

## 우주추진용 모노메틸하이드라진 반응에 대한 주요 해외연구 동향 조사 Part II : 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 화학반응

장요한<sup>1</sup> · 이균호<sup>2,†</sup>

<sup>1</sup>국방과학연구소

<sup>2</sup>세종대학교 항공우주공학과

### A Review on Major Foreign Research Trend of Monomethylhydrazine Reaction for Space Propulsion Part II : Chemical Reaction of Monomethylhydrazine-Dinitrogen Tetroxide

Yohan Jang<sup>1</sup> and Kyun Ho Lee<sup>2,†</sup>

<sup>1</sup>Agency for Defense Development

<sup>2</sup>Dept. of Aerospace Engineering, Sejong University

**Abstract** : Space propulsion system produces required thrust for satellites and space launch vehicles by using chemical reactions of a liquid fuel and a liquid oxidizer typically. Among several liquid propellants, the monomethylhydrazine-dinitrogen tetroxide is especially preferred for a GEO satellite propellants due to their better storability in liquid phase during a long mission life under a freezing space environment. Recently, a development of the monomethylhydrazine-dinitrogen tetroxide bipropellant system becomes important as the national space program requires the heavier and the more efficient space system. Thus, the objective of the present study is to review a foreign research trend of a chemical reaction between the monomethylhydrazine fuel and the dinitrogen tetroxide oxidizer to understand a fundamental basis of their characteristics to prepare for domestic development in future.

**Key Words** : Space Propulsion, Bipropellant, Monomethylhydrazine, Dinitrogen Tetroxide, Chemical Reaction

## 1. 서 론

우주추진 시스템은 우주발사체와 인공위성이 임무궤도에 도달할 수 있도록 궤도전이에 필요한 추력을 제공하기 위해 사용된다. 이때, 연료와 산화제의 화학반응을 이용해 추력을 발생시키는 화학식 추진시스템은 화학반응에 따라 냉가스 시스템(cold gas system), 단

일추진시스템(monopropellant system), 이원추진시스템(bipropellant system), 이중모드 추진시스템(dual mode system), 고체로켓모터 시스템(solid rocket motor system) 등으로 분류될 수 있다[1,2]. 이 중에서 이원추진제 시스템은 액체 연료와 액체 산화제의 접촉을 통해 화학반응을 일으킴으로써 추력을 얻는 방식으로 액체 연료와 액체 산화제 간의 화학반응을 통해 고온고압의 연소가스를 발생시킨 후, 이를 노즐을 통해 초음속으로 외부공간으로 배출시킴으로써 추력을 얻는다. 일반적으로 모노메틸하이드라진(monomethylhydrazine, MMH,  $\text{CH}_3\text{N}_2\text{H}_3$ )-사산화이질소(dinitrogen

## Part II : 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 화학반응

tetroxide, NTO,  $N_2O_4$ ), 액체수소(LH<sub>2</sub>)-액체산소(LOX) 및 RP-1(Rocket Propellant-1)-산소와 같은 추진제들의 조합이 다양한 우주추진 시스템에 사용되고 있다[2,4]. 특히 모노메틸하이드라진-사산화이질소 추진제의 경우 비추력은 최대 330초 정도로 비추력이 약 220초인 단일추진제에 비해 높기 때문에 추진제 무게 절감 효과가 크며 우주와 같이 극저온 환경에서도 액체 상태로 유지된다. 따라서, 발사체 상단 엔진, 인공위성용 궤도 진입 및 자세제어 추력기, 전락무기용 자세제어 추진시스템 등의 주 추진제로 광범위하게 사용되고 있다[3,4]. 그러나 해외 우주선진국으로부터 기술이전이 극도로 제한되는 분야이기 때문에 아직까지 국내에서는 모노메틸하이드라진-사산화이질소 추진제를 사용한 추진시스템의 개발이 요원한 실정이다[3,4]. 하지만, 근래에 국내에서도 정지궤도 복합위성, 달탐사선 및 달착륙선과 같이 추진제 소모량이 큰 우주시스템의 개발이 진행됨에 따라 무게절감 효과가 큰 모노메틸하이드라진-사산화이질소를 사용하는 추진시스템의 필요성이 점차 확산되고 있다[4]. 이러한 추세에 맞춰 본 논문에서는 사전연구로서 Part I에서 소개한 모노메틸하이드라진의 열분해 반응 조사에 이어서 모노메틸하이드라진과 사산화이질소 간의 기본적인 화학반응을 이해하고 그로인한 추진제의 성능특성을 파

악하기 위해 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 화학 반응에 초점을 맞추어 주요 해외 연구동향을 조사하였다. 이를 토대로 향후에 국내 기술로 모노메틸하이드라진을 사용하는 우주추진 시스템의 개발을 대비해 밑바탕이 되는 기초자료로 활용되는데 의의를 두고자 한다.

## 2. MMH와 NTO 추진제의 물리적 특성

모노메틸하이드라진은 우주추진용 액체 연료로서 산화제인 사산화이질소와 함께 대부분의 우주선진국에서 사용하고 있다. Table 1처럼 모노메틸하이드라진은 비교적 높은 비등점 특징을 갖고 있기 때문에 넓은 온도범위에서도 액체 상태를 유지하므로 극저온의 우주 환경에서 장기간동안 사용하기에 적합하다[2,4]. 특히 정지궤도 위성과 같이 천이궤도를 선회하는 동안에 수차례 액체원지점 엔진을 점화하여 정지궤도로 전이하기 위해서는 상당한 양의 연료가 소모된다. 따라서, 한정된 공간 내에서 가급적 많은 추진제를 저장하기 위해서는 비추력이 높을수록 유리하다. 모노메틸하이드라진의 경우 최대 330초의 비추력(specific impulse)을 가지므로 단일추진제에 비해 무게절감 효과가 상당히 우수하다는 장점을 가지고 있다[2,4].

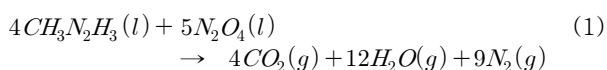
Table 1 Physical Properties of Monomethylhydrazine and Dinitrogen Tetroxide[2]

Propellant	Monomethylhydrazine	Dinitroge Tetroxide
Chemical formula	CH <sub>3</sub> N <sub>2</sub> H <sub>3</sub>	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>
Molecular mass	46.072	92.016
Melting point [K]	220.7	261.95
Boiling point [K]	360.6	294.3
Heat of vaporization [kJ/kg]	875	413
Specific heat [kcal/kg-K]	0.700 @298K	0.374 @290K
	0.735 @393K	0.447 @360K
Specific gravity	0.8702 @298K	1.447 @293K
	0.8570 @311K	1.380 @322K
Viscosity [cp]	0.775 @298K	0.47 @293K
	0.400 @344K	0.33 @315K
Vapor pressure[MPa]	0.0066 @298K	0.01014 @293K
	0.6380 @428K	0.2013 @328K

반면에 흡입시 인체에 대한 독성이 가장 유해하므로 취급시 안전에 대한 상당한 주의가 필요하다는 단점도 있다[2,4]. 한편, 산화제인 사산화이질소는 황갈색을 띠는 고밀도의 액체로서, 일반적으로 하이드라진( $N_2H_4$ ), 모노메틸하이드라진 및 비대칭 디메틸하이드라진(unsymmetrical dimethylhydrazine, UDMH) 계열의 접촉점화 연료와 사용된다. 따라서, 우주를 포함한 다양한 환경에서도 별도의 점화장치 없이 연소가 가능하기 때문에 추진시스템의 작동 신뢰도가 높다는 특징을 가지고 있다. 또한 상온에서 저장성(storable)이 가장 좋다는 장점을 가지고 있으나 Table 1처럼 액체 상태로 존재할 수 있는 온도범위가 261.95 K~294.3 K로 넓지 않기 때문에 쉽게 결빙이나 기화될 수 있다는 단점이 있다[2]. 또한, 순도가 100%인 순수 사산화이질소는 부식성이 크지 않으나, 수분과 혼합되거나 공기로부터 습기를 흡수할 경우에는 강한 산성을 가지게 된다. 따라서 사산화이질소가 열분해 반응할 때 특이한 자극적인 냄새를 가진 적갈색의 이산화질소( $NO_2$ )가 발생하는데, 이 가스는 인체에 유독하고 산화 작용이 매우 강하다. 한편, 사산화이질소에 일산화질소( $NO$ )를 첨가하면 동결점을 낮출 수 있으며, 이 때 두 액체의 혼합물을 혼합 질소산화제(mixed oxides of nitrogen, MON)라고 일컫는다[2].

### 3. MMH-NTO 화학반응 연구 동향

모노메틸하이드라진을 포함한 하이드라진 계열 연료와 사산화이질소 산화제 간의 화학반응을 간략하게 설명하자면 두 추진제가 연소실로 분사된 후 충돌로 인해 상호 접촉이 되면서 별도의 점화장치 없이 자연점화에 의한 모노메틸하이드라진의 열분해 반응이 최우선적으로 발생한다[4]. 그 결과 연소실 내부를 순식간에 3,000 K 이상의 고온으로 상승시키게 되며, 각 추진제의 열분해 반응의 생성물로부터 연쇄적인 화학반응이 촉진되면서 최종적으로는 화학반응식 (1)에 따라  $CO_2$ ,  $N_2$ ,  $H_2O$  등을 주성분으로 하는 고온, 고압의 연소가스가 생성된다[2,4].



이와 같은 두 추진제의 특성을 이해하고, 이를 토대로 모노메틸하이드라진-사산화이질소 로켓엔진의 설계와 열유동 현상 등 다양한 연구를 진행하기 위해서는 기본적으로 두 추진제 간의 화학반응에 대한 연구가 반드시 선행되어야 한다. 이를 위해 본 절에서는 Part I의 모노메틸하이드라진의 열분해 반응 동향 조사에 이어서 모노메틸하이드라진과 사산화이질소간의 화학반응의 해외 연구 동향을 다음과 같이 조사하였다.

우선 Catoire 등[5]은 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 기존 연구를 조사한 결과, 두 추진제 간에 접촉점화 화학반응 메커니즘에 대한 심층적 결과가 거의 전무하다는 것을 확인하였다. 이를 보완하기 위해 Catoire 등[5]은 다양한 온도(253 K~수천 K)와 압력(mbar~수십 bar) 범위에서 두 추진제 가스 혼합물의 자연점화를 모사하기 위한 상세 화학반응 모델(detailed kinetic model)을 제안하였다. 이들이 제안한 모델은 총 403개의 요소화학반응과 82가지의 화학종으로 구성되었으며, 천이영역(transient regime)인 점화과정과 연속영역(permanent regime)인 연소과정을 모두 고려할 수 있도록 설계되었다는 특징을 가지고 있다. 본 연구결과에서 제시한 403개의 요소반응 중에서도 가장 중요한 7개 반응에 대해 상온(298 K)에서의 반응속도상수(rate constant) 값을 Table 2에 나타내었다. 또한, 1,500 K에서 모노메틸하이드라진-사산화이질소 간의 접촉점화 연소반응의 계산 결과를 Fig. 1에 제시하였다.

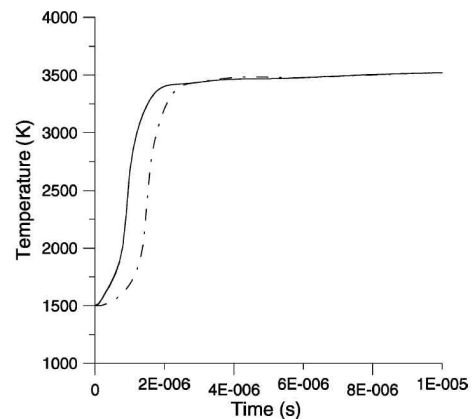


Fig. 1 Temperature profile of MMH-NTO Hypergolic Ignition Computed Using the Kinetic Model at 1,500 K[5]

**Table 2** Reduced Reaction Mechanism and Its Rate Constants for Gas-phase MMH-NTO Hypergolic Ignition at Room Temperature(298 K)[5]

Reaction number	Reaction stoichiometry	Rate constants <sup>a</sup>
1	$\text{CH}_3\text{NNH}_2 + \text{NO}_2(+\text{M}) \rightarrow \text{CH}_3\text{N}(\text{NH}_2)\text{NO}_2(+\text{M})$	$k_\infty = 10^{13}$ $k_0 = 10^{17}$
2	$\text{CH}_3\text{NNH}_2 + \text{NO}_2(+\text{M}) \rightarrow \text{CH}_3\text{N}(\text{NH}_2)\text{ONO}(+\text{M})$	$k_\infty = 10^{13}$ $k_0 = 10^{17}$
3	$\text{MMH} + \text{NO}_2 \rightarrow \text{CH}_3\text{NNH}_2 + \text{HONO}$	$k = 2.2 \times 10^{11} \exp(-5900/\text{RT})$
4	$\text{CH}_3\text{N}=\text{NH} + \text{NO}_2 \rightarrow \text{CH}_3\text{N}=\text{N} + \text{HONO}$	$k = k_3$
5	$\text{CH}_3\text{NNH}_2 + \text{NO}_2 \rightarrow \text{CH}_3\text{N}=\text{NH} + \text{HONO}$	$k = 10^8 \times T^2$
6	$\text{CH}_3\text{N}=\text{N} \rightarrow \text{CH}_3 + \text{N}_2$	$k = 3 \times 10^6$
7	$\text{N}_2\text{O}_4(+\text{M}) \rightarrow \text{NO}_2 + \text{NO}_2(+\text{M})$	$k_\infty = 4.05 \times 10^{18} T^{-1.1} \exp(-12840/\text{RT})$ $k_0 = 1.96 \times 10^{28} T^{-3.8} \exp(-12800/\text{RT})$

이를 통해 점화지연(ignition delay) 시간은 약 3  $\mu\text{sec}$  정도로 두 추진제가 접촉점화를 통해 반응하는데 매우 짧은 시간이 소요되며, 또한 연소온도는 약 3,500 K 까지 상승하는 것으로 예측되었다. 이렇게 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 접촉점화에 의한 화학반응 메커니즘을 이론적인 모델로 구성한 것이 본 연구의 주된 의의라고 사료된다.

**Fig. 2** Configuration of Aestus Engine[6]

한편, 2001년에 프랑스의 아리안 5 발사체가 상단에 장착된 이원추진제 시스템의 오작동으로 인해 목표했던 35,853 km에 도달하지 못하고 대신 이보다 낮은 17,528 km의 궤도에 인공위성을 투입하였다[6]. 아리안 5의 상단 엔진은 모노메틸하이드라진-사산화이질소 추진제를 사용하는 Aestus 엔진으로(Fig. 2), 정상적으로 엔진이 작동되었다면 16분 동안 약 30 kN의 추력을 제공했어야 했지만 고주파 연소불안정이 발생되면서 10분 남짓 동안 예정된 정상추력의 80%만 발생시킨 것이 실패 원인으로 확인되었다[6]. 이러한 Aestus 엔진 오작동의 원인을 파악하기 위해 Frank 등[7]은 로켓엔진의 실제 점화반응 전에 발생하는 모노메틸하이드라진-사산화이질소 혼합물의 냉간 사전반응(cold pre-reaction) 단계에서 형성되는 생성물과 그들의 후속 거동을 분자동역학 방법의 일종인 Car-Parrinello Molecular Dynamics(CPMD) 방법을 이용해 시뮬레이션으로 예측하고자 하였다. 그 결과, 냉간 사전반응에서 모노메틸하이드라진이 산화되면서 Fig. 3 및 Fig. 4와 같이 메틸디아젠(methyldiazene,  $\text{CH}_4\text{N}_2$ )이 주요 생성물로 얻어지는 것으로 분석되었다[7]. 이때, 메틸디아젠의 농도가 과도할 경우 디메틸테트라잔(di-methyltetrazane,  $\text{C}_2\text{H}_{10}\text{N}_4$ )이 Fig. 5처럼 부산물로 생성되는 것으로도 확인되었다[7]. 그 결과 저온에서 과도한 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 접촉점화로 인해 모노메틸하이드라진의 격렬한 열분해가 발생하여 이 두 물질이 생성될 경우, 이원추진제 로켓엔진에 불안정 거동을 일으킬 수 있다는 현상을 규명한 점이 본 연구의 의의라고 할 수 있다.



Part II : 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 화학반응

모노메틸하이드라진과 사산화이질소의 접촉점화 반응에 관한 또 다른 연구로서 Liu 등[8]은 이원추진제의 접촉점화 과정에서 발생하는 물리적, 화학적 반응에 대한 원자 수준의 이해를 얻기 위해 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 혼합물과 에탄올-사산화이질소 혼합물에 대해 원자들 간의 화학반응을 예측할 수 있는 분자동역학 방법인 Reactive force field (ReaxFF)를 이용해 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과 모노메틸하이드라진과 사산화이질소 혼합물이 혼합 과정에서 에너지를 더욱 빠르게 방출함을 확인하였다. 또한, 모노메틸하이드라진과 사산화이질소 혼합물에서 주요한 초기 화학반응은 Fig. 6과 같은 수소원자의 추출(hydrogen abstraction)과 N-N 결합의 분리(bond scission)인 것을 파악하였다[8]. 이때 초기 혼합가스의 온도가 2,200 K이라면 생성되는 주요 가스 성분으로는 Fig. 7에서 보듯이 NO<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, CH<sub>6</sub>N<sub>2</sub> 외에도 CH<sub>3</sub>OH, N<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub> 및 H<sub>2</sub>O 등이 있는 것을 발견하였다[8].

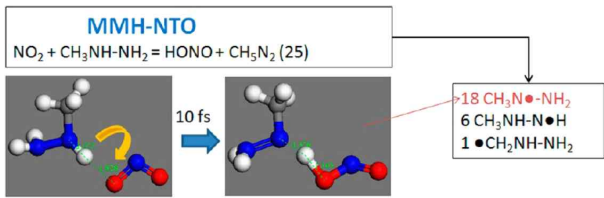


Fig. 6 Hydrogen Abstraction Reactions in MMH-NTO[8]

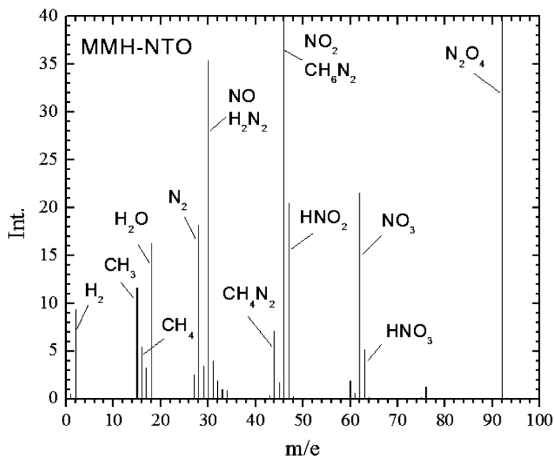


Fig. 7 Predicted Mass Spectra from the ReaxFF Dynamics for MMH-NTO[8]

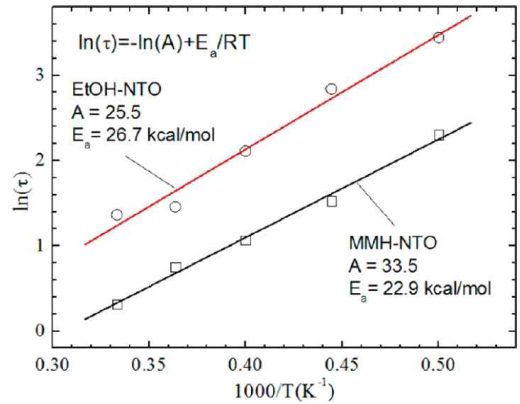


Fig. 8 Logarithm Characteristic Reaction Time as a Function of Inverse Temperature for the MMH-NTO and EtOH-NTO Mixtures(2,000 K ~ 3,000 K)[8]

Table 3 Initial Reaction Mechanism of MMH-NTO at 2,000 K[8]

Reaction	Chemical Equation
NTO Decomposition	$N_2O_4 = NO_2 + NO_2$
Hydrogen Abstraction	$NO_2 + CH_6N_2 = HNO_2 + CH_5N_2$
	$NO_2 + CH_5N_2 = HNO_2 + CH_4N_2$
	$CH_5N_2 = CH_4N_2 + H$
	$HNO_2 = NO + HO$
	$HO + CH_6N_2 = H_2O + CH_5N_2$
N-N Bond Scission	$CH_6N_2 = H_2N + CH_4N$
	$H_2N + CH_4N = CH_6N_2$
	$NO_2 + CH_4N = HNO_2 + CH_3N$

한편, Liu 등[8]은 모노메틸하이드라진 연료의 분해율을 온도의 역수를 매개변수로 하는 특성시간(characteristic time)  $\tau$ 의 함수로서 정량화하였다. 이를 토대로 온도 2,000 K ~ 3,000 K 조건에서 온도의 역수 및 특성시간의 로그 스케일 간의 관계를 Fig. 8과 같이 Arrhenius 경험식으로 모델링하였다. 또한, 초기 온도 2,000 K 조건에서 모노메틸하이드라진과 사산화이질소 핵심반응 메커니즘은 사산화이질소의 열분

해 반응으로 시작하며, 이때 발생하는 모노메틸하이드라진의 수소추출 및 N-N 결합분리 반응들을 Table 3 과 같은 화학반응식으로 모델링하였다.

또한 최근에 Liu 등[9]은 모노메틸하이드라진과 사산화이질소의 접촉점화 메커니즘을 파악하기 위해 실온, 1기압 조건에서 푸리에 변환 적외선(Fourier transform infrared, FTIR) 분광계가 장착된 Fig. 9의 도금 반응기를 이용해 실험적으로 접근하였다. 반응 초기에 적외선에 반응하는 화학종을 확인한 결과 아질산(HONO), 모노메틸하이드라지늄 질산염(MMH·HONO), 메틸다이아젠(CH<sub>4</sub>N<sub>2</sub>), 메틸질산염(CH<sub>3</sub>ONO<sub>2</sub>), 메틸아질산염(CH<sub>3</sub>ONO), 니트로메탄(CH<sub>3</sub>NO<sub>2</sub>), 메틸아지드(CH<sub>3</sub>N<sub>3</sub>), H<sub>2</sub>O, N<sub>2</sub>O 및 NO가 발견되었다(Fig. 10)[9]. 이러한 생성물들이 발생하게 되는 메커니즘을 파악하기 위해 다양한 경로에 대하여 양자역학(quantum mechanics) 연산을 수행하였으며, 실험 결과와 비교연구를 진행하였다.

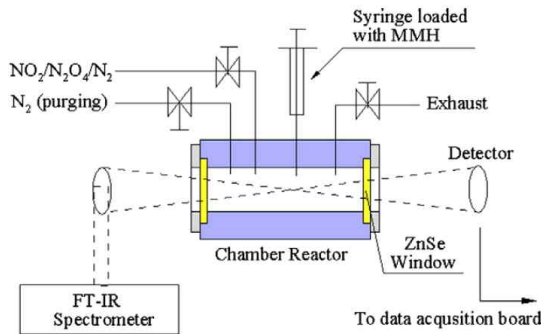


Fig. 9 A Schematic View of the Experimental Setup[9]

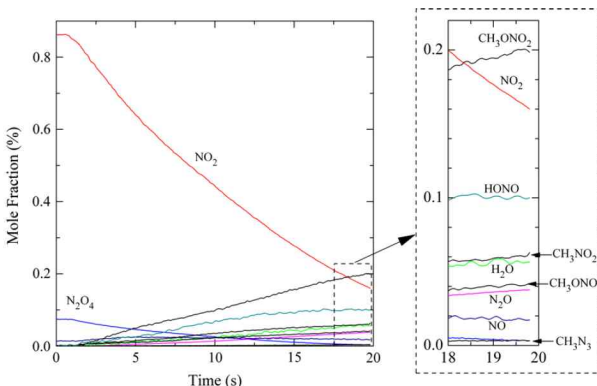


Fig. 10 Mole Fractions of Gaseous Species when MMH reacted with NO<sub>2</sub>/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>[9]

최종적으로 본 연구에서는 모노메틸하이드라진과 사산화이질소의 예점화(pre-ignition) 과정에서 기체상태 화학반응뿐만 아니라 에어로졸(aerosol) 상태의 반응도 고려할 필요가 있음을 제안하였다[9].

#### 4. 결 론

해외 우주선진국에서는 모노메틸하이드라진-사산화이질소 추진제 조합의 접촉점화로 인한 높은 작동 신뢰성, 극저온 환경에서의 저장성, 높은 비추력으로 인한 큰 무게절감 효과 등의 장점을 활용해 발사체 상단 엔진, 인공위성용 궤도 진입 및 자세제어 추력기, 전략 무기용 자세제어 추진시스템 등에 광범위하게 활용하고 있다. 최근에는 국내에서도 정지궤도 복합위성, 달 탐사선과 같이 원거리 위성체의 개발이 진행됨에 따라 모노메틸하이드라진-사산화이질소에 기반한 우주추진 시스템의 필요성이 점차 인식되어가고 있다. 이러한 추세에 맞춰 본 논문에서는 사전연구로서 Part I의 모노메틸하이드라진의 열분해 반응 연구동향 조사에 이어서 모노메틸하이드라진-사산화이질소 간의 화학반응에 초점을 맞추어 기존에 수행된 해외 연구의 주요 동향을 조사하여 정리하였다.

조사 결과, 해외 우주선진국에서는 2000년대에 들어서부터 모노메틸하이드라진-사산화이질소 접촉점화에 관해 상세연구를 활발하게 수행하였으며, 이론적 모델의 정립을 통해 다양한 온도 및 압력 조건에서의 화학반응 결과를 예측하고자 하였다. 이를 통해 핵심이 되는 축소반응모델을 도출하였을 뿐만 아니라 반응속도상수와 Arrhenius 경험식을 이론적으로 모델링하였다. 또한, 다양한 분자동역학 방법들을 도입하여 모노메틸하이드라진과 사산화이질소 혼합물에서 주요한 초기 화학반응은 수소원자의 추출과 N-N 결합의 분리인 것을 파악하였다. 그 밖에 아리안 5 발사체의 상단 Aestus 엔진 오작동 원인을 연구하였으며, 그 결과 저온에서 과도한 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 접촉점화로 인해 모노메틸하이드라진의 격렬한 열분해가 발생할 경우, 예기치 못한 불안정 거동에 의해 이원추진제 로켓엔진이 오작동을 일으킬 수 있다는 것을 규명한 것으로 조사되었다.

향후 국내 기술로 모노메틸하이드라진을 사용하는

우주추진 시스템 개발시 기본적으로 모노메틸하이드라진과 사산화이질소간의 접촉점화를 동반한 화학반응에 대한 연구가 반드시 선행되어야 한다. 따라서, 본 연구의 결과가 이전의 모노메틸하이드라진 열분해 반응 조사연구와 더불어 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 화학반응을 이해하는데 밑바탕이 되는 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 예상된다.

## 후 기

본 연구는 미래창조과학부 한국연구재단의 우주핵심 기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다. (과제번호 : NRF-2013M1A3A3A02042426)

## 참 고 문 헌

- [1] 장요한, 이균호, “인공위성 궤도전이 및 자세제어용 이원추진제 로켓엔진의 개발현황,” 한국추진공학회지, 19권 1호, pp.50-60, 2015.
- [2] Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., 2010.
- [3] 한조영, “영국산 화학추진시스템의 기술이력과 통신해양기상위성 이원추진제 추진시스템”, 항공우주시스템공학회지, 2권 1호, pp.28-36, 2008.
- [4] 장요한, 이균호, “우주추진용 모노메틸하이드라진 반응에 대한 주요 해외연구 동향 조사 Part I : 모노메틸하이드라진의 열분해 반응”, 항공우주시스템공학회지, 10권 1호, 2016.
- [5] Catoire, L., Chaumeix, N., Paillard, C., “Chemical Kinetic Model for Monomethylhydrazine/Nitrogen Tetroxide Gas Phase Combustion and Hypergolic Ignition,” Journal of Propulsion and Power, vol. 20, no. 1, pp.87-92, 2004.
- [6] Ray J., Ariane 5 Failure Investigation Focuses on Upper Stage, <https://spaceflightnow.com/ariane/v142/010713followup.html>, Spaceflight Now Inc., 2001.
- [7] Frank, I., Hammerl, A., Klapötke, T. M., Nonnenberg, C., Zewen, H., “Processes during the Hypergolic Ignition between Monomethylhydrazine

(MMH) and Dinitrogen Tetroxide ( $N_2O_4$ ) in Rocket Engines,” Propellants, Explosives, Pyrotechnics, vol. 30, no. 1, pp.44-52, 2005.

- [8] Liu, Y., Zybin, S. V., Guo, J., van Duin, A. C. T., Goddard III, W. A., “Reactive Dynamics Study of Hypergolic Bipropellants: Monomethylhydrazine and Dinitrogen Tetroxide,” The Journal of Physical Chemistry B, vol. 116, pp.14136-14145, 2012.
- [9] Liu, W. G., Wang, S., Dasgupta, S., Thynell, S. T., Goddard III, W. A., Zybin, S., Yetter, R. A., “Experimental and Quantum Mechanics Investigations of Early Reactions of Monomethylhydrazine with Mixtures of  $NO_2$  and  $N_2O_4$ ,” Combustion and Flame, vol. 160, pp.970-981, 2013.

## 저 자 소 개

### 장 요 한

2013년 세종대 항공우주공학과 졸업. 2015년 동 대학원 석사. 2015년~현재 국방과학연구소 연구원. 관심분야는 열유체, 항공기 시험평가 등



### 이 균 호

1998년 연세대 기계공학과 졸업. 2000년 동 대학원 석사. 2009년 KAIST 박사. 2013년~현재 세종대학교 항공우주공학전공 교수. 관심분야는 인공위성 및 발사체, 추진/연소시스템, 열유체 등

