수, 조상범, 노웅래, "위성과 상단부의 분리 및 기동 방향 분석", 추계항공우주학회 2007, pp. 1211~1214.
3. Pegasus User's Manual. August 2000. Release 5.0
4. Taurus Launch System Payload User's Guide. September 1999. Release 3.0
5. Minotaur User's Guide. October 2004. Release 2.0
6. Atlas Launch System Mission Planner's Guide. December 1998. Revision 7.
7. J. Kawaguchi, Y. Morita, H. Yamakawa, H. Ohtsuka, H. Uchida, "Collision Avoidance Maneuver and Contamination Reduction Maneuver in case of The Satellite Separation which used Side-Jet at the M-V rocket." Proceedings of the 11th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, July 18-19,2001, pp. 72-76.
8. Ariane5 User Manual. November 2004. Issue 4 Revision 0.
9. Delta II Payload Planners Guide. October 2000.
10. Delta IV Payload Planners Guide Update. April 2002.
11. Angara Launch System Mission Planner's Guide. December 2002.
12. Proton Mission Planner's Guide. March 1999. Issue 1.
13. Soyuz CSG User's Manual. June 2006. Issue 1.
14. Eurockot User's Guide. November 2004. Issue 4.
15. Start-1 Space Launch System. Volume 1 User's Handbook.
16. SeaLaunch User's Guide. January 2003. Revision C.
17. LandLaunch User's Guide. July 2004. Initial Release.
18. LM-3B User's Manual. Issue 1999.

표 1. 해외 발사체의 CCAM 기동 시점 및 오염도 [3-18]

발사체	상단 종류	위성분리 시점 (연소종료 후)	CCAM 기동 시점 (위성 분리 후)	오염도 (g/cm <sup>2</sup> )	위성 분리 속도
Pegasus Minotaur Taurus	고체 모터	2분~4분	3초, 300초		0.6 m/sec ~ 1.5m/sec
Atlas	Centaur 액체 엔진	225초	32초, 120초, 560초	최대 6.03x10 <sup>-9</sup>	최소 0.27m/sec
M-V			27초	1.44x10 <sup>-5</sup>	
Ariane 5	액체 엔진	2초 (위성 분리 시퀀스 시작)			최소 0.5 m/sec
Delta II	2단 액체 엔진 7320/7420/7920	250초			0.6 m/sec ~ 2.4 m/sec
Delta IV	2단 액체 엔진			최대 1x10 <sup>-9</sup> 일반적으로 1x10 <sup>-10</sup> 이하	
Angara	액체 엔진		1.5시간		최소 0.3 m/sec
Proton	Block DM 상단 액체 엔진		2.5시간		0.3 m/sec CCAM 후 5 m/sec 까지 증가
	Breeze M 상단 액체 엔진		1.5시간		0.3 m/sec CCAM 후 5 m/sec 까지 증가
Soyuz	Fregat 상단 액체 엔진			최대 2x10 <sup>-7</sup> (90분 임무 수행 시)	0.3 m/sec ~ 1 m/sec
Rockot	Breeze KM 액체 엔진	274, 537	580~1100		0.3 m/sec
Sea Launch	Block DM 상단	600~660초	몇 시간 이후	역추진 로켓에 의해 최대 1x10 <sup>-9</sup> 의 Pb(납) 임무 완료까지 최대 1x10 <sup>-5</sup>	
Land Launch Zenit-3LB	Block DM-SLB	600~900초			0.3 m/sec
Land Launch Zenit-2SLB	Zenit 2단	0.3~5 초			2.8 m/sec 이상 (단일 payload) 0.3 m/sec 이상 (다중 payload)
Start-1	4단 고체 모터	375초			0.7 m/sec ~ 1.5 m/sec
LM-3B			2초		0.5 m/sec

표 2. 해외 발사체의 CCAM 기동 방법 [3-18]

발사체	CCAM 기동
Pegasus Minotaur Taurus	1. 위성 분리 3초 후 90도 요 기동 2. 위성 분리 300초 후 "crab-walk" 기동. RCS를 이용하여 (-) 속도 방향으로 분리 속도 증가. 위성 분리 600초에 종료 3. CCAM 기동 후 RCS 밸브를 열어 잔여 가스를 방출
Atlas	1. 위성 분리 자세에서 4도 회전 2. 이후 50도 회전 및 위성으로부터 멀어지기 위해 settling motor를 이용한 속도 증가. 플룸 최소화 3. 마지막 기동에서는 Centaur를 비행 궤적면과 수직이 되도록 한 후 tank blowdown 수행.
M-V	요 방향으로 70도 기동 (최적 기동)
Ariane 5	1. 상단의 자세를 위성에 대해 안전한 방향으로 바꾼다. 2. 안정화를 위해 45deg/sec로 상단을 회전 3. 밸브를 통해 가스 방출
Delta II	CCAM 기동을 수행하여 위성 인근으로부터 멀어짐
Delta IV	위성 분리 후 CCAM 기동을 수행한다.
Angara	1. 상단의 자세 변경 2. 위성과 상단의 상대 속도 증가를 위한 추진 기동 3. 상단의 잔여 가스 방출
Proton	1. 위성과 상단의 상대 분리 속도 증가를 위해 300초간 SOZ unit을 연소 2. 반대쪽의 SOZ unit을 끝까지 방출 3. LOZ탱크의 잔여 가스를 방출
	1. 상단의 자세 변경 2. 위성과 상단의 상대 속도 증가를 위한 추진 기동 3. 상단의 잔여 가스 방출
Soyuz	위성 분리 후 Fregat 상단이 안전한 거리에 이르면 Fregat을 deorbit 시키거나 위성 폐기 궤도 기동을 수행한다. 이 때 Fregat의 ACS 혹은 주 엔진을 사용하게 된다.
Rocket	위성 분리 후 Deorbit
Sea Launch	CCAM 기동으로 폐기 궤도로 이동. CCAM 수행 후 잔여 추진제와 가스 방출
Land Launch Zenit-3LB	CCAM 기동 후 잔여 추진제와 가스 방출
Land Launch Zenit-2SLB	2단 끝의 retrorocket을 0.5~1.1초 발사.
Start-1	발사체는 위성 궤도면에서 위성 속도 방향에 대해 90도 방향으로 회전한다.
LM-3B	위성 분리 2초 후 LM-3B 3단의 헬륨 가스를 위성 분리 방향에서 45도 각도로 방출