

# 친환경 추진제로서의 아산화질소 연료 혼합물 개발동향

권민찬\* · 양준서\* · 임성택\*

## State of the Art in the Development of Nitrous Oxide Fuel Blend as Green propellant

Minchan Kwon\*\* · Juneseo Yang\* · Seongtaek Lim\*

### ABSTRACT

Since the 1960s hydrazine is used as a propellant to power rocket, satellites or deep space missions. Due to hydrazine's high toxicity and operating cost, the request for Green Propellant as energetic ionic liquids(HAN, ADN), nitrous oxide blends is growing. Nitrous Oxide Fuel Blend(NOFB) having advantage of a bipropellant performance as well as the advantage of a mono-propellant in respect to the simple propellant tank and feed system. It is worth replacing traditional hydrazine based propellant system if handled and designed properly.

### 초 록

1960년대 이후부터 하이드라진( $N_2H_4$ )은 로켓, 인공위성 또는 심우주 임무용 추진제로 사용되어 왔다. 하지만 하이드라진의 높은 독성과 운영비용으로 이온성 액체 추진제(ADM, HAN) 및 아산화질소 연료 혼합물(NOFB)과 같은 친환경 추진제에 대한 요구가 증가하고 있다. 아산화질소 연료 혼합물(NOFB)은 이원추진제가 갖는 높은 성능과 단일추진제의 단순한 공급시스템 장점을 모두 갖는 추진제로서, 적절한 취급방법과 설계가 적용된다면 전통적인 하이드라진 추진 시스템을 대체할 만한 추진제로 사용가능할 것이다.

Key Words: Liquid Rocket Propellant(액체로켓추진제), Nitrous Oxide Fuel Blend(아산화질소 연료 혼합물), ALASA(항공기 기반 우주발사)

### 1. 서 론

하이드라진( $N_2H_4$ )은 수많은 민수/군용 로켓, 위성 및 우주선의 자세제어 시스템(DACS) 그리

고 궤도기동 또는 심우주 탐사와 같은 광범위한 임무에 사용되고 있다. 하이드라진의 장점은 낮지 않은 비추력 성능(약 240 sec)을 갖고 있으면서도, 폭발위험성이 없으며, 사산화이질소( $N_2O_4$ ) 등과 조합으로 점화신뢰도가 높은 점촉발화(hypergolic) 시스템 구현이 가능하다는 점이다. 단점은 발암성 물질로 분류되는 높은 독성이다.

\* 국방과학연구소 제4기술연구본부 1부

† 교신저자, E-mail: mckwon@add.re.kr

이러한 특징은 추진제 취급에 있어 높은 운영비용과 안전규정을 요구하게 되어 연료 충전, 운송 또는 시험 등으로 이어지는 전체 개발과정에서의 유연성을 제한하게 된다. 최근 유럽에서는 REACH(Registration Evaluation Authorization and Restriction of Chemicals)의 SVHC(Substance of Very High Concern) 후보군으로 포함되어[1], 향후 하이드라진 자체의 생산과 사용과 관련된 규제에 대한 관심을 일으켰다. 변화된 환경규정으로 우주 선진국들은 하이드라진을 대체하기 위한 친환경 추진제(Green Propellant) 개발을 위한 연구를 진행하고 있다[2].

우리나라에서도 향후 우주개발에 대한 민, 군의 수요는 증가될 것으로 보인다. 기존의 전통적인 추진기관 개발과 더불어 미래의 친환경추진제 및 이를 이용한 개발 연구가 필요한 시점이다. 본 논문에서는 개발되고 있는 대표적인 친환경 추진제들의 특징을 분석하고, 미국(NASA, DARPA) 및 유럽(DLR, ESA)을 중심으로 비교적 최근 검증을 시작한 아산화질소 연료 혼합물(Nitrous fuel blend)과 같은 질소( $N_2$ ) 기반의 친환경 추진제 개발 동향을 소개하고자 한다.

## 1. 친환경 추진제 특성

### 1.1 과산화수소( $H_2O_2$ )

추진제로서의 과산화수소( $H_2O_2$ )의 사용은 매우 성숙되어 있다[3]. 로켓추진제로 사용되는 과산화수소의 농도 범위는 80~90%이다. 이 범위에서 과산화수소의 비추력은 약 150sec로 하이드라진과 비교했을 때 매우 낮다. 또한 과산화수소 고유의 자체분해(auto decomposition)특성과 소재 적합성 문제 그리고 과산화수소 분해를 위한 촉매성능 및 내구성이 시스템 전체의 운용특성에 영향을 준다는 점은 추가적인 단점으로 여겨진다. 최근 Ariane 5EA의 ACS 및 추진제 안정 시스템(Propellant settling system)으로의 적용하기 위한 개발이 진행 중이고, 2015년에는 중국의 장정6호의 3단용 추진기관(엔진 및 ACS 추력기)으로도 적용되어 발사에 성공하였다. 우리나라에

서는 한국형발사체(KSLV-2)의 3단 자세제어 추력기로도 개발되고 있다[4].

### 1.2 이온성 액체(Ionic Liquid)

이온성 액체(Ionic Liquid)는 에너지염(energetic salt), 물 그리고 연료로 구성되며, 에너지염이 물과 연료에 녹으면서 이온성 액체를 형성하게 된다. 이 추진제는 낮은 증기압력을 갖으며 대기조건에서 액체 상태로 저장가능하다. 독성에 있어서는 하이드라진보다 낮은 독성을 갖으면서 비추력 및 밀도 비추력측면에서 우수하다. 또한 추진제 혼합 시 물 함유량을 통해 연소 온도를 조절할 수 있어 소재 선정 및 냉각 측면에서도 장점이 있다. 현재 미국과 일본을 중심으로는 HAN(Hydroxylamine nitrate) 기반의 추진제가 유럽에서는 ADN(Ammonium dinitramide) 기반의 추진제가 주로 연구되고 있다.

#### (1) HAN(Hydroxylamine nitrate) 기반 추진제

미국의 Aerojet社에서는 HAN을 기반으로 한 단일추진제 AF-153을 GPIM(Green Propellant Impact Mission)을 위해 개발하였다. 개발된 HAN기반 추진제로는 AF-153 및 AF-M315등이 있다. 이 추진제의 비추력은 약 250sec 정도로, 하이드라진의 비추력과 비교하였을 때 10% 크다 [5]. 상대적으로 큰 추진제 자체 밀도 때문에 밀도 비추력은 더 높게 나타난다. 이 추진제의 단점은 높은 연소온도 (약 2,200K)와 점화를 위해 에너지가 요구된다는 점이다. 촉매점화시스템을 이용한 점화를 위해 370℃까지 가열해야한다. 2017년 GRIM은 5N과 22N의 추진시스템에 대한 우주에서의 시험이 예정되어 있다.

#### (2) ADN(Ammonium dinitramide) 기반 추진제

유럽의 ECAPS社에서 개발된 LMP-103S은 대표적인 ADN 기반 추진제로서 ADN, 물, 메탄올 그리고 암모니아의 혼합물이다[6]. 이 추진제를 적용한 시스템의 비추력은 하이드라진 기반의 추진기관에 비해 약 6%정도 더 높다. 추가적인 장점은 공급시스템용 탱크, 배관 및 밸브들을 COTS(Commercial of the Self)로 사용할 수 있

다는 것이다. 단점은 HAN추진제와 같이 높은 연소온도와 점화에너지가 필요하다는 것이다. ADN 또한 점화를 위해 300℃까지 가열하여야 하며, 고온에서의 촉매내구성 등으로 재점화 및 고추력용으로의 운용 제한은 앞으로 해결되어야 할 문제이다. PRISMA 미션을 통해 ADN 기반 추진제는 기술성숙도(TRL) 9수준에 도달하였다.

### 1.3 아산화질소 연료 혼합물(NOFB: Nitrous Oxide Fuel Blend)

아산화질소 연료 혼합물(NOFB)는 아산화질소(N<sub>2</sub>O)와 탄화수소(C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 또는 C<sub>2</sub>H<sub>6</sub> 등)의 혼합물이다. 미국의 Firestar Technology社에서 개발된 NOFBX™ 가 대표적이다[7]. 이 추진제는 예혼합(pre-mixed) 이원추진제로서 하나의 공급 시스템을 갖는다는 장점이 있다. 단점은 높은 연소온도로 NASA CEA Code[8] 계산결과 3,000K 이상이다. 이로 인해 연소기에는 능동 냉각 시스템이 필요하다. 또한 아산화질소(N<sub>2</sub>) 기반 추진 시스템에 내재된 폭발 위험성을 제어해야한다는 점은 추가적인 단점으로 보인다. 최근까지 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)의 ALASA(Airborne Launch Assist Space Access) 프로그램용 추진기관으로 적용되며 주목받고 있다[9].

## 2. NOFB 성능 특성

아산화질소는 약한 극성을 갖기 때문에 탄화수소용 용해제로 효과적이다[10]. NOFB 추진제의 제조 방법은 하나의 성분을 압축하여, 약 220K까지 냉각시킨 후에 다른 혼합물을 혼합한다고 알려져 있다[11]. 그렇기 때문에 아산화질소 자체가 갖는 장점 및 단점을 포함하고 있는 추진제이다.

### 2.1 특징 및 장점

NOFBX™로 대표되고 있는 NOFB 추진제의 장점을 요약하면 다음과 같다[7].

#### · 시스템 구성

예혼합(pre-mixed) 형태의 단일추진제로 시스템 구성 측면에서 단일추진제 시스템과 같이 단순하다. 단일추진제 시스템 구현을 통해 avionics, 케이블작업, 전원 그리고 소프트웨어 제어시스템관련 신뢰성을 높일 수 있으며 비용, 질량 및 전원 활용측면에서 장점을 갖게 된다.

#### · 성능

고진공 조건에서 320sec 이상의 높은 비추력을 얻을 수 있다. 이는 전통적인 접촉발화식(hypergolic) 이원추진제보다도 크고, 하이드라진 단일추진제 시스템보다 40~50% 높은 값이다.

Table 1. Characteristic parameters for several monopropellants [8]

	Hydrazine	ADN	HAN		H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	NOFB	
	Hydrazine	AF-M315E	LMP-10 3S	FLP-106	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (87.5%)	NOFBX™	N <sub>2</sub> O & C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
Theoretical Isp [sec]	245	257	244-255	255-261	144	325-345	302*
T <sub>combustion</sub> [K]	1227	2173	1873	1910	968	3473	3250*
Health Hazards	high	medium	low	low	low	low	low
Estimated costs	medium	medium	high	high	low	low	low
Ignition method	hypergolic	catalyst, heating (>300℃)			catalyst	spark plug or ignitor	

밀도 비추력도 다른 접촉발화 추진제 보다 높지만, 열통제 시스템 요구조건이 없으며 이원추진제처럼 복잡하지 않다.

· 친환경성

저비용의 안전한 화학적 조성으로 일상복 환경에서도 취급이 가능하며, 과도한 운용조건 및 위험성 없이 취급 및 운용이 가능하다.

배출 가스(N<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub>O, H<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub>)는 비독성으로 오직 물로 응축될 수 있지만 우주 환경에서는 승화(sublimate)된다.

· 경제성

비슷한 성능의 현존하는 시스템과 비교했을 때 추력기, 공급시스템 구성품, 추진제 그리고 지상지원 장비 등의 전체 비용이 낮다. 특히 고유의 친환경성은 맹독성의 발암물질인 접촉발화 추진제의 운용(통합, 충전, 시험 등)에서 소요되는 비용을 줄일 수 있다.

· 낮은 음향(Low Acoustics) 특성

추진제 특성으로 안정된 연소를 구현하여 매우 낮은 음향학적 특징을 갖는다. 이는 시스템의 구조 설계를 간단하게 한다. 특히 발사체, 비상 시스템과 같이 음향성이 탑승자에게 영향을 줄 수 있는 시스템에서 중요하다.

· 상온저장 및 운용

극저온의 저장온도를 요구하지 않으며, 이에 따른 저장, 운용 및 열관리를 위한 배출이 필요하지 않다.

-70°C에서 60°C 이상까지의 넓은 범위에 걸쳐 운용 및 저장이 가능하다. 접촉발화식 추진제의 경우 운용 온도는 10°C~ 30°C 이다. 이러한 특징으로 추진시스템에서 가열장치가 필요 없게 된다. 가열장치는 전체 시스템의 신뢰성과 전원에서 이슈가 되기도 한다. 또한 NOFB 단일추진제는 열적 사이클링에서 덜 민감하다고 알려져 있다.

· 넓은 추력조절범위 (Deep throttling range: 100:1)

단순한 압력조절을 통해 매우 낮은 수준의 추력조절 (~1%)이 가능하다. 이와 같은 추력조절능력은 추가적인 추력기나 추진기관 없이 우주선 기동을 위한 정밀제어에 유용하다.

· 다상(multi-phase) 연소

추진제 탱크, 공급시스템, 구성품 그리고 추력기들은 액체, 기체 그리고 2-phase 상태를 수용하게 설계되어 이 중 어느 상태에서도 Isp에 영향을 적게 주면서 정상적으로 운용된다. 이러한 특징은 추진제 불용량을 감소시켜, 블레더

Table 2. NOFBX™ Propulsion Technology - Feature set comparison[7]

Characteristic	Solids	Biprop Liquids	Hybrids	Biprop Hypergol	Monoprop Hydrazine	NOFBX™	NOFBX™ Comments
High Isp	No	Yes	Marginal	Yes	No	Yes	Vacuum Isp up to ~325s
Storable	Yes	No	Yes	Yes	Yes	Yes	<-70°C to >+70°C
Throttleable	No	Yes	Yes	Yes	Yes	Yes	100:1
Fast Start-Up	Yes	No	Yes	Yes	Yes	Yes	
Restartable	No	Yes	Yes	Yes	Yes	Yes	Spark ignited, no catalyst
Non-Toxic	No	Yes	Yes	No	No	Yes	Safe ground handling
Environmentally Friendly	No	Yes	Yes	No	No	Yes	Effluents: N <sub>2</sub> , CO, H <sub>2</sub> O, H <sub>2</sub> , CO <sub>2</sub>
Low Acoustics	No	No	No	No	No	Yes	Smooth, steady combustion
Low Part Count	Yes	No	Marginal	No	Marginal	Yes	
Low Cost		No	Yes	No	No	Yes	Manufacturing/Operational

(bladder) 또는 추진제 조절장치(PMD: Propellant Management Device)같은 추가적인 장치가 필요 없게 된다.

- 자발가압  
저추력용 단시간 운용 시스템을 위해서 추진제 자체의 높은 증기압을 이용할 수 있다. 이 특징은 추가적인 가압가스(He 등) 사용을 줄일 수 있게 해 설계 중량 및 시스템의 복잡도를 감소시킨다.
- 스파크 점화  
인젝터 헤드에 설치된 스파크 원(source)에 의해 점화가 가능하다. 이는 다른 단일추진제 시스템에서 사용되었던 촉매베드 또는 히터와 같은 장치를 배제하고도 제한 없는 반복점화를 가능하게 한다.
- 폭발방지장치(detonation arrester)  
화염원이 추진제 탱크로 전파되는 것을 방지하기 위한 화염역류(flashback) 방지 시스템이 요구된다. 이 시스템은 NOFB 추진제적용 시스템의 안정적인 운용을 가능하게 한다. Firestar Technology社에서 개발된 폭발방지장치는 수천 사이클에 걸쳐 성공적으로 시험되었으며, 유인 시스템 적용을 위한 안정성을 확보하였다고 알려져 있다.

## 2.2 단점 및 검증

대부분의 단점은 아산화질소와 관련된 추진제 안정성이다. 첫 번째는 아산화질소가 용해제 역할을 하면서 생기는 실리콘 및 다른 소재들과의 재료적합성 문제이고, 다른 문제는 온도 또는 압력이 증가된 증기 상태에서 발생할 수 있는 열원에 의한 잠재된 폭발현상이다. 높은 연소가스 온도로 인해 재생냉각과 같은 능동냉각 방식이 반드시 필요하다는 점은 추가적으로 고려해야 할 사항이다.

2012년 현재 ISPS(International Storage and Processing System)은 상용품인 NOFBX29™에 대한 MIL-STD-2105D(위험성 평가시험)를 수행

하여 안전성에 대한 검증을 수행하고 있다[10].

## 3. NOFB 적용기술 개발 동향

NOFB와 관련된 연구는 미국과 유럽과 같은 선진국을 중심으로 기존의 다른 친환경 추진제 연구에 비해 비교적 최근부터 수행되고 있다.

### 2.1 미국(NASA, National Aeronautics and Space Administration)

대표적인 NOFB 추진제인 NOFBX™ 는 NASA의 화성 미래 기술 프로그램(Mars Advanced Technology program)에서 처음 개발되었다[12]. 2012년 최근까지 NASA의 SBIR (Small Business Innovation Research) 프로그램 선정되어 다양한 연구가 진행되었으며, 이 연구를 통해 국제우주정거장(ISS) 및 미래의 유/무인 우주선에 잠재적으로 적용될 수 있는 추력조절(deep throttling)이 가능한 추력기(추력 100lb.f)를 개발하였다. 이 추력기에는 역화방지 장치(flash back arrester)와 다공성 연소기 소재를 적용한 냉각채널이 적용되었으며, 추진제 저장 및 공급을 위한 복합재 탱크 인증도 완료되었다[13].

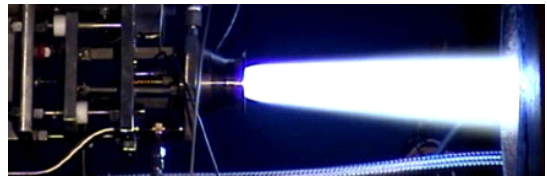


Fig. 1 NOFBX™ 100 THRUSTER[13]

### 2.2 미국(DARPA, Defense Advanced Research Projects Agency)

DARPA의 ALASA(Airborne Launch Assist Space Access) 프로그램은 저비용(약 11.4억원)으로 지구 저궤도용 위성(약 45kg) 발사를 위한 연구로, Boeing社는 F15E을 이용한 공중발사 개념을 제안하여 최종 후보로 선정되었다. 1, 2단계(2012~2016)에 걸쳐 진행된 연구에서, Boeing社

는 항공기용 공중 발사체에 적용될 추진제로 아산화질소( $N_2O$ )와 아세틸렌( $C_2H_2$ )를 혼합시킨 NOFB를 선정하였다. ALASA 프로그램을 통해 2015년 후반부터 2016년까지 12회의 비행이 수행 되었으나, 지상시험에서 발생한 NOFB추진제의 폭발문제로 프로그램은 중지되었다[9].



Fig. 2 ALASA(Airborne Launch Assist Space Access) Program[9]

2.2 독일(DLR, The Institute of Space Propulsion of the German Aerospace Center)

독일의 DLR에서는 위성추진 모듈로의 적용을 위해 아산화질소( $N_2O$ )와 에틸렌( $C_2H_4$ ) 예 혼합 추진제를 적용한 추진시스템(O/F=5.5~8.7, Pc=1.0 MPa) 검증연구를 수행하고 있다. 아산화질소와 에틸렌은 넓은 온도 범위에서 혼합이 가능하며, 증발압력이 일정하다고 알려져 있다. 시스템의 점화는 전기식 점화기(glow plug)와 수소용으로 개발된 토치 점화기( $H_2+O_2$ )를 적용하였으며, 기체 상태의 예혼합 연소를 구현하기 위해 충돌(impinging), 샤워헤드(shower head)형 등 다양한 인젝터를 시험하였다. 위험요소인 화염역류(flashback)를 방지하기 위해서 인젝터 상류에 다공성 물질(porous material)을 공급배관 내에 설치하였다[14, 15].

ESA/ESTEC(European Space Agency /

European Space Research and Technology Center)는 이와 같은 연구를 통해 현재 400~500N급 통신위성용 플랫폼에 사용되고 있는 하이dra진 기반 추진제의 대체 추진제로서 NOFB 적용 가능성을 판단하고 있다. 연구가 성공적으로 수행된다면 추진제의 저장, 운송 및 재료 적합성 판단을 포함한 연구가 진행될 예정이다[11].

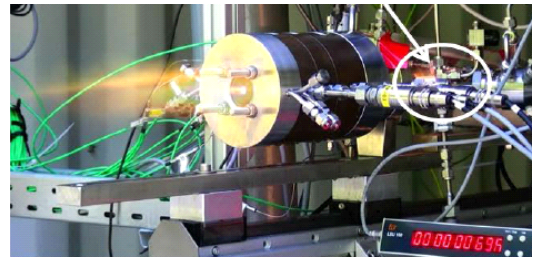


Fig. 3  $N_2O/C_2H_2$  Combustion test[2]

#### 4. 결론

하이dra진( $N_2H_4$ )을 대신할 목적으로 개발되고 있는 친환경추진제들의 주요 특징 및 장단점들을 조사/분석을 통해 비교하였다. 특히 최근 개발되고 있는 아산화질소 연료 혼합(Nitrous Oxide Fuel Blend) 추진제에 대한 특징 및 선진국에서의 개발동향을 소개하였다.

축매를 사용하는 과산화수소의 자분해 특성 또는 이온성 액체의 까다로운 운용 및 점화조건들이 비록 독성일지라도 높은 성능과 친숙함을 갖는 하이dra진을 대신할 수 있을 지에 대한 논의는 당분간 계속될 것이다.

소개한 아산화질소 연료 혼합물(NOFB) 또한 완전한 추진제는 아니지만, 이원추진제가 갖고 있는 높은 성능과 단일추진제의 단순한 공급시스템 장점을 모두 갖는 추진제으로써, 적절한 취급방법과 설계가 적용된다면 전통적인 하이dra진 추진제를 대체할 수 있는 친환경 추진제 중 하나로 사용 가능할 것이라 판단된다.

## 참 고 문 헌

- E. European Chemicals Agency, "Candidate List of substances of very high concern for Authorisation," Candidate List of substances of very high concern for Authorisation.
- L. Werling, N. Perkis, B. Hochheimer, H. Ciezki, S. Schechtriem, "Experimental Investigation based on a Demonstrator Unit to analyze the Combustion Process of a Nitrous Oxide/Ethene Premixed Green Propellant", 5th CEAS Air&Space Conference, 2015.
- 하성엽, 권민찬, 서견수, 한상엽. "발사체 추진제 로서 과산화수소의 과거와 미래전망", 한국항공우주학회지 37(7), 2009.7, pp.717~728.
- 조인현, 한상엽, "최근의 우주발사체용 청정추진제 추력기 동향 검토", 항공우주산업기술동향 13권2호, 2015, pp.167~177.
- G. Mungas, M. Vozoff, and B. Rishikof, "NOFBXTM:A new non-toxic, 'Green' propulsion technology with high performance and low cost," 63rd International Astronautical Congress, Naples, Italy, pp. 8078 - 8087, 2012.
- N. Wingborg, K. Anflo, T.A. Grönland, "Development and testing of ADN-based monopropellants in small rocket engines," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, USA, 2000.
- Max Vozoff, Greg Mungas, "NOFBXTM: A Non-Toxic, "Green" Propulsion Technology with High Performance and Low Cost" AIAA SPACE Conference & Exposition, Pasadena, California, 2012.
- Bonnie J. McBride and Sanford Gordon. "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. User's Manual and Program Description". NASA, National Aeronautics and Space Administration Lewis Research Center Cleveland, 1996.
- Airborne Launch Assist Space Access-Wikipedia, [http://en.wikipedia.org/wiki/airbone\\_Launch\\_Assist\\_Space\\_Access](http://en.wikipedia.org/wiki/airbone_Launch_Assist_Space_Access).
- Vadom Zakirov, Martin Sweeting, "Nitrous Oxide as a rocket propellant" Asia Astronautics Vol.48, No. 5~12, pp. 353~362, 2001.
- G. Mungas, D. J. Fisher, C. Mungas, and B. Carryer, "Nitrous Oxide Fuel Blende Monopropellant" Patent No. US20090133788 A1, 2009.
- R. Taylor "Safety and performance advantages of nitrous oxide fuel blends(NOFBX) propellant for manned and unmanned space flight application" IAASS Conference "A Safer Space for a Safe World", Verailles, France, 2012.
- ISPS home page, <http://ispsllc.com>
- Lukas Werling "Experimental Investigations based on a Demonstrator Unit to analyze the Combustion Process of a Nitrous Oxide/Ethene Premixed Green Bipropellant" 5th CEAS Air & Space conference, Delft Univ., Netherlands, 2015.
- Werling, L., Gernorth. A. and Schlechtriem. S. "Investigation of the Combustion and Ignition Process of a Nitrous Oxide/Ethene Fuel Blend" Space Propulsion conference, Cologne, Germany 2014.