

한국추진공학회지

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers

제22권 제2호 (Volume 22, Number 2)

2018년 4월 1일 (April 1, 2018)

■ 研究論文

1. 음향가진된 횡단류 유동장 내 액체제트의 분무특성
송운호, 황동현, 안규복 1
2. 파라핀/알루미늄 연료의 알루미늄 입자크기 및 함유비 변화에 따른 유변학적 특성
류성훈, 한승주, 문희장, 김진곤, 김준형, 고승원 11
3. 다단 축류 터빈에서의 초킹 영역 탈설계 성능 해석을 위한 평균반경 해석법
김상조 20
4. 5 N 급 ADN 기반 단일추진제 추력기 예비 연소 시험
Maxime Monette, 백승관, 김주원, 정연수, 김우람, 조영민, 이재완, 권세진 29
5. 고밀도 지르코늄(Zr) 금속연료 조성의 추진제를 이용한 무노즐 부스터 성능 연구
길태욱, 정은희, 이기연, 류태하 38
6. 초음속 풍동에서 발생하는 충격파의 히스테리시스 현상에 관한 연구
이익인, 한그루, 김태호, 김희동 52
7. DSC, ARC, ISCO를 활용한 다양한 순도를 가진 AP의 장기 열적안정성 연구
김승희, 권국태, 이소정 59
8. 밀폐용기 연소실험 시 센서위치에 따라 변화하는 압력 진동에 대한 수치적 연구
한두희, 안길환, 류병태, 성홍계 66
9. 수소발생기의 일차원 모델링
박재현, 이효진, Edgar Willy Rimarachin Valderrama, 임충식, 양희성 74
10. 냉각채널의 각도와 직경 변화에 따른 채널 내 압력 손실에 관한 수치적 연구
박진, 이현섭, 김홍집, 안규복 87
11. 고체 추진제와 점화기 간 간격에 따른 유동 특성
강동기, 최재성, 이형진 96
12. 하이브리드 로켓용 파라핀/알루미늄 연료의 알루미늄 입자크기에 따른 열적·유변학적 특성 연구
한승주, 김진곤, 문희장, 김준형, 고승원 108

■ 技術論文

13. 초고속 비행체를 위한 준 자유흐름식 고공환경 모사시험설비의 설계 및 상온실험
이성민, 유이상, 박진수, 고영성, 김선진, 이정민 115
14. 정지궤도위성용 한국형 우주발사체를 위한 고성능 상단 엔진 개발 현황 및 계획
유병일, 이광진, 우성필, 임지혁, 소운석, 전준수, 이정호, 서대만, 한영민, 김진한 125
15. 베이저안 확률기법을 이용한 당량비 오차분석에 관한 연구
안중기, 박익수, 이호일 131
16. 재사용 우주발사체의 회수 기술 현황 및 분석
추교승, 문호균, 남승훈, 차지형, 고상호 138
17. 핀틀이 적용된 고온 가스 밸브의 비정상상태 해석 기법에 관한 연구
이경욱, 허선욱, 권세진, 이종광 152



한국추진공학회지

ISSN 1226-6027(Print)
ISSN 2288-4548(Online)

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers

학회 임원진

- 회 장 김희동(안동대학교)
- 수석부회장 김정수(부경대학교)
- 부 회 장 문희장(한국항공대학교) 최환석(한국항공우주연구원) 노태성(인하대학교) 민성기(국방과학연구소) 이원복((주)한화)
- 산학협력부회장 강종구((주)대한항공) 박경애((주)한국화이바) 신현우(한화테크윈(주)) 장시권(한화시스템(주)) Kirby Luke(GE코리아)
- 총 무 이 사 강상훈(세종대학교) 김준택(한국항공우주연구원) 박태선(경북대학교) 유지창(국방과학연구소)
- 학 술 이 사 여재익(서울대학교) 김경진(금오공과대학교) 김규태(KAIST) 김대식(강릉원주대학교) 김만영(전북대학교) 김형진(경희대학교) 김홍집(충남대학교) 박기수(KAIST) 박수형(건국대학교) 신지철(울산대학교) 안규복(충북대학교) 이복직(광주과학기술원)
- 재 무 이 사 권오재(성균관대학교) 박재현(경상대학교) 서성현(한밭대학교) 오경원(호원대학교)
- 사업/국제협력이사 김경무(LIG넥스원(주)) 윤영빈(서울대학교) 정규동(국방과학연구소) 최성만(전북대학교) 최정열(부산대학교) 한영민(한국항공우주연구원) 황기영(국방과학연구소)
- 기술정책/홍보이사 강선일(한국항공우주연구원) 객재수(한국항공대학교) 기자영((주)EGT) 김창기(국방과학연구소) 류시양(한화테크윈(주)) 문윤완(한국항공우주연구원) 유영준(국방과학연구소) 허환일(충남대학교)
- 감 사 김영수(현대로템(주)) 윤성호(금오공과대학교)

편집위원회

- 편집위원장 여재익(서울대학교)
- 학 술 이 사 김경진(금오공과대학교) 김규태(KAIST) 김대식(강릉원주대학교) 김만영(전북대학교) 김형진(경희대학교) 김홍집(충남대학교) 박기수(KAIST) 박수형(건국대학교) 신지철(울산대학교) 안규복(충북대학교) 이복직(광주과학기술원)
- 편 집 위 원 강태곤(한국항공대학교) 고영성(충남대학교) 김태규(조선대학교) 김혜민(한국교통대학교) 도형록(서울대학교) 류 근(한양대학교) 이형진(인하대학교) 장석필(한국항공대학교) 홍정구(경북대학교) Foluso Ladeinde(The State University of New York, Korea) Howoong Namgoong(Rolls-Royce, UK) Jong Guen Lee(University of Cincinnati, USA)

한국추진공학회지

제22권 제2호 (통권 제105호)

발행처 한국추진공학회	발행인 김희동
대전광역시 유성구 대학로 28, 502호 (봉명동, 흥인오피스텔)	편집인 여재익
Tel: (042)822-6472 Fax: (042)826-6472	인쇄일 2018년 3월 26일
Homepage: http://www.kspe.org	발행일 2018년 4월 1일
E-mail: kspe@kspe.org	인 쇄 신광사 (Tel: (042)636-2370)

+ 연간발행일: 2월 1일, 4월 1일, 6월 1일, 8월 1일, 10월 1일, 12월 1일 (격월간)

"This work was supported by the Korean Federation of Science and Technology Societies(KOFST) grant funded by the Korea government(MOSF&MSIP)."

© 2018 The Korean Society of Propulsion Engineers. All rights reserved.

ISSN 1226-6027(Print)
ISSN 2288-4548(Online)

한국추진공학회지

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers

제22권 제2호 (Volume 22, Number 2)
2018년 4월 1일 (April 1, 2018)



사단
법인 **한국추진공학회**
The Korean Society of Propulsion Engineers

음향가진된 횡단류 유동장 내 액체제트의 분무특성

송윤호^a · 황동현^a · 안규복^{a,*}

Spray Characteristics of Liquid Jets in Acoustically-Forced Crossflows

Yoonho Song^a · Donghyun Hwang^a · Kyubok Ahn^{a,*}

^a*School of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea*

^{*}*Corresponding author. E-mail: kbahn@cbnu.ac.kr*

ABSTRACT

This study investigated the acoustic forcing effects on the liquid column breakup length and the trajectory of liquid jets in crossflows. Cold-flow tests with a single hole circular nozzle injector were carried out by changing the injection pressure and acoustic forcing amplitude. Additionally, spray images were obtained at 12 phase angles to investigate the influence of the phase angle. The results revealed that the liquid column breakup lengths generally decreased under the acoustic forcing conditions, in comparison to those under the non-acoustic forcing conditions. However, they were not affected by the variation in the phase angles. On the contrary, it was found that the acoustic forcing hardly influenced the liquid column trajectories.

초 록

본 연구에서는 횡단류 공기유동에 수직으로 분사되는 액체제트의 분열거리와 액주궤적에 대한 음향가진의 영향을 살펴보았다. 이를 위해 단공 원형노즐 분사기를 이용하여 동일한 횡단류 공기속도에서 분사압력과 음향가진의 크기를 변화시켜가며 수류실험을 수행하였다. 또한 음향가진 주파수 기준 12개의 위상각에서 분무 이미지를 얻어 위상각 변화에 따른 영향을 확인하였다. 실험결과 분열길이는 비가진 상태에 비해 음향가진 상태에서 전반적으로 감소하였지만 위상각에 따른 변화는 발견되지 않았다. 본 실험 범위 내에서 음향가진은 수직분사 액체제트의 액주궤적에 거의 영향을 주지 못하였다.

Key Words: Liquid Jet in Crossflow(수직분사 액체제트), Acoustic Forcing(음향가진), Liquid Column Breakup Length(분열길이), Liquid Column Trajectory(액주궤적)

A	: orifice area
C_d	: discharge coefficient
d	: orifice diameter
f	: acoustic forcing frequency
L	: orifice length
\dot{m}	: mass flow rate
P'_{pp}	: peak-to-peak value of the pressure fluctuations
q	: liquid/air momentum flux ratio
U	: air velocity
u'_{pp}	: peak-to-peak value of the air velocity fluctuations
x	: distance from the orifice exit center in the airstream direction
x_b	: breakup length in the x-direction
y	: distance from the orifice exit in the direction perpendicular to the airstream
y_b	: breakup length in the y-direction
y_c	: distance to the liquid column centerline
y_u	: distance to the liquid column upper boundary
ΔP	: injection pressure drop
θ	: phase angle
ρ_f	: fluid density

1. 서 론

고속의 횡단류 유동에 수직으로 분사되는 액체제트의 분무방식은 램제트 엔진, 스크램제트 엔진 및 가스터빈 엔진과 같은 연소기에 많이 활용된다. 이러한 연소기에서 연소 효율과 안정성은 액체연료의 분무특성에 의해 크게 영향을 받기 때문에, 액체 미립화 조건과 이와 관련된 물리적인 현상에 대하여 이해하는 것이 중요하다. 따라서 분열길이, 액주궤적, 분무분포, 액적 크기와 같은 분무특성에 대해 많은 실험 및 수치해석적 연구가 수행되고 있다.

일반적으로 수직분사 액체제트의 분무형상은 액주(liquid column), 액사(ligament), 액적(droplet)으로 나누어진다[1]. 공력학적 항력에 의

하여 분사된 액체제트의 액주 표면에 액주파가 형성되며, 하류로 가면서 더욱 증폭되어 결국 액주가 덩어리진 액사로 분열되는 미립화 현상이 나타나게 된다. 이러한 전반적인 분열과정을 액주분열(column breakup)이라 한다[2]. 이외에도 액주 자체의 난류 소용돌이에 의해 난류 파동이 발달하여 액적이 액주 표면으로부터 직접 분리되어 떨어지는 표면분열(surface breakup)이 발생하기도 한다[3,4].

분열 이전의 액주궤적과 분열길이는 분무의 분포에 큰 영향을 준다. 따라서 이에 대한 실험적 연구는 이미 많은 연구자들에 의하여 수행되어 왔다. Schetz와 Padhye는[5] 최대 침투 높이를 노즐 지름(d)의 약 6.25배로 정의했으며, 액체/기체 운동량 플럭스 비의 함수로 표현하였다. Inamura 등[6]은 접촉식 니들 프로브를 이용하여 분열길이를 측정하였으며, 분열길이 x_b/d 는 3 ~ 3.5 범위에 있다고 주장하였다. Ahn 등[7]은 더 나아가 캐비테이션과 수력튀김 현상이 분열길이에 어떠한 영향을 미치는지 관찰하였으며, Wu 등[3]의 데이터와 비슷한 분열길이인 $x_b/d = 8$ 로 수렴하는 결과를 제시하였다.

횡단류 유동에서 가진 수직분사에 대한 연구는 주로 액체연료[8,9,10]나 기체연료[11,12]에 섭동을 주는 방법이 사용되었다. Johari 등[8]은 변조분사 시스템을 구성하여 듀티 사이클과 주파수에 따른 수직분사 실험을 진행하였으며, 평면 레이저유도 형광기법(PLLIF)을 이용하여 펄스된 제트의 침투나 희석 그리고 구조적 특성들을 연구하였다. Eroglu 등[9]도 레이저유도 형광기법을 사용하여 액주 구조와 와류 형태를 연구하였으며, 높은 레이놀즈수에서 제트의 침투는 70%까지 상승하는 반면 최적화 주파수 범위에서의 화염길이는 50%로 감소하는 결과를 발표하였다. 또한 Omar 등[10]은 액추에이터를 이용하여 액체제트에 가친을 주는 방법을 사용하였다. 기체연료 수직분사의 경우 M'Closkey 등[11]은 가진되는 기체제트의 동적특성을 연구하여 향상된 제어시스템을 개발하고자 하였다. 또한 Shapiro 등[12]은 개방형 루프 제어를 통하여 주파수 변화에 따른 기체제트의 혼합특성에 대하여 연구하였다.

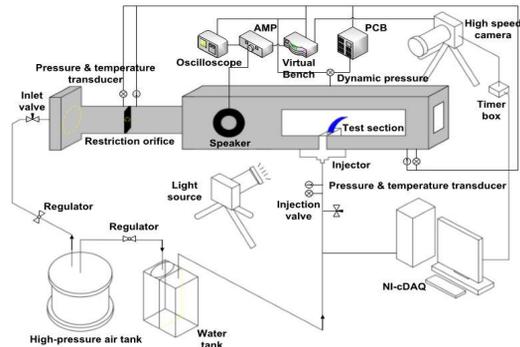


Fig. 1 Schematic of experimental apparatus.

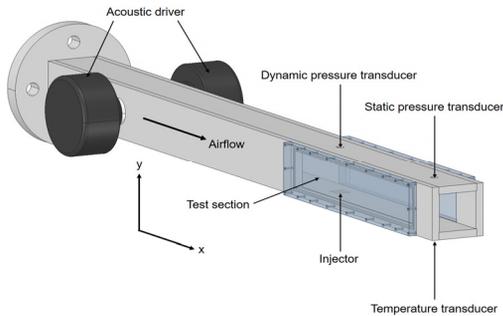


Fig. 2 3D model of test section.

램제트 엔진이나 가스터빈 엔진과 같은 덤프 연소기에서 연소불안정이 일어나게 되면 공기 유입구에서 큰 압력섭동이 발생되어 횡단류 유동에 영향을 주게 된다. 하지만 횡방향 공기유동의 섭동에 따른 수직분사 액체제트에 대해서는 상대적으로 최근에서야 연구들이 수행되었고 많은 연구결과가 발표되지 않은 상황이다[13,14]. 따라서 본 연구에서는 횡단류 유동장 내 음향가진이 수직분사 액체제트의 분무특성(액주궤적, 분열길이)에 어떠한 영향을 주는지 살펴보고자 하였다.

2. 실험방법 및 실험조건

Fig. 1은 본 연구에 사용된 실험장치를 나타낸 도식도이며, Fig. 2에 test section의 상세도를 3D 모델링으로 나타내었다. 횡단류 유동으로는 공기

Table 1. Experimental conditions.

U	78.2 ± 0.5 m/s
ΔP	1, 2, 3, 4, 5, 6 bar
f	320 Hz
P'_{pp}	10, 20, 40, 60 mbar
u'_{pp}/U	0.03, 0.06, 0.13, 0.18

가 수직분사 액체로는 물이 사용되었다. 초킹 오리피스와 레귤레이터를 이용하여 고압 실린더에 압축된 공기를 일정한 유량으로 실험장치에 공급하였으며, 추가적인 레귤레이터를 이용하여 분사기에 공급되는 물의 압력을 조절하였다. Test section의 높이와 너비는 각각 50 mm이며, 가시화를 위해 test section 전/후단에 길이 300 mm의 아크릴 창을 설치하였다. Test section 내 공기와 분사기 매니폴드에서 물의 압력 및 온도를 측정하기 위해 압력센서와 K-type 열전대를 사용하였다. 음향가진을 주기 위해 분사기 500 mm 전단에 75 W 음향가진기(acoustic driver) 2개를 대칭으로 배치하였다. 분사기는 test section의 하단에, 압력섭동 측정을 위한 동압센서(PCB, 101A05)는 분사기 위치의 상단에 flush-mount되도록 설치하였다. 동압센서의 신호는 PCB signal conditioner(482A16)를 통해 100배 증폭되어 기록되었다. 본 실험에서는 $d = 0.5$ mm, $L/d = 10$ 인 원형 오리피스 분사기를 사용하였다. 실험장치 및 분사기에 대해서는 기존 참고문헌[15,16]에 보다 자세히 설명되어 있다.

분무가시화 실험에는 고속카메라(최대 1632×1200 pixels)와 2개의 광원장치(Polarion, PS-X1)를 이용하였다. 음향가진 및 압력섭동과 고속카메라의 동기화를 위해 함수발생기(NI, VirtualBench)를 사용하였다. 함수발생기는 사인파와 디지털 트리거 신호를 발생하게 되는데, 사인파는 앰프(Inkel, AX5505)를 거쳐 증폭된 후 음향가진기에 전송되고, 트리거 신호는 고속카메라에 전달되어 카메라를 동기화하게 한다. 실제적으로 앰프, 음향가진기, 음향가진기와 분사기 사이의 거리 등으로 인해 함수발생기에서 발생한 신호와 동압

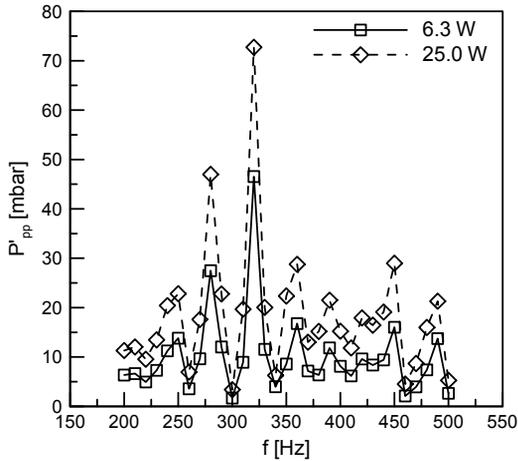


Fig. 3 Peak-to-peak value of dynamic pressures regarding acoustic forcing frequency.

센서에서 측정된 위상은 다르게 된다. 따라서 동압센서에서 측정된 신호와 고속카메라의 트리거 신호를 측정된 후 실제 활용된 분무 이미지의 위상을 재분석하였다. 실험 시 측정된 압력, 온도, 동압신호, 트리거 신호는 모두 NI-cDAQ에 저장되었다.

본 연구에서의 실험조건을 Table 1에 정리하였다. 공기속도 및 물의 분사압력은 기존 연구 [15]와 동일하게 유지하였다. 가진 주파수를 결정하기 위해 음향가진기의 주파수 한계(150 ~ 5,000 Hz)와 덤프 연소기의 일반적인 고주파 연소불안정 범위를 고려하여 200 ~ 500 Hz 영역에서 음향실험을 수행하였다. 음향가진기의 출력을 6.3 W와 25.0 W로 고정시킨 상태에서 10 Hz 씩 주파수를 증가시켜가며 압력섭동 값을 측정하였다. 이에 대한 결과를 Fig. 3에 나타내었으며, 320 Hz에서 가장 큰 압력섭동 값을 나타내었다. 따라서 이 주파수에서 동압센서의 압력섭동 값을 peak-to-peak 기준 10 mbar부터 60 mbar까지 크기를 변화시켜가며 음향가진 크기에 따른 분무특성을 확인하였다. 또한 각 위상각에 따른 영향을 살펴보기 위해 카메라의 프레임 속도를 3,840 Hz로 설정하여, 총 12개의 위상각에서 각각 50장의 이미지를 촬영하였다. 프레임 속도 3,840 Hz에서 카메라의 최대 해상도는 480 ×

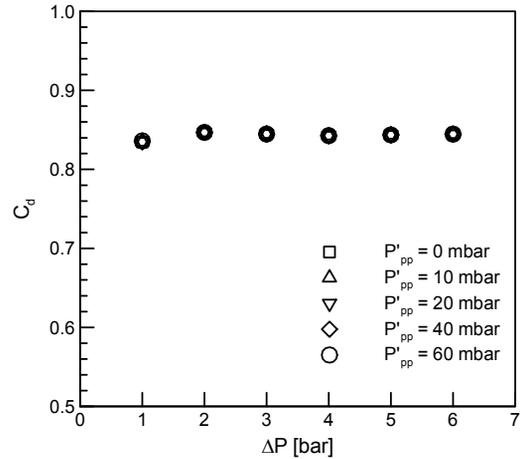


Fig. 4 Discharge coefficient as function of injection pressure drop.

600 pixels이었으며, 순간적인 분무 이미지를 얻기 위해 노출시간은 카메라의 최소 설정 값인 2 μ s로 고정하였다. 평면파에서 압력섭동과 유동섭동은 $P' = \rho c u'$ (여기에서 ρ : 공기의 밀도, c : 공기의 음속)의 관계식을 갖으며, 계측 데이터들로부터 유동섭동을 계산하여 평균유속에 대한 비 (u'_{pp}/U)를 Table 1에 정리하였다[17].

3. 실험결과

3.1 액체제트의 유량계수

분사압력에 따른 유량특성을 분석하기 위해 Eq. 1을 사용하여 유량계수 값을 구하고, 결과들을 Fig. 4에 도시하였다.

$$C_d = \frac{\dot{m}}{A\sqrt{2\rho_f\Delta P}} \quad (1)$$

유량계수는 음향가진이나 가진의 크기에 상관없이 각 분사압력에서 거의 일정한 값을 나타냈다. 분사압력에 따라 유량계수가 약간씩 달라지긴 하지만 변동폭이 매우 작고 4 bar 이상에서는 감소하지 않는 것으로 미루어, 본 실험 범위 내에서 캐비테이션이나 수력튀김 현상이 나타나

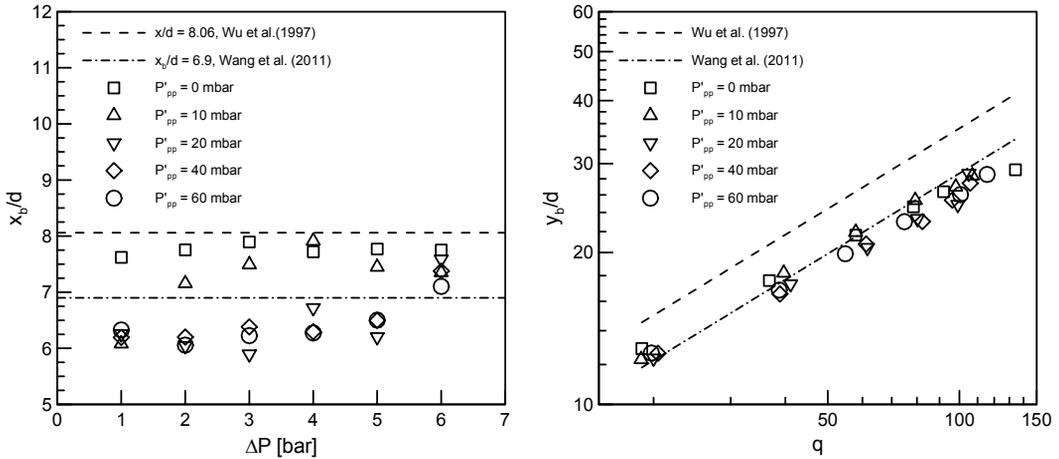


Fig. 5 Liquid column breakup lengths normalized by the orifice diameter in the x and y directions.

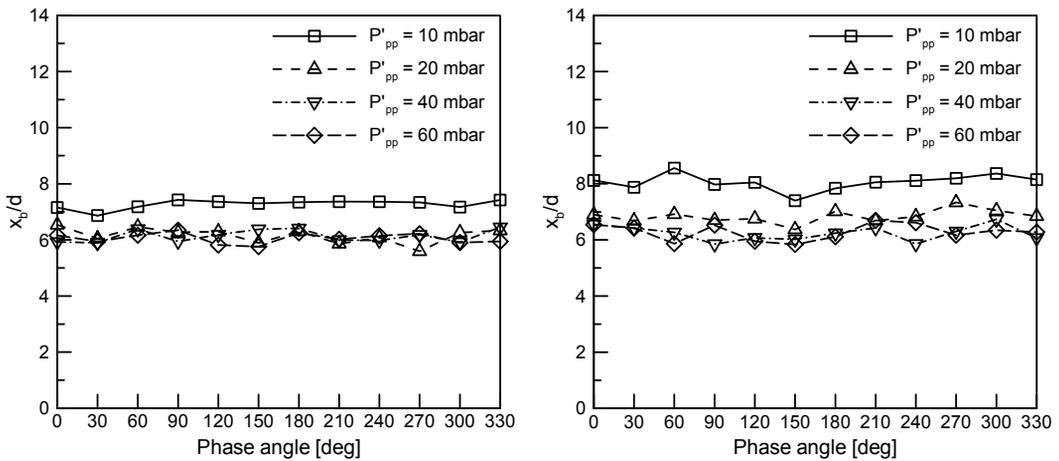


Fig. 6 Liquid column breakup lengths normalized by the orifice diameter as a function of the phase angle (from left to right: $\Delta P = 2$ bar and 4 bar).

지 않는 것을 확인할 수 있었다[15]. 유량계수 측정값을 이용하여 분사되는 액체제트의 속도를 구하였으며, 이후 액체/기체 모멘텀 플럭스 비 (q)를 계산하여 분열길이와 액주궤적 데이터를 분석하는데 사용하였다.

3.2 액체제트의 분열길이

액주의 분열길이는 다량의 액적이 형성되기 시작하는 위치일 뿐만 아니라 수치해석에 있어서 유체와 입자 해석의 경계가 되기 때문에 중요한 분무특성 중 하나로 여겨진다. 비가진 상태

와 가진 상태에서의 분열길이(x_b , y_b)를 각각 구하여 압력섭동 크기와 분사압력에 따라 이를 Fig. 5에 정리하였다. 분열길이 측정은 기존 연구들[7,15]과 동일한 알고리즘을 사용하였다. 이미지의 강도 값(intensity)을 바탕으로 분무 이미지를 이진화한 후, 오리피스 출구 직경에 비하여 분무된 액주가 연속적이지 않는 영역 즉, 분무가 끊어지는 영역을 분열지점으로 정의하였다. MATLAB 프로그램 기반의 in-house code를 이용하여 데이터를 분석한 결과 x_b 의 표준편차는 평균적으로 0.96으로 나타났다. Fig. 5의 분열길

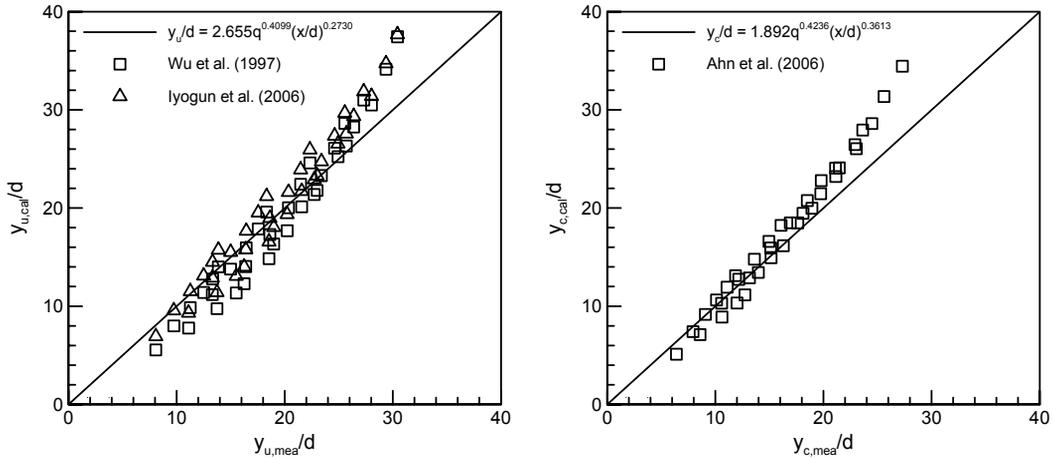


Fig. 7 Liquid column trajectories normalized by orifice diameter without acoustic forcing (from left to right: upper boundary and centerline).

이는 비가진 상태의 경우 600장의 분무 이미지에서 구한 평균 분열길이를 나타내며, 가진 상태의 경우 각 위상별로 50장씩 촬영한 분무 이미지에서 구한 분열길이를 평균한 후 다시 위상평균한 값을 나타낸다. 비가진 상태의 경우 실험 압력 범위 내에서 분열길이는 선행연구 데이터 [4,18,19]와 유사한 결과를 나타내었다. 하지만 20 mbar 이상의 가진 상태에서 x축 분열길이는 비가진 상태에 비해 상당히 줄어드는 현상을 발견할 수 있었다. $P'_{pp} = 10$ mbar의 경우 $\Delta P = 1$ bar에서는 분열길이가 감소하지만, 분사압력이 증가함에 따라 분열길이의 감소가 줄어들어 4 bar 이상에서는 비가진 상태와 큰 차이를 보이지 않았다. P'_{pp} 가 20 mbar 이상의 경우 압력섭동의 크기 증가는 분열길이 감소에 더 이상 영향을 주지 않는 것으로 판단되나, 전반적으로 분사압력이 증가할수록 분열길이의 감소는 줄어드는 결과를 나타내었다. 음향가진에 따른 x축 분열길이 감소에 따라 y축 분열길이도 또한 비가진 상태에 비해 줄어드는 것을 확인할 수 있었다.

이러한 분열길이의 감소는 공기유동 내 압력섭동과 액주표면 액주파의 상호작용에 의한 것으로 생각된다. 앞에서 언급하였듯이 공기역학적인 힘에 의해 액주 표면에 생성되는 액주파는 하류

로 가면서 더욱 증폭되게 된다. 일정값 이상의 음향가진이 액주와 만나게 되면서 액주파의 증폭을 더욱 촉진시켜 분열길이를 감소시키며, 또한 분사압력이 증가할수록 액체의 모멘텀이 증가하여 압력섭동의 영향을 덜 받는 것으로 판단된다.

분사압력 2 bar, 4 bar 조건에서 위상각에 따른 분열길이의 변화를 Fig. 6에 나타내었다. 이때 위상각 0도는 동압센서에서 측정된 압력섭동 사인파의 시작점을 의미한다. Fig. 5에서와 같이 P'_{pp} 가 20 mbar 이상에서는 $P'_{pp} = 10$ mbar에 비해 모든 위상에서 분열길이가 감소하는 것을 확인할 수 있지만 위상각에 따른 분열길이의 주기적인 변화는 발견할 수가 없었다. 분열길이와 액체의 속도를 고려할 때 분사시점부터 분열까지 대략 1 ms의 시간이 소요되는데, 가진 주파수가 320 Hz였기 때문에 액주는 대략 110도의 위상을 겪게 된다. 따라서 각 위상에서의 분열길이를 측정하였지만 액주 자체는 어느 정도 위상 평균된 영향을 받기 때문에 본 실험 범위에서 위상에 따른 분열길이의 영향은 발견되지 않는 것으로 생각된다.

3.3 액체제트의 액주궤적

수직분사 액체제트의 궤적은 분무분포에 영향

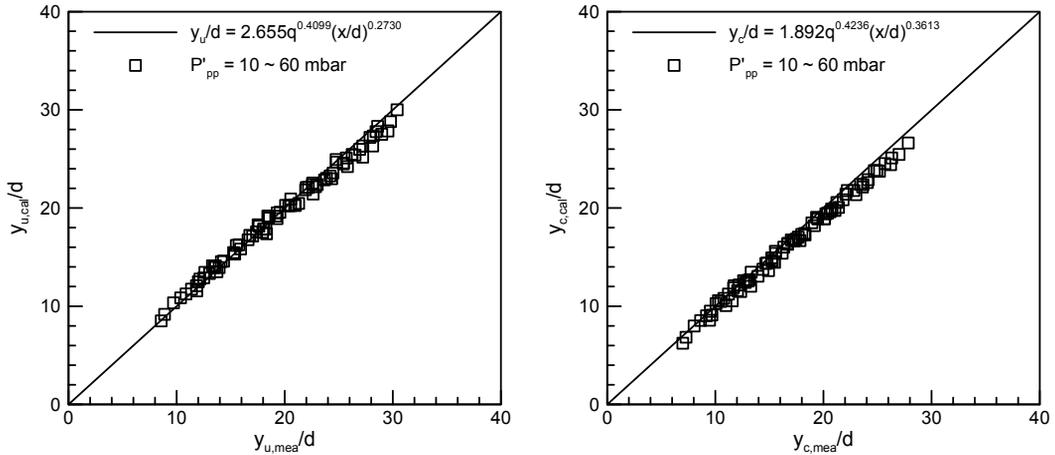


Fig. 8 Liquid column trajectories normalized by the orifice diameter with acoustic forcing (from left to right: upper boundary and centerline).

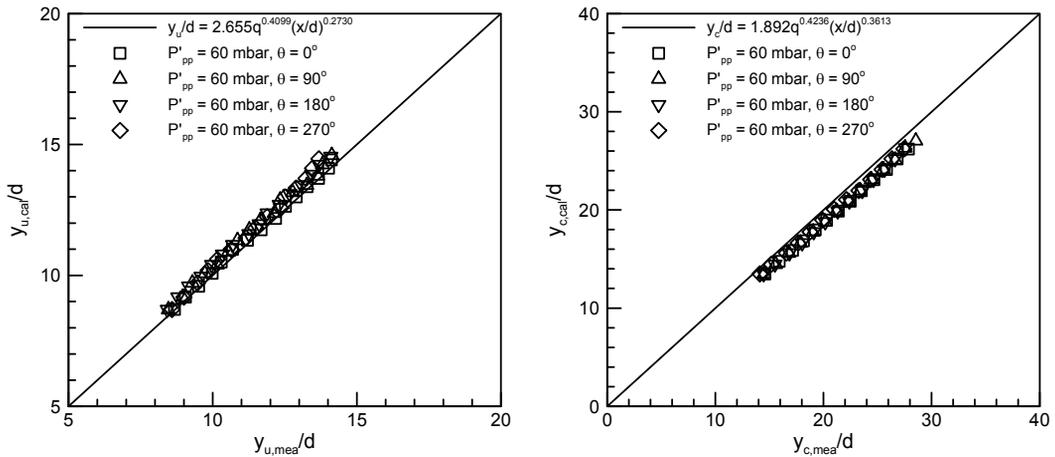


Fig. 9 Liquid column trajectories with acoustic forcing as a function of the phase angle(θ) (from left to right: upper boundary at $\Delta P = 1$ bar and centerline at $\Delta P = 6$ bar).

을 주기 때문에 상당히 오랜 동안 실험적으로 연구되고 있다. 기존 연구들에 따르면 분열 이전 액주궤적은 모멘텀 플럭스 비(q)와 분사기 오리피스 지름(d)의 함수로 표현된다고 알려져 있다 [19,20]. 본 연구에서는 액주의 위쪽 궤적(y_u)뿐 아니라 위쪽 궤적과 아래쪽 궤적의 중심 궤적(y_c)을 측정하여 액주궤적을 분석하였다. 분열 이후에는 궤적 데이터가 심하게 흩어지는 관계로 분열길이 이전의 유효한 데이터만을 사용하였다. 아래 식들은 비가진 상태에서 측정한 액주

궤적을 선형회귀분석을 통해 도출한 결과이다.

$$y_u/d = 2.655q^{0.4099}(x/d)^{0.2730} \quad (2)$$

$$y_c/d = 1.892q^{0.4236}(x/d)^{0.3613} \quad (3)$$

Fig. 7은 Eq. 2, 3과 함께 본 실험 데이터를 선행 연구들[4,7,20]의 경험식들에 대입하여 얻은 결과를 나타낸 그래프이다. 기존 연구들과 사용한 실험장치, 실험조건, 궤적측정 방법 등이 다

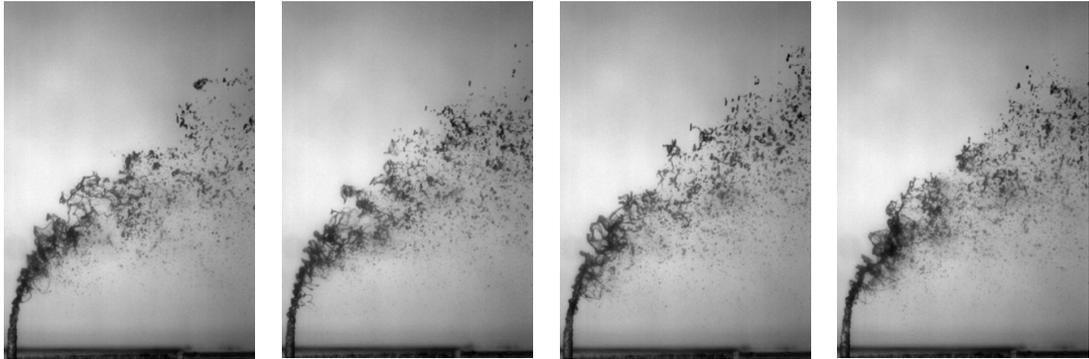


Fig. 10 Spray images of liquid jets in crossflows at $\Delta P = 1$ bar and $P'_{pp} = 60$ mbar (from left to right: $\theta = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$).

르기 때문에 약간의 차이는 있지만, 액주의 위쪽 궤적과 중심 궤적 모두 상당히 일치함을 확인할 수 있었다.

이를 바탕으로 비가진 상태와 가진 상태에서 액주궤적을 비교한 데이터를 Fig. 8, 9에 정리하였다. Fig. 8의 데이터는 각 압력섭동에서 위상별 액주궤적의 값들을 모두 평균한 값을 나타내며, Fig. 9의 데이터는 $P'_{pp} = 60$ mbar의 압력섭동에서 각 위상별 액주궤적의 값들을 나타낸다. Fig. 10의 분무 이미지에서도 확인할 수 있듯이, 가진 상태의 액주궤적들이 압력섭동의 크기나 위상각에 상관없이 비가진 상태의 경험식들과 정확히 일치하는 것으로 미루어 압력섭동이 액주궤적에는 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다. 이는 음향가진이 액주 표면에 영향을 주더라도 오리피스 출구로부터 분무되는 액주는 고유의 수직 모멘텀을 보존하고 있기 때문에 본 실험에서의 압력섭동 정도로는 공기나 액체의 모멘텀에 큰 영향을 미치지 못했기 때문으로 생각된다.

4. 결 론

덤프 연소기에서 연소불안정이 일어나게 되면 공기 유입구에 압력섭동(속도섭동)이 발생하여 횡단류 유동 및 수직분사 액체제트에 영향을 주게 된다. 본 연구에서는 이를 모사하기 위해 음

향발생기를 이용하여 횡단류 공기유동에 음향가진을 준 상태에서 수직분사 액체제트의 분무특성(분열길이, 액주궤적)에 대한 실험을 수행하였다.

비가진 조건에 비해 음향가진 조건에서 액주의 분열길이는 전반적으로 감소하였다. 압력섭동의 크기에 따라 분열길이 감소는 영향을 받았지만, $P'_{pp} = 20$ mbar 이상에서는 큰 변화가 발생하지 않았다. 분사압력 증가에 따라 분열길이 감소는 줄어드는 경향을 나타내었다. 또한 위상각에 따른 분열길이의 변화를 살펴보았지만 분열길이의 주기적인 변동은 발견되지 않았다.

액주궤적의 경우 비가진 조건에서 액주 위쪽 궤적과 중심 궤적을 구하여 선행연구들과 비교를 수행하였다. 하지만 액주궤적은 분열길이와는 다르게 음향가진에 따른 압력섭동의 크기나 위상각에 영향을 받지 않는다는 것을 확인하였다.

본 연구에서의 실험들은 실제 연소불안정 시의 압력섭동에 비해 매우 작은 섭동 영역에서 수행되었기 때문에 보다 큰 압력섭동에서의 추가 실험이 필요하다. 하지만 본 실험 범위에서도 분열길이의 감소는 확인되었으며, 이러한 분열길이의 감소는 연소불안정 시 발생하는 덤프 연소기에서의 화염의 위치 변화에도 영향을 주는 것으로 예상할 수 있다. 현재 후속 연구를 위해 300 W의 음향발생기 및 앰플 구매하여 실험을 준비 중이며, 큰 압력섭동 조건에서 가진 주파수를 낮추어 위상각에 따른 영향을 다시 살펴볼 예정이다.

후 기

본 논문은 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2015M1A3A3A02011346, NRF-2017R1A1A1A05001237)을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Chen, T.H., Smith, C.R., Schommer, D.G. and Nejad, A.S., "Multi-Zone Behavior of Transverse Liquid Jet in High-Speed Flow," *31st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 1993-0453, Feb. 1993.
2. Thomas, R.H. and Schetz, J.A., "Distribution Across the Plume of Transverse Liquid and Slurry Jets in Supersonic Airflow," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 12, pp. 1892-1901, 1985.
3. Wu, P.K., Kirkendall, K.A., Fuller, R.P. and Nejad, A.S., "Breakup Processes of Liquid Jets in Subsonic Crossflows," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 1, pp. 64-73, 1997.
4. Wu, P.K., Miranda, R.F. and Faeth, G.M., "Effects of Initial Flow Conditions on Primary Breakup of Nonturbulent and Turbulent Round Liquid Jets," *Atomization and Sprays*, Vol. 5, No. 2, pp. 175-196, 1995.
5. Schetz, J.A. and Padhye, A., "Penetration and Breakup of Liquids in Subsonic Airstream," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 10, pp. 1385-1390, 1977.
6. Inamura, T., Nagai, N., Watanabe, T. and Yatsuyanagi, N., "Disintegration of Liquid and Slurry Jets Traversing Subsonic Airstreams," *3rd World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics*, Honolulu, H.I., U.S.A., Oct. 1993.
7. Ahn, K., Kim, J. and Yoon, Y., "Effects of Orifice Internal Flow on Transverse Injection into Subsonic Crossflows: Cavitation and Hydraulic Flip," *Atomization and Sprays*, Vol. 16, No. 1, pp. 15-34, 2006.
8. Johari, H., Pacheco-Tougas, M. and Hermanson, J.C., "Penetration and Mixing of Fully Modulated Turbulent Jets in Crossflow," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 7, pp. 842-850, 1999.
9. Eroglu, A. and Breidenthal, R.E., "Structure, Penetration, and Mixing of Pulsed Jets in Crossflow," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 3, pp. 417-423, 2001.
10. Elshamy, O.M., Tambe, S.B., Cai, J. and Jeng, S.M., "Excited Liquid Jets in Subsonic Crossflow," *45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno., N.V., U.S.A., AIAA 2007-1340, Feb. 2007.
11. M'Closkey, R.T., King, J.M., Cortelezzi, L. and Karagozian, A.R., "The Actively Controlled Jet in Crossflow," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 452, pp. 325-335, 2002.
12. Shapiro, S.R., King, J.M., M'Closkey, R.T. and Karagozian, A.R., "Optimization of Controlled Jets in Crossflow," *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 6, pp. 1292-1298, 2006.
13. Proscia, W., "Modulation of a Liquid-Fuel Jet in an Unsteady Cross-Flow," *ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air*, New Orleans, L.A., U.S.A., Jun. 2001.
14. Song, J., Ramasubramanian, C. and Lee, J. G., "Response of Liquid Jet to Modulated Crossflow," *Atomization and Sprays*, Vol. 24, No. 2, pp. 129-154, 2014.
15. Song, Y., Hwang, D. and Ahn, K., "Effect of Orifice Geometry on Spray Characteristics of Liquid Jet in Crossflow," *55th Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine, T.X., U.S.A., AIAA 2017-1961, Jan. 2017.

16. Song, Y., Hwang, D. and Ahn, K., "Effect of Orifice Geometry on Flow Characteristics of Liquid Jet from Single Hole Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 5, pp. 19-28, 2017.
17. Dowling, A.P. and Williams, J.E.F., *Sound and Sources of Sound*, John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., pp. 15-21, 1983.
18. Wang, Q., Mondragon, U.M., Brown, C.T. and McDonell, V.G., "Characterization of Trajectory, Break Point, and Break Point Dynamics of a Plain Liquid Jet in a Crossflow," *Atomization and Sprays*, Vol. 21, No. 3, pp. 203-219, 2011.
19. No, S.Y., "A Review on Empirical Correlations for Jet/Spray Trajectory of Liquid Jet in Uniform Cross Flow," *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, Vol. 7, No. 4, pp. 283-314, 2015.
20. Iyogun, C.O., Birouk, M. and Popplewell, N., "Trajectory of Water Jet Exposed to Low Subsonic Cross-flow," *Atomization and Sprays*, Vol. 16, No. 8, pp. 963-980, 2006.

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.011>

파라핀/알루미늄 연료의 알루미늄 입자크기 및 함유비 변화에 따른 유변학적 특성

류성훈^a · 한승주^a · 문희장^{b*} · 김진곤^b · 김준형^c · 고승원^c

Rheological Investigation of Aluminized Paraffin Wax Fuel on Particle Size and Contents

Sunghoon Ryu^a · Seongjoo Han^a · Heejang Moon^{b*} · Jinkon Kim^b ·
Junhyung Kim^c · Seungwon Ko^c

^a Graduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

^b School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

^c Agency for Defense Development, Korea

* Corresponding author. E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

ABSTRACT

Viscosity measurements were conducted to investigate the rheological characteristics of aluminized paraffin wax fuel. To identify the effect of size and contents of the aluminum particles on the variation of viscosity, samples of nano- and micro- sized aluminum particles with an average particle size of 100 nm and 8 μm were prepared and measured using a rheometer. The observed viscosity increment patterns of the nano- and micro-sized particles were very different, and particularly above 10 wt%, where a relatively low overall regression rate is expected for nano- content fuel. It is possible that this phenomenon could cause the reduced entrainment regression rate.

초 록

본 연구에서는 하이브리드 로켓용 파라핀/알루미늄 연료의 유변학적 특성 파악을 위한 점도 측정을 수행하였다. 혼합된 알루미늄 입자의 크기와 첨가량에 따른 유변학적 특성을 파악하기 위해 평균 입도 100 nm, 8 μm 의 나노 및 마이크로 크기 알루미늄 입자첨가 시료를 제작하였으며, 회전형 레오미터를 사용해 점도를 측정하였다. 나노 및 마이크로 입자 함유비에 따른 증가율 패턴은 대단히 상이하였으며 입자의 함유비 10 wt%를 경계로 점도 증가율이 구분되었고, 나노입자 첨가 시 연료의 유입 후퇴율 감소에 따른 총 후퇴율의 저하를 예상할 수 있었다.

Key Words: Entrainment Regression Rate(유입 후퇴율), Paraffin Wax(파라핀 왁스), Aluminum Particle(알루미늄 입자), Rheological Characteristics(유변학적 특성)

Received 20 November 2017 / Revised 12 January 2018 / Accepted 19 January 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

- \dot{r} : regression rate (m/s)
- $\dot{\rho}r$: vertical combustion rate (kg/m²·s)
- ρ : density (kg/m³)
- U : velocity (m/s)
- \dot{m} : mass transfer rate (kg/s)
- μ : viscosity (mPa·s)
- σ : surface tension (N/m)
- P_{dyn} : dynamic pressure of oxidizer (bar)
- o : oxidizer
- h : melting layer thickness
- v : vaporization
- e : entrainment
- t : total
- l : liquefying fuel

1. 서 론

하이브리드 추진시스템은 일반적으로 고체 연료와 액체 또는 기체 산화제를 분리하여 사용하며, 액체 추진시스템과 고체 추진시스템의 단점을 보완하고 장점을 극대화하고자 고안된 추진시스템이다. 하이브리드 추진시스템은 안전성 및 경제성 등을 비롯하여 다양한 장점이 있지만, 고체 추진시스템과 비교하면 낮은 후퇴율을 갖는 단점이 있다[1]. 고체 및 하이브리드 추진시스템에서 후퇴율(\dot{r})은 단위 면적 및 단위 시간당 연료가 수직으로 타들어 가는 연소율($\dot{\rho}r$)을 의미하며 후퇴율이 낮다는 것은 추진성능 또한 떨어진다는 것을 의미한다[2]. 이러한 문제점을 극복하기 위해 연소되는 연료의 표면적을 증가시키거나 연료로의 열전달량을 증가시키기 위한 추가적인 장치를 삽입하는 등 다양한 연구가 수행되었다[3,4]. 그러나 해당 연구들은 후퇴율 증가의 분명한 한계가 존재할 뿐 아니라 연료의 체적과 구조물 중량 증가 등의 단점이 있어 근본적인 해결책이 될 수 없다. 따라서 최근에는 직접적인 접근방법으로 고 후퇴율 연료 개발을 위한 연구가 수행되고 있다[5-8].

최근 가장 활발히 연구되고 있는 연료는 파라핀 기반 연료로, 동일 산화제 유속에서 고체 복합 추진제의 바인더(binder)로 종종 사용되는 HTPB (Hydroxyl Terminated Poly-Butadiene) 대비 3-4 배 높은 후퇴율을 가진다[7]. 또한, 소수성의 성질을 가지고 있어 알루미늄과 같이 연소 효율과 후퇴율을 증가시킬 수 있는 친수성 고에너지 입자의 첨가가 쉽다. 이에 파라핀 연료와 고에너지 입자의 장점을 극대화하기 위해 이들을 혼합한 신개념 연료에 관한 연구가 국외에서 활발히 수행되고 있다[9,10]. 첨가물이 함유된 파라핀 기반 연료의 후퇴율 특성에 관한 연구[11,12]는 종종 보고되고 있으나 파라핀 기반 연료의 점도에 관하여 수행된 연구[13,14]는 순수 파라핀 연료 및 카본블랙(carbon black)과 동종 계열 물질을 첨가한 연료에 국한되어 있으며 고에너지 물질이 첨가된 연료의 점도에 관한 연구는 극히 드문 편이다.

따라서 본 연구에서는 알루미늄 입자의 첨가가 파라핀/알루미늄 혼합연료의 유변학적 특성에 미치는 영향을 파악하기 위해 점도 측정시험을 수행하였다. 순수 파라핀과 나노 및 마이크로 알루미늄 입자를 첨가한 시료를 제작하여 알루미늄 입자 첨가로 인해 발생하는 유변학적 차이를 확인하였으며, 첨가된 입자의 크기와 함유비가 혼합 연료의 유변학적 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

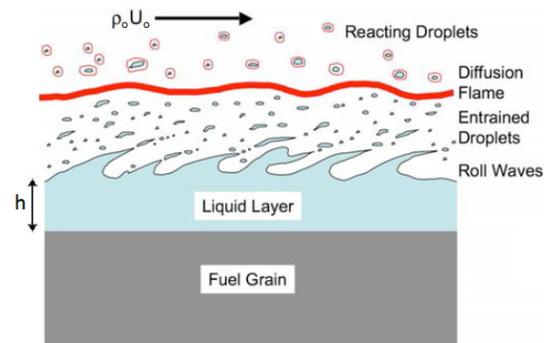


Fig. 1 Hybrid combustion mechanism of paraffin fuel[5].

2. 파라핀 연료의 하이브리드 연소 메커니즘

파라핀 기반 연료의 높은 후퇴율은 파라핀 고유의 연소 메커니즘에 기인한다. Fig. 1은 하이브리드 로켓 연소실 내 파라핀 연료의 연소 원리를 개략적으로 나타낸 것으로서, 연소 중 고체 연료 표면에 형성된 액막(liquid layer)이 고속의 산화제 유속($\rho_o U_o$)으로 인해 액적(droplet) 형태로 화염 및 산화제 유동 방향으로 유입(entrainment)되는 것을 확인할 수 있다[5].

HTPB, PP(Poly-Propylene), PE(Poly-Ethylene) 등 폴리머계 연료를 사용하는 일반적인 하이브리드 추진시스템의 연소는 열 분해된 연료의 물질 전달률(mass transfer rate)이 연료 표면의 기화 후퇴율에 전적으로 의존하는 반면, 파라핀 기반 연료는 표면에서 발생하는 기화 후퇴율과 더불어 액적의 비산에 의한 유입 후퇴율이 추가로 발생하게 된다.

이를 식으로 표현하면 Eq. 1과 같으며 \dot{m}_t 은 연소 중 연료 표면으로부터 반응(reactive) 영역으로 전달되는 연료의 총량을 나타내며 총 후퇴율(overall regression rate)과 연계된다. 또한, \dot{m}_v 와 \dot{m}_e 는 각각 기화 후퇴율과 유입 후퇴율에 의한 물질 전달률을 나타낸다[15].

$$\dot{m}_t = \dot{m}_v + \dot{m}_e \quad (1)$$

Karabeyoglu et al.[7]에 따르면 파라핀 연료의 액막에서 발생하는 액적 유입률 \dot{m}_e 는 상관관계식(empirical correlation)인 Eq. 2와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{m}_e \propto \frac{P_d^\alpha h^\beta}{\mu_l^\gamma \sigma^\pi} \quad (2)$$

식에서 P_d 와 h 는 각각 연소실의 동압과 연소 중 연료 표면의 파라핀 액막 두께를 의미하며 μ_l 와 σ 는 각각 액체상태 연료의 점도와 표면장력을 나타낸다. Eq. 2에서 지수 항인 $\alpha, \beta, \gamma, \pi$

Table 1. Empirical exponents for entrainment terms.

References	α	β	γ	π
Gater and L'Ecuyer[16]	1.5	2	1	1
Nigmatulin et al.[17]	1	1	-	-
Karabeyoglu[7]	1-1.5	-	$> \pi$	$< \gamma$

값을 통해 각 파라미터가 액적 유입량에 미치는 영향의 상관관계를 유추할 수 있다.

파라핀 기반 연료의 물질전달 특성을 이해하기 위해 Eq. 2 각 지수의 절대 및 상대 값을 도출하기 위한 연구들이 수행되었으며 수행된 연구 결과들을 정리하면 Table 1과 같다.

분자의 지수항인 α, β 는 1에서 2사이 값을 갖지만, 분모의 지수항인 γ 와 π 값은 비교적 작은 값을 갖는 것을 확인할 수 있다. 분자에 포함된 항들은 연소 중의 작동 변수로서 때에 따라 그 값이 상이한 반면, 분모에 포함된 항들은 연료의 물성이기 때문에 항상 일정한 값을 가진다. 따라서 연료의 점도와 표면장력은 연소 조건과 관계 없이 연료의 후퇴율 및 액적 유입량을 결정하는 중요한 변수라 할 수 있다.

또한, 선행 연구 결과[15]에 따르면 점도의 지수인 γ 가 표면장력의 지수항인 π 보다 항상 크거나 같은 값을 갖는 것으로 보고되고 있다. 이러한 사실을 바탕으로 점도가 연료의 액적 유입량에 미치는 영향이 표면장력의 그것에 비해 상대적으로 크다는 사실을 확인할 수 있다. 따라서 파라핀 기반 연료의 연구 및 개발에 있어 점도에 관한 연구는 필수적이며 이는 후퇴율에 직접 영향을 미치는 액적 유입 후퇴율의 예측에 직결된다.

3. 실험 장치 및 방법

3.1 점도 측정용 파라핀/알루미늄 시료

점도 측정용 시료에 첨가한 나노 및 마이크로 알루미늄 입자의 평균 입도 크기는 각각 100 nm, 8 μ m 였으며, 시료 제작용 파라핀 왁스로는 Sasol사의 Sasol 0907을 선정하였다. 첨가된

알루미늄 입자의 크기 변화와 함유비 변화에 따른 점도 변화를 관찰하기 위하여 순수파라핀 시료와 알루미늄 크기별로 함유비가 다른 시료를 제작하였다. 나노 알루미늄 첨가 시료는 순수파라핀 대비 10 wt%, 20 wt%, 30 wt%의 입자 함유비를 갖도록 제작하였으며 마이크로 알루미늄 첨가 시료는 5 wt%, 10 wt%, 15 wt%의 입자 함유비로 제작하였다. 나노 알루미늄 입자의 함유비는 선행 연구[9]를 바탕으로 결정하였으며 마이크로 알루미늄 입자는 경화 과정 중 침전을 고려하여 입자의 최대 함유비를 15 wt%로 제한하였다.

점도 측정용 시료는 일정한 온도로 가열하여 녹인 파라핀에 알루미늄 입자를 첨가 후 혼합하여 제작하였으며, 연소시험에 사용 예정인 고체 연료는 용융상태의 혼합물을 실리콘 몰드에 주입하여 경화하는 과정을 통해 제작하였다. 경화 과정 중, 입자의 침전을 최소화하기 위해 Sasol 0907의 용융점 부근인 80°C에서 교반을 수행하였으며, 더욱 균일한 혼합을 위해 임펠러(impeller)형 혼합기를 사용하여 충분한 시간 동안 교반하였다.

3.2 점도 측정 조건

제작된 파라핀/알루미늄 시료에 대한 유변학적 특성파악을 위한 점도 측정은 TA Instrument사의 회전형 레오미터인 DHR-1을 이용하여 110°C의 온도 조건에서 수행되었으며 높은 점도의 시료에 적합한 cone and plate 타입을 사용하였다. Fig. 2는 회전형 레오미터 종류를 나타내며 자세한 측정 조건은 Table 2와 같다.

4. 실험결과

나노 및 마이크로 알루미늄 입자가 첨가된 파라핀/알루미늄 시료의 최대 전단율 1000 /s에서의 점도 측정 시험 결과는 Table 3과 같다. 이는 고체 연료 표면 위의 액막에 가해지는 산화제 유속의 전단율을 대표하기 위한 차수(order of magnitude)로서 임의로 선정하였다. 순수 파라

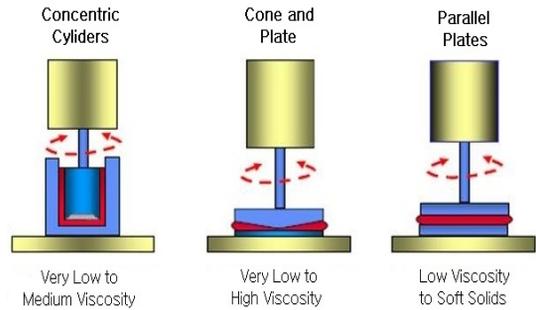


Fig. 2 Types of rotational rheometer[18].

Table 2. Viscosity measurement environment with rotational rheometer.

Measuring Temperature	110°C
Minimum Torque Vibration	10 nN·m
Maximum Torque	150 nN·m
Measuring Geometry	25 mm plate
Measuring Gap	1.0 mm
Shear rate	0.1~1300 /s

핀의 점도는 9.52 mPa·s로서 시료 중 가장 낮은 점도를 갖는 것을 확인할 수 있었으며, 예상대로 알루미늄 입자 함유비가 증가할수록 점도가 증가하는 효과를 나타내었다.

나노 알루미늄 입자가 첨가된 시료는 입자 함유비가 10 wt%, 20 wt%, 30 wt%인 경우, 시료의 점도가 각각 12.04 mPa·s, 29.25 mPa·s, 72.03 mPa·s로 측정되어 순수파라핀 대비 점도가 약 30%, 216%, 682% 증가하였다.

반면, 앞서 언급한 바와 같이 마이크로 알루미늄 입자가 첨가된 시료는 입자 함유비가 5 wt%, 10 wt% 그리고 입자 침전이 발생하기 직전인 15 wt% 까지만 고려하였으며, 시료의 점도는 각각 10.88 mPa·s, 10.55 mPa·s, 13.99 mPa·s로 측정되어 순수파라핀 대비 약 17%, 13%, 51%의 점도증가만을 나타내었다.

Fig. 3은 나노 알루미늄 입자가 첨가된 시료의 점도 측정 결과로서 전단율 변화에 따른 점도의 변화를 나타내고 있다. 함유비 10 wt%의 경우

Table 3. Measured viscosities of samples at the maximum shear rate (1000 /s).

Specimen	Shear rate(/s)	Viscosity(mPa·s)
Pure Paraffin	1000.06	9.52
Nano 10 wt%	1000.05	12.04
Nano 20 wt%	999.84	29.25
Nano 30 wt%	1000.04	72.03
Micro 5 wt%	999.93	10.88
Micro 10 wt%	999.94	10.55
Micro 15 wt%	1000.07	13.99

순수파라핀과 마찬가지로 뉴턴유체의 거동을 보이나, 입자 함유비가 20 wt% 이상인 경우 전단율이 증가함에 따라 점도가 감소하는 전단박화 (shear thinning) 현상을 보이므로 일정량 이상의 나노 알루미늄 입자 첨가는 파라핀/알루미늄 혼합 연료의 비뉴턴 유체(non-newtonian fluid) 거동을 유발하는 것으로 사료된다.

Fig. 4는 마이크로 알루미늄 입자가 첨가된 시료들의 전단을 변화에 따른 점도 측정 결과를 나타내며 나노 알루미늄 입자 첨가 시료들과 마찬가지로 입자 함유비가 가장 큰 시료(15 wt%)가 가장 높은 점도 값을 나타내었으나 비뉴턴 유체의 경향은 발현되지 않았다.

나노 입자가 첨가된 시료와 달리 최대 점도 증가량이 50%(micro 15 wt%) 내외에 불과해 216%(nano 20 wt%) 또는 682%(nano 30 wt%) 점도 증가를 나타낸 나노 입자 첨가 연료 대비 상대적으로 크게 낮은 점도 상승률이 관찰되었다. 이는 참고문헌[19]과 유사한 패턴으로써, 본 실험의 측정치들이 검증되었음을 알 수 있었다.

시료에 첨가된 알루미늄 입자 크기 변화에 따른 점도 변화 특성을 알아보기 위해 순수파라핀 시료와 나노 및 마이크로 알루미늄 입자 함유비가 10 wt%로 같은 시료들의 점도 측정결과를 Fig. 5에 나타내었다.

전단을 40 /s 이후 측정된 10 wt% 시료의 점도 값 차이가 본 연구의 전체 측정치 대비 대체로 유사한 값을 나타냄을 알 수 있었으며 이는 함유비 10 wt% 근방을 기준으로 점도가 입자크

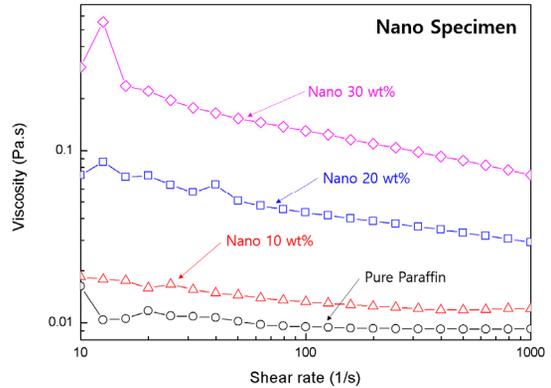


Fig. 3 Shear rate-viscosity graph of nano aluminized paraffin samples.

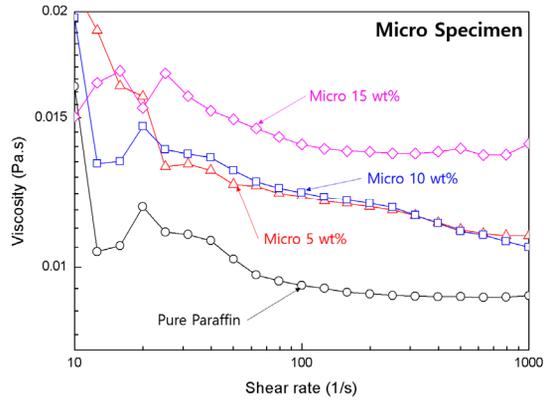


Fig. 4 Shear rate-viscosity graph of micro aluminized paraffin specimens.

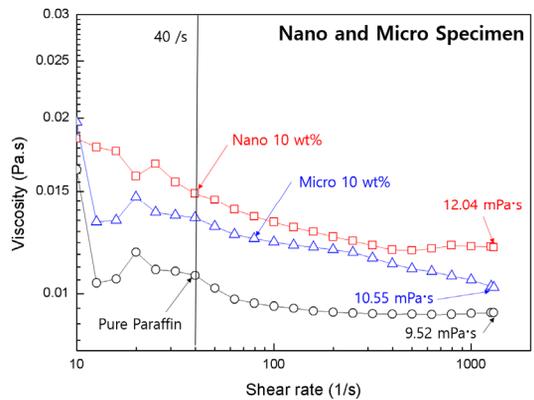


Fig. 5 Viscosity comparison of pure, nano 10 wt% and micro 10 wt% aluminized paraffin specimens.

기에 민감하게 반응하는 경계임을 암시한다. Table 3, Fig. 4, Fig. 5에 나타나 있는 나노 10 wt%, 마이크로 5 wt%, 마이크로 10 wt% 간의 변화폭이 14%(@ 1000 /s) 내외임을 통해 즉, 타 함유비 대비 변화폭이 상대적으로 작은 것을 통해 위와 같이 판단하였다.

Fig. 6은 보다 정량적인 평가를 위해 10 wt% 입자 함유비를 갖는 두 시료의 점도 차이를 나노 알루미늄 입자 시료 기준 백분율로 나타낸 것이다. 초기 측정구간에 해당되는 30 /s 이하의 전단율 구간을 제외하면 나노 알루미늄 첨가 시료의 점도가 마이크로 알루미늄 첨가 시료와 비교해 약 5%에서 15% 내외로 높은 값을 나타내는 것을 확인할 수 있으며 Table 3으로부터 도출된 14% 변화폭과 유사함을 알 수 있다. 이를 토대로 알루미늄 입자의 함유비 10 wt%를 경계로 점도 증가율 패턴이 구분되는 것으로 판단된다.

이는 입자가 첨가된 뉴턴 유체의 경우 유변학적 특성에 지배적인 영향을 미치는 것은 첨가된 입자의 부피의 비이며 입자의 크기가 미치는 영향은 상대적으로 미비하다는 기존 연구 내용과 부합한다[20]. 본 연구의 나노 및 마이크로 10 wt%에 해당하는 파라핀/알루미늄 혼합시료의 부피의 비는 $\phi = 0.038$ 로서 semi-dilute regime ($\phi \leq 0.25$)에 해당되는 뉴턴유체 경향과도 일치함을 알 수 있다.

Fig. 7은 연소실험을 통해 현재까지 확보된 나노 5 wt% 및 마이크로 5 wt% 파라핀/알루미늄 혼합 연료들의 총 후퇴율 변화를 산화제 유속에 대해 나타낸 결과이다. 높은 알루미늄 함유비 (15 wt% 이상)에 대한 연소실험 결과 부재로 인해 우선 5 wt% 결과만을 도식화하였다.

마이크로 크기 첨가 연료의 상대적으로 높은 (순수파라핀 연료 대비) 총 후퇴율은 마이크로 알루미늄에 의해 기화 후퇴율이 증가한 것으로 사료된다. 반면, 나노 첨가 연료의 총 후퇴율이 순수파라핀의 총 후퇴율 보다 낮은 것은 순수파라핀의 점도보다 나노 첨가 연료의 점도가 높기 때문에 순수파라핀의 유입 후퇴율 대비 나노 첨가 연료의 낮아진 유입 후퇴율에 기인한다고 판

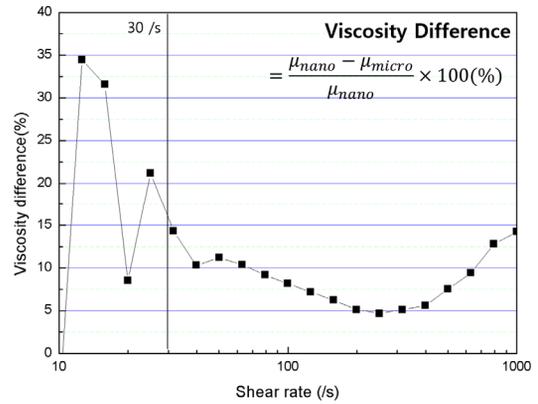


Fig. 6 Viscosity difference of nano and micro aluminized paraffin specimens.

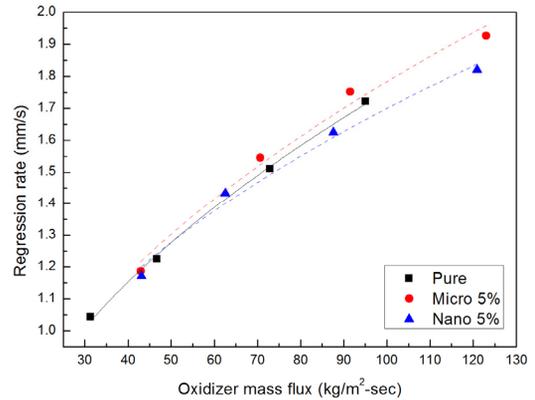


Fig. 7 Comparison of overall regression rate with oxidizer mass flux.

단된다. 나노 입자 연소가 일부 발현되었다 해도 나노 첨가 연료의 기화 후퇴율이 마이크로 첨가 연료 기화 후퇴율보다 낮기에 나노 입자 연소에 의한 영향은 미미한 것으로 사료된다. 이는 Fig. 3과 Fig. 4의 입자 함유비 10 wt% 이하 시료들의 점도값 차이가 크지 않아 나노 및 마이크로 입자 첨가시의 유입 후퇴율들 간 차이가 크지 않다고 가정을 했을 경우에 해당된다. 따라서 나노 크기 입자를 10 wt% 이상으로 과다하게 첨가할 경우 높은 점도로 인한 유입 후퇴율의 큰 감소를 유발시켜 총 후퇴율을 크게 저하시킬 수 있다. 이와 대비해 마이크로 크기 입자를 과다하게 첨가할 경우에는 마이크로 알루미늄에 의한 기화 후퇴율의 증가와 유입 후퇴율의 감소,

두 현상에 의해 총 후퇴율이 결정될 것으로 사료된다.

이 모든 각론에 대한 검증은 높은 알루미늄 함유비(15 wt% 이상) 연료에 대한 후퇴율 실험 진행 후 밝혀질 것으로 관측된다.

5. 결 론

본 연구에서는 하이브리드 추진시스템용 파라핀/알루미늄 혼합 연료의 알루미늄 입자 크기 변화 및 함유비 변화에 따른 유변학적 특성과 아울러 점도 측정 측정실험을 수행하였다.

나노 알루미늄 입자를 첨가한 시료는 입자의 함유비가 10 wt%, 20 wt%, 30wt%일 때 점도가 순수 파라핀 대비 30%, 216%, 682% 증가하여 나노 알루미늄 함유비 증가에 따른 점도 증가폭이 높은 것을 확인할 수 있었다. 또한, 함유비가 20 wt% 이상인 경우 전단박화 현상이 발생함을 확인하였으며, 이를 토대로 나노 알루미늄이 일정량 이상 첨가된 경우 파라핀/알루미늄 혼합 연료를 비뉴턴 유체로 고려해야 할 것으로 판단된다. 마이크로 알루미늄 입자를 혼합한 시료는 입자의 함유비가 5 wt%, 10 wt%, 15 wt%일 때 점도가 순수파라핀 대비 17%, 13%, 51% 정도 증가하여 나노 입자 첨가 대비 증가폭이 미미하였다. 또한, 10 wt%로 동일한 입자 함유비를 갖는 시료는 입자의 크기에 관계없이 유사한 값을 나타내었으며 10 wt%를 경계로 입자 첨가에 따른 점도 변화 패턴이 구분되는 것을 확인하였다. 이러한 점도측정 결과는 선행 연구들과 일치하는 양상을 보였으며 이를 통해 실험의 측정값이 신뢰할 수 있는 결과임을 알 수 있다.

알루미늄 입자 첨가에 의한 연료의 점도 변화가 연료의 유입 후퇴율 및 총 후퇴율에 미치는 영향을 파악하기 위해 기 수행된 연소시험 결과와 비교하였다. 점도 측정결과와 연소시험 결과의 연관성을 확인할 수 있었으나, 보다 분명한 결론 도출을 위해서는 15 wt% 이상의 높은 알루미늄 입자가 함유된 연료에 대한 연소시험 결과가 요구된다.

추후, 마이크로 알루미늄 입자 침전을 최소화할 수 있는 방안을 마련하여, 나노 알루미늄 첨가 시료와 동일한 함유비를 갖는 마이크로 알루미늄 첨가 시료를 제작하여 점도 측정을 통해 첨가된 입자의 크기에 따른 점도 변화를 명확히 파악할 계획이다. 더불어, 높은 입자 함유비를 갖는 연료에 대한 연소시험을 수행하여 알루미늄 입자 첨가가 연료의 유입 후퇴율 및 총 후퇴율에 미치는 영향을 분석할 예정이다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원 (과제 번호: UD150033GD)을 받아 수행된 연구로서 지원에 감사드립니다.

References

1. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 8th edition, John Wiley and Sons Inc., Hoboken, N.J., U.S.A., Ch. 16, 2010.
2. Humble, R.W. and Henry, W.L., *Space Propulsion Analysis and Design*, 1st edition, McGraw-Hill, Ashland, O.R., U.S.A., Ch. 7, 1995.
3. Kim, S.J., Lee, J.P., Moon, H.J., Kim, J.K., Sung, H.G. and Kwon, O.C., "Regression Characteristics of the Cylindrical Multiport Grain in Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 3, pp. 573-581, 2013.
4. Ryu, S.H., Oh, J.S., Moon, K.H., Kim, H.C., Moon, H.J. and Kim, J.K., "Effect of Diaphragm Thickness on Regression Rate Improvement in Hybrid Rocket Motor," *The Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 23, No. 4, pp. 1-5, 2015.
5. Cantwell, B., Karabeyoglu, A. and Altman,

- D., "Recent Advances in Hybrid Propulsion," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 9, No. 4, pp. 305-326, 2010.
6. Lee, J.P., Kim, S.J., Kim, J.K. and Moon, H.J., "Mass Transfer Number Sensitivity on the Fuel Burning Rate in Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 4, pp. 1041-1050, 2015.
 7. Karabeyoglu, M.A., Altman, D. and Cantwell, B.J., "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, pp. 610-620, 2002.
 8. Kim, S.J., Moon, H.J. and Kim, J.K., "Evaluation of Paraffin-Polyethylene Blends as Novel Solid Fuel for Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 6, pp. 1750-1760, 2015.
 9. Larson, D.B., "Formulation and Characterization of Paraffin-Based Solid Fuels Containing Novel Additives for Use in Hybrid Rocket Motors," Master's Dissertation, Department of Mechanical and Nuclear Engineering, Pennsylvania University, Philadelphia, P.A., U.S.A., 2012.
 10. Arnold, D.M., "Formulation and Characterization of Paraffin-Based Solid Fuels Containing Swirl Inducing Grain Geometry and/or Energetic Additives," Master's Dissertation, Department of Mechanical and Nuclear Engineering, Pennsylvania University, Philadelphia, P.A., U.S.A., 2012.
 11. Larson, B.D., Boyer, E., Wachs, T., Kuo, K. K., DeSain, J.D., Curtiss, T.J. and Brady, B.B., "Characterization of the Performance of Paraffin/ LiAlH_4 solid fuels in a Hybrid Rocket System," *Joint Propulsion Conferences, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2011-5822, Jul. 2011.
 12. Booiocchi, M., Paravan, C., Dossi, S., Maggi, F., Colombo, G. and Galfetti, L., "Paraffin-based Fuels and Energetic Additives for Hybrid Rocket Propulsion," *AIAA Propulsion and Energy Forum, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2015-4042, 2015.
 13. Kim, S.J., Moon, H.J. and Kim, J.K., "Thermal Characterizations of The Paraffin Wax/Low Density Polyethylene Blends as a Solid Fuel," *Thermochimica Acta*, Vol. 613, No. 10, pp. 9-16, Aug. 2015.
 14. Galfetti, L., Merotto, L., Booiocchi, M., Maggi, F. and De Luca, L.T., "Ballistic and Rheological Characterization of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion," *Joint Propulsion Conferences, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2011-5680, 2011.
 15. Kobald, M., Toson E., Ciezki H., Schlechtriem, S., Beatta, Coppola, S.M. and De Luca, L.T., "Rheological, Optical and Ballistic Investigations of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion Using a 2D Slab-Burner," *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 8, pp. 263-282, 2016
 16. Gater, R.A. and L'Ecuyer, M.R.L., "A Fundamental Investigation of the Phenomena that Characterize Liquid Film Cooling," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 13, No. 12, pp. 1925-1939, 1970.
 17. Nigmatulin, R., Nigmatulin, B., Khodzaev, Y.A. and Kroshilin, V., "Entrainment and Deposition Rates in a Dispersed-Film Flow," *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 22, No. 1, pp. 19-30, 1996.
 18. "Cone and Plate Type Rotational Rheometer," retrieved 10 Nov. 2017 from

- <http://polymerinnovationblog.com/rheology-thermosets-part-2-rheometers>.
19. Dermanci, O. and Karabeyoglu, A., "Effect of Nano particle Addition on the Regression Rate of Liquefying Fuels," Propulsion and Energy Forum, *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, F.L., U.S.A, AIAA 2015-4139, 2015.
20. Mueller, S., Llewelin, E.W. and Mader, H.M., "The Rheology of Suspensions of Solid Particles," *The Royal Society*, Vol. 466, No. 2116, pp. 1201-1228, 2010.

다단 축류 터빈에서의 초킹 영역 탈설계 성능 해석을 위한 평균반경 해석법

김상조^{a,*}

Meanline Analysis Method for Performance Analysis of a Multi-stage Axial Turbine in Choking Region

Sangjo Kim^{a,*}

^aGas Turbine System Integration Team, Doosan Heavy Industries and Construction Co., Ltd., Korea

*Corresponding author. E-mail: sangjoemail@gmail.com

ABSTRACT

In general, the choking phenomenon occurs due to the flow acceleration of a turbine under high pressure-ratio. During choking, the total pressure ratio increases without any variation in the mass flow rate. It is difficult to predict choking characteristics by using conventional meanline analysis, which utilizes mass flow inlet boundary condition. In this study, an algorithm for predicting the choking point is developed to solve this problem. In addition, a performance estimation algorithm is presented to estimate the performance after choking, based on the flow behavior of flow expansion at the choked nozzle or rotor. The analysis results are compared with 3D CFD analysis and experimental data to validate this method.

초 록

일반적으로 다단 축류 터빈은 높은 팽창비에서 유동 가속으로 인하여 특정 단에서 초킹 현상이 발생하게 된다. 입구 유량 경계조건을 사용하는 일반적인 평균반경해석법을 사용하는 경우 유량 변화 없이 팽창비만 증가하게 되는 초킹 현상을 예측하는데 한계가 있다. 본 연구에서는 이러한 문제점을 해결하기 위해 초킹 영역에서의 성능을 예측하는 알고리즘을 제안하였다. 초킹 지점 이후에는 초킹이 발생하는 노즐 혹은 로터 출구 유동이 팽창하는 특성을 반영하여 고정된 유량 조건에서 팽창비가 변할 수 있도록 알고리즘을 구성하였다. 계산된 결과를 다단 축류 터빈 전산해석 결과 및 실험결과와 비교하여 신뢰성을 확인하였다.

Key Words: Multi-stage(다단), Axial Turbine(축류 터빈), Choking(초킹), Meanline Analysis(평균반경 해석법), Off-design Performance(탈설계 성능)

Received 3 June 2017 / Revised 18 August 2017 / Accepted 22 August 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2017년도 춘계학술대회(2017. 5. 31-6. 2, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

c_p : Specific heat

\dot{m} : Mass flow rate

- n : Number of iteration
 M_a : Absolute Mach number
 M_r : Relative Mach number
 M_m : Mach number for Axial direction
 P_0 : Total pressure
 P : Static pressure
 ER : Expansion ratio
 T_0 : Total temperature
 U : Rotating speed
 V_w : Tangential velocity
 Y_t : Total loss coefficient
 α : Absolute flow angle
 β : Relative flow angle

1. 서 론

일반적으로 다단 축류 터빈은 하나의 독립된 구성품으로 구동되는 경우보다 압축기, 연소기, 터빈으로 구성된 가스터빈과 같이 하나의 시스템으로 운용되는 경우가 대부분이다. 가스터빈 시스템 성능 해석을 위해서는 구성품의 대표 성능 지표인 유량, 팽창비, 효율 등이 필요하다. 특히 설계점 이외인 탈설계 지점에서의 성능 해석을 위해서는 구성품의 대표 성능을 나타낼 수 있는 상관식이나 성능 선도가 필수적으로 요구된다.

가스터빈의 성능 선도를 도출하는 방법에는 크게 세 가지로 나뉜다. 첫 번째로는 기존의 유사한 성능 맵의 설계 지점과 적용하고자 하는 가스터빈 설계점과의 비를 이용하여 나머지 지점의 값들을 축척(*scaling*)하는 방법이 있다[1]. 두 번째로는 형상 정보를 바탕으로 수치적 방법을 이용하여 설계점 및 탈설계 지점에서의 구성품 성능을 예측하는 방법이 있다[2]. 마지막으로 시험을 통해 설계된 구성품의 성능 선도를 도출할 수 있다. 첫 번째 방법인 축척의 경우에는 설계하고자 하는 가스터빈과 축척에 사용되는 구성품의 운용 조건이 유사한 경우 정확도가 높다. 하지만 구성품의 성능 특성은 엔진 회사의 고유한 자산이기 때문에 일반적으로 공개된 데

이터를 찾기 어렵다. 세 번째 방법인 설계된 형상을 구성품 시험을 통해 도출하는 방법이 가장 정확한 성능 선도 도출 방법이지만, 설계 과정에서 도출하기 어렵고 비용이 많이 든다는 단점이 있다. 이러한 이유로 수치적인 방법을 이용하여 성능 선도를 도출하는 것이 가스터빈 설계 과정에서 일반적인 방법이다.

수치해석적인 방법에도 1차원 평균반경(meanline analysis) 해석법, 2차원 관통 유동 해석법(through flow analysis), 그리고 Navier-Stokes 방정식을 이용한 3차원 해석법이 있다. 1차원 평균반경 해석법의 경우, 상대적으로 적은 계산 시간과 경험식을 적용하여 예측 정확도를 높일 수 있다는 장점이 있기 때문에 설계 과정에서 탈설계점 성능 선도를 도출하는데 많이 사용된다. 일반적인 터빈의 경우 높은 팽창비 영역에서 유동 가속으로 인하여 노즐 혹은 로터 목에서 마하수 1.0이 되는 초킹(choking) 현상이 발생한다. 초킹이 발생한 이후에는 유량의 변화 없이 팽창비만 증가하는 특성을 가지게 된다. 이러한 터빈 초킹 특성을 정확하게 예측하는 것이 탈설계점 성능 선도를 생성하는데 매우 중요하다. Glassman[3]은 축류 터빈 설계 프로그램을 개발하였다. 설계 과정중에 발생하는 초킹 지점을 정의하기 위해 유량과 평균반경 속도의 변화 비율을 이용하였다. 이 비율이 4배가 되면 초킹이 된 것으로 판단하고 설계 인자가 변하도록 프로그래밍하였다. Flagg[4]는 특정 지점의 전압과 정압의 비율이 지정된 한계치를 넘는 경우를 초킹 지점으로 판별하였다. Glassman[5]은 축류 터빈 탈설계 성능해석을 위한 프로그램을 개발하였으며, Flagg[4]가 적용한 방법을 이용하여 초킹 여부를 판별하였다. 초킹 지점 이후의 터빈 손실을 팽창비에 따라 감소하는 것으로 가정하고 효율을 계산하였다. Chen[6]은 Glassman[5]이 개발한 프로그램을 터빈 출구 안내익을 포함한 성능해석이 가능하도록 개선하는 연구를 수행하였다. 높은 부하를 가지는 4.5단과 3.5단 축류 터빈에 대한 검증을 수행하였다. Hendricks[7]는 단순한 터빈 성능 선도를 사용하지 않고 1차원 터빈 성능해석 프로그램을 사이클 프로그램과 연계하여 가스터

빈의 탈설계 성능 해석이 가능하도록 하는 연구를 수행하였다. 일반적으로 가스터빈 탈설계점 성능해석은 엔진 유량, 회전 수, 터빈 팽창비 등과 같은 여러 가지의 변수와 이에 상응하는 관계식을 수치적인 방법을 통해 찾는 방식으로 진행된다[8]. 터빈에서의 팽창비 또한 가스터빈 탈설계 해를 찾기 위해 사용 되는 대표 변수이다. 터빈 프로그램을 사이클 해석 프로그램과 연계하여 해를 찾기 위해서는 초킹 영역에서의 터빈 성능을 예측하는 방법이 입구 유량을 바탕으로 하는 것이 아니라 입-출구 팽창비 바탕으로 해야 한다는 것을 의미한다. 입구 유량을 바탕으로 성능을 도출할 경우, 초킹영역과 같은 유량에 따른 팽창비 변화가 적은 곳에서는 해를 찾기 어렵기 때문이다. 이를 위해 Hendricks[7]는 터빈의 입구 조건으로는 전압력을, 출구 조건으로는 정압력을 사용하여 성능을 예측할 수 있도록 프로그램을 구성하였다. 설계과정에서 입구 전압과 목에서 마하수가 1.0이 되는 경우의 정압비를 한계 팽창비로 정의하였다. 설계점에서는 터빈 입구 전압과 출구의 정압 비율이 한계 팽창비를 넘는 경우를 초킹 지점으로 판별하였다. 탈설계점에서는 설계점에서 지정된 노즐 혹은 블레이드 목에서의 초킹 유량보다 큰 경우 초킹이라고 판별하였다. 하지만 이러한 경우에는 독립적인 터빈 탈설계 프로그램에서 적용하기 어렵다는 단점이 있다.

본 연구에서는 축류 터빈 탈설계 영역 성능해석을 위해 노즐 혹은 로터 출구 마하수를 바탕으로 초킹 지점을 예측할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 또한 초킹 이후의 영역에서는 유동이 팽창하는 현상을 반영하여 성능을 계산할 수 있도록 하였다. 유로내에 발생하는 손실들을 예측하기 위해 형상 손실 (profile loss), 이차 유동에 의한 손실 (secondary loss), 충격파에 의한 손실 (shock loss), 뒷전에서의 손실 (trailing edge loss), 팁 간극에 의한 손실 (tip clearance loss) 모델들을 고려하였다. 본 연구에서는 Tournier and El-Genk[9]의 연구에서 적용 및 검증된 손실 모델들을 사용하였다. 또한 구성된 모델을 3차원 전산해석 결과 및 시험 결과와 비교하여 검증을 수행하였다.

2. 터빈 해석 방법

2.1 1차원 평균 반경 해석법

1차원 평균 반경 해석법은 압축기와 터빈과 같은 터보기계의 설계초기 단계에서 유용하게 사용된다. 이러한 방법을 이용한 해석법의 장점은 3차원 해석법과 비교하여 상대적으로 적은 계산 시간으로 단단 및 다단을 가지는 터보기계에 대한 다양한 조건에서의 성능을 계산할 수 있다는 것이다.

1차원 평균 반경 해석법은 중간 단면에서의 성능이 노즐과 로터 높이 방향으로의 성능을 대변하는 것으로 가정하고 성능해석을 수행한다. 노즐에서 단열조건이면 출구에서의 전온도는 입구에서의 전온도와 동일하다고 가정할 수 있다. 노즐 출구에서의 전압력은 유로에서 발생하는 전압력 손실로 인하여 줄어들게 되며 이는 손실 모델을 이용하여 계산할 수 있다. 로터에서는 노즐과 같이 단열조건으로 가정하더라도 Fig. 1과 같이 회전성분이 존재하기 때문에 출구에서의 전온도가 입구에 비해서 감소하게 된다. 이는 각 운동량 보존법칙으로 계산할 수 있으며 관계식은 Eq. 1과 같다.

$$\Delta T_0 = (U_3 V_{3w} + U_4 V_{4w}) / c_p \quad (1)$$

노즐 및 로터에서의 전압력 손실은 Eq. 2와 같이 손실 계수 Y_i 를 이용하여 계산할 수 있다.

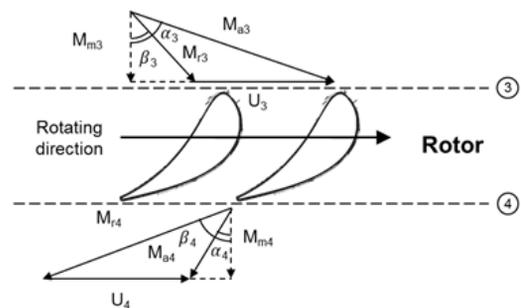


Fig. 1 Velocity diagram for a rotor.

$$Y_t = (P_{01} - P_{02}) / (P_{02} - P_2) \quad (2)$$

터빈의 속도 삼각형을 계산하기 위해서는 노즐 및 로터 입구와 출구에서의 속도 크기, 방향이 필요하게 된다. 이는 각 입-출구 면에 전온도, 전압력, 유량, 유동 각도, 그리고 면적을 통해서 속도 크기와 방향을 계산할 수 있다. 노즐 및 로터 입구 면에서의 초기 마하수를 가정하고 이를 통해서 밀도를 계산한다. 이를 바탕으로 주어진 유량에서의 마하수를 다시 계산하게 되며, 계산된 마하수와 가정된 마하수의 차이가 10^{-4} 이하가 될 때까지 같은 과정을 반복한다.

노즐 및 로터 출구에서의 전압력은 유로에서 발생하는 손실에 의해서 일부 감소하게 되는데 이를 반영하기 위해서 초기에 마하수뿐만 아니라 출구 전압력 또한 가정하여 계산을 수행한다. 초기 가정된 출구 전압력을 이용하는 것 이외에는 마하수를 계산하는데 입구에서와 같은 계산 과정을 거친다. 추가적으로, 가정된 마하수를 계산된 값으로 바꾸는 과정에서 가정된 출구 전압력 또한 손실 계수가 반영된 실제 전압력으로 다시 입력하게 된다.

2.2 손실 모델

터빈 유로내의 전압력 손실을 예측하기 위한 손실모델의 종류에는 여러 가지가 있으며 여러

손실인자들을 고려한 모델들을 중첩하여 전체 손실을 계산하는 방법이 일반적이다. 본 연구에서는 터빈 유로내의 전압력 손실을 예측하기 위해 Tournier and El-Genk[9]이 제안한 손실모델 조합을 적용하였다.

2.3 초킹 이전 영역에서의 성능 해석법

본 연구에서는 터빈 노즐 및 로터에서의 초킹 지점을 판단하기 위한 알고리즘을 제안하였다. 터빈 성능 해석에 사용되는 입력 변수로는 입-출구 팽창비와 형상 변수 및 초기 입구 공기 유량이다. Fig. 2는 개발된 알고리즘을 나타낸 것이다. 우선 초기 입구 공기 유량으로 주어진 형상 변수와 1차원 평균반경 해석법을 이용하여 각 단별 및 전체 단의 성능해석을 수행한다. 이후 노즐 및 로터 출구의 마하수가 1.0보다 작은 경우에는 입구 공기 유량 변화시킨다. 만약 계산된 입-출구 팽창비가 목표값과 같아지는 경우에는 계산을 종료하게 되며, 목표값보다 작은 경우에는 입구 공기 유량을 증가시켜주게 된다. 공기 유량을 증가시켜주는 경우에도 목표 팽창비와 계산된 팽창비와의 차이를 이용하여 다음 입구 공기 유량의 정도를 산정한다. 출구 마하수가 1.0보다 큰 경우에는 초킹이 된 것으로 판단하고 유량을 변화시킨다. 이 때 정확한 초킹 지점을 판단하는 것이 중요하기 때문에 계산된 팽창비

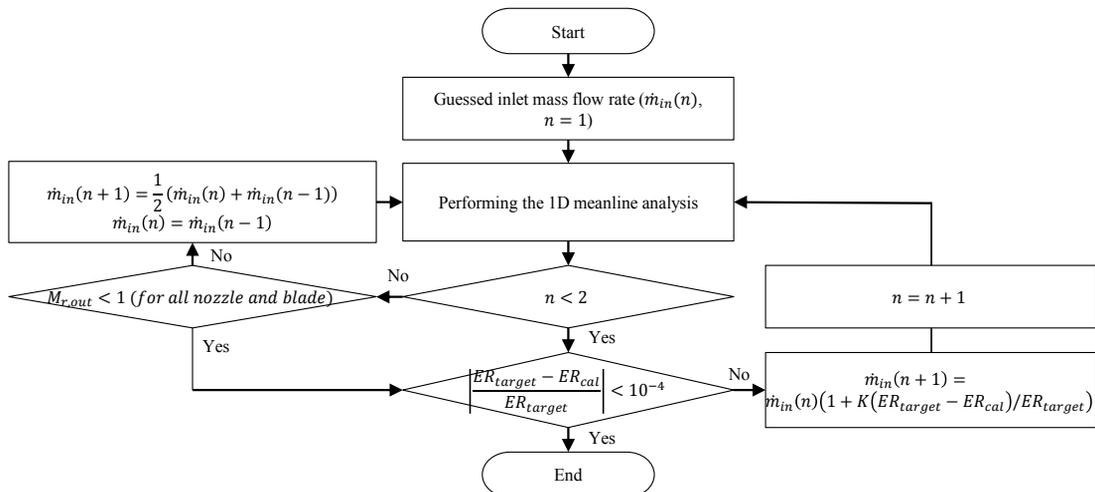


Fig. 2 Algorithm for performance prediction of a turbine in an un-choked condition.

가 목표 팽창비보다 작은 조건에서 반복 계산 과정에서 유량 변화의 정도가 10^{-4} 보다 작은 경우 초킹되는 지점으로 판단하였다. 이러한 방식은 Hendricks[7]의 방식과는 다르게 설계해석 과정 없이 형상 변수만으로 초킹 지점 예측이 가능하다.

2.4 초킹 이후 영역에서의 성능 해석법

초킹 이전 영역에서는 유량이 증가함에 따라 유속이 증가하여 터빈 전체 팽창비가 증가하지만 초킹 이후 조건에서는 이러한 과정을 이용할 수 없다. 일반적으로 특정 노즐 및 로터에서 초킹 되는 경우, 출구 압력이 더 낮아지기 위해서는 유동이 팽창하여 가속되어야 한다[7]. 이러한 특성을 이용하여 본 연구에서는 노즐 및 로터에서 초킹이 되는 경우 출구 유동 각도를 증가시켜 출구 압력이 감소되도록 하였다.

초킹 이후 영역에서의 목표 팽창비를 만족하는 조건을 찾기 위한 알고리즘을 Fig. 3에 나타내었다. 앞서 설명한 초킹 이전 영역 해석법을 통해 도출된 초킹 유량을 이용하여 초킹 이후에서는 유량을 고정하였다. 또한 초킹이라고 판단된 노즐 혹은 로터 출구의 유동 각도를 증가시키게 된다. 만약 계산된 팽창비가 목표 값보다 작은 경우에는 두 차이를 이용하여 다음 계산 과정에서의 유동 각도를 가정하게 된다. 또한 유

동 각도를 증가시키는 과정에서 하류 노즐 및 로터에서의 출구 마하수가 1.0이 넘는 경우, 출구 유동 각도를 변화시키는 지점을 바꾸게 된다. 이는 초킹이 발생하는 노즐 및 로터 상류에서는 입구 조건이 바뀌지 않은 한 유동 조건이 변하지 않기 때문이다.

3. 터빈 해석 결과

3.1 전산해석 결과와의 비교

앞서 설명한 해석법의 검증을 위해 다단 축류 터빈의 3차원 전산해석 결과와 비교하였다. 난류 모델은 k- ω SST이며, 노즐-로터의 경계면은 혼합면 기법(mixing plan)을 적용한 결과이다[10]. 격자 형태 및 전산해석에 대한 세부적인 설명은 박명환[10]의 연구에서 확인할 수 있다. 대상 터빈은 축류 5단 천음속 터빈이며, 각 로터의 Tip clearance는 각각 2% 이다. Fig. 4는 대상 터빈의 개념도와 비교를 위한 지점들을 나타낸 것이다.

Table 1은 3차원 전산해석 및 1차원 평균 반경해석법의 결과를 비교한 것이다. 참고 문헌들을 통해 수집된 경험식의 경우 도출된 형상 및 조건에 따라 정확도가 달라질 수 있다. Petrovic et al.[11]은 손실이 최소가 되는 입사각 및 출구 이탈각(deviation angle)의 경험식에 보정계수를

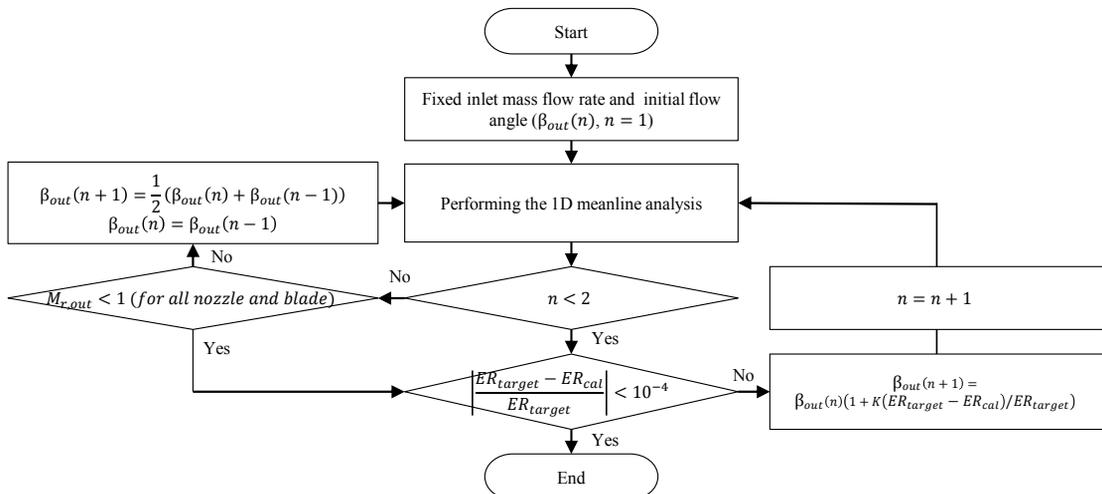


Fig. 3 Algorithm for performance prediction of a turbine in a choked condition.

적용하여 해석 모델에 대한 정확도를 향상시켰다. 본 연구에서는 개발된 초킹 영역에서의 알고리즘을 검증하는 것을 목표로 한다. 이를 위해 주어진 팽창비에서 입구 유량을 노즐 및 로터 출구 이탈각 경험식에 보정 계수를 적용하여 유량을 보정하였다.

Fig. 5는 축방향 위치별 평균 전온도 결과를 비교한 것이다. 9번과 10번 위치에서 1차원 평균반경 해석법이 상대적으로 전온도를 높게 예측하는 결과를 보이지만, 전반적으로 전온도가 축방향으로 감소하는 경향을 잘 예측하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 6은 축방향 위치별 평균 정온도 결과를 나타낸 것이다. 1차원 평균 반경 해석법의 경우 중간 단면에서의 속도 성분이 높이 방향으로의 분포를 대변한다는 가정으로부터 도출된다. 하지만 3차원 전산해석의 경우 높이 방향으로의 속도 분포를 해석하기 때문에 두 결과가 일부 차

이나는 것으로 판단된다. 또한 벽면에서의 경계층 발달로 인한 실제 유로 면적 감소 효과 및 복잡한 3차원 유동 현상으로 1차원 평균반경 해석법과 3차원 전산해석 결과와의 차이가 발생할 수 있다. 하지만 1차원 평균반경 해석법이 전반적으로 3차원 전산해석 결과의 경향을 잘 예측하는 것을 확인하였다. Fig. 7과 8은 전압 및 정압결과를 비교한 것이다. 앞서 설명한 온도 결과와 마찬가지로 전반적으로 압력이 축방향으로 감소하는 경향을 잘 예측하는 것을 볼 수 있다.

Table 2는 전압력 및 전온도 결과를 정량적으로 비교한 결과이다. 터빈 마지막 단 노즐 출구에서의 가장 큰 전압력 차이, 마지막 단 노즐 입구에서 가장 큰 전온도 차이를 보였다. 결과적으로 1차원 평균반경 해석법이 3차원 전산해석 결과와 비교하여 전압력과 전온도를 각각 최대 3.89% 및 2.23% 높게 예측하였다.

Fig. 9는 중간단면에서의 절대 마하수 분포를

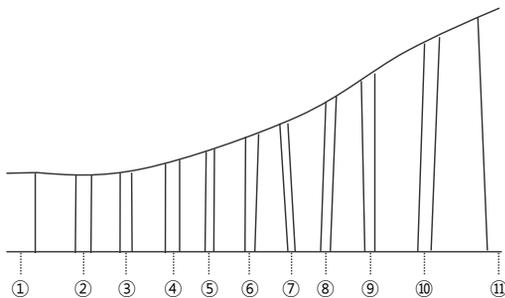


Fig. 4 Schematics of a 5-stage axial turbine.

Table 1. Results comparison for a 5-stage axial turbine.

	3D CFD	1D meanline	Diff. (%)
Mass flow rate	311.877	311.1828	-0.22%
ER	11.9351	11.9351	0.00%
Eff	0.9113	0.9364	2.76%

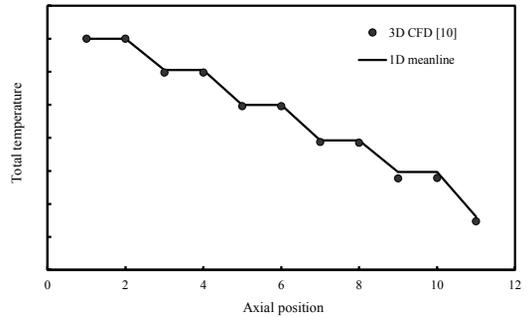


Fig. 5 Total temperature distribution for a 5-stage axial turbine.

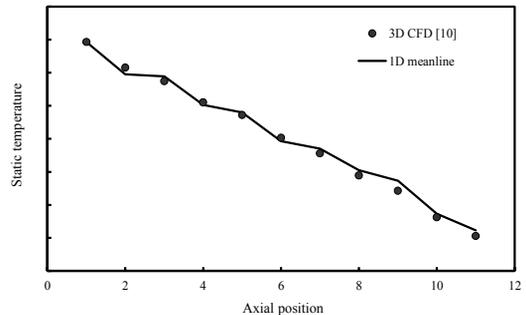


Fig. 6 Static temperature distribution for a 5-stage axial turbine.

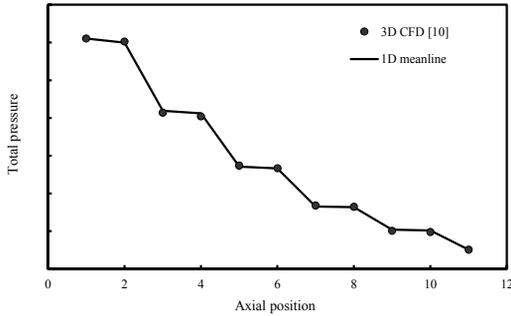


Fig. 7 Total pressure distribution for a 5-stage axial turbine.

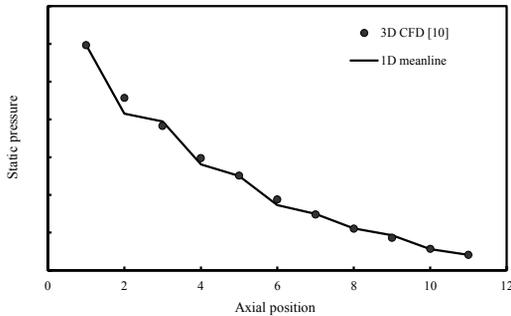


Fig. 8 Static pressure distribution for a 5-stage axial turbine.

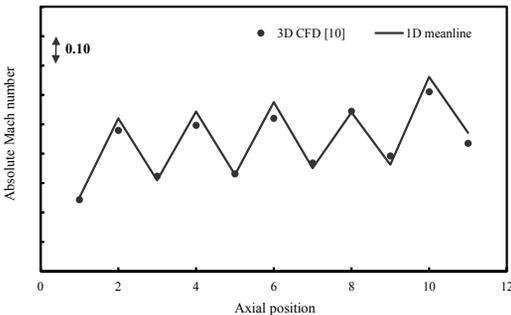


Fig. 9 Absolute Mach number distribution for a 5-stage axial turbine.

비교한 결과이다. 노즐에서 가속이 되고 로터에서 팽창이 되는 결과를 확인할 수 있다. 노즐 출구 및 로터 입구에서 1차원 평균 반경해석법이 3차원 전산해석 결과와 비교하여 비교적 높은 마하수를 보인다. 이는 앞서 언급한 3차원 유동 및 손실 모델에 의한 영향인 것으로 판단된다. 또한 마지막단 노즐에서 초킹이 되어 출구 마하

Table 2. Results comparison of total pressure and total temperature for a 5-stage axial turbine.

Axial position	Total pressure difference*	Total temperature difference*
1	0.00%	0.00%
2	-0.48%	0.00%
3	1.15%	0.64%
4	1.97%	0.63%
5	-1.06%	0.39%
6	-0.17%	0.36%
7	-1.78%	0.53%
8	-0.78%	0.75%
9	3.04%	2.23%
10	3.89%	2.11%
11	0.00%	1.89%

$$*difference(\%) = \frac{3Dresult - 1Dresult}{3Dresult} \times 100(\%)$$

수가 높게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

3.2 실험 결과와의 비교

Fig. 10은 결과 비교를 위한 4단 축류 터빈의 개념도를 나타낸 것이다. 이 터빈의 경우 노즐 및 로터의 50% 높이 지점의 위치가 흐름 방향으로 변하지 않는 특징을 가진다. 대상 터빈에 대한 설계 및 실험 결과는 Evans and Hill[12]과 Walker and Tomas[13]의 연구에 각각 나타나있다.

Fig. 11은 팽창비에 따른 보정 질량 유량 (equivalent mass flow rate) 결과를 회전 수 별로 나타낸 것이다. 결과적으로 1차원 평균 반경해석법 및 본 연구에서 제안한 알고리즘을 적용할 경우 초킹 지점 및 경향을 잘 예측하는 것을 확인할 수 있다. 120% 회전수 실험 결과의 경우, 높은 팽창비에서 유량이 일부 증가되는 것을 볼 수 있는데 이는 손실이 최소가 되는 입사각 및 출구 이탈각이 초킹된 이후 조건에서 유동 팽창에 영향을 받기 때문으로 보이며, 추가적인 경험식 개선이 필요할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 다단 축류 터빈의 초킹 지점

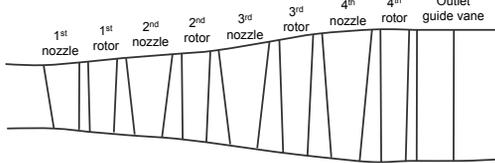


Fig. 10 Schematics of a 4-stage axial turbine.

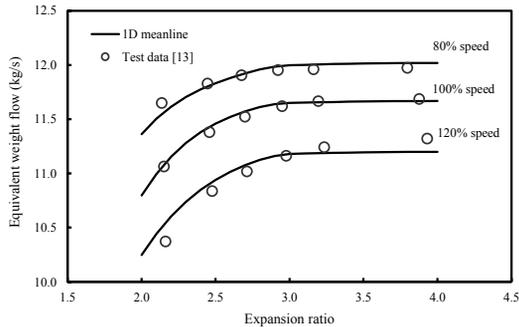


Fig. 11 Equivalent weight flow with expansion ratio for a 4-stage axial turbine.

및 초킹 이후 성능을 평균반경해석법을 이용하여 예측할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 형상 정보 및 입-출구 팽창비를 입력하여 계산이 수행 되도록 구성하였다. 초킹 이전 영역에서는 목표 팽창비를 만족하기 위한 유량 조건을 찾게 되며, 계산된 노즐 및 로터 출구 마하수를 이용하여 초킹 여부를 판별하도록 하였다. 초킹 이후 지점에서는 유량을 고정하고 초킹 이후 유동이 팽창되는 물리 현상을 반영하여 목표 팽창비를 찾을 수 있도록 하였다. 이렇게 구성된 알고리즘을 평균반경 해석법에 적용하였으며, 3차원 전산해석 결과 및 실험결과와의 비교를 통해 신뢰성을 확인하였다. 결과적으로 단별 성능 및 팽창비에 따른 입구 유량의 경향을 잘 예측하는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부(MOTIE)와 한국에너지기술연구원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구 과제입니다. (No. 2013101010170A)

References

1. Kong, C., Ki, J. and Kang, M., "A New Scaling Method for Component Maps of Gas Turbine Using System Identification," *Journal of Engineering Gas Turbines Power*, Vol. 125, No. 4, pp. 979-985, 2003.
2. Steinke, R.J., "A Computer Code for Predicting Multistage Axial-Flow Compressor Performance by a Meanline Stage-Stacking Method," NASA TM-2020, 1982.
3. Glassman, A.J., "Users Manual and Modeling Improvements for Axial Turbine Design and Performance Computer Code TD2-2," NASA CR-189118, 1992.
4. Flag, E.E., "Analytical Procedure and Computer Program for Determining the Off-Design Performance of Axial Flow Turbines," NASA CR-710, 1967.
5. Glassman, A.J., "Modeling Improvements and Users Manual for Axial-Flow Turbine Off-Design Computer Code AXOD," NASA CR-195370, 1994.
6. Chen, S.S., "Capability Extension to the Turbine Off-Design Computer Program AXOD With Applications to the Highly Loaded Fan-Drive Turbines," NASA TM-2011-217129, 2011.
7. Hendricks, E.S., "Meanline Analysis of Turbines with Choked Flow in the Object-Oriented Turbomachinery Analysis Code," *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2016-0119, Jan. 2016.
8. Sellers, J.F. and Daniele, C.J., "DYNGEN: A program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines," NASA TN-7901, 1975.
9. Tournier, J.M. and El-Genk, M.S., "Axial Flow, Multi-Stage Turbine and Compressor

- Models," *Energy Conversion and Management*, Vol. 51, No. 1, pp. 16-29, 2010.
10. Bang, M.H., "Effect of combustor exit flow and endwall leakage flow on a multi-stage turbine system," Ms degree, School of Mechanical Engineering, Pusan National University, Pusan, Korea, 2015.
 11. Petrovic, M.V., Wiedermann, A. and Banjac, M.B., "Development and Validation of a New Universal Through Flow Method for Axial Compressors," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2009*, Orlando, F.L., U.S.A., GT 2009-59938, Jun. 2009.
 12. Evans, D.C. and Hill, J.M., "Experimental Investigation of a 4.5-stage Turbine with Very High Stage Loading Factor I - Turbine Design," NASA CR-2140, 1973.
 13. Walket, N.D. and Tbomas, M.W., "Experimental Investigation of a 4.5-stage Turbine with Very High Stage Loading Factor II - Turbine Performance," NASA CR-2363, 1974.

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.029>

5 N 급 ADN 기반 단일추진제 추력기 예비 연소 시험

Maxime Monette^a · 백승관^a · 김주원^a · 정연수^a · 김우람^b · 조영민^b · 이재완^c · 권세진^{a,*}

5 N Scale Preliminary Thruster Test with an ADN-based Monopropellant

Maxime Monette^a · Seungkwan Baek^a · Juwon Kim^a · Yeon Soo Jung^a · Wooram Kim^b ·
Youngmin Jo^b · Jaewan Lee^c · Sejin Kwon^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

^bDepartment of Applied Environmental Science, Kyunghee University, Korea

^cResearch and Development team, Space Solutions Co., Ltd., Korea

*Corresponding author. E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

ABSTRACT

This paper reports the preliminary firing test performed with an ADN-based monopropellant using a 5 N scale thruster. ADN-based propellant and catalyst was fabricated and catalytic combustion of propellant was characterized by DSC-TG analysis. Although an explosion in the catalyst bed was occurred, high temperature in the catalyst bed obtained and demonstrated catalytic combustion of the propellant. Preliminary test results motivates the research for catalysts with better thermal stability.

초 록

5 N 급 단일추진제 추력기를 이용하여 ADN 기반 고성능 친환경 단일추진제의 연소 시험을 수행했다. ADN 기반 추진제 및 촉매의 제작을 진행했으며, DSC-TG 분석을 통한 검증을 진행했다. 연소 시험 시 촉매 반응기 내에서 작은 규모의 연소 불안정 현상이 발생했지만, 촉매 반응기 전단에서의 높은 온도를 관찰하여 제작된 추진제의 촉매 연소가 발생했음을 파악했다. 향후 보다 높은 열적 안정성을 확보하기 위해 추진제의 높은 단열 분해 온도를 견딜 수 있는 촉매의 개발을 수행하고 이를 적용할 예정이다.

Key Words: Ammonium Dinitramide(암모늄 디나이트라마이드), Catalytic Ignition(촉매 점화), Monopropellant Thruster(단일추진제 추력기), Lanthanum Hexaaluminate(란타넘 헥사알루미늄이트)

ADN : Ammonium Dinitramide
 BET : Brunauer-Emmett-Teller
 DSC-TGA: Differential Scanning Calorimeter -
 Thermogravimetric Analysis
 EDS : Energy Dispersive Spectroscopy
 HAN : Hydroxylammnoium Nitrate
 Isp : Specific impulse
 LHA : Lanthanum Hexaaluminate
 SEM : Scanning Electron Microscopy
 ρ : Density

1. Introduction

ADN-based propellants currently represent the most developed green alternative to supplant carcinogenic hydrazine in liquid monopropellant thrusters. In addition to increased safety and cost reduction in handling and storage, LMP-103S, an ADN-based propellant developed by ECAPS in Sweden, shows superior performance compared to hydrazine. With a density-specific impulse of up to 30% higher, the ADN-based propellant could allow an increase in the payload for NASA LEO and GEO satellite missions of up to 250 kg[1, 2]. In 2009, attitude control on board PRISMA satellite was also successfully carried out by two ADN-based 1N monopropellant thrusters[3]. In the patent literature, catalytic decomposition and combustion is obtained using a pelletized catalyst bed consisting of LHA pellets prepared by sol-gel with the active phase being either Iridium or Platinum/Rhodium. Without specific details about the catalytic performance, it is stated that the adiabatic decomposition temperature is obtained in the chamber with a preheating temperature of 300 °C [4]. On the other hand, independent

researchers led by Batonneau and Kappenstein, prior to and throughout the 7th Framework Program (FP7), have studied the decomposition of aqueous ADN as well as another ADN-based propellant, FLP-106, using Platinum and Copper as bimetallic catalyst and silicon-doped alumina supports prepared by sol-gel; Silicon showed greatest thermal stability compared to other doping agents at a calcination temperature of 1200 °C [5]. The tests employed to identify the most performant catalyst consisted of small-scale analysis and batch reactor tests to compare the onset of the decomposition temperature and the rate of reaction after a prolonged contact and heating of the samples[6]. The bimetallic active material impregnated on the catalyst support was shown to reduce the three-step decomposition of 50 wt% aqueous ADN into a one-step reaction initiated at a lower temperature. Furthermore, interest in ADN and another ionic liquid, HAN, for their use in performant green monopropellants, have motivated recent research notably on the model of combustion of ADN, on the catalytic ignition of HAN-based propellants and on new means of ignition such as arc-ignition for ionic liquids using acrylonitrile butadiene styrene fuel grains[7, 8].

In this paper, we present our preliminary firing test results with an ADN-based propellant following the composition of LMP-103S combined with catalytic decomposition and ignition using Pt-Cu/LHA pellets in a 5 N scale thruster to procure and develop green monopropellant thruster to replace toxic hydrazine thruster. The thruster operation is evaluated in terms of pressure and temperature, and used a preheating temperature of 300 °C .

2. Experimental Section

2.1 Propellant Fabrication and Characterization

A small quantity of ADN was synthesized in a laboratory-scale experiment at Kyunghee University in Korea and SEM image is shown in Fig. 1[9]. The propellant contains 63% by weight of ADN as oxidizer, 14% of deionized water, 18.4% of CH₃OH as fuel, and 4.6% of NH₃ used as stabilizer. The above composition follows the research conducted by Wingborg et al., and was previously shown to comply with detonability, storage, toxicity and shock sensitivity requirements from the Swedish Defense Agency (FOI)[10]. Another propellant, the FLP-106, was studied in the framework of the FP7[5]. The properties of the propellants are shown in Table 1[1]. Both propellants have zero oxygen balance for maximum performance, low shock sensitivity and are compatible with the materials used in conventional propulsion systems whereas the HAN-based propellant, AF-M315E, requires titanium components[2]. The FLP-106 has a sensibly lower volatility and higher density compared to LMP-103S making it slightly more performant[11].

The propellant was evaluated using DSC-TG

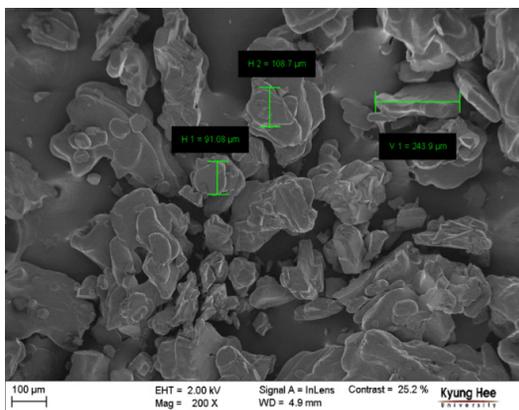


Fig. 1 SEM image of crystallized ADN[9].

analysis which evaluates the enthalpy changes as well as its decomposition profile, as illustrated in Fig. 2. The thermal decomposition of the propellant shows a different behavior compared to aqueous ADN with a single broad peak at 175°C due to the inhibiting nature of methanol as discussed previously[5]. The decrease of the sample's mass is due to the evaporation of the gaseous species and corresponds to the exothermic decomposition reaction observed by DSC. The experiment was performed without a cap to minimize the risk of explosion.

2.2 Propellant Fabrication and Characterization

Commercial Alumina pellets were obtained from Alfa-Aesar, were crushed and then sieved to an 18-20 mesh size. Subsequently, the pellets were impregnated with a precursor solution of Lanthanum, dried and calcinated to form a hexaaluminate support. As a doping

Table 1. ADN-based propellant properties[10].

Propellant	I _{sp} (s)	T _{ad} (°C)	T _{min} (°C)	ρ (kg/m ³)
LMP-103S	253	1638	-7	1250
FLP-106	261	1910	0	1380

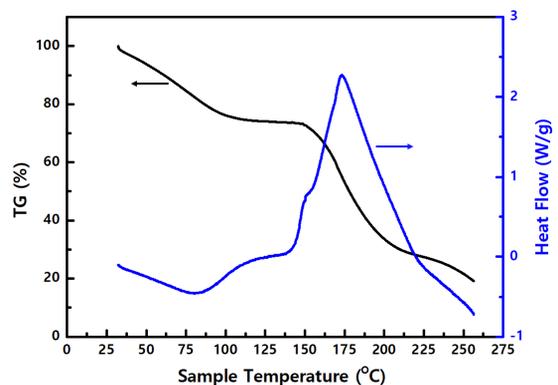


Fig. 2 Thermal decomposition by DSC-TG.

agent, Lanthanum will limit the crystallization of alumina at higher temperatures[12]. The impregnation of the active material is performed by conventional wet impregnation. A bimetallic catalyst was selected to decrease the ignition temperature of the propellant, following the analysis of the catalytic decomposition of 50 wt% aqueous ADN by Kamal[6]. The catalyst support, LHA, is first impregnated with Platinum, calcinated and then impregnated with Copper without intermediate reduction. Finally, the catalyst is further calcinated and reduced (Fig. 4). Through this procedure, a portion of the active material may consist in an alloy of platinum and copper. For increased safety, only 5 L of the propellant combined with 8 mg of crushed catalyst were analyzed by DSC-TG. The sample was heated from 25°C to 250°C at a rate of 5 °/min, following an isotherm of 5 min at the starting temperature. According to the results displayed in Fig. 3, the catalytic decomposition temperature occurs at a lower value (129°C) when using a Pt-Cu catalyst than for the thermal decomposition or catalytic decomposition of the propellant using a monometallic Pt catalyst (175°C).

Furthermore, the sharp peak demonstrates excellent catalytic reactivity and higher

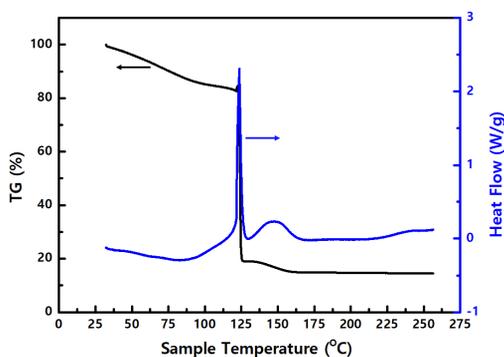


Fig. 3 Catalytic decomposition by DSC-TG.

decomposition reaction rate.

Subsequently, specific surface area (BET) and pore analyses reveal that the porous structure of LHA is sufficiently maintained after a calcination of 5h at 1200°C, with a specific surface area of 24.5 m²/g (Table 2)[4]. SEM analysis was used to evaluate the active material loading, distribution and crystallite size on the catalyst pellets. Five pellets were selected, and EDS point analysis over an area of 200 μm² gave an average loading for Pt of 4.3% which is much lower than the corresponding weight balance approximation giving 13.7% by weight. The discrepancy between these results may be explained in part by the error involved in EDS analysis which lies around 15% for the elements studied, or by the impossibility of detecting metallic particles lodged inside the pores. Popa shows that Platinum crystallites smaller than 20 nm can be obtained using the same impregnation procedure[13]. The Secondary Electron image below shows white crystals which are larger than the pores of the LHA support (Fig. 5). Platinum is easily distinguished from the other elements due to its higher atomic number, but EDS point analysis reveals that the white particles sometimes consist of an alloy of Cu and Pt. For analyzing the nano-sized Pt crystallites in the pores, however, Transmission Electron Microscopy analysis should be considered.

2.3 Thruster Experiment Design

The thruster was designed to produce a nominal thrust of 5 N in space, however, sea-level testing imposed a nozzle expansion ratio of 2.16 resulting in a thrust of 3.6 N. With the help of NASA's CEA and the enthalpy of formation of aqueous ADN and



Fig. 4 18-20 Mesh Pt-Cu/LHA catalyst.

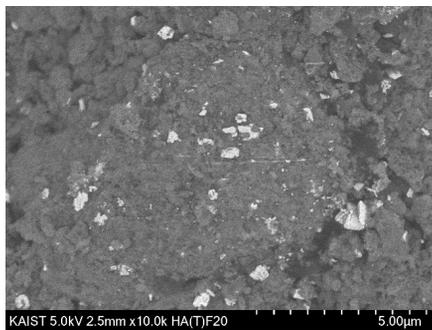


Fig. 5 Surface image of the catalyst.

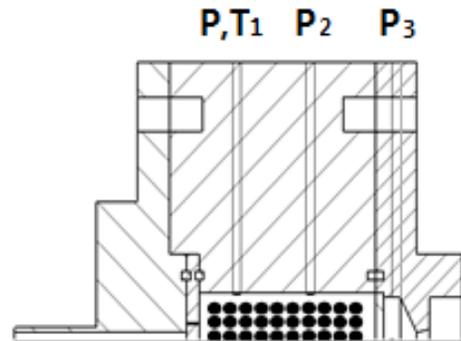


Fig. 6 5 N scale thruster design.



Fig. 7 Feeding system and thruster.

ammonia from the literature, the propellant properties were obtained in Table 1[14]. The design mass flow rate was 2.08 g/s for the propellant, assuming frozen composition in the nozzle. Sensys PSHD series pressure sensors were used to measure steady, static pressure at two points in the catalyst bed and in the chamber as illustrated in Fig. 6.

Due to the small thruster scale and the minimal diameter of more heat-resistant R-type thermocouples, smaller K-type thermocouples were employed to measure the temperature in the catalyst bed. Nevertheless, since the K-type has a temperature limitation of around 1250 °C, only the first thermocouple was left in place. The feeding system was simplified to accommodate the small quantity of synthesized propellant, as a result of which, no drain valve, safety check valve and filter were

added after the tank, as shown in Fig. 7.

Firing tests were conducted for 3 seconds using a feeding pressure of 12.5 bar considering estimated pressure drops in the catalyst bed, across the injector and the orifice-type mass flow meter. The short firing time is a result of the thruster material limitations and the quantity of available ADN-based propellant.

3. Results and Discussion

3.1 Preliminary Firing Test

The first firing test resulted in a contained explosion in the catalyst bed characterized by a pressure spike in the thruster above the feeding pressure as portrayed in the pressure curve in Fig. 8.

Since the inspection of the thruster and feeding system did not result in any noticeable damage to the equipment, two further firing tests were conducted, leading to the pressure and temperature graphs below (Figs. 9, 10). Measured mass flow rate was 1.13 g/s, average chamber pressure was 3 bar, and the C^* efficiency was 53.6%. The sudden increase in mass flow rate at the beginning of the test is related to the high initial pressure difference across the solenoid valve. A cavitating Venturi valve could be used to regulate the mass flow rate and reduce the risk of hard start, which was experienced here. The pressure curve shows that the mass flow rate was well below the design value, at about 1.14 g/s and so was the chamber pressure, at 3 bar. Nevertheless, the elevated

temperature measured by the thermocouple located at the beginning of the catalyst bed indicates proper decomposition of the ADN-based propellant as shown in Fig. 10. Furthermore, the thruster operation was also characterized by an invisible plume: Fig. 11 shows the thruster in operation with visible pressure sensors and pre-heating apparatus but invisible exhaust plume due to the exhaust products mainly being carbon dioxide, nitrogen and nitrous compounds.

Examination of the catalyst bed and distributor after the experiment revealed major damages caused by the explosion during the first test, as portrayed in the picture of Fig. 12. The decomposed propellant flow caused the crack inside the damages shown in the Fig. 12, occurred chamber pressure increase

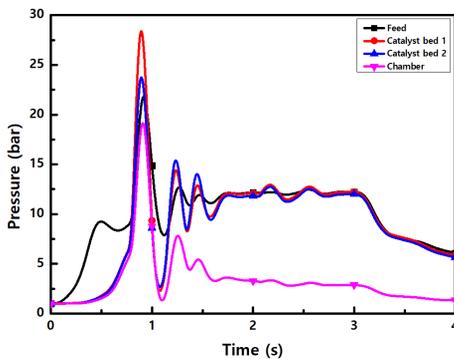


Fig. 8 Preliminary firing test - Pressure.

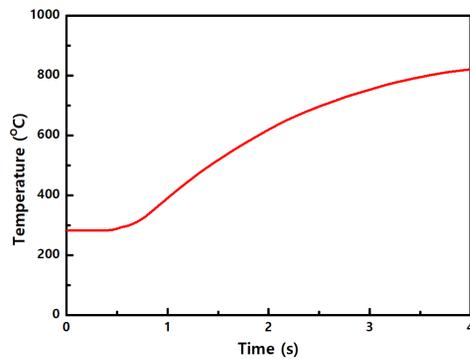


Fig. 10 Firing test - Temperature.

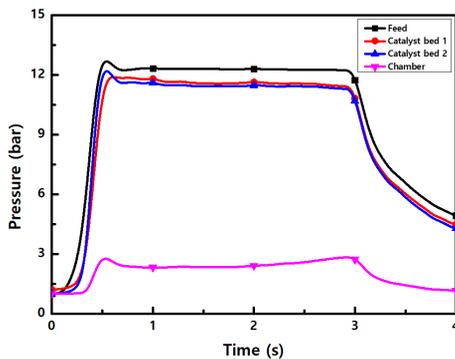


Fig. 9 Firing test - Pressure.

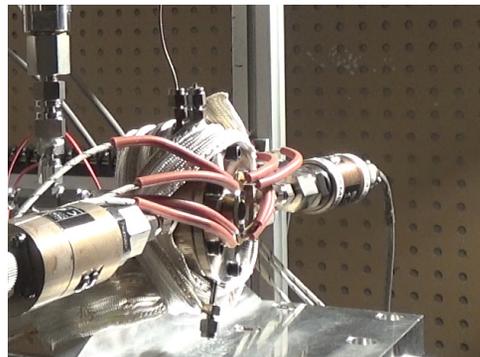


Fig. 11 Thruster operation.

during the firing test shown in Fig. 9. The explosion may have been caused by the sudden expansion of air bubbles trapped in the feeding line due to the absence of a bleeding valve. The pressure drop across the injector which stands at a very low 6% of the chamber pressure, may be another cause for instability leading to a hard start. The mass of crushed catalyst pellets on the distributor explains the significant pressure drop from the catalyst bed to the chamber. A better thruster design will have a longer combustion chamber to reduce the thermal and mechanical stress on the pellets and allow the full combustion of the propellant.

3.2 Catalyst Evaluation

The catalyst was characterized once more following the firing tests to examine its thermal stability and the properties can be found in Table 2 below. The specific surface area after the firing test was half of the value prior to the test. By SEM analysis, no significant change in the crystallite size or dispersion was observed, although consistently lower Pt weight percent was identified on the crushed catalyst. These changes could also have resulted from the mechanical stresses generated by the explosion, owing to a maximal pressure of 30 bar in the catalyst bed. However, thermal effects are not excluded since crushing of the pellets in

powder form was shown not to affect the nano-porous structure. The picture of the distributor plate in Fig. 12 shows crushed LHA catalyst stuck to the distributor plate.

4. Conclusion

An ADN-based propellant was synthesized in a laboratory-scale experiment and successfully decomposed in a 5 N scale monopropellant thruster. Although the results indicated small explosion and 53.6% of C* efficiency performance, the high temperature in the catalyst bed, steady pressure in the thruster and the invisible plume indicate that the propellant was well decomposed by the Pt-Cu/LHA catalyst. Further tests need to be conducted using different blends of ADN-based propellants in larger quantity to compare their performance and test various catalysts. The results of the pre- and post-firing characterization of the LHA pellets display the limits of commercial alumina at significantly higher temperatures in terms of thermal and mechanical resistance. To improve the durability of the catalyst bed, sol-gel catalyst supports must be considered for optimized thermal stability and catalyst reactivity. In terms of the thruster and feed system design, an injector with smaller orifice holes can be employed, as well as a drain valve if the quantity of the supplied ADN-based propellant is sufficient. Thrust

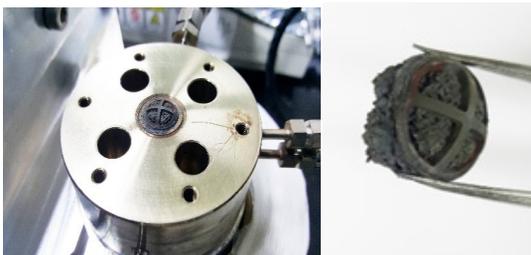


Fig. 12 Post-firing thruster condition.

Table 2. Pt-Cu/LHA catalyst properties.

Condition	Cu (wt%)	Pt (wt%)	BET (m ² /g)	Pore (nm)
Pre-Firing	7.1	4.3	24.5	16.3
Post-Firing	7.8	3.5	11.8	19.1

measurement is envisioned to obtain an experimental value of the specific impulse of the synthesized propellant.

Acknowledgement

This research was supported by the Basic Science Research Program through the National Research Foundation of Korea (NRF), funded by the Ministry of Science, ICT and Future Planning (2014M1A3A3A0203477).

References

- Gohardani, A.S., Stanojev, J., Demairé, A., Anflo, K., Persson, M., Wingborg, N. and Nilsson, C., "Green Space Propulsion: Opportunities and Prospects," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 71, No. 6, pp. 128-149, 2014.
- Cardiff, E.H., Mulkey, H.W. and Bacha, C.E., "An Analysis of Green Propulsion Applied to NASA Missions," *Space Propulsion 2014*, Cologne, Germany, pp 1-12, May 2014.
- Anflo, K. and Moellerberg R., "Flight Demonstration of New Thruster and Green Propellant Technology on the PRISMA Satellite," *Acta Astronautica*, Vol. 65, Issues 9-10, No. 8, pp. 1238-1249, 2009.
- Gronland, T.A., Westerberg, B., Bergman, G., Anflo, K., Brandt, J., Lyckefeldt, O., Agrell, J., Ersson, A., Jaras, S., Boutonnet, M. and Wingborg, N., "Reactor for Decomposition of Ammonium Dinitramide-based Liquid Monopropellants and Process for the Decomposition," WO2002095207A1, Nov. 2002.
- Batonneau, Y., Brahmi, R., Cartoixa, B., Farhat, K., Kappenstein, C., Keav, S., Kharchafi-Farhat, G., Pirault-Roy, L., Saouabe, M. and Scharlemann, C., "Green Propulsion: Catalysts for the European FP7 Project GRASP," *Topics in Catalysis*, Vol. 57, Issues 6-9, No. 26, pp. 656-667, 2014.
- Kamal, F., "Ergols ioniques pour la propulsion spatiale : préparation, décomposition thermique et décomposition catalytique," Ph.D. Dissertation, Chemical Biological and Geological Engineering, Université de Poitiers, 15 Rue de l'Hôtel Dieu, 86000 Poitiers, France, 2008.
- Whitmore, S.A., Merkley, D.P., Eilers, S.D. and Judson, M.I., "Development and Testing of a Green Monopropellant Ignition System," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, San Jose, C.A., U.S.A., pp. 1-28, Jul. 2013.
- Thakre, P., Duan, Y. and Yang, V., "Modeling of Ammonium Dinitramide (ADN) Monopropellant Combustion with Coupled Condensed and Gas Phase Kinetics," *Combustion and Flame*, Vol. 161, Issue 1, No. 32, pp. 347-362, 2014.
- Kim, W., Kwon, Y. and Jo, Y., "Synthesis and Characterization of Pyridinium Dinitramide Salt," *Journal of the Korean Industrial and Engineering Chemistry*, Vol. 27, No. 4, pp. 397-401, 2016.
- Wingborg, N., Johansson, M. and Bodin, L., "Initial Development of a Laboratory Rocket Thruster for ADN-based Liquid Monopropellants," Technical Report, FOI-Swedish Defence Research Agency, FOI-R-2123-SE, Tumba, Sweden, 2006.
- Scott T.H., *Applications of Ionic Liquids in Science and Technology*, InTech, Rijeka, Croatia, 2011.
- Lee, S., Kang, S., Kwon, S. and Park, G., "Lanthanum Hexaaluminate Catalyst

- Support in a Hydrogen Peroxide Thruster," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 5, pp. 3-6, 2016.
13. Popa, F., Gautron, E., Rossignol, S., Courtheoux, L. and Kappenstein, C., "Platinum Supported on Doped Alumina Catalysts for Propulsion Applications. Xerogels versus Aerogels," *Journal of Non-crystalline Solids*, Vol. 350, No. 16, pp. 113-119, 2004.
14. Negri, M., "Replacement of Hydrazine : Overview and First Results of the H2020 Project Rheform," *6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS) 2015*, Krakow, Poland, pp. 1-12, Jul. 2015.

고밀도 지르코늄(Zr) 금속연료 조성의 추진제를 이용한 무노즐 부스터 성능 연구

길태옥^{a,*} · 정은희^a · 이기연^a · 류태하^a

Performance Study of Nozzleless Booster Casted to the High Density Solid Propellant with Zr as a Metal Fuel

Taeock Khil^{a,*} · Eunhee Jung^a · Kiyoon Lee^a · Taeha Ryu^a

^aPGM Tech R&D Lab, LIG Nex1 Co., Ltd., Korea

*Corresponding author. E-mail: taeock.khil@lignex1.com

ABSTRACT

This study was carried out to improve the performance characteristics of nozzleless boosters that are used in ramjet boosters. A propellant using Zr as the metal fuel was developed, which provided a higher density than the propellant using Al as the metal fuel. The developed propellant was cast using the nozzleless booster and a ground test was carried out by varying the length-to-diameter ratio (L/D ratio) of the propellant. From a comparison between the performance characteristics of propellants using Zr and Al, it was proved that the performance of the propellant using Zr is higher than that of propellant using Al, except for the specific impulse, under all tested conditions. As the length-to-diameter ratio was increased, the specific impulse of the propellant using Zr was decreased by 88% compared with that of the propellant with Al. However, because of the density difference between the propellants, the impulse density of the propellant with Zr was higher than that of the propellant with Al under all tested conditions.

초 록

무노즐 부스터의 성능을 향상시키기 위한 연구를 수행하였다. 알루미늄 금속연료와 비교하여 고 밀도를 갖는 지르코늄을 사용한 고밀도 추진제를 개발하였고, 이 추진제를 이용하여 세장비에 따른 성능 특성을 알아보았다. 알루미늄 조성의 추진제 성능과 비교하여 모든 세장비에서 지르코늄 조성의 추진제가 비추력을 제외하고 높게 나타났다. 지르코늄 조성의 추진제의 비추력은 세장비가 증가함에 따라 시험조건 내에서 알루미늄 조성의 추진제와 비교하여 88%까지 감소하였다. 그러나, 추진제의 밀도차이로 인하여 모든 세장비에서 알루미늄 조성의 추진제보다 지르코늄 조성의 추진제가 높게 나타났다.

Key Words: Nozzleless Booster(무노즐 부스터), Cylindrical Motor(실린더형 모터), Impulse Density(밀도비 추력), High Density Solid Propellant(고밀도 고체 추진제), Length-to-diameter Ratio(세장비)

액체연료의 사용으로 연료공급 계통이 필요하고 고고도에서 발사시 액체연료가 저온으로 되며 엔진 내부가 저압으로 되어 성능저하가 발생하는 현상을 해결하기 위해 고체추진제를 가스발생기에 의해 1차로 연소시켜 발생된 과농 연료 가스를 포트를 통해 흡입된 공기와 완전연소시켜 추력을 발생시키는 덕티드 로켓 엔진이 개발되었다[1,2,3,4]. 덕티드 로켓 엔진은 램제트 연소 전 가속을 위해 사용한 부스터를 분리하지 않고 부스터의 연소관을 램제트 연소를 위한 연소실로 사용하는 로켓과 램제트가 혼합된 IRR(Integral-rocket-ramjet) 시스템을 사용한다(Fig. 1). 고체 로켓 부스터와 램제트의 연소가 같은 연소실을 통해 이루지기 때문에 램제트 노즐과 고체 로켓 부스터의 노즐이 이중으로 장착되어 고체 추진제가 연소된 후 고체 추진제용 노즐이 램제트 노즐로부터 분리되는 분리형 노즐이 사용되었으나, 분리 전 두 노즐사이에 크랙이 발생되거나 고체 추진제 연소 후 분리형 노즐의 분리 실패, 분리된 노즐과 비행체 간의 충돌 위험 등의 문제가 발생되어 이를 해결하기 위해 기존의 노즐을 사용하지 않고 추진제 그레인이 노즐의 역할을 하는 무노즐 부스터의 개발이 1970년대 후반부터 연구되어 왔다. 무노즐 부스터는 추진제 그레인이 노즐 형상으로 기존 노즐을 대체하기 때문에 구조가 단순화되고, 노즐 분리 실패 등의 문제가 없어 신뢰성을 확보할 수 있으며, 기존의 노즐을 사용하지 않기 때문에 제작비용도 감소시킬 수 있다[5]. 그러나, 고정 노즐의 부재로 인해 연소실의 압력이 유지되지 못해 10~20%의 성능 하락이 단점으로 나타났기에 추진제의 성능을 향상시키기 위한 연구가 현재까지도 진행되고 있다[6-12].

Procinsky[6,7] 등은 Reduced-smoke와 Metalized

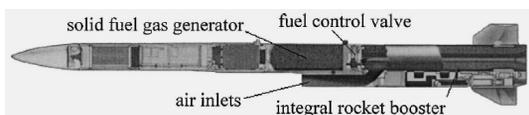


Fig. 1 General ducted rocket[3].

propellant (Al/Zr) 조성에 대해 해석 및 비교를 수행하였고, 고연소속도, 저압력지수, 고세장비(L/D), 향상된 추진제의 물리적 특성이 성능에 중요한 변수로 제안하였으며 무노즐 성능 예측 프로그램의 특징을 설명하였다. Farinaccio[8,9] 등은 고연소속도 추진제를 개발하여 무노즐 부스터에 적용하였고 L/D가 증가할수록 연소면적이 증가하고, 챔버 내부 압력이 증가하여 연소시간이 감소하고 추력이 증가한다고 보고하였다. Nahon[10] 등은 추진제 조성 효과로 압력지수가 작으면 추력은 시간에 따라 증가하고 압력지수가 크면 반대로 감소한다고 시험에 의해 입증하였고, 연소속도가 느릴수록 침식연소의 효과는 커진다고 보고하였다. Krishnan[11] 등은 Procinsky[6,7]의 결과와 일치하게 고연소속도, 저압력지수, 고세장비는 내탄도 특성을 향상시키고, 연소관 전/후방의 압력차에 의한 고변형성, 연소말기 고온에 의한 고응력과 추진제의 고밀도를 고려한 향상된 기계적 특성이 요구된다고 제안하였다. Calzone[12] 등은 세장비가 증가함에 따라 유량, 추력, 속도가 증가하며 연소시간이 감소되는데 노즐목에서 choke시키기 위해 고연소속도의 추진제 개발이 필요하다고 주장하였다.

본 연구는 Fig. 2와 같이 조건을 만족하는 무노즐 부스터를 개발하기 위한 두 번째 단계로, 무노즐 부스터의 성능을 향상시키기 위해 고성능의 추진제를 개발하여 성능시험을 수행하고, 앞선 연구인 알루미늄 조성의 추진제와 성능을 비교하는데 목적이 있다[13]. 이를 위해, 에너지가 높은 금속인 지르코늄을 적용한 추진제를 개발하였으며, 알루미늄 조성의 추진제가 적용된 부스터와 동일한 추진제 형상으로 지상연소시험을 수행하여 추진제 그레인 세장비(L/D)에 따른 성능을 확보하였고(Fig. 3), 알루미늄 조성의 노

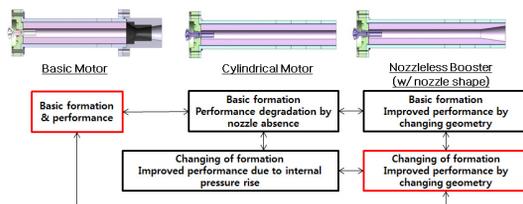


Fig. 2 Development of nozzleless booster.



Fig. 3 Ground test for nozzleless booster.

즐이 장착된 Basic Motor 및 일반적인 HTPB/Reduced-smoke 추진제 조성을 갖는 Classical Motor와 성능을 비교하였다.

2. 본 론

2.1 지르코늄(Zr) 조성의 고성능 추진제 개발

추진제의 성능을 향상시키기 위해서는 추진제의 비추력과 밀도를 높여야 한다. 추진제의 압력 지수가 낮고 밀도가 높으면 연소압력에 따른 연소속도 변화가 적다. 또한, 연소속도가 빠르고 높은 밀도로 동일 부피 내에 더 많은 추진제를 충전할 수 있으면, 동일 형상으로 더 큰 추력을 발생시킬 수 있다. 따라서, 이러한 추진제의 조건을 만족시키기 위해 알루미늄과 지르코늄 금속연료를 비교한 결과, 지르코늄의 연소열은 78.2 KJ/cm^3 으로 알루미늄의 83.9 KJ/cm^3 에 비해 다소 낮지만 밀도는 6.49 g/cm^3 으로 알루미늄의 밀도 2.7 g/cm^3 과 비교하여 약 2.4배 크기 때문에 밀도비추력이 높게 나타났다. 따라서, 밀도가 높아 더 높은 에너지를 지닌 지르코늄 금속연료를 이용한 추진제 연구를 수행하였고, 목표 추진제 조건은 아래와 같다.

- 1) 고 연소속도 : 30 mm/s 이상
- 2) 저 압력지수 : 0.3 이하
- 3) 고 추진제 밀도 : 2.0 g/cc 이상

앞서 수행된 알루미늄 금속연료를 사용한 연구[13]에서는 CEA(Chemical Equilibrium

Applications) Program[14] 해석 결과 고체 함유량 87%에서 알루미늄 23% 적용시 최대 밀도비추력이 $475 \times 10^4 \text{ N}\cdot\text{s/m}^3$ 으로 나타났으나, 같은 고체 함유량에서 지르코늄 금속연료 사용시 최대 밀도비추력은 40 wt%에서 $527 \times 10^4 \text{ N}\cdot\text{s/m}^3$ 로 나타났다. 금속연료가 증가할수록 산화제의 함유량이 감소되고, 불완전 연소에 의한 농후연소로 성능이 낮아지고, 점도에도 불리하기 때문에 Min[15] 등이 제안한 금속연료 32%로 재해석하였다. 그 결과 $507 \times 10^4 \text{ N}\cdot\text{s/m}^3$ 으로 나타나 알루미늄 조성의 추진제와 비교시 향상된 밀도비추력을 확보하였다.

알루미늄 금속연료 조성의 추진제와 동일하게 산화제로 AP (Ammonium Perchlorate), 경화제로 IPDI (Isophorone Diisocyanate)를 사용하였으며, 연소속도를 높이기 위한 연소촉매제로 Butacene (5%)을 사용하였다. 알루미늄 금속연료는 $30 \mu\text{m}$ 의 단일입자를 사용했으나, 지르코늄 금속연료는 $35 \mu\text{m}$ 와 $13 \mu\text{m}$ 의 이중입자를 동일한 비율로 사용하였다. 이 결과 연소속도는 29.01 mm/s , 압력지수는 0.2734, 밀도는 2.152의 결과를 확보하였고 위의 목표 조건에 매우 근접하게 나타났다. 비록 연소속도 조건에는 약간 낮지만, 압력지수가 낮게 측정되었기에 이 조성을 이용한 추진제를 사용하여 무노즐 부스터의 성능시험을 수행하였다.

2.2 시험모터의 형상 및 제원

본 연구에 사용된 시험모터의 형상을 Fig. 4에 나타내었다. Basic Motor는 실린더 형상의 추진제 그레인으로 노즐이 부착된 일반적인 형태의 모터로써 알루미늄 조성의 추진제로 충전되었고, 전체 길이는 $L/D=9$, 추진제 길이는 $L/D=7$ 로 제작되었다. Cylindrical Motor는 실린더 형상의 추진제 그레인과 일반적인 노즐이 없어 연소관 끝까지 추진제가 충전된 모터로 지르코늄 조성의 추진제로 충전되었으며, 전체 길이는 $L/D=9$ 이다. 무노즐 부스터는 Basic Motor와 전체 길이는 동일하지만 일반적인 노즐 대신 추진제 그레인으로 노즐을 형상화한 모터이다. 지르코늄 조성의 추진제를 적용한 무노즐 부스터의 성능을

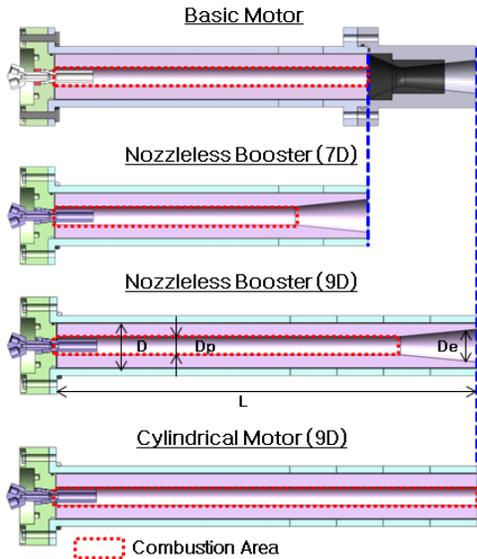


Fig. 4 Schematics of basic motor, cylindrical motor, and nozzleless booster (L/D=7 & 9).

확인하기 위한 목적이기에 앞선 연구결과인 알루미늄 조성의 성능시험을 수행한 부스터와 동일하게 추진제 직경(D)은 64.2 mm, 추진제 포트 직경(D_p)은 26.5 mm, 원뿔 형상 추진제 노즐의 출구 직경(D_e)은 47.7 mm이며, 형상변수로 세장비(L/D)는 5, 6, 7, 9, 11, 13으로 동일하게 변화시켰다. 추진제 길이 및 형상 구분을 위해 Basic Motor는 7DC, Cylindrical Motors는 9DC로 표현하였다.

점화기 조립체 또한 앞선 연구와 마찬가지로 모터 헤드에 나사형태로 결합시켰고, 점화 펠렛으로 BKNO₃ II-B 6 g을 충전하여 사용하였다. Y형 어댑터를 이용하여 착화기와 압력측정에 이용하였다.

23 성능 분석

23.1 무노즐 부스터의 압력 및 추력 선도

Fig. 5와 6은 본 시험에서 측정된 무노즐 부스터의 P-t(압력-시간)와 T-t(추력-시간) 선도를 보여주는데 시험된 모든 조건인 L/D= 5, 6, 7, 9, 11, 13에 대해 표현하였다. 앞서 연구된 알루미늄

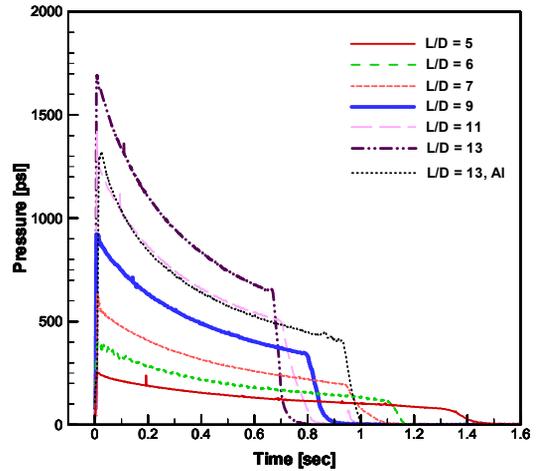


Fig. 5 Pressure history for nozzleless booster at all conditions.

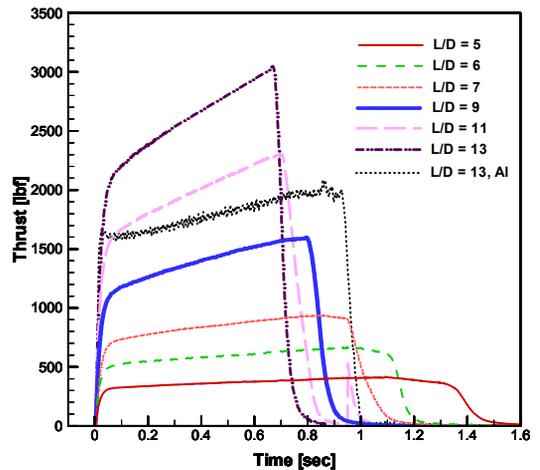


Fig. 6 Thrust history for nozzleless booster at all conditions.

조성의 추진제가 적용된 부스터의 결과와 비교를 위해 L/D=13에 대한 결과도 추가시켰다. 알루미늄 조성의 추진제 결과와 마찬가지로 연소초기 증가된 압력은 연소가 진행되면서 노즐 형상의 추진제 그레인이 연소에 의해 노즐목 직경이 증가되어 연소압력은 점차 감소하게 나타났고, 연소면적은 점점 증가하기 때문에 추력은 증가하게 나타났다.

추진제 길이에 대한 효과로 L/D가 증가하면

Table 1. Test motor performance.

Motor	Propellant	L/D	D _b (in)	WF	m (lb)	t (sec)	P _{max} (psi)	T _{max} (lbf)	P _{ave} (psi)	T _{ave} (lbf)	I _t (lbf-sec)	I _{sp} (sec)	Impulse density (10 ⁴ ×N.s/m ³)
Classical Motor	HTPB/Reduced-smoke (ρ=1.7g/cc)	7	1.04	0.6	4.18	4.35	271	291	168	175	714	171	291
		14			8.30	2.05	1056	1331	809	1011	1939	234	397
Basic Motor	HTPB/Al (ρ=1.83g/cc)	7			4.22	0.85	1738	2319	998	1316	1089	258	472
Nozzleless Booster	HTPB/Al (ρ=1.83g/cc)	7			4.04	1.73	435	697	183	420	706	175	320
		9			5.36	1.32	685	1105	336	853	1063	198	363
		11			7.01	1.11	971	1563	490	1305	1407	201	367
		13			8.13	1.01	1323	2082	679	1759	1718	211	387
	HTPB/Zr (ρ=2.15g/cc)	5			3.21	1.62	252	417	137	369	520	162	348
		6			4	1.27	413	666	220	583	685	171	368
		7			4.82	1.20	638	940	328	819	853	177	381
		9			6.42	1.00	939	1599	529	1359	1171	182	392
		11			8.05	0.92	1419	2304	751	1907	1499	186	400
		13			9.69	0.85	1693	3048	992	2502	1806	186	401
		Cylindrical Motor			HTPB/Al (ρ=1.83g/cc)	9	5.69	1.16	886	1162	431	959	1103
			HTPB/Zr (ρ=2.15g/cc)	9	6.71	0.91	1217	1750	616	1426	1159	173	371

서 연소면적이 증가하기 때문에 평균압력이 증가하게 되고, 이로 인해 연소시간은 감소하였으며 추력은 증가하였다. 그러나 연소 초기 추력은 알루미늄 조성의 추진제와 달리 최대 압력지점에서부터 시작되지 않았으며, 곡선의 형태로 변곡하는 형상을 보였다. L/D=5, 6에서는 추력의 증가가 거의 없었으나, L/D=7부터 세장비가 증가함에 따라 연소초기 추력과 비교하여 증가된 결과를 보인다. 또한, 압력 및 추력 모두 L/D=5에서부터 모든 시험조건에서 연소가 끝난 tail-off 구간에서 일정시간을 두고 점차적으로 감소하는 현상이 발견되었다. 이는 연소관 후방의 연소속도 증가로 인해 연소되지 않고 남은 잔여 추진제(silver)가 발생한 침식연소 현상으로 판단되나, 침식연소 현상에 대한 명확한 정의가 필요하다. 또한, 물리적 조건이 만족(L/D>7)되지 않은 L/D=5와 6에서도 tail-off 구간에서 압력이 천천히 하강하는 현상이 발생된 것으로 보아 지르코늄 조성 추진제의 높은 연소속도로 인하여 연소관 전방이나 추진제 그레인 노출목 근처에 잔여 추진제가 생긴 것으로 판단된다[16].

게다가 L/D=5, 6에서는 알루미늄 조성에서 발

생되었던 L* instability를 확인할 수 없었다 [13,17]. 두 조건 모두 깨끗한 데이터를 확보할 수 있었으며, 촬영된 영상에서도 Fig. 3과 같이 연소불안정 현상이 확인되지 않았다. 이는 지르코늄에 의해 생성된 연소물질(주된 고체성분 ZrO₂, 123 g/mol)이 알루미늄에 의해 생성된 연소물질(주된 고체성분 Al₂O₃, 101.96 g/mol)과 비교하여 분자량이 크기 때문에 연소시 유동흐름에 안정성을 준 것으로 판단된다[18].

2.3.2 형상에 따른 성능 비교

지르코늄 조성의 추진제가 적용된 모터의 시험을 통해 확보된 데이터를 토대로 물리변수와 성능변수에 따른 결과를 분석하였다. 물리변수로는 추진제 무게 및 연소관 길이(L/D), 성능변수로는 최대/평균 압력, 최대/평균 추력, 총역적, 비추력, 밀도비추력 등이다. 비교를 위해 앞선 연구의 결과인 알루미늄 조성의 추진제가 적용된 모터의 성능결과와 노출이 장착된 Basic Motor, 70 mm급 추진기관인 Classical Motor와의 결과도 같이 Table 1에 정리하였다.

D_p는 추진제 포트 직경, WF는 Web Fraction,

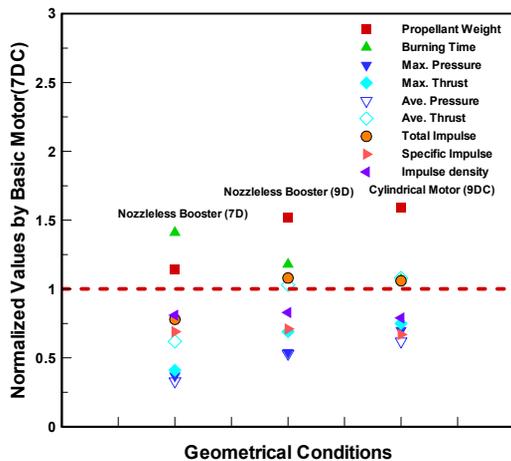


Fig. 7 Nozzleless booster(L/D=7 & 9) and cylindrical motor(L/D=9) performances normalized by basic motor those.

m은 추진제 무게, t는 연소시간, P_{max} 는 최대 압력, P_{ave} 는 평균 압력, T_{max} 는 최대 추력, T_{ave} 는 평균 추력, I_t 는 총역적, I_{sp} 는 비추력, Impulse Density는 밀도비추력(밀도×비추력)으로 추진제의 성능을 판단하는 인자로 사용된다. Classical Motor는 HTPB/Reduced-smoke 조성으로 제작되었다.

2.3.2.1 Basic Motor(7DC) vs. 무노즐 부스터(7D, 9D) & Cylindrical Motor(9DC)

알루미늄 조성의 추진제보다 성능이 좋은 지르코늄 조성의 추진제를 적용한 부스터의 성능 확인을 위해, Fig. 4에 표현된 형상 및 크기의 Basic Motor와 Cylindrical Motor와의 성능을 비교하였다.

Fig. 7은 L/D=7과 9의 무노즐 부스터와 Cylindrical Motor의 성능을 Basic Motor로 일반화시킨 결과를 보여준다. 무노즐 부스터는 후방 추진제 그레이인이 노즐형상을 갖기 때문에 L/D=7의 경우 같은 길이의 추진제가 충전되어 있더라도 Basic Motor와 비교하여 적은 양이 충전되고, 초기 연소면적이 작으며(Fig. 4), 추진제 연소에 의해 노즐목 직경이 증가되어 연소압력의 변화가 적다. 지르코늄의 밀도가 알루미늄보

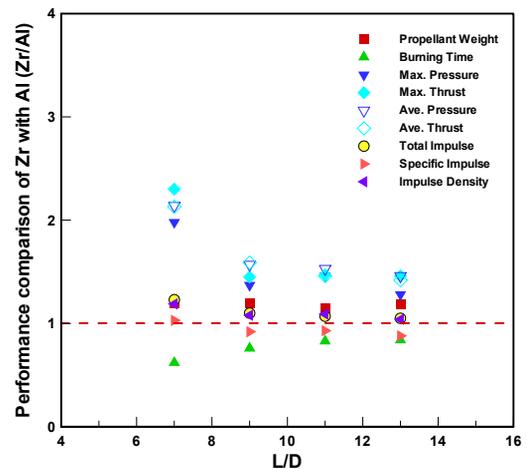


Fig. 8 Nozzleless booster performance comparison of propellants included Zr with Al.

다 크기 때문에 알루미늄 조성의 Basic Motor와 비교하여 무게가 약 14% 증가하였음에도 불구하고 모든 성능에서 Basic Motor와 비교하여 낮게 나타났다. 각 모터의 성능변수를 Basic Motor의 성능변수로 일반화시켰기에 1보다 작을 경우 성능이 낮음을 의미한다.

그러나 노즐 구성품 대신 추진제가 충전된 L/D=9의 무노즐 부스터는 추진제로 형성된 노즐목 직경이 연소가 진행됨에 따라 증가되어 평균압력이 Basic Motor와 비교하여 50%대로 낮았음에도 불구하고 추진제 무게가 약 150% 증가하여 평균추력과 총역적이 각각 103%와 108%로 높게 나타났다. 또한, 증가된 추진제 무게로 인하여 비추력은 71%로 앞선 연구인 알루미늄 조성의 부스터 비추력(198 sec) 결과인 77%보다 낮게 나타났지만, 밀도비추력은 지르코늄의 고밀도로 인해 83%까지 증가하여 알루미늄 조성의 밀도비추력($363 \times 10^4 \text{ N}\cdot\text{s}/\text{m}^3$)의 77%보다 향상된 결과를 보여주었다.

L/D=9인 Cylindrical Motor는 연소관 후방 추진제 그레이인이 노즐 형상이 아닌 실린더 형태이기 때문에 연소면적이 추진제 끝단까지 확장되어 무노즐 부스터보다 충전된 추진제 무게가 7%정도 증가했다. 그러나 Basic Motor와 비교하

여 노즐목의 부재로 평균압력이 62%로 낮아 성능이 낮게 나타났고, 총역적은 108%로 약간 높으나 7% 증가된 충전된 추진제 무게로 인하여 비추력은 L/D=9의 무노즐 부스터보다 더 낮은 67%, 밀도비추력은 79%로 나타났다. 이 결과로부터 동일한 세장비에서 Cylindrical Motor보다 무노즐 부스터의 성능이 우수함을 알 수 있었다.

앞선 연구인 알루미늄 조성의 추진제와의 성능비교를 위해 지르코늄 조성의 부스터 성능에 일반화시켜 Fig. 8에 나타내었다. 지르코늄 조성의 부스터 성능을 알루미늄 조성의 성능으로 일반화시켰기 때문에 1보다 클 경우 성능이 높음을 의미한다. 알루미늄 조성의 부스터 성능의 경우 L/D=5, 6은 L* instability가 발생되어 분석이 불가하였기에 Fig. 7의 비교에서는 제외시켰다. 동일한 형상 조건하에 L/D=7, 9, 11, 13에 대해 비교한 결과 지르코늄 조성의 추진제가 적용된 부스터의 작동 성능이 비추력을 제외하고 모두 알루미늄 조성의 추진제와 비교하여 높게 나타났는데, 지르코늄 조성의 추진제의 낮은 압력지수로 인해 연소 압력의 변동이 적어 평균 압력/추력이 증가하고, 높은 연소속도로 인하여 연소면적의 변화 속도가 증가하여 최대 압력/추력이

증가한 것으로 판단된다. 또한, 총역적은 추진제의 밀도증가로 인한 무게 증가로 알루미늄 조성의 추진제 보다 크게 나타났으나, 이 무게 증가로 인하여 세장비가 7에서 13으로 증가함에 따라 비추력은 103%에서 88%까지 감소하여 세장비 7인 경우(비추력 103%)를 제외하고는 알루미늄 조성의 추진제가 높게 나타났다. 그러나, 밀도비추력의 경우 세장비가 증가함에 따라 119%에서 104%로 비추력과 마찬가지로 감소하였지만 알루미늄 조성의 추진제보다 높은 결과를 보여주었다. 결론적으로 동일 밀도에서는 비추력이 높을수록 우수한 추진제이지만, 밀도차가 발생할 경우 밀도비추력이 높은 추진제가 성능이 우수한 추진제이므로, 본 연구를 위해 개발된 지르코늄 조성의 추진제가 성능이 향상된 추진제로 결론지을 수 있다.

2.3.2.2 무노즐 부스터(9D, 11D) vs. Cylindrical Motor (9DC)

L/D=9의 Cylindrical Motor와 무노즐 부스터는 같은 추진제 길이를 갖지만 전자는 추진제 그레인이 실린더형으로 연소관 끝단까지 이어지고, 후자는 연소관 후방이 노즐 형상으로 인하여 추진제 충전량이 노즐형상만큼 작아진다. 이로

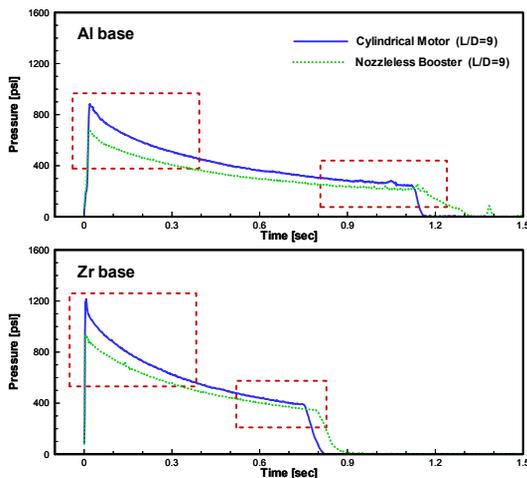


Fig. 9 Pressure history comparison of cylindrical motor to nozzleless booster at L/D=9 between Al and Zr.

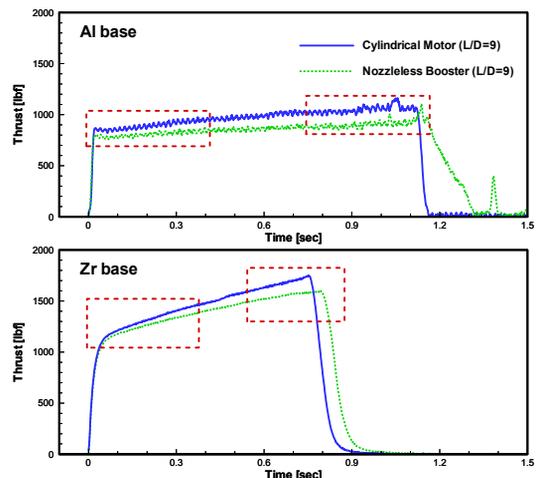


Fig. 10 Thrust history comparison of cylindrical motor to nozzleless booster at L/D=9 between Al and Zr.

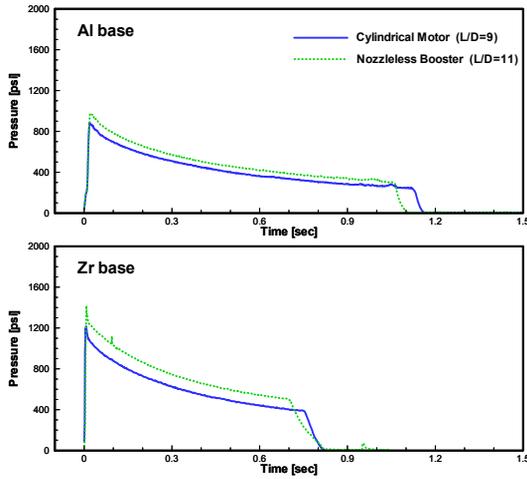


Fig. 11 Pressure history comparison of cylindrical motor at L/D=9 to nozzleless booster at L/D=11 between Al and Zr base.

인해 Cylindrical Motor의 초기 연소면적은 무노즐 부스터와 비교하여 노즐의 축방향 길이만큼 더 크다. 따라서 Fig. 9와 10에 나타난 것처럼 최대 및 평균압력이 무노즐 부스터에 비해 높게 나타났고, 평균압력의 영향으로 인해 최대/평균 추력 또한 높게 나타났다. 그러나 연소 후반으로 갈수록 압력은 그 간격이 점점 줄었고, 추력은 점점 증가하였다. 이는 무노즐 부스터의 추진제 그레인에 의한 노즐 형상의 효과로 연소가 진행됨에 따라 노즐목의 직경이 증가하지만 초킹의 효과에 의해 노즐 확대부의 압력이 증가되고, 연소가 진행되면서 연소면적이 같아져 압력차가 점점 줄어든 것으로 판단된다. 또한 노즐 확대부의 압력차에 의해 열에너지가 운동에너지로 변환되어 연소초기 추력차는 적었지만, 연소 후반으로 갈수록 노즐형상이 사라져 추력차가 점점 증가된 것으로 판단된다. 이 현상은 Fig. 10에 나타난 것처럼 알루미늄 조성의 추진제가 적용된 부스터와 지르코늄 조성의 추진제가 적용된 부스터 모두에서 나타났다. 또한, 지르코늄 조성의 추진제는 Cylindrical Motor가 무노즐 부스터에 비해 약 5% 더 충전되었으나, 총역적은 큰 차이가 없었기에 비추력 및 밀도비추력은 무노즐 부스터가 Cylindrical Motor에 비해 105%로 높

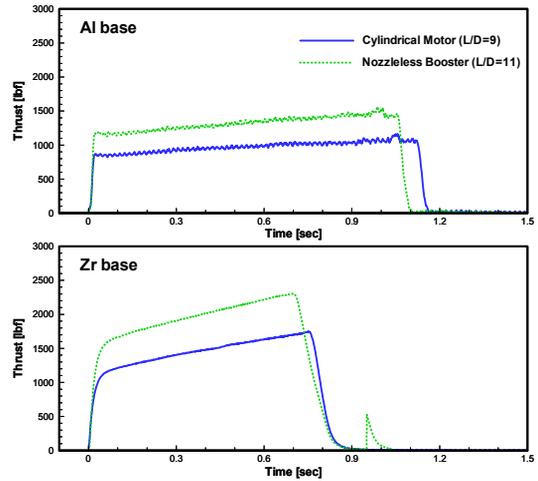


Fig. 12 Thrust history comparison of cylindrical motor at L/D=9 to nozzleless booster at L/D=11 between Al and Zr base.

게 나타났다.

Fig. 11과 12는 L/D=9인 Cylindrical Motor와 L/D=11의 무노즐 부스터에 대한 압력 및 추력 선도를 보여주는데, 앞서 분석한 바와 같이 연소면적이 동일한 두 모터는 알루미늄 조성과 지르코늄 조성의 추진제 모두 일정한 압력차와 추력차를 보여준다. 지르코늄 조성의 추진제가 적용된 L/D=11의 무노즐 부스터는 Cylindrical Motor에 비해 추진제가 20% 많게 충전되어, 총역적은 29% 높게 나타났고, 비추력 및 밀도비추력 8% 크게 나타났다.

2.3.3 세장비 효과

무노즐 부스터의 세장비 변화에 대한 압력과 추력에 대한 특성을 알아보기 위해 Eq. 1, 2에 표현한 것처럼 초기 연소면적의 증가가 연소챔버 압력 및 추력에 영향을 주기 때문에, 증가된 초기 연소면적으로 최대/평균 압력과 최대/평균 추력을 일반화시켜 Fig. 13과 14처럼 비교해 보았다. 세장비가 증가함에 따라 증가된 연소면적만큼 성능이 증가하는지를 알아보기 위해, 각 세장비별 연소면적으로 최대/평균 압력을 일반화시킨 알루미늄 조성의 추진제와 지르코늄 조성의 추진제가 적용된 부스터들의 결과를 Fig. 13

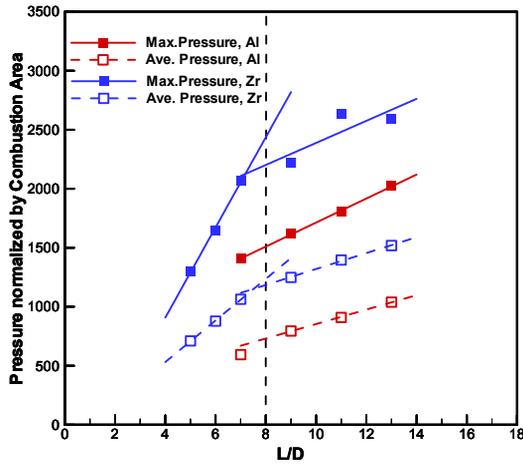


Fig. 13 Pressure variations of nozzleless booster normalized by its combustion area as a function of booster length increase.

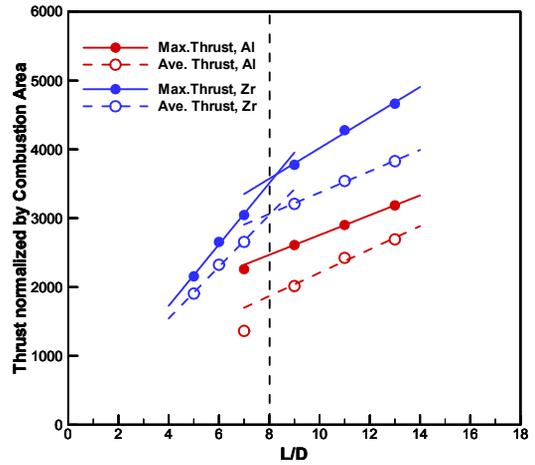


Fig. 14 Thrust variations of nozzleless booster normalized by its combustion area as a function of booster length increase.

에 나타내었다. Fig. 14는 각 세장비별 연소면적으로 최대/평균 추력을 일반화시킨 결과를 보여준다.

$$P_C = \left(\frac{\rho_p a A_p}{C_D A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (1)$$

$$F = C_F P_C A_t \quad (2)$$

여기서 P_C 는 연소챔버 압력, ρ_p 는 추진제 밀도, a 는 연소속도 상수, n 은 압력지수, A_b 는 연소면적, A_t 는 노즐목 단면적, C_D 는 배출계수, C_F 는 추력계수를 의미한다.

두 결과 모두 특정 조건을 기준으로 일정한 경향성을 보여주었는데, $L/D > 8$ 인 경우 압력과 추력 모두 L/D 가 증가함에 따라 증가되는 일정한 경향성이 나타났다. $L/D < 8$ 인 경우 연소불안정으로 인하여 확보할 수 없었던 알루미늄 조성의 추진제와는 달리 지르코늄 조성의 추진제는 일정한 경향성이 나타났는데, L/D 가 증가함에 따라 압력과 추력 모두 증가하였지만 $L/D > 8$ 인 경우와 기울기차가 다르게 나타났다. 기울기차는 $L/D < 8$ 의 경우가 $L/D > 8$ 인 경

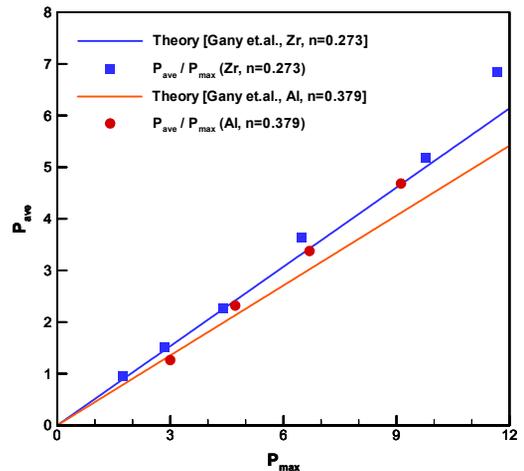


Fig. 15 Pressure characteristics comparison of nozzleless booster included Al with Zr through theoretical and experimental approaches.

우와 비교하여 압력과 추력에서 2.4 ~ 4배 정도 높게 나타난 것으로부터 L/D 가 짧을수록 길이가 압력과 추력에 큰 영향을 주는 것으로 보인다.

Fig. 15는 Gany[19] 등이 제안했던 P_{ave}/P_{max} 에 대한 결과를 비교한 그래프이다.

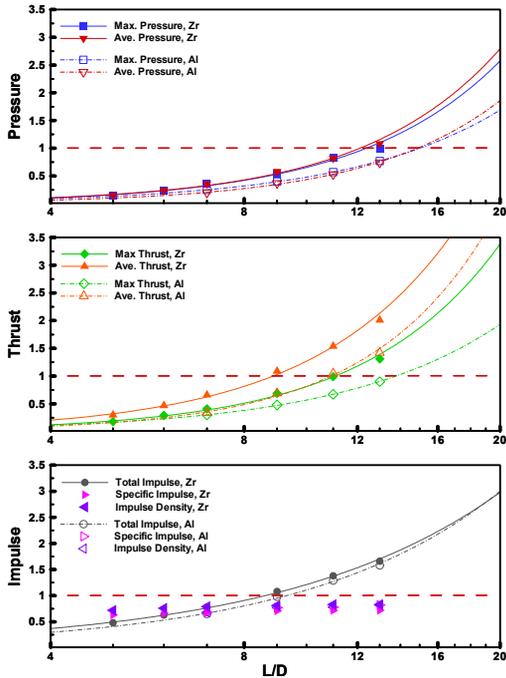


Fig. 16 Performance comparison of nozzleless booster with basic motor (L/D=7).

$$\frac{P_{ave}}{P_{max}} = \left(\frac{1}{1-n} \right) \left(\frac{\ln(D_{max}/D_b)}{(D_{max}/D_b)^{1/(1-n)} - 1} \right) \quad (3)$$

D_{max} 는 연소후 포트 직경, D_b 는 연소전 포트직경, n 은 압력지수를 의미한다.

Gany는 Eq. 3과 같이 P_{ave}/P_{max} 에 대해 이론식으로 제시했고, non-metalized HTPB 추진제를 이용하여 검증하였다. 이 식을 알루미늄 조성의 추진제와 지르코늄 조성의 추진제에 적용한 결과, 이론과 시험 모두 압력지수가 낮을수록 기울기는 크게 나타나 최대압력 대비 평균압력이 증가함을 확인하였다. 알루미늄 조성의 추진제는 이론을 잘 따라가지는 못하고 평균압력의 증가량이 더 크게 나타났다. 이는 알루미늄 조성의 추진제의 압력지수의 영향으로 압력지수가 낮아질수록 이론과 일치하게 나타났다. 그러나, 지르코늄 조성의 추진제는 L/D=13을 제외하고 유사하게 나타났고 L/D=13을 포함할 경우 기울기는 이론치의 경우

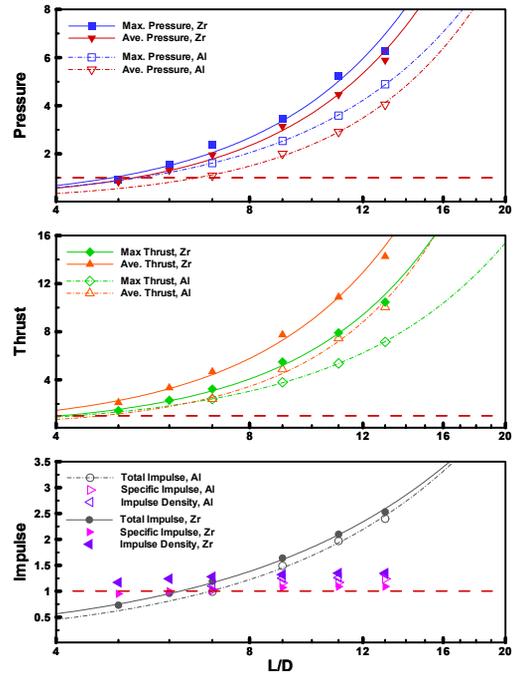


Fig. 17 Performance comparison of nozzleless booster with classical motor (L/D=7, HTPB/Reduced smoke, cylinder shape).

5.1, 시험치의 경우 5.77로 나타났다.

24 Performance Comparison

지르코늄 조성의 추진제와 알루미늄 조성의 추진제 성능을 비교하고 동일 이상의 성능을 갖기 위한 조건을 확인하기 위해 알루미늄 조성의 Basic Motor와 HTPB/Reduced-smoke 조성의 Classical Motor의 결과와 비교해보았다. Fig. 16은 알루미늄 조성으로 모든 형상이 같지만 노즐을 장착한 Basic Motor, Fig. 17은 금속연료를 사용하지 않은 HTPB/Reduced-smoke 조성으로 Basic Motor의 그레인 형상 및 세장비(L/D=7)와 일치하고 노즐을 장착한 Classical Motor, Fig. 18은 금속연료를 사용하지 않은 HTPB/Reduced-smoke 조성으로 추진제 그레인이 star형이며 노즐을 장착한 일반적인 70 mm급 Classical Motor(L/D=14)를 나타내며 알루미늄과 지르코늄 조성의 추진제로 충전된 무노즐 부스

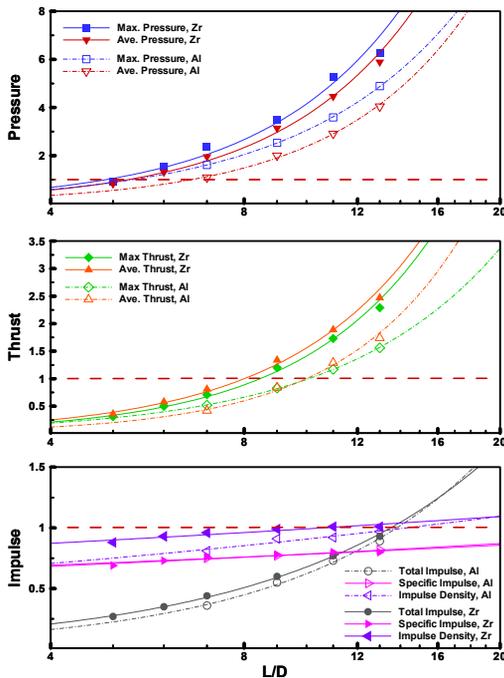


Fig. 18 Performance comparison of nozzleless booster with classical motor ($L/D=14$, HTPB/Reduced smoke, star shape).

터의 성능을 각 모터의 성능으로 일반화하여 도시하였다. 비교 성능은 최대/평균 압력 및 추력, 총역적, 비추력 및 밀도비추력이며 알루미늄 조성의 추진제 밀도는 1.83 g/cc , HTPB/Reduced smoke 추진제의 밀도는 1.7 g/cc 이다.

앞서 Fig. 8에 언급한 결과처럼 비추력을 제외한 모든 성능 변수에 대해 고밀도로 인하여 지르코늄 조성의 추진제가 알루미늄 조성의 추진제보다 높게 나타났기에 Fig. 16-18에 도시된 비교 그래프에서도 같은 결과를 보인다. 이 차이로 인하여 Basic Motor 및 Classical Motor와의 비교 결과, 알루미늄 조성의 무노즐 부스터보다 지르코늄 조성의 무노즐 부스터가 더 짧은 세장비에서 비추력 및 밀도비추력을 제외한 모든 성능이 만족됨을 알 수 있었다.

앞선 연구결과에서 보고된 바와 같이[13], 알루미늄 조성의 무노즐 부스터의 경우 같은 조성으로 제작된 Basic Motor와 비교시 비추력 및

밀도비추력을 제외한 모든 성능이 $L/D=15$ 이상에서 만족시킬 수 있었으나, 지르코늄 조성의 무노즐 부스터는 $L/D=13$ 이상에서 만족시킬 수 있는 것으로 나타났다(Fig. 16). 두 조성의 세장비 차이만큼 추진제 무게가 감소되어 추진기관 중량감소로 성능이 향상될 것이라 예측되었지만, 지르코늄 조성의 추진제 밀도가 크기 때문에 세장비 차이로 인한 추진제 무게 감소는 없었고, 평균추력 및 총역적도 차이가 없게 나타났다. Gany[19] 등이 제시한 같은 평균압력 내에서 일반 부스터와 비교시 이론적으로 약 86%의 비추력을 갖는다고 제시하였는데, 알루미늄 조성의 무노즐 부스터의 경우 비추력이 약 86%로 나타났으나, 지르코늄 조성의 무노즐 부스터의 경우는 비추력이 약 72%로 나타나 알루미늄 조성보다 낮게 나타났다. 그러나 밀도비추력의 경우 알루미늄 조성의 경우 84%이나 지르코늄 추진제는 약 83%로 나타나 큰 차이가 없었다. 또한, 알루미늄 조성의 추진제와 동일한 세장비($L/D=15$)에서는 두 개의 조성이 모두 밀도비추력이 86%로 나타나 차이가 없었다. 알루미늄 조성의 추진제 경우 최대 밀도비추력을 갖는 조성이었고, 지르코늄 조성의 추진제 경우 CEA에 의한 이론상 최대 밀도비추력이 아닌 Min[15] 등이 제안한 조성으로 구성되었기에 두 금속연료의 함유량이 달라 발생한 원인으로 보인다. 지르코늄 조성의 추진제의 밀도비추력이 최대가 아님에도 불구하고 동일한 결과가 나온 것으로 보아 성능이 우수한 것으로 판단된다.

HTPB/Reduced smoke 조성으로 실린더 형태의 내탄도 형상을 갖으며 노즐이 장착된 Classical Motor($L/D=7$)와 비교 결과, 알루미늄 조성의 무노즐 부스터에서는 같은 $L/D=7$ 인 조건에서 모든 성능이 만족되었으나, 지르코늄 조성의 무노즐 부스터에서는 세장비가 더 짧은 $L/D=6$ 조건에서 만족되었다(Fig. 17). Classical Motor에 비해 두 조성의 무노즐 부스터가 세장비가 같거나 짧은 조건에서 성능이 만족된 것으로 보아 HTPB/Reduced smoke 조성의 추진제에 금속연료가 함유되지 않아 에너지의 차이로 인해 발생한 결과로 판단된다. 앞서 Basic Motor에서

비교한 것과 마찬가지로 세장비가 짧은 지르코늄 조성의 무노즐 부스터의 추진제 무게는 밀도차로 인하여 알루미늄 조성의 무노즐 부스터와 차이가 나지 않았다. 평균 압력 및 추력은 각각 20%와 40%로 지르코늄 조성의 무노즐 부스터가 컸으나 총역적 및 비추력은 차이가 없었고, 밀도비추력은 15% 높게 나타났다. 또한, 두 조성의 부스터 형상조건이 일치하는 L/D=7에서는 모든 성능에서 이 차이가 더욱 커져 밀도비추력은 지르코늄 조성의 무노즐 부스터가 19% 높게 나타난 것으로 보아 우수한 성능의 추진제임을 알 수 있다.

마지막으로, 일반적으로 널리 사용되는 70 mm급 HTPB/Reduced smoke 조성의 Classical Motor(L/D=14)와의 비교 결과 알루미늄 조성의 무노즐 부스터 모두 Classical Motor와 같은 세장비인 L/D=14 이상에서 비추력을 제외한 모든 성능이 동일 이상으로 나타났다(Fig. 18). 확보한 데이터를 벗어나기 때문에 외삽의 결과로 비교해보면 지르코늄 조성의 무노즐 부스터가 알루미늄 조성에 비해 평균 압력 및 추력은 각각 1.7배, 1.3배로 높게 나타났고, 밀도비추력은 5%로 향상되게 나타났다. 밀도비추력만 비교한다면 지르코늄 조성의 무노즐 부스터가 세장비 L/D=10의 조건에서 82%의 평균 압력으로 Classical Motor(L/D=14)와 일치하는 결과를 확보할 수 있었고, 같은 세장비에서 알루미늄 조성의 무노즐 부스터는 90%정도의 밀도비추력을 보여주기 때문에 지르코늄 조성의 추진제가 더 우수한 추진제임을 확인할 수 있었다.

3. 결 론

덕티드 로켓에서 사용되는 분리노즐의 단점을 보완하기 위해 추진제 그레이드에 노즐 형상을 적용시켜 노즐의 효과를 얻기 위한 무노즐 부스터를 개발하였다. 고밀도의 지르코늄 금속연료를 사용하여 고연소속도 및 저압력지수 조건을 만족시키면서 충전이 가능한 정도를 갖는 추진제 조성을 개발하였고, 이를 무노즐 부스터에 적용하였다. 노즐이 장착된 Basic Motor 및 실린더형

추진제 그레이드의 Cylindrical Motor와 성능 비교를 하였고, 세장비(L/D)에 따른 성능변화를 확인하였으며, 알루미늄 조성의 Basic Motor와 HTPB/Reduced-smoke 조성의 Classical Motor와 유사한 성능을 확보하기 위한 조건을 분석하였다. 이 결과를 토대로 이전 연구결과인 알루미늄 조성의 무노즐 부스터와 성능을 비교하였다. 정리된 결과는 아래와 같다.

1. 알루미늄 조성의 무노즐 부스터의 성능을 향상시키기 위해 지르코늄 금속연료를 사용하여 고연소속도, 고밀도, 저압력지수의 고성능 추진제를 개발하였다.
2. 연소초기 추력은 최대 압력시점에서부터 시작되지 않았으며, 곡선의 형태로 변곡되었다.
3. L/D=5, 6의 조건에서는 알루미늄 조성의 추진제와 달리 L* instability가 발생되지 않았다. 이는 지르코늄에 의해 생성된 연소물질의 분자량이 알루미늄에 의해 생성된 연소물질의 분자량과 비교하여 크기 때문에 연소시 유동 흐름에 안정성을 주었기 때문으로 판단된다.
4. 알루미늄 조성의 Basic Motor와 비교한 결과, 같은 추진제 길이(L/D=7)의 지르코늄 조성의 무노즐 부스터는 밀도차에도 불구하고 모든 성능이 낮게 나타났으나, 전체 모터 길이와 같은 추진제 길이를 갖는 L/D=9의 무노즐 부스터와 Cylindrical Motor는 추진제 충전량과 추진제 밀도차로 인한 무게 증가로 총역적은 Basic Motor와 비교하여 약간 앞서는 결과를 보였다. 밀도비추력은 Basic Motor와 비교하여 지르코늄 조성의 L/D=9인 무노즐 부스터는 83%로 알루미늄 조성의 무노즐 부스터보다 6% 높게 나타났다. 또한, L/D=9인 지르코늄 조성의 Cylindrical Motor의 밀도비추력의 경우에는 79%로 무노즐 부스터의 밀도비추력이 높은 것으로 판명되었다.
5. 알루미늄 조성의 추진제와 성능 비교시, 지르코늄 조성의 추진제는 비추력을 제외한 모든 작동성능은 높게 나타났으나, 밀도차에 의한 무게비로 인해 비추력은 L/D=7을 제외하고 적게 나타났다. 그러나 밀도비추력은 모든 세

장비에서 알루미늄 조성의 추진제보다 지르코늄 조성의 추진제가 높게 나타나 성능이 향상되었음을 알 수 있었다.

6. 지르코늄 조성의 추진제를 이용한 L/D=9의 무노즐 부스터와 동일한 세장비의 Cylindrical Motor의 비교 결과, 초기 연소면적의 차이로 인하여 Cylindrical Motor의 최대/평균 압력/추력이 높게 나타났다. 또한 알루미늄 조성의 추진제와 마찬가지로의 결과로, 연소초기 발생된 압력차는 연소가 진행됨에 따라 점점 감소하였고, 추력차는 연소가 진행됨에 따라 점점 크게 증가하였다.
7. 길이에 대한 효과로 L/D > 8인 경우와 비교하여 L/D < 8 인 경우가 압력과 추력 모두 기울기가 크게 나타나 세장비가 짧을수록 압력과 추력에 큰 영향을 주는 것으로 판단된다.
8. 동등 이상의 성능을 확보하기 위한 지르코늄 조성의 무노즐 부스터의 조건으로는 아래와 같다.
 - 1) Basic motor에서는 $L/D \geq 13$
 - 2) HTPB/reduced-smoke classical Motor (L/D=7)에서는 $L/D \geq 6$
 - 3) 70 mm급 HTPB/reduced-smoke classical Motor(L/D=14)에서는 $L/D \geq 14$ 의 조건에서 비추력을 제외한 모든 성능을 확보할 수 있는 것으로 나타났고 이 조건들은 알루미늄 조성의 결과와 비교시 더 짧은 세장비로 나타났다.

위의 결과로부터 알루미늄 조성과 지르코늄 조성의 추진제에 대한 성능을 비교해보면, 비록 두 금속연료의 함유량 차이로 인해 직접적인 비교는 어렵지만 본 시험결과로부터 판단 시 동등 이상의 성능을 확보하기 위해서는 밀도 비추력이 높게 나타난 지르코늄 조성의 추진제가 유리한 것으로 판단된다.

References

1. Webster, F.F., "Liquid Fueled Integral Rocket Ramjet Technology Review," *14th AIAA/SAE Joint Propulsion Conference*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 1978-1108, Jul. 1978.
2. Webster, F.F., "Integral Rocket/Ramjet Propulsion-Flight Data Correlation and Analysis Techniques," *Journal of Spacecraft*, Vol. 19, No. 4, pp. 326-336, 1981.
3. Ronald S.F., "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, pp. 27-28, 2004.
4. Sung, H.G. and Yoon, H.G., "Technical Review and Analysis of Ramjet/Scramjet Technology. I. Ramjet Engine(Liquid Ramjet, Ducted Rocket)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 10, No. 1, pp. 72-86, 2006.
5. Albert, L., "Nozzleless Booster Hardware Demonstration Progress to Date," *24th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Boston, M.A., U.S.A., AIAA 1988-3366, Jul. 1988.
6. Procinsky, I.M. and McHale, C.A., "Nozzleless Boosters for Integral-Rocket-Ramjet Missile Systems," *Journal of Spacecraft*, Vol. 18, No. 3, pp. 193 -199, 1981.
7. Procinsky, I.M. and Yezzi, C.A., "Nozzleless Performance Program," *18th Joint Propulsion Conference*, Cleveland, O.H., U.S.A., AIAA-82-1198, Jun. 1982.
8. Farinaccio, R. and Lessard, R., "Nozzleless Booster Performance Study", Technical Report, DREV TR 2001-285, 2011.
9. Farinaccio, R. and Lessard, R., "Experimental Investigation of High Burn Rate Propellant for use in Nozzleless Boosters", *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., AIAA 2000-3320, Jul. 2010.
1. Webster, F.F., "Liquid Fueled Integral

10. Nahon S., "Nozzleless Solid Propellant Rocket Motors Experimental and Theoretical Investigations", *20th Joint Propulsion Conference*, Cincinnati, O.H., U.S.A., AIAA-84-1312, Jun. 1984.
11. Krishnan, S. and Ramakrishnan, R., "Effect of Motor Length and Propellant Formulation on Nozzleless Solid Rocket Performance," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, Vol. 213, No. 1, pp. 35-44, 1999.
12. Calzone, R.F., Mayer, A.E.H.J., Dijkstra, F., Elands, P.J.M., Stowe, R.A., Farinaccio, R., Dubois, C., Lesage, F., Wong, F.C, Lessard, P. and Lauzon, M., "Integral Rocket Ramjet Demonstration Program(IRRDP) Executive Summary Report," TNO report, PML 1998-A85, 1998.
13. Khil, T., Jung, E., Lee, K., Ryu, T. and Lee, H., "Development of Nozzleless Booster casted to Solid Propellant with Al as a Metal Fuel," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 4, pp. 52-62, 2017.
14. McBride, B.C. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, II: User Manual and Program Description," NASA RP-1311, 1996.
15. Min, B.S. and Hyun, H.S., "Study on Combustion Characteristics of HTPB/AP Propellants Containing Zirconium," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 1, pp. 211-213, 2012.
16. Traineau, J.C. and Kuentzmann, P., "Some Measurements of Solid Propellant Burning Rates in Nozzleless Motors," *20th Joint Propulsion Conference*, Cincinnati, O.H., U.S.A., AIAA-84-1469, Jun. 1984.
17. Blomshield, F.S., "Lessons Learned in Solid Rocket Combustion Instability," *AIAA, Missile Sciences Conference*, Monterey, C.A., U.S.A., AIAA 2007-5803, Nov. 2006.
18. Min, B.S, Hyun, H.S., and Yim, Y.J., "Combustion Characteristics of HTPB/AP/Zr Propellant," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 9, No. 2, pp. 9-16, 2005.
19. Gany A. and Aharon I., "Internal Ballistics Considerations of Nozzleless Rocket Motors", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 6, pp. 866-873, 1999.

초음속 풍동에서 발생하는 충격파의 히스테리시스 현상에 관한 연구

이익인^a · 한그루^a · 김태호^a · 김희동^{a,*}

Study on the Hysteretic Behaviors of Shock Wave in a Supersonic Wind Tunnel

Ik In Lee^a · Geu Roo Han^a · Teo Ho Kim^a · Heuy Dong Kim^{a,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Andong National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: kimhd@anu.ac.kr

ABSTRACT

Hysteresis phenomena are often encountered in a wide variety of fluid flow systems used in industrial and engineering applications. Hence, in recent years, a significant amount of research has been focusing on clarifying the physics of the flow hysteresis appearing during the transient change of the pressure ratios and influencing the performance of the supersonic wind tunnel. However, investigations on the hysteresis phenomenon, particularly when it occurs inside the supersonic wind tunnel, are rare. In this study, numerical simulations were carried out to investigate the hysteresis phenomena of the shock waves encountered in a supersonic wind tunnel. The unsteady and compressible flow was analyzed with an axisymmetric model, and the N-S equations were solved by using a fully implicit finite volume scheme. The optimal pressure ratio was determined from the hysteresis curves, and the results can be utilized to operate the wind tunnel efficiently.

초 록

유체 유동 시스템에서 히스테리시스 현상은 다양한 산업 및 공학 응용 분야에서 발생하며, 최근 이에 대한 많은 연구가 수행되어 왔다. 이러한 현상은 주로 압력비가 일시적으로 변화하는 과정에서 발생하며 초음속 풍동에 영향을 미칠 것으로 예상되나, 이에 대한 연구는 찾아보기 힘들다. 본 연구에서는 초음속 풍동 내부에서 발생하는 히스테리시스 현상을 수치해석으로 조사하였다. 비정상, 축대칭, 압축성 N-S 방정식을 유한 체적법으로 이산화 하였으며, 난류모델은 Spalart-Allmaras을 적용하였다. 본 연구의 결과로 전압의 증감에 따라, 동일한 압력비에서 발생하는 충격파의 위치가 다르게 나타났으며, 이를 통해 초음속 풍동을 효율적으로 작동시킬 수 있는 최적의 압력비를 찾을 수 있음을 알았다.

Key Words: Supersonic Wind Tunnel(초음속 풍동), Hysteresis Phenomenon(이력 현상), Shock Wave Location(충격파 위치), Internal Flows(내부 유동)

히스테리시스 현상은 일반적으로 물질의 탄성, 전기 및 자성에서 쉽게 나타나며 어떤 물리량이 주기적 또는 어떤 범위를 갖고 움직였을 때, 그 이전에 물질이 경과해온 상태의 변화 과정에 의존하여 출발지로 돌아오지 못하고 다른 값으로 떨어지는 현상을 일컫는다. 그러나 최근 이러한 히스테리시스 현상은 다양한 산업 및 공학 응용 분야뿐만 아니라 역학, 물리학, 수문학, 경제학 등 여러 분야에서 쉽게 접할 수 있는 현상이다. 특히 유체 부문에서는 이중모드 램제트(dual-mode ramjet), 초음속 풍동(supersonic wind tunnel), 로켓 노즐 등 많은 분야에 나타나고 있다.

초음속 풍동에서 발생하는 히스테리시스 현상을 간략하게 Fig. 1에 나타내었다. 이론적으로 초음속 풍동에서 풍동압력비(wind tunnel pressure ratio)를 증가시키면 (a)지점인 첫 번째 노즐 목(nozzle throat)에서 수직충격파(normal shock wave)가 발생한다. 이 후 풍동압력비를 서서히 증가시키면 충격파는 풍동 출구 방향으로 이동하게 되며 (b)지점인 측정부(test section)에 충격파가 위치하게 된다. 풍동압력비를 좀 더 증가시키면 충격파는 측정부 끝단에 위치하게 되는데, 이 압력비를 시동압력비(starting pressure ratio) ϕ_s 라 한다. 축소유로에선 충격파가 발생할 수 없으므로 충격파는 2차목(2nd throat)인 (c)지점에서 발생하여 (d)지점으로 이동한다. 그 후 다시 풍동압력비를 감소시키면 충격파는 (c) - (e)지점을 지나 (f)지점으로 이동하게 된다. 이때 (e)지점의 압력비를 작동압력비(operating pressure ratio) ϕ_b 라 한다. 이러한 현상은 측정부에서 충격파와 벽면 경계층의 간섭 현상에 의하여 발생하며, 만일 비점성유동 계산을 수행한다면 작동압력비와 시동압력비는 동일할 것으로 예상된다.

히스테리시스 현상을 적절히 이용한다면 초음속 풍동의 효율적인 운전이 가능하다. 또한 기계 장치의 성능이나 수명 저하에 영향을 야기시키므로 히스테리시스 현상에 대한 정확한 이해가 필요하다.

최근 히스테리시스 현상에 관한 많은 연구가 수행되었으며, 그중에 하나로 로켓 엔진에 사용

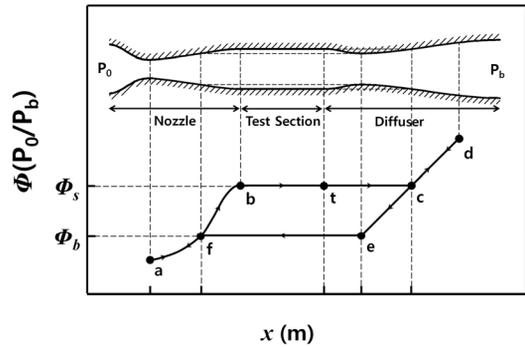
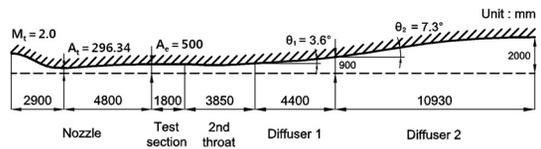
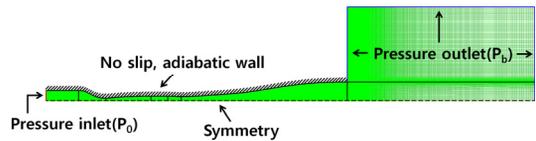


Fig. 1 Hysteresis diagram in supersonic wind tunnel.



(a) Computational domain



(b) Boundary conditions and computational grid

Fig. 2 Computational domain and boundary conditions.

되는 추력 노즐을 예로 들 수 있다[1]. 또한 2차원 초음속 노즐에서 발생하는 히스테리시스 현상의 실험 및 수치해석적 연구는 비교적 상세히 보고된 바 있다[2,3]. 하지만 초음속 풍동에서 히스테리시스 현상이 발생하는 이유와 조건, 또한 이러한 히스테리시스 현상에 미치는 유동변수와 제어방법에 대한 구체적인 연구는 미흡한 실정이다.

본 연구에서는 Blow-Down 형식의 JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel(JSWT) 풍동으로 2차원 대칭 수치해석을 수행하였으며, 이를 종래의 실험 결과와 비교 검증하였다. 초음속 풍동 내부에서 발생하는 히스테리시스 현상을 수치해석적으로 조사하기 위해, 풍동압력비를 선형적으로 변화시켜 충격파의 위치를 확인하였고 서로 다른 측정점에서 측정된 압력변동을 비교하였다.

2. 수치해석 방법

본 연구에 앞서, 수치해석 타당성을 조사하기 위한 선행연구로 여러 가지 격자에 대한 수치해석을 수행하였으며 여러 난류모델을 적용하여 선행 실험결과와 비교하였다. 그 결과 후술하는 바와 같은 계산영역과 계산격자를 얻을 수 있었으며, Spalart, P.R. 와 Allmaras, S.R.[4]가 제안한 Spalart-Allmaras One-Equation 난류모델을 사용한 결과 실험 결과를 잘 예측하였다.

수치해석은 상용코드인 Fluent Ver. 15.0을 사용하였다. 2차원 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식을 적용하였으며, 완전 내재적 유한 체적법(implicit finite volume scheme)을 적용하였다. 또한 압축성 유동을 고려하여 지배 방정식을 density-based solver인 coupled scheme을 적용하였으며, 수치적 안정성을 위해 AUSM-DV와 2nd order up-wind scheme을 적용하여 대류항(conective term)을 계산하였다.

본 연구에서 사용한 JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel(JSWT)는 2개의 고압탱크에 저장된 건조 공기가 압력 조절기, 가변 2차원 노즐, 측정부(test section), 2차 목(2nd throat)을 가진 디퓨저를 통과하여 대기로 방출되는 구조이다. 측정부의 크기는 높이 1 m, 폭 1 m, 길이 1.8 m, 마하수는 1.4에서 4.0까지 설정 가능하며, 레이놀즈 수 적용 범위는 $2.0 \times 10^7 \sim 6.0 \times 10^7$ (1/m)이다. 작동시간(run time)은 최대 40초이다.

Fig. 2에서 수치해석에 사용된 JSWT 풍동의 계산영역과 경계조건을 나타내었다[5]. 본 수치해석에 사용된 계산영역의 총 격자수는 대략 20 만개를 사용하였으며, 경계층이 발달하는 부분, 유동이 초크하는 목 부분, 그리고 충격파 발생 예상 부분에 격자를 집중시켰다. 모든 벽면은 단열(adiabatic), 점착(non-slip) 조건을 입구는 pressure inlet, 출구는 pressure outlet 조건을 적용하였다. 입구 전압(P_0)은 115 kPa ~ 420 kPa 범위에서 변화시켰으며, 출구 배압(P_b)은 101.325 kPa로 고정하였다. 또한 전온도(T_0)는 300 K로 일정하며, 작동시간은 1.0×10^{-5} 으로 1초 동안

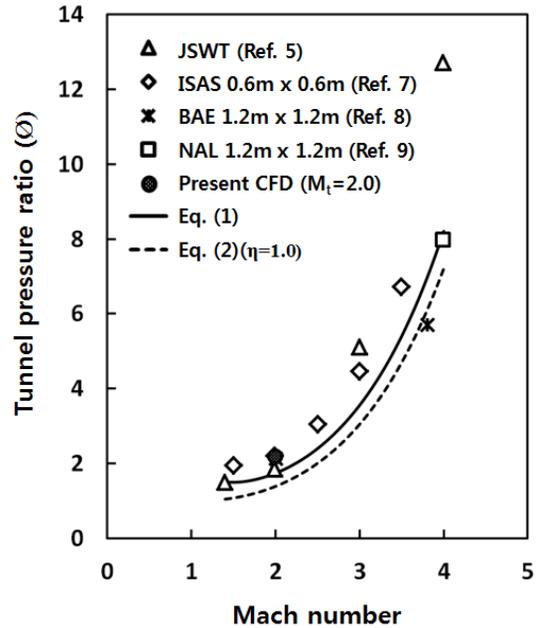


Fig. 3 Mach number at various pressure ratios in wind tunnel.

비정상 계산을 하였다.

본 연구에서 사용한 초음속 풍동의 2차원 노즐은 노즐 입구로부터 노즐 목까지 길이가 2900 mm, 노즐 목으로부터 출구면, 즉 측정부의 입구까지의 길이는 4800 mm 이다. 측정부의 크기는 높이 500 mm, 길이 1800 mm이며, 2차목을 가진 디퓨저의 길이는 3850 mm이다. 디퓨저 1(Diffuser 1)과 디퓨저2(Diffuser 2)의 길이는 각각 4400 mm, 10930 mm이며 디퓨저1의 확대반각(θ_1)은 3.6° , 디퓨저2의 확대반각(θ_2)은 7.3° 로 고정하였다. 또 본 연구에 사용된 설계마하수 (M_1)는 2.0이며, 유로의 폭은 1000 mm로 일정하다[6].

3. 결과 및 고찰

초음속 풍동에서 발생하는 히스테리시스 현상을 조사하기에 앞서, 본 연구에서 수행한 수치해석 결과와 JSWT의 실험결과를 비교하여 타당성을 조사하였다.

Fig. 3은 초음속 풍동에서 마하수와 풍동압력비 ϕ (=상류정체실의 압력 P_0 /풍동의 배압 P_b)의 관계를 선행연구에서 수행한 실험 결과와 비교하였다[5,7-8]. 그 결과, 본 연구의 수치해석 결과가 JSWT에서 수행한 실험결과와 잘 일치하였다. 디퓨저의 영향을 고려하지 않고 설계마하수(M_t)에서 측정부에 수직충격파가 발생한다고 가정하였을 경우, 시동압력비는 등엔트로피 관계식과 수직충격파 관계식으로 부터 Eq. 1로 나타난다.

$$\phi = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left\{ \frac{\gamma+1}{2\gamma M_t^2 - (\gamma-1)} \right\} \quad (1)$$

Eq. 1에서 풍동 하류에 디퓨저 효율 η 를 도입하면 Eq. 1은 Eq. 2로 쓸 수 있다.

$$\phi = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left\{ \frac{\gamma+1}{2\gamma M_t^2 - (\gamma-1)} \right\} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \eta \frac{(\gamma-1)M_t^2 + 2}{2\gamma M_t^2 - (\gamma-1)}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

$\eta=0$ 인 경우, 충격파 하류의 흐름이 완전히 박리된 경우를 나타내며 $\eta=1$ 인 경우는 충격파 하류에서 압력이 배압까지 완전히 회복하여 디퓨저 출구에서 유속이 0인 경우를 의미한다.

그러나 Fig. 3에서 각 풍동의 시동압력비는 각각 다른 특성을 보였으며, 실제 풍동에서는 디퓨저에 의한 압력상승이 있으므로 Eq. 1에서 얻은 값보다 높은 풍동압력비에서 풍동의 시동이 예상되지만, 항상 그렇지 는 않았다. JSWT는 마하수 2.0 인 부분에서 이론값과 비슷한 경향을 보였다. 그러나 마하수 3.0에서 시험에 필요한 압력 비율이 급격히 증가하는 경향이 나타났다.

측정부에서의 경계층 두께를 마하수 2.0에서 선행연구의 실험 결과와 비교하여 Fig. 4에 나타내었다[10]. 그 결과 JSWT의 실험 결과와 매우 일치한 결과를 얻었으며, 경계층 두께는 마하수 2.0에서 대략 60 mm이다. 위에서 언급한 두 결과를 토대로 실험결과와 수치해석 결과가 잘 일치하였다.

Fig. 5는 초음속 풍동에서 풍동압력비를 변화

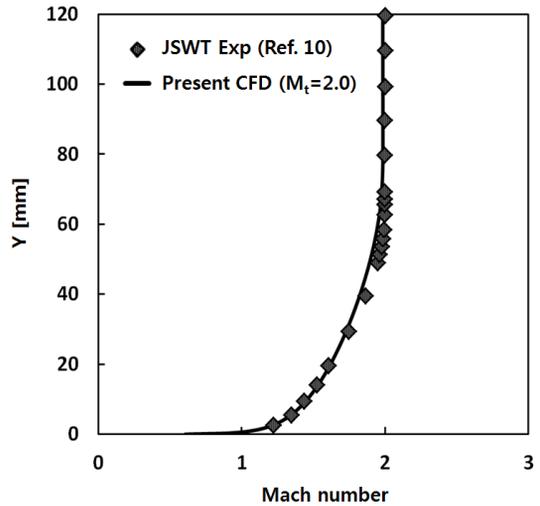


Fig. 4 Comparison of experimental and predicted mach number in boundary layer.

시켜 각 풍동압력비에 따른 유동장의 마하수 분포를 나타내었다. 그림의 결과들은 풍동의 배압을 고정시키고 정체실 상류의 전압을 선형적으로 증가시켜 수치해석을 수행한 후, 정체실 상류의 전압을 초기상태로 감소시킨 과정에서 얻어진 결과이다. 상류정체실 압력이 증가함에 따라 노즐 목에서 발생하는 충격파가 초음속 풍동 출구방향으로 이동하게 되며, 충격파의 형태 또한 변화된다. 충격파가 노즐 상류에 발생할 때는 수직 충격파의 형태를 띠나, 하류로 이동함에 따라 의사충격파의 형태로 변화된다. 이것은 노즐 벽면에서 발생하는 난류경계층과 충격파의 간섭현상에 기인한 것이다. 또 중요한 것은 압력비의 증감과정에서 충격파의 위치가 서로 상이하었다. 따라서 초음속 풍동의 시동압력비는 Eq. 1과 그림에서 압력비가 증가하는 과정의 압력비 2.27에서 얻어지며, 압력비가 감소하는 과정의 압력비 1.38 부근에서 작동압력비가 얻어진다는 것을 알 수 있다.

Fig. 6에서 초음속 풍동 벽면에서의 압력분포를 조사하기 위해, 횡축은 측정부 중심에서의 거리로 나타내었으며 종축은 벽면의 정압을 상류정체실 압력으로 무차원하여 나타내었다. 풍동압력비(ϕ) 증가과정에서 얻은 벽면의 압력 분포를

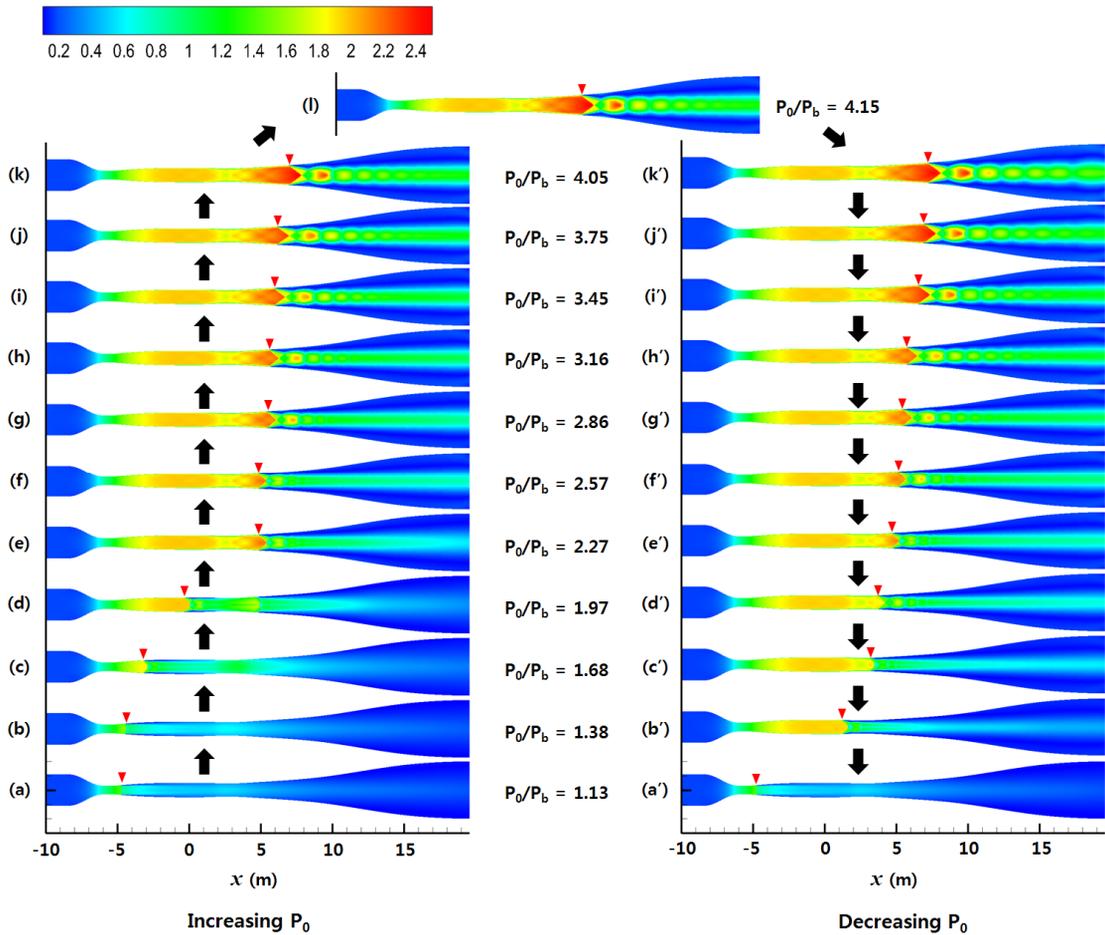


Fig. 5 Mach number contours at various pressure ratios.

실선으로 표시하였으며, 감소과정에서 얻은 벽면의 압력분포는 점선으로 표시하였다. 2차 목의 영향으로 압력손실의 원인이 되는 경계층 박리 현상이 발생하였으며, 풍동압력비의 증가과정과 감소과정에서 발생하는 풍동내의 충격파 위치 차이는 낮은 압력비에서 더 크게 나타났다.

시간변화에 따른 압력변화가 어떻게 나타나는지 조사하기 위해, 서로 다른 측정점에서 정압을 측정하여 Fig. 7에 나타내었다. 횡축은 상류정체실의 압력(P_0)이 변화되는 시간을 나타냈으며, 종축은 측정점의 정압(P)을 상류정체실 압력으로 무차원 하였다. 측정점의 자세한 위치는 Fig. 7에 자세히 표시하였다. 상류정체실 압력은 초기

지점에서 1초까지 증가하며, 이후 2초까지 감소하여 초기조건으로 돌아간다. 상류정체실의 압력이 증가함에 따라 충격파는 풍동 출구방향으로 이동됨을 Fig. 5에서 앞서 설명하였다. 풍동에서 발생하는 충격파의 위치가 측정점에 근접 할수록 압력비(P/P_0)는 감소하였으며, 충격파가 모든 측정점을 지나는 지점인 $t=0.4$ 초를 기준으로 이후의 모든 측정점에서 압력비는 일정하게 유지되었다. 이러한 경향은 상류정체실의 압력감소 과정에서도 나타난다. 그러나 $t=1.6$ 초를 기준으로 압력비가 증가하는 과정에서 상류정체실 압력이 증가하는 과정과 차이가 발생하였다. 초기 상태에서 0.4초 부근까지 압력비가 감소되나 상

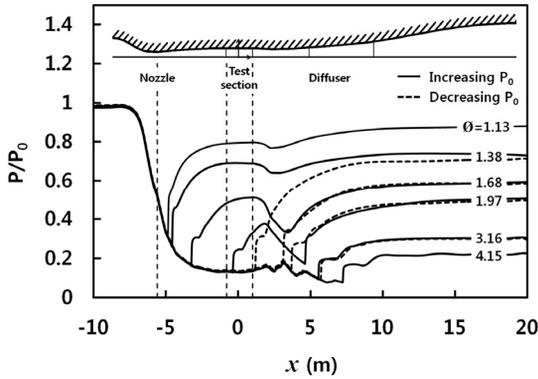


Fig. 6 Static pressure distributions on tunnel wall.

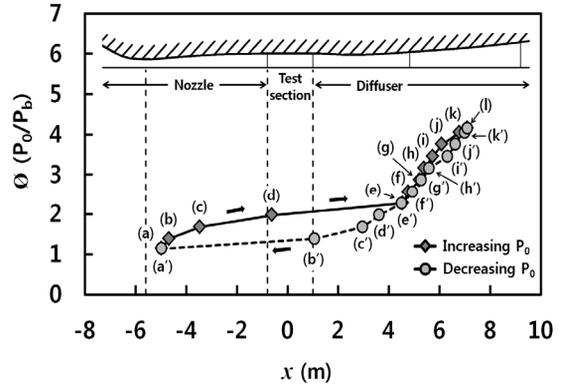


Fig. 8 Hysteresis diagrams for shock wave locations.

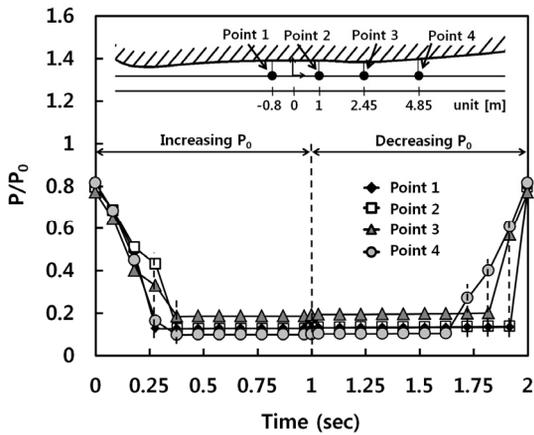


Fig. 7 Static pressure distributions along the centerline at various instances.

류정체실 압력의 감소과정에서는 이보다 더 늦은 1.9초 부근에서 압력비가 증가하였다.

Fig. 8은 초음속 풍동에서 발생하는 충격파의 위치를 바탕으로 히스테리시스 곡선을 나타내었다. 횡축은 측정부 중심에서의 거리이며, 종축은 풍동압력비로 나타내어 비교하였다. 서로 다른 풍동압력비에서 발생하는 충격파의 위치를 심볼로 표시하였다. 상류정체실 압력이 증가함에 따라 충격파 발생 위치는 풍동 출구 방향으로 이동하였다. (e)지점에서 초음속 풍동이 시동되었으나 동일한 풍동압력비인 (e')을 지나 (b')에서 초음속 풍동이 작동되었다. 히스테리시스 현상은 모든 범위의 풍동압력비에서 발생하였지만, 특히 풍동압력비가 (a)~(e) 범위에서 매우 넓게 발생

했다. 이러한 충격파 위치의 히스테리시스는 측정부 하류 디퓨저에서도 발생하게 되며, 따라서 작동압력비를 결정하는 경우에, 충격파의 위치를 2차 목으로부터 먼 하류까지 위치하도록 압력비를 변화시키면 풍동의 효율이 감소하게 된다. 실제의 풍동 운전은 충격파를 2차 목 바로 하류에 위치하도록 압력비를 증가시킨 후, 압력비를 감소시켜 작동압력비를 얻는 것이 가장 바람직하다.

4. 결 론

본 연구에서는 초음속 풍동에서 발생하는 히스테리시스 현상을 조사하기 위해, 2차원 비정상 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식을 적용하여 수치해석을 수행하였다. 초음속 풍동에서 풍동압력비를 변화시켜 내부에 발생하는 충격파의 위치를 토대로 히스테리시스를 분석하였으며, 아래와 같은 결과를 얻었다.

- (1) 상류정체실의 압력이 증가할수록 초음속 풍동에서 발생하는 충격파의 위치는 풍동 출구 쪽으로 이동하였다.
- (2) 상류정체실의 전압이 시간에 따라 선형적으로 증감하였을 때, 동일한 풍동압력비에서 발생하는 충격파의 위치가 서로 다르다.
- (3) 상류정체실 전압이 증가하는 과정과 감소하는 과정에서 발생하는 충격파의 위치를 비교하

였을 때, 상류정체실 전압이 증가하는 과정에서 발생하는 충격파가 감소하는 과정에서 발생하는 충격파의 위치보다 항상 상류에 위치한다.

(4) 히스테리시스 현상으로 인해 초음속 풍동의 시동압력비와 작동압력비가 서로 다른 풍동압력비를 가진다. 이러한 현상을 적절히 제어한다면, 작동압력비를 줄여 초음속 풍동의 효율적인 운전이 가능하다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 한국연구재단(NRF)의 사업인 중견연구자지원사업 (No. NRF-2016R1A2B3016436)의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

References

1. Lee, J.S. and Kim, H.D., "The Effect of the Variation of Pressure Ratio on the Characteristics of Lateral Forces in an Over-Expanded Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 6, pp. 38-44, 2010.
2. Setoguchi, T., Matsuo, S., Alam, M.A., Nagao, J. and Kim, H.D., "Hysteretic Phenomenon of Shock Wave in a Supersonic Nozzle," *Journal of Thermal Science*, Vol. 19, No. 6, pp. 526-532, 2010.
3. Nam, J.S. and Kim, H.D., "Experimental Study on the Flow Hysteresis Phenomenon in a Supersonic Nozzle," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 16, No. 2, pp. 206-212, 2012.
4. Spalart, P. and Allmaras, S., "A One-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows." *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., pp. 439, Jan, 1992.
5. Akatsuka, J. and Nagai, S., "The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel," *27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, Chicago, I.L., U.S.A., AIAA 2010-4344, Jun. 2010.
6. "On the Design and Contruction of the 1m × 1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel." Technical Report of National Aeronautical Laboratory, NAL-TR29, 1962.
7. 入門朋子, 佐藤清, and 藤井孝藏. "ISAS 風洞における風洞始動時の衝撃荷重と流れ場." 第38 回流体力學講演會論文集, pp. 147-150, 2006.
8. "BAE SYSTEMS", retrieved 20 Dec. 2016 from http://www.baesystems.com/Products/Services/bae_prod_mas_wind_tunnel.html.
9. "ICAST(Information Center for Aerospace Science and Technology)", retrieved 22 Dec. 2016 from <http://www.icast.org.in/Resources/Dwtff1.pdf>.
10. Watanabe, M., Iijima, H., Sato, M., Nagai, S., Nishijima, H., Kimura, T. and Itabashi, Y. "A Measurement of Turbulent Boundary Layer Thickness at the JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel," JAXA-SP-04-013, 2005.

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.059>

DSC, ARC, ISCO를 활용한 다양한 순도를 가진 AP의 장기 열적안정성 연구

김승희^{a,*} · 권국태^a · 이소정^a

Study on the Long-term Thermal Stability by DSC & ARC and its ISCO behaviors with different AP Quality

Seunghye Kim^{a,*} · Kuktae Kwon^a · So Jung Lee^a

^aThe 4th R&D Institute - 2nd Directorate, Agency for Defense Development, Korea

* Corresponding author. E-mail: sh_kim@add.re.kr

ABSTRACT

We conducted an isothermal slow cook-off(ISCO) test for an aluminized explosive containing AP. The sample bulged before the run-away reaction, and therefore we were unable to obtain the ISCO data. However, these phenomena did not occur for a certain AP grade, which means that the quality of the AP exerted a significant effect on the thermal stability of the explosive formulation. In this study, we investigated the thermal stability difference between a good and bad AP grade. First, we characterized the thermal properties of all APs by Differential Scanning Calorimeter(DSC) and correlated them to the ISCO phenomena. In addition to the DSC study and ISCO test, we also investigated and calculated the SADT and self-heating rate by the ARC of the different AP qualities to interpret the thermal stability of the explosive formulation. Moreover, we investigated the impurity of the AP and a preparation method to remove the included impurity and crystallization. Finally, we implemented qualification methods to identify the quality of AP by DSC using a high-pressure crucible.

초 록

AP(Ammonium Perchlorate, NH_4ClO_4)를 포함하는 복합화약조성의 등온가열시험시, 일정 순도 이하의 AP를 사용하는 경우 “bulged”현상으로 인해 등온가열시험 결과를 얻을 수 없었다. 본 연구는 품질 혹은 순도에 따른 AP의 열적 안정성 차이에 대해 규명하기 위해 LOT 별 AP에 대해 DSC 결과를 분석하고, 그 분석결과를 등온가열시험 결과 및 ARC결과와 비교분석하였다. 또한 순도가 낮은 AP에 대해서는 재결정을 통해 포함된 불순물을 제거한 후 분석한 결과, 열적 안정성이 높아졌음을 확인하였다. DSC 고압팬을 사용하여 AP 순도를 결정하는 정량적 분석방법을 확립하였다.

Key Words: Ammonium Perchlorate(AP, 암모늄 퍼클로레이트), Thermal Stability(열적안정성), Isothermal Slow Cook-off Test(ISCO, 등온가열시험), Differential Scanning Calorimeter(DSC, 시차주사 열량측정법), Accelerated Rate Calorimeter(ARC, 가속속도 열량계)

내에 산소가 많은 염 형태의 에너지 물질로 고체 추진제, 알루미늄이 포함된 화약조성 그리고 파이로테크닉스 등의 산화제로 광범위하게 사용되고 있다.

이러한 AP를 포함하는 복합화약의 등온가열시험 시, 일정 순도 이하의 AP를 사용하는 경우 “벌어짐(bulged)”현상으로 인해 등온가열시험 결과를 얻을 수 없었다.

본 논문에서는 순도(품질)에 따른 AP의 열적 안정성 차이에 대해 규명하기 위해 LOT 별 AP에 대해 DSC 결과를 분석하고, 그 분석결과를 등온가열시험 결과 및 ARC결과와 비교분석하였다. 또한 순도가 낮은 AP는 재결정을 통해 포함된 불순물을 제거한 후 분석한 결과, 열적 안정성이 높아졌음을 확인하였고, DSC 고압팬을 사용하여 AP 순도를 결정하는 정량적 분석방법을 확립하였다.

2. 본 론

2.1 AP 순도에 따른 등온가열시험결과 비교분석

복합화약의 경우 NATO의 평가규정인 AOP-7에 따라 필수시험을 하도록 규정되어 있는데, 그 중 등온가열시험(Isothermal Slow Cook-off Test, ISCO)은 일정한 크기 및 형태의 화약시편을 일정한 온도가 유지되는 오븐에서 cook-off 현상이 일어날 때까지 가열하여 시험화약의 온도변화와 반응에 소요되는 시간을 측정함으로써 이 화약이 충전될 탄두의 크기 및 형태에 따른 시험화약의 임계온도(critical temperature)를 측정하는 시험으로 화약의 평가에 있어 매우 중요하고 과학적인 시험이다(Fig. 1).

최근 RDX, AP, Al, HTPB 결합제 조성으로 이루어진 주조형 복합화약의 경우, 등온가열시험에서 cook-off 반응이 일어나기 전에 벌어짐(bulged) 현상이 일어나서 화약 내부에 열축적이 되지 않아, 등온가열시험을 실패하는 사례가 나타났다(Fig. 2).

등온가열시험의 “벌어짐(bulged)” 현상은 원료 물질 중 AP의 순도를 재결정을 통해 개선한 후

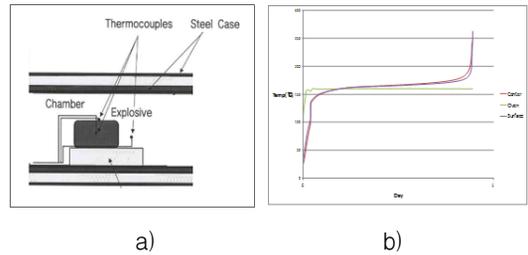


Fig. 1 ISCO test, a) cross sectional diagram of ISCO, b) temperature change pattern in ISCO test.

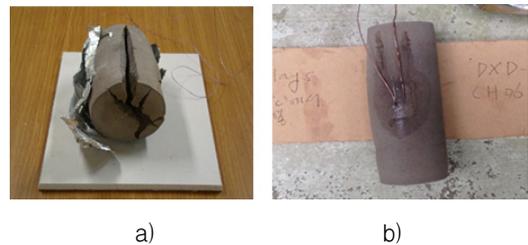


Fig. 2 a) The bulged test explosive specimen after ISCO test with H07 AP(impure), b) the test explosive specimen after ISCO test with H08 AP(pure).

해결되었고, AP가 화약의 열적 안정성에 큰 영향을 미친다는 결론을 얻을 수 있었다. Fig.2의 b)는 순도가 높은 AP를 적용하였을 경우의 등온가열시험 결과이며, 동일한 조건에서 같은 시간 시험한 a)에 비해 크랙이 없으며, 매우 깨끗한 시편의 표면을 확인할 수 있었다.

2.2 AP 순도에 따른 DSC 분석결과 비교분석

AP 순도에 따른 화약의 열적 안정성에 대한 규명을 위해 DSC(Differential Scanning Calorimeter)와 ARC(Accelerated Rate Calorimeter) 시험을 병행하여 실시하였다.

먼저, 모든 Lot의 AP를 DSC 분석을 실시하였으며, 등온가열시험 결과와 비교하여 분석하였다. 아래 그림은 AP의 DSC 분석결과이다(Fig. 3). 순도가 낮은 AP일수록 240°C의 흡열피크와 420°C의 분해피크 사이의 발열피크들이 크게 나타나는 것을 볼 수 있다.

순도가 높은 H06과 H08 AP는 등온가열시험에서도 좋은 결과를 보였으나, 순도가 낮은 나머

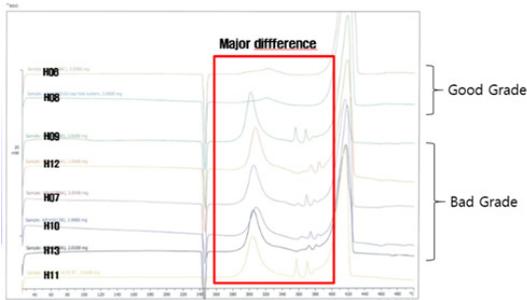


Fig. 3 DSC thermogram for AP with different production year.

지 AP들을 적용한 등온가열시험은 “벌어짐 (bulged)” 현상을 보였다. 이 결과로 보아, AP가 RDX보다 열분해 온도가 높음에도, 즉 열적으로 더 안정하지만 화약조성의 열 안정성에는 더 큰 영향을 미치는 것으로 보인다.

AP의 열적 거동에 대해서는 현재까지 많은 연구결과가 보고되어 있는데[1-6], 일반적으로 AP는 247°C에서 상전이 현상을 보이며, 첫 번째 분해는 약 300°C 부터 시작되어 마지막 분해가 약 390°C 이루어진다. 참고문헌에 따르면, 300°C 가량에서 나타나는 첫 분해 피크는 보통 H06이나 H08의 결과와 같이 매우 작는데 비해 그 이외의 AP 열분석 결과에서는 첫 분해 피크가 매우 크게 나타남을 확인할 수 있었다. 따라서 300°C에서 나타나는 분해 피크의 유무 혹은 분해피크의 크기 정도를 AP 순도 결정의 한 가지 기준으로 정할 수 있다고 판단하였다.

그러나 DSC 분석에 일반적으로 사용하는 알루미늄 팬은 오픈 시스템으로 AP가 분해하면서 발생하는 부식성의 HCl 가스로 인해 DSC의 챔버와 센서가 부식되는 문제를 야기하였다. 이에, 가격이 비싼 단점이 있지만 내부 압력을 200 bar까지 견딜 수 있는 금(gold)이 도금된 고압팬으로 교체하여 분석을 실시하였고, 이는 완전히 밀폐된 시스템으로 굉장히 많은 AP 시료의 분석에도 불구하고 DSC 장비에 전혀 피해를 가지지 않을 뿐더러, AP 순도를 온도에 따라 정량할 수 있었다(Fig. 4).

고압팬으로 분석한 DSC 데이터를 일반 알루미늄 팬으로 분석한 데이터와 비교하면 그 차이

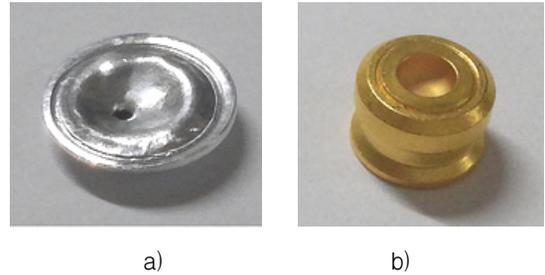


Fig. 4 Two different DSC crucibles; a) aluminum crucible, b) high pressure gold plating crucible.

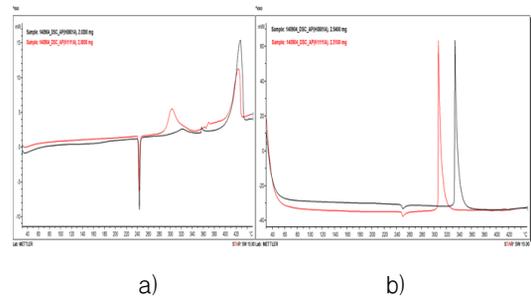


Fig. 5 DSC thermogram changes with crucibles for the same sample ; a) normal AL crucible, b) high pressure crucible.

가 확연히 나타난다. Fig. 5의 a)는 알루미늄 팬으로 분석한 데이터인데 붉은색으로 표시한 데이터는 앞서 언급한 대로 300°C 가량의 분해피크가 크게 나타나므로, 순도가 낮은 AP임을 확인할 수 있다. Fig. 5의 b)에서와 같이 순도가 다른 AP를 b)의 고압팬으로 분석한 데이터와 비교해보면 순도가 높은 AP와 순도가 낮은 AP간의 온도 차이가 크게 나타남을 알 수 있는데, 순도가 낮은 붉은색의 그래프는 약 310°C의 발열피크를 갖는 반면 순도가 높은 검정색의 그래프는 약 340°C의 발열피크를 가져 그 차이가 약 30°C가 되는 것을 확인할 수 있었다. 일반 알루미늄 팬에서 분석할 때 나타나지 않던 분해피크의 차이가 열적 손실이 전혀 없는 고압팬에서 분석했을 때에는 확연히 나타남을 확인하였고, 이는 AP의 순도를 정량할 수 있는 확실한 방법임을 확인할 수 있었다.

DSC 결과로 미루어보아 순도가 낮다고 판단되는 AP는 재결정 방법 중 cooling down 방법

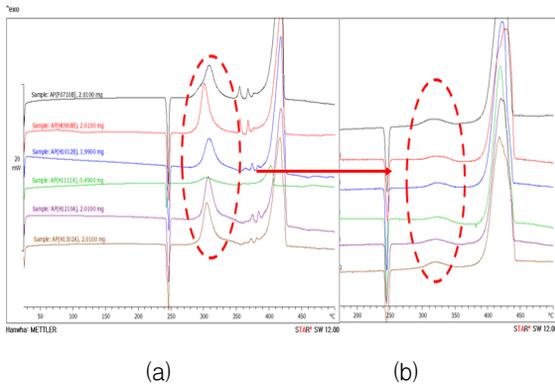
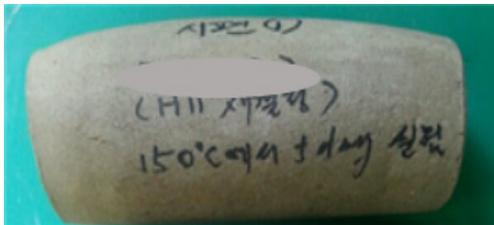


Fig. 6 DSC thermogram changes with recrystallization; (a) before recrystallization, (b) after recrystallization.



(a)



(b)

Fig. 7 The results of isothermal slow cook-off test with two different AP; (a) before recrystallization, (b) after recrystallization.

으로 불순물을 제거한 뒤, 다시 열분석으로 결과를 확인하였다. 이 분석결과는 일반 알루미늄 펜으로 DSC 분석을 통해 확인하였고, 그 결과 300°C가량에서 보이던 분해피크가 거의 사라질 정도로 순도가 개선되었음을 확인하였다(Fig. 6).

위와 같이 재결정 후의 AP를 적용하여 복합화약조성의 등온가열시험 시편을 재제작하였고, 등온가열 재시험 결과, 기존의 “벌어짐(bulged)” 현상이 개선되었음을 확인할 수 있었다.

등온가열시험의 경우, cook-off가 가능한 온도

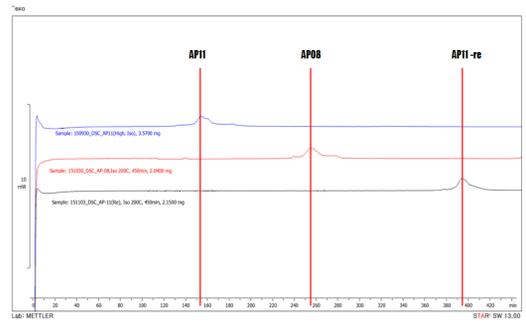


Fig. 8 DSC thermogram of isothermal mode at 200°C.

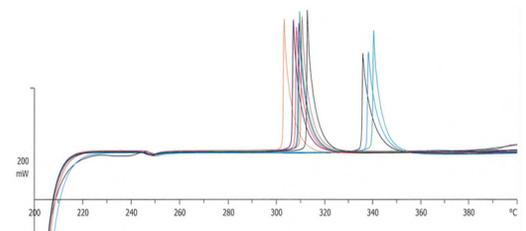


Fig. 9. DSC thermograms with Au crucible for the AP.

조건 하에서 시험을 진행하기 때문에 시험온도는 대략 130~200°C이다. 실제 등온가열시험이 이루어지는 온도인 200°C이하에서의 분해거동을 확인하기 위해 200°C에서의 DSC isothermal 모드로 실험한 결과 순도가 낮은 AP일수록 낮은 온도에서 분해거동을 보임을 확인할 수 있었다. 순도가 낮은 AP의 경우, 재결정 후에는 분해하는데 걸리는 시간이 약 2배 이상 증가하여 열적 안정성이 높아졌음을 확인하였다(Fig. 8).

앞서 설명한 대로 고압펜을 사용하면 AP의 분해온도로 순도를 결정할 수 있는데, 많은 LOT의 AP를 분석한 패턴들을 통해 분해온도 약 320°C를 기점으로 320°C 이하의 AP는 순도가 낮은 것으로 판단할 수 있었다(Fig. 9, Table 1).

2.3 AP 순도에 따른 ARC 시험결과와 비교분석

ARC (Accelerating Rate Calorimetry)는 유사 단열 환경에서 시료의 자가발열 속도를 측정하는 장비로, 측정시료 주변의 오븐 온도를 높임으로써 시료의 자가 발열(self-heating)을 유도한다

Table 1. Decomposition temperature of AP according to purity.

	A group								B group		
	H09	H07	H11	H13	H12	H10	F03	F07	H08	H06	F10
Td (°C)	303.17	306.83	307.00	308.17	309.17	309.50	310.50	312.67	335.83	337.31	340.33

(Fig. 10). 0.02 °C/min의 발열속도까지 발열반응을 측정할 수 있고, Heat-Wait-Search (HWS) 모드 원리로 측정한다. DSC 분석은 2 mg의 시료로 이루어지나, ARC의 경우 시료량이 약 200~500 mg 정도이므로, DSC보다 더 신뢰성있는 데이터를 얻을 수 있고, 거의 완벽한 단열환경에서 실험이 진행된다는 장점을 가진다[7-8]. ARC를 활용하여 AP의 순도에 따른 거동을 확인하고, 그에 따른 time to reaction와 SADT(Self-Accelerated Decomposition Temperature) 값을 계산하였다.

ARC는 약 500 mg의 AP 샘플로 실험을 진행하였고(실험에 사용한 cell은 titanium bomb으로 무게는 6.72 g이고, 비열은 0.523 J/gK), 모든 LOT를 전수 조사한 DSC와는 달리 순도별로 3개의 샘플만 진행하였다. 시료의 양이 크다보니, ARC의 온도 센서 및 챔버가 부식성 분해가스인 HCl로부터 데미지를 크게 입어, 최소한의 시료 개수로 실험을 진행하여 결과분석을 실시하였다. Fig. 11의 (a) DSC 고압팬 분석 데이터 중 순도별로 3개의 시료를 선정하였다. 분해온도가 가장 낮은 시료는 붉은색으로 표시하였고, 중간 정도의 분해온도와 순도를 갖는 시료는 검정색, 그리고 가장 높은 분해온도를 갖는 높은 순도의 시료는 파란색으로 표시하여 구분하였다.

ARC 실험 결과, 가장 낮은 순도의 시료가 가장 낮은 온도에서 가장 빨리 분해되는 것을 확인할 수 있었고(b), 승온속도 그래프 역시 순도가 가장 높은 파란색의 그래프가 가장 높은 onset값을 가지며 반응 속도의 척도인 기울기가 가장 가파른 것을 확인할 수 있었다(c). 즉, 순도가 높을수록 단열조건에서의 반응속도가 가장



Fig. 10 ARC(Accelerating Rate Calorimeter).

Table 2. Calculation of SADT.

	AP_1506	AP_160104	AP_160122
DSC T _d (°C)	342.3	331.5	319.3
Temp. at TMR(°C)	233.0	231.4	227.3
SADT(°C)	222.6	221.2	217.4

빠른 것으로 분석되었다. 이의 최대 반응속도에서의 시간을 비교하였을 때 약 160°C의 온도에서 순도가 가장 낮은 AP의 경우 30일 가량의 반응시간이 소요되었고, 가장 순도가 높은 AP의 경우 2X10³일의 반응시간이 소요되는 것으로 계산되었다(e).

ARC 실험에서 구해진 최대반응속도(TMR)에서의 온도를 바탕으로 SADT (Self-Accelerating Decomposition Temperature)값을 구할 수 있다. SADT는 시료 내부에 열이 축적되어 cook-off가 일어나는 온도를 의미하며, 고품화약의 안전도 측면에서 매우 중요하고도 많은 시간을 필요로 하는 실험이다. 따라서 소량의 시료만을 사용하여 ARC로 분석한 데이터를 통해, SADT 값을 계산할 수 있다는 것은 매우 의미가 있다고 할 수 있다.

$$T_{SADT} = T_{NR} - \frac{R(T_{NR} + 273.15)^2}{E_a} \quad (1)$$

SADT (Self-Accelerating Decomposition Temperature) 값은 Eq. 1과 같이 계산하여 구할

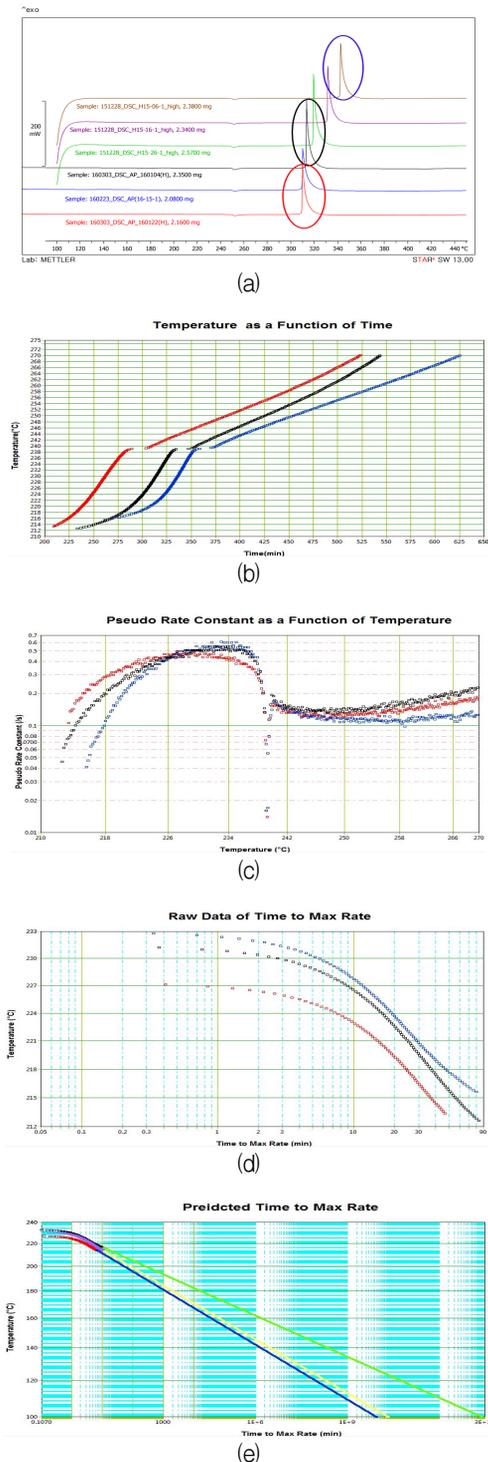


Fig. 11 Comparison of ARC results for the different AP quality.

수 있는데, 이 때 T_{NR} 은 temperature of no return 즉, 최대속도에서의 온도이며, E_a 은 activation energy 값을 의미한다. ARC 실험을 통해 분석한 TMR 값 및 활성화에너지 값을 위 식과 같이 계산하여 구하였으며, 그 결과는 Table 2와 같다.

DSC에서 분석한 분해온도가 높을수록 최대속도에서의 온도(T_{NR}) 및 자가발열에 의한 분해온도(SADT) 값이 큰 것을 확인할 수 있었다.

3. 결 론

본 연구에서는 품질 즉, 순도에 따른 AP의 열적 안정성 차이에 대해 규명하기 위해 모든 LOT의 AP에 대해 DSC 결과를 분석하고, 그 분석결과를 등온가열시험 결과 및 ARC 결과와 비교분석하였다. AP 순도에 따른 DSC 분해온도를 비교분석한 결과 일반 알루미늄 펜으로 분석 시에도 순도의 차이를 확인할 수 있었지만, Au 고압팬을 사용한 경우, 분해온도 320°C를 기준으로 하여 AP의 정량적인 QC가 가능하였고, 이를 AP의 순도 분석방법으로 확립할 수 있었다. 그러한 방법으로 QC하여 일정순도 이상으로 분류한 AP의 경우에는 등온가열시험 시, 문제점으로 제기되었던 “벌어짐(bulged)” 현상이 개선되었다. 또한 ARC로도 AP 순도에 따른 반응시간 및 temperature rate, time to reaction의 차이를 분석할 수 있었고, SADT 값에서도 확인한 차이를 보이는 것을 확인할 수 있었다.

References

1. Inder, P.S.K., Pratibha, S. and Gurdip, S., "nanocrystalline transition metal oxide as catalysts in the thermal decomposition of AP", *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 34, No. 4, pp. 351-356, 2009.
2. Prajakta, R.P. and Satyawati S.J., "Effect of nano-copper oxide and copper chromite on

- th thermal decomposition of AP", *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 33, No. 4, pp. 266-270, 2008.
3. Meirong S., Miao C. and Zhijun Z., "effect of Zn powers on the thermal decomposition of AP", *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 33, No. 4, pp. 261-265, 2008.
 4. Leili L., Fengsheng L., Linghua T., Li M. and Yang Y., "effects of nanometer Ni, Cu, Al on the thermal decomposition of AP", *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 29 No. 1, pp. 34-38, 2004.
 5. Tanlikulu, S.U., Eroglu, I., Bulutcu, A.N. and Ozkar, S., "The growth and dissolution of ammonium perchlorate crystals in a fluidized bed crystallizer", *Journal of Crystal Growth*, Vol. 194, pp.220-227, 1998.
 6. Tufts, L.E. and Eichler, D.L., "Crystallization of ammonium perchlorate", United States patent, US3419899A, 1968.
 7. Zhang, G., Jin, S. and Li, L., "Thermal hazard assessment of 4,10-dinitro-2,6,8,12-tetraoxa-4,10-diazaisowutrzitane (TEX) by accelerating rate calorimeter (ARC)", *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, Vol. 126, No. 2, pp. 467-471, 2016.
 8. Tou J.C. and LF, W., "The thermokinetic performance of an Accelerating rate calorimeter", *Thermochemica Acta*. Vol. 48, No. 1, pp. 21-42, 1981.

밀폐용기 연소실험 시 센서위치에 따라 변화하는 압력 진동에 대한 수치적 연구

한두희^a · 안길환^b · 류병태^c · 성홍계^{a,*}

A CFD Study on the Combustion Pressure Oscillation by a Location of a Pressure Transducer inside Closed Vessel

Doo-hee Han^a · Gil-hwan Ahn^b · Byung-tae Ryu^c · Hong-gye Sung^{a,*}

^aSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Korea

^bEnergetic Materials & Pyrotechnics Department, Hanwha Corporation R&D Institute, Korea

^cAgency for Defense Development, Korea

* Corresponding author. E-mail: hgsung@kau.ac.kr

ABSTRACT

A computational fluid dynamics simulation of pyrotechnic material combustion inside a cylindrical closed vessel was carried out using the Eulerian - Lagrangian method. The 5th order upwind WENO scheme and the improved delayed detached eddy turbulence model were implemented to capture shock waves. The flow structure was analyzed inside the cylindrical vessel with a pressure sensor installed at the side wall center. The analysis revealed that the pressure oscillated because of the shock wave vibration. Additionally, the simulation results with four different sensor tab depths implied that, inside the sensor tab, eddies were generated by the excessively large gap between the sensor diaphragm and the side wall. These eddies caused irregularity to the measured time-pressure curve, which is an undesirable characteristic.

초 록

밀폐용기 내 Zirconium/Potassium Perchlorate의 연소를 수치적 모델링을 통해 전산해석을 수행하였다. 5차 WENO 공간차분법과 improved delayed detached eddy (IDDES) 난류모델을 사용하여 충격파가 동반되는 내부 유동구조를 모사하였고, 라그랑지안 연소모델을 통해 화약 입자를 계산하였다. 옆면 중앙에 센서가 설치된 원통형 밀폐용기 내부 유동분석을 통해 압력 진동이 발생하는 원인을 규명하였다. 또한 센서 다이어프램 깊이 변화에 따라 측정되는 압력 데이터를 실험값과 비교분석 하였다. 그 결과 센서 탭의 깊이가 약 2.36 mm 이상으로 커지면 유동속도가 아음속으로 감쇠하고 복잡한 eddy가 발생하여 측정값에 큰 불규칙성을 야기하는 현상을 관측하였다.

Key Words: Closed Bomb Test(밀폐용기연소실험), Reactive Two-phase Flow(반응이상유동), Eulerian-Lagrangian Method(오일러리안-라그랑지안 방법)

밀폐용기 연소실험(Closed Bomb Test, CBT)은 밀폐용기 내부에서 고체연료를 점화시켜 발생하는 압력을 측정하는 실험이다. 이 방법은 주로 추진제나 화약의 성능을 측정하는데 사용된다. 하지만 다양한 형태의 파이로 작동기구[1-5]에 사용되는 Zirconium Potassium Perchlorate (ZPP)와 같이 연소속도가 빠른 화약은 점화 시 매우 큰 충격파가 발생하고, 용기 내부에서 충격파의 무작위적 반사에 의해 정확한 압력 측정 및 화약 특성분석이 쉽지 않다[6]. 이 경우 특히 압력 센서의 위치에 따라 전혀 다른 압력 데이터가 측정되기 때문에 위치에 따른 연소 및 유동 특성을 이해하고 실험을 수행할 필요가 있다. 유사한 연구로 NASA의 A. Dibbern 등[7]은 실험을 통해 압력 센서의 위치와 센서의 어댑터 직경에 따른 차이를 연구한 바 있지만 실험적 접근방법은 두꺼운 밀폐용기 내부에서 1 msec 이내에 발생하는 유동현상 가시화가 불가능하기 때문에 원인은 규명하지 못하였다.

본 연구는 전산해석을 이용한 내부 유동 관측을 통해 센서 위치에 따른 영향을 분석하여 향후 CBT 실험 시 센서 종류 및 설치위치 선택에 참고가 될 수 있도록 하였다. 강한 충격파가 동반되는 유동이기에 때문에 상류 5차 WENO 기법을 사용한 improved delayed detached eddy (IDDES) [8, 9] 난류모델을 사용하였고, 라그랑지안 기법으로 연소하는 화약 입자를 개별 추적하였다.

2. 수학적 모델링

2.1 ZPP 화약의 점화 및 연소 모델링

본 연구에 사용된 연료는 ZPP(Zr 52%, KClO₄ 42%, Viton 5%, Graphite 1%)이다. ZPP는 압력 카트리지 내부에 약 5000 psi로 압착되어 사용되며 육안으로 관찰 시 하나의 펠렛 형태이다. 펠렛 형태의 화약은 점화 방법에 따라 연소면적에 확연한 차이가 발생한다[10]. 펠렛을 한쪽면만 열린 용기에 두고 열린 면에 점화원을 가하면 고체로켓 추진제와 같이 열린 면의 단면에서부

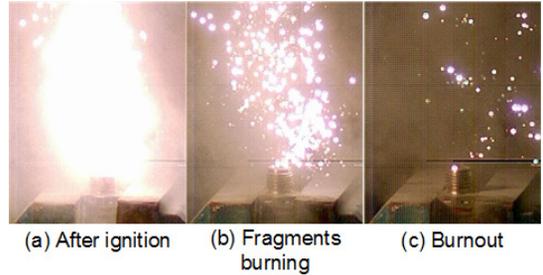


Fig. 1 Open air firing of ZPP pressure cartridge.

터 타들어 가지만 반대쪽의 단힌 면에서 점화 시 내부 압력에 의한 화염전파로 펠렛이 파편화되어 빠른 연소가 일어난다. Fig. 1은 ZPP가 장착된 압력 카트리지를 대기 중에서 점화시킨 후 초고속 카메라를 통해 촬영한 스냅샷이다. 위 설명과 같이 (a) 점화 직후 자체 압력에 의해 매우 빠른 속도로 퍼져나가고 (b) 사진 상으로 여러 개의 붉은 점들이 개별적으로 발광하는 것을 보아 그레놀 형태의 ZPP가 각각 연소하는 것으로 볼 수 있다.

ZPP의 점화는 매우 빠른 속도로 일어나기 때문에 수치적 계산 시 그레놀 단위로 고려하고 점화 직후부터 모사를 하여 모든 그레놀이 동시 점화 되어있다고 가정하였다. 실제 그레놀은 입도 분포가 존재하지만 시뮬레이션 상에서는 동일 분포로 가정하고, 본 연구자의 기존 연구 결과[11]에 따라 그레놀의 직경은 17 μm 로 가정하였다.

ZPP 입자의 개수(N)는 직경과 실제 장착 무게로부터 아래와 같이 계산한다.

$$N = \frac{M_t}{(\pi d_p^3 / 6)} \quad (1)$$

M_t 는 장착된 화약질량이고 d_p 는 입자의 평균 직경이다. 각 그레놀이 완벽한 구 형태를 갖고 가스상(gas phase)의 연소생성물이 존재한다는 가정 하에 압력지배[12]를 받는 Vielle의 법칙에 따라 그레놀 표면에서부터 중심 방향으로 아래의 속도(\dot{r})로 타들어 간다.

Table 1. Parameters for ZPP combustion.

Parameter	Value	Unit
a	1.94e-03	cm/ms/MPa ⁿ
n	0.47	-
M_t	00*	mg
d_p	17	μm
ρ_{zpp}	00*	kg/m ³
h_{comb}	5750	J/kg

*Closed information

$$\dot{r} = aP^n \quad (2)$$

여기서 a는 연소속도 상수, n은 연소속도 지수이며, P는 입자 주변의 압력이다. 상수 a와 n은 B. L. Poulsen과 K. K. Rink[13]가 측정한 값을 사용하였다. 하나의 입자가 연소하며 외부로 방출하는 연소생성물의 질량생성률 및 열방출율은 아래와 같다.

$$\dot{m}_{zpp} = d_p^2 \pi \dot{r} \rho_{zpp} \quad (3)$$

$$\dot{q}_{zpp} = \dot{q}_{zpp} h_{comb} \quad (4)$$

여기서 ρ_{zpp} 는 고체 ZPP의 밀도, h_{comb} 는 ZPP의 연소 엔탈피이다. Table 1은 입자연소 모델링에 사용된 각 계수를 나타낸다.

2.2 오일러리안-라그랑지안 기법을 이용한 이상유동 해석
 점화 후 연소중인 ZPP는 각각의 그레놀 단위로 계산할 수 있기 때문에 라그랑지안 기법을 이용하여 각 입자를 개별 추적하여 계산하였다. 라그랑지안 기법은 입자의 연소 모델을 쉽게 적용할 수 있고 물리적으로 정확한 장점이 있지만 입자의 개수가 증가함에 따라 컴퓨터 리소스를 크게 차지한다. 적절한 계산 시간을 확보하기 위해 본 연구는 Message Passing Interface (MPI)를 이용한 병렬 컴퓨팅을 수행하였다.

오일러리안 기법은 2차원 Navier-Stokes 방정식을 다룬다. 복잡한 충격파가 발생하기 때문에 충격파 포착에 유리한 상류 5차 WENO 기법에

IDDES 난류모델을 사용하였고 3차 Runge-Kutta 기법으로 물리적 시간 전진을 수행한다. 지배방정식은 아래와 같다.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} u_j}{\partial x_j} = \dot{\rho}_s \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j + \bar{p} \delta_{ij})}{\partial x_j} \\ = \frac{\partial (\tau_{ij} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i)}{\partial x_j} + \dot{F}_s \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{E} + \bar{p}) \tilde{u}_j}{\partial x_j} \\ = \frac{\partial (\tilde{u}_i \tau_{ij} - \bar{p} \tilde{h} \tilde{u}_i)}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{q}_j}{\partial x_j} + \dot{Q}_s \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{Y}_k}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_k)}{\partial x_j} \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\rho} D_k \frac{\partial \tilde{Y}_k}{\partial x_j} - \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_k \right) + \dot{S}_{s.k} \end{aligned} \quad (8)$$

Eq. 5, 6, 7 및 8은 각각 질량, 모멘텀, 에너지 및 화학종 보존방정식이다. 상첨자 $\bar{\quad}$ 및 $\tilde{\quad}$ 는 해당 변수의 시간평균 및 Favre 평균을 의미한다. 모든 식의 오른쪽 항에 소스텀이 존재하며 각 소스텀은 입자 연소에 의한 영향을 고려하였다. 소스텀의 정의는 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\rho}_s \\ \dot{F}_s \\ \dot{Q}_s \\ \dot{S}_{s.k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{m}_{zpp.cell} \\ \dot{m}_{zpp.cell} u_p - \pi / 6 d_p^3 \frac{du_p}{dt} \\ \dot{q}_{zpp.cell} - h \pi d_p^2 (T_g - T_p) \\ \dot{m}_{zpp.cell} \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서 $\dot{m}_{zpp.cell}$ 은 하나의 격자에 존재하는 모든 ZPP 입자의 질량 방출율 합을 의미한다.

입자와 가스의 대류 열전달계수 h는 아래와 같은 Ranz-Marshall의 실험식을 사용하여 대류

열전달률과 열전도율의 비율을 의미하는 Nusselt 수를 구하고(Nu), 열전달계수로 변환할 수 있다.

$$Nu = 2 + \frac{0.555Re^{0.5}Pr^{1/3}}{\sqrt{1 + 1.232Re^{-1}Pr^{4/3}}} \quad (10)$$

여기서 Re는 레이놀즈수, Pr은 프란틀수이다.

ZPP연소에 의해 발생하는 가스는 실제로 여러 가스종의 혼합물이지만 계산상으로는 하나의 연소생성물로 고려하였다. 연소생성물의 물성치는 CEA[14]와 NIST[15] 데이터를 이용하여 계산하였다.

입자거동은 뉴턴의 2법칙을 이용하여 계산 가능하다. 입자의 구동 힘은 유동과의 상대속도도 인해 발생하는 저항만 고려하였고, 그 힘은 아래와 같이 표현된다.

$$F_d = \frac{1}{8} C_d \rho \pi d_p^2 |u_r| u_r \quad (11)$$

여기에서 C_d 는 항력계수이고 u_r 은 상대속도이다.

3. 수치 계산 결과

3.1 수치적 계산 도메인 및 압력 데이터 취득 방법

계산은 Fig. 2와 같이 10 cc 부피의 원통형 밀폐용기 CBT를 모사하였다. 용기 우측에 압력 카트리지가 장착되어있고 이 위치에 ZPP 그레놀들이 초기화된다. 모든 그레놀은 동시점화를 가정하였다. 2-D 계산이기 때문에 10 cc 부피와 2-D 도메인의 부피를 상사하여 ZPP 입자를 주입하였다. 용기의 중앙 위쪽에 압력 측정을 위한 탭이 있다. 센서 탭의 깊이 L 은 0, 0.29, 0.58, 2.32 mm 로 총 4가지 경우를 고려하였다.

3.2 밀폐용기 내부의 유동 현상 분석

Fig. 3은 탭 길이 L = 0.29 mm 일 때 계산 결과를 실험 측정값과 비교한 것이다. 실험은 압력

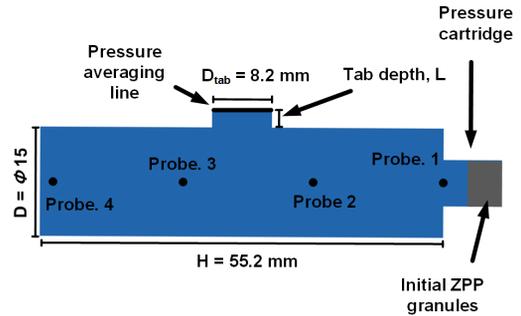


Fig. 2 Computational domain.

측정을 위해 Kistler사의 type-6005 센서를 사용하였고 주파수 필터는 사용하지 않았다. 또한 오실로스코프를 이용하여 100 MHz이 속도로 데이터를 취득하였다. 밀폐용기의 형상은 Fig.2와 같으며, 센서 다이어프램의 위치는 벽면으로부터 약 0.3 mm 뒤에 위치해있다. 실험은 세 번 진행되었으며 50 Khz의 FFT 필터 적용 후 각 결과의 오차는 약 7% 내외이다. 시간에 따른 입자분포도, 온도, 압력 분포는 압력-시간 선도에 표시된 시점과 동일하다. 압력 분포에 표시된 화살표는 충격파의 이동 방향을 의미한다. 계산 초기 상태인 Fig. 3(a)는 밀폐용기 내부유동이 정지 상태이고 입자도 압력 카트리지 내부에 존재한다. 하지만 ZPP의 급격한 연소로 인해 약 15배 이상의 압력차이가 발생할 정도의 강한 충격파가 생성된다. 충격파는 약 700 m/s의 평균 속도로 상승하고 Fig. 3(b)와 같이 윗면에 충돌 및 반사한다. 충격파의 상승에 의해 ZPP 그레놀도 용기 내부로 확산되지만 고체와 기체의 모멘텀 차이에 의해 가스보다 느리게 거동한다. 충격파가 반사되기 직전 후단의 압력은 약 15 bar 이고 온도는 약 1700 K 이지만 Fig. 3(c)와 같이 반사충격파가 하강을 하며 밀폐용기내 충격파 진행 방향의 후단의 압력은 160 bar 이상, 온도는 약 충격파 위치에서 압력-시간 선도는 국부 최대점에 도달한다. Fig. 3(d)와 같이 충격파가 하단에서 다시 반사하여 상승할 때 충격파의 상단에 위치한 센서 탭 부근은 피스톤 효과에 의해 압력이 급격히 하강하며 충격파가 탭 하단에 도달했을 때 압력-시간 선도는 국부최소점이 된다. 이후

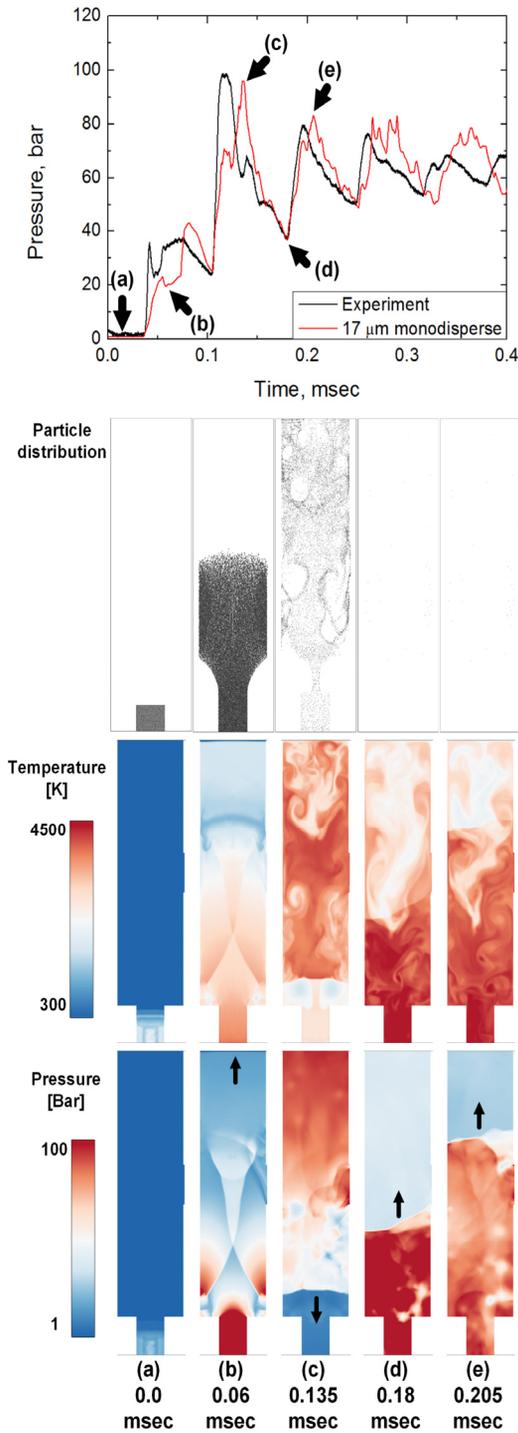


Fig. 3 Contours of flow properties (particle distribution, temperature, pressure) with a pressure-time history.

충격파가 센서 탭을 지나가면 충격파 뒷부분의 높은 압력으로 인해 압력 - 시간 선도가 급격히 재 상승한다. 이와 같이 높은 압력차를 가지는 충격파의 계속적인 반사에 의해 센서에 압력진동이 측정되는 것이다.

3.3 용기 위치별 압력 차이

Fig. 4는 Fig. 2에 표시된 네 개의 프로브에서의 압력-시간 선도를 나타낸다. 각 점은 용기 (a) 좌측, (b), (c) 중앙 및 (d) 우측에 위치해있다. Fig. 4(a) 및 (d)는 충격파의 진동 횟수 (0.7 msec 동안 5회의 진동)와 동일한 진동 주기를 가지며 비교적 깔끔한 압력 선도가 나타난다. 단지 압력 카트리지 상단인 (a)가 초기에 더 높은 피크를 나타낸다. 또한 (a) 및 (d)는 매우 급격한 상승과 완만한 하강을 하는 파형이 나타나는데, 이는 충격파의 불연속성에 의한 특징이다. 후단의 압력이 매우 높은 충격파가 압력측정 위치를 지날 때 급격한 압력 상승이 되지만 이후 충격파 이동에 따른 피스톤 효과에 의한 압력하강 속도는 상승 속도에 비해 매우 완만하다. 반면 용기 중앙부에 위치한 (b) 및 (c)는 진폭이 비교적 작고 진동 주기가 짧고 불규칙하게 나타난다. 원인은 충격파가 압력카트리지가 존재하는 아래 벽면에 충돌 후 반사될 때 높이 차이에 의해 충격파가 분할되기 때문이다. 이분된 충격파는 전

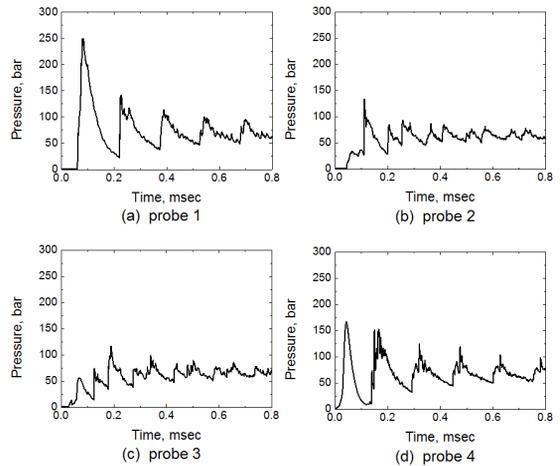


Fig. 4 Pressure-time history at four different pressure-probe locations.

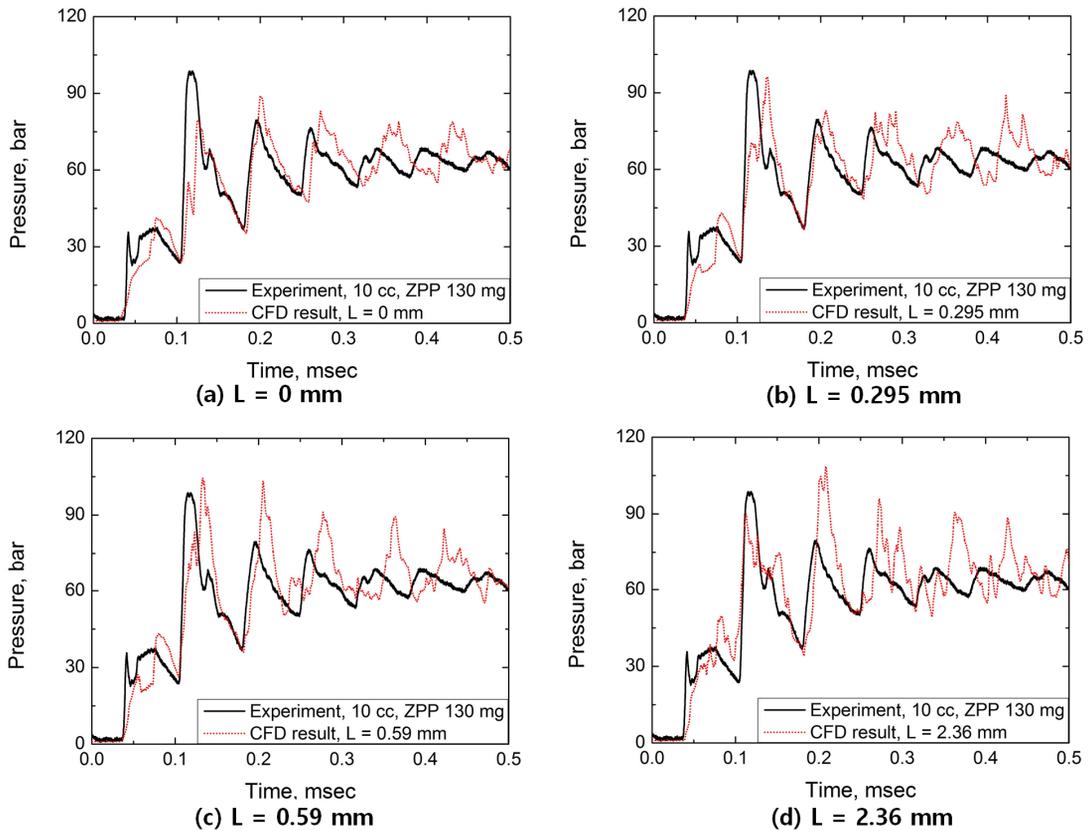


Fig. 5 Pressure-time-history at different tab depth, L.

후 압력차가 감소하여 진폭이 크게 감소하고, 작은 충격파가 연이어 프로브를 지나기 때문에 (a) 및 (d)에서 나타나는 하나의 큰 주기(약 0.19 msec) 사이에 (b) 및 (c) 그래프에는 2개 이상의 작은 주기가 나타난다.

3.4 센서 다이어프램 위치, L에 따른 압력 차이

Fig. 5는 네 개의 다른 센서 다이어프램 위치 (Fig. 2 에서 L)에 따른 압력-시간 선도를 실험값과 비교한 결과이다. Fig. 5(a)는 L = 0 mm 인 경우이다. 0.05 msec 이전 가장 초기에 압력이 상승할 때 실험값은 압력이 미세하게 압력 국부 최대점 (이하 “피크”) 형상을 가지고 다시 상승하지만 수치 결과는 완만한 상승을 나타낸다. 이후 실험은 두 번째 압력 피크가 가장 최대치를 나타내고 이후 점차 감소하는 반면 수치 값은

세 번째에서 가장 큰 피크를 나타내고 이후 미세하게 감소한다. 또한 네 번째 피크까지 주기는 비슷하지만 이후에는 차이가 점차 커지는데 이는 이차원 수치해석이 삼차원 소산효과를 고려하지 못하기 때문으로 추측된다. Fig. 5(b)는 L = 0.295 mm 결과이다. 네 가지 경우 중 피크의 진폭, 파형 및 주기 등이 실험과 가장 비슷하며 특히 초반에 미세한 피크도 모사된다. Fig. 5(c)는 L = 0.59 mm 로 초반의 미세한 피크가 더욱 뚜렷해 졌으나 두 번째 피크 이후의 진폭이 과다하게 예측되었다. 마지막으로 가장 긴 L = 2.36 mm인 Fig. 5(d)는 압력 선도가 매우 불규칙하게 예측되며, 시간이 지날수록 불규칙성이 강해진다. Fig. 6은 L = 2.36 mm 일 때 센서 탭 내부의 유동을 유선을 이용해 가시화한 그림이다. L 값이 0.59 mm 이하일 때와 비교해 내부 공간이

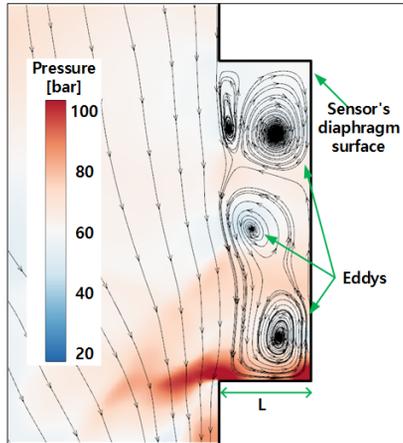


Fig. 6 Flow structure inside a sensor tab volume, $L = 2.36$ mm.

증가하여 유동속도가 크게 감소되면서 여러 eddy들이 발생하였고, 이로 인해 압력교란이 발생한다. 이와 같은 현상으로 인해 불규칙적인 압력 그래프가 나타난다. 위 결과는 압력센서 설치시 너무 큰 길이는 바람직하지 않음을 의미하고 만약 센서의 보호를 위해 거리를 뒤야 한다면 큰 eddy가 생성되지 않을 정도의 작은 길이로 설계를 하는 것이 바람직함을 의미한다.

4. 결 론

ZPP의 밀폐용기 연소실험을 오일러리안-라그랑지안 수치기법으로 해석하여 밀폐용기 내의 복잡한 유동 현상을 관찰하였다. 실험 측정값에서 나타난 압력진동 현상의 원인은 수치해석 결과 위, 아래로 진동하는 충격파가 센서의 다이어프램을 반복적으로 통과하기 때문인 것으로 나타났다. 충격파가 진동하면서 압력카트리지가 있는 벽면에 충돌 시 압력파가 분리되는 현상에 의해 밀폐용기 위, 아래 위치에서는 진폭이 크고 주기가 충격파 진동수와 동일한 압력이 측정되지만 중앙 부분에서는 분리된 충격파에 의해 진폭이 작고 주기가 불규칙한 압력이 측정되었다.

벽면 중앙의 센서 다이어프램 위치가 벽면과 일치할 때 실험상 측정된 초기 압력피크가 관찰

되지 않았다. 다이어프램 위치 $L = 0.295$ mm 일 때 실험과 가장 비슷한 결과가 도출되었고 다이어프램이 너무 뒤에 위치하여 센서 탭 내부 공간이 커질 경우 복잡한 와류의 발생으로 압력이 매우 불규칙하게 측정되었다. 따라서 밀폐용기 연소 실험에서 센서를 설치할 때 다이어프램의 위치를 최대한 벽면에 가깝게 설치하고 면적을 본 실험 및 수치해석에 사용된 1/4" 배관규격 이하로 설정하면 보다 정확한 측정이 가능하다.

후 기

본 연구는 '유도탄용 고성능 PMD 기술' 사업의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

References

1. Jang, S.K., Lee, H.N. and Oh, J.Y., "Performance Modeling of a Pyrotechnically Actuated Pin Puller," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 15, No. 1, pp. 102-111, 2014.
2. Han, D.H., Sung, H.G., Jang, S.G. and Ryu, B.T., "Parametric Analysis and Design Optimization of a Pyrotechnically Actuated Device," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 17, No. 3, pp. 409-422, 2016.
3. Braud, A.M., Gonthier, K.A. and Decroix, M.E., "System Modeling of Explosively Actuated Valve," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 5, pp. 1080-1095, 2007.
4. Hwang, D.H., Lee, J.H., Han, J.H., Lee, Y.J. and Kim, D.J., "Numerical Analysis and Simplified Mathematical Modeling of Separation Mechanism for the Ball-type Separation Bolt," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No.

- 3, pp. 63-70, 2016.
5. Kim, B.H., Kang, W.K., Jang, S.G. and Yoh, J.I., "Hydrodynamic Analysis on Shock-induced Detonation in Pyrotechnic Initiator," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, pp. 19-30, 2016.
 6. Han, D.H., Sung, H.G., Kwon, M.R., Ahn, G.H., Kim, J.H. and Ryu, B.T., "Multi-phase LES on the Pressure Oscillation inside a Closed Vessel Induced by a ZPP Combustion," *46th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 375-378 May 2016.
 7. Dibbern, A., Sipes, W., Hagopian, M., McDougle, S.H., Saulsberry, R.L. and Crisafulli, J., "Implication of Dynamic Pressure Transducer Mounting Variations on Measurements in Pyrotechnic Test Apparatus," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, C.O., U.S.A., AIAA 2009-4992, Aug. 2009.
 8. Spalart, P.R., Deck, S., Shur, M.L., Squires, K.D., Strelets, M.K. and Travin, A.K., "A New Version of Detached-eddy Simulation, Resistant to Ambiguous Grid Densities," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 20, No. 3, pp. 181-195, 2006.
 9. Shin, J.S. and Sung, H.G., "Numerical Investigation of a Model Scramjet Combustor Using DDES," *International Journal of Turbo & Jet Engines*, Vol. 41, No. 1, pp. 75-80, 2017.
 10. Kosanke, K.L. and Kosanke, B.J., "Parallel and Propagative Pyrotechnic Burning," *Pyrotechnics Guild International Bulletin*, No 79, pp. 167-172, 1992.
 11. Han, D.H., Sung, H.G. and Ryu, B.T., "Numerical Simulation for the Combustion of a Zirconium/Potassium Perchlorate Explosive inside a Closed Vessel," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 42, No. 10, pp. 1168-1178, 2017.
 12. Yang, L.C., "Effects of Fuel Particle Size and Impurity on Solid-to-Solid Pyrotechnic Reaction Rate," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2011-5581, Aug. 2011.
 13. Poulsen, B.L. and Rink, K.K., "Modeling the Energy Release and Burn Rate Characteristics of ZPP Based Initiators," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2011-271, Jan. 2011.
 14. Gordon, S. and McBride B.J., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1994.
 15. "NIST chemistry WebBook," retrieved 15 Feb. 2017, World Wide Web location <http://webbook.nist.gov/chemistry/>.

수소발생기의 일차원 모델링

박재현^{a,*} · 이효진^b · Edgar Willy Rimarachin Valderrama^b · 임충식^c · 양희성^c

One-Dimensional Modeling of Hydrogen Generator

Jae Hyun Park^{a,*} · Hyojin Lee^b · Edgar Willy Rimarachin Valderrama^b ·
Chungsik Yim^c · Heesung Yang^c^aDepartment of Aerospace and Software Engineering and Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University, Korea^bGraduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Korea^cAerospace Division, Seyeon E&S, Korea*Corresponding author. E-mail: parkj@gnu.ac.kr

ABSTRACT

This paper presents the one-dimensional model of a hydrogen generator, where the alkali solution was supplied from the top to the dry aluminum powders. Hydrogen was produced as the solution moved downward and reacted with aluminum. The species conservation equations were considered for the hydrogen gas and alkali solution, while the energy conservation equation was applied to the gas-liquid-solid mixture as a single medium. The gas rising velocity and liquid penetration velocity were also included in the theoretical approach. The developed code was validated with the experimental data of the hydrogen production amount and collector pressure. Additionally, the model successfully predicted the various reactor properties, such as the concentrations, volume fractions, and temperatures, and is expected to help significantly in the design of a novel hydrogen generator.

초 록

본 연구에서는 수소발생기에 대한 일차원 모델링을 수행하였다. 본 연구에서 고려하고 있는 수소발생기에서 알칼리용액은 위로부터 건조한 알루미늄 파우더로 공급되며, 알칼리용액이 아래방향으로 진행함에 따라 알루미늄과 반응하여 수소가 발생한다. 수소기체와 알칼리용액에 대한 화학종보존방정식과 기체-액체-고체 혼합물에 대한 에너지보존방정식을 고려하였으며, 기체의 상승속도와 액체의 하강속도는 이론적인 접근법을 이용하여 고려하였다. 개발된 프로그램은 수소발생량 및 수소포집기압력과 비교하여 검증한다. 또한, 개발된 프로그램은 농도, 부피분율, 온도 등 반응대의 내부 물성변화를 성공적으로 예측하였으며, 이는 혁신적인 수소발생기의 설계에 많은 도움을 줄 수 있을 것으로 사료된다.

Key Words: Hydrogen Generator(수소발생기), Aluminium-Water Reaction(알루미늄-물 반응), Alkali Solution(알칼리용액), One-dimensional Analysis(일차원해석)

C_i	: molar concentration ($i = g, l, s$)
D_i	: diffusion coefficient ($i = g, l, s$)
d_p	: particle diameter
E	: total energy
g	: gas phase (hydrogen gas)
l	: liquid phase (alkali solution)
n_p	: particle number density
p	: pressure
Q_g	: Heat of formation of H ₂ gas
R_U	: universal gas constant (= $8.20574587 \times 10^{-5}$, $\text{m}^3 \cdot \text{atm} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{mol}^{-1}$).
r_p	: particle radius
S_p	: particle surface area
s	: solid phase (particle)
T	: temperature
T_{cool}	: coolant temperature
t	: time
V_i	: volume ($i = g, l, s$)
z	: z-dimension
ϕ_i	: volume fraction ($i = g, l, s$)
λ_m	: thermal conductivity of mixture
σ	: surface tension
θ	: contact angle
$\dot{\omega}_i$: reaction rate ($i = g, l, s$)

1. 서 론

물 반응 금속(hydro-reactive metal)의 점화 및 연소는 군사적으로 수중 운동체(어뢰, 잠수함)의 추력발생시스템 또는 동력으로 활용이 가능하고, 산업적으로는 연소반응의 열을 이용하여 전력을 발생함과 동시에 부산물인 수소를 분리/포집하여 대체 에너지로 활용할 수 있는 중요한 기술이다[1,2].

다양한 수소발생 메커니즘 중 최근에는 고체 금속과 물과의 반응, 그 중에서도 알루미늄/알루미늄합금과 물과의 반응이 주로 사용되며, 많은 연구들이 이루어져 왔다[3-10]. 하지만, 이론해석의 어려움으로 인하여 실험적인 연구들이 대부분이며, 이론적인 연구는 하나의 입자나 플레이

트만을 고려한 경우에만 제한적으로 이루어져 왔다. Soler et al. [3] Al/Si 와 Al/Co 합금이 이산화탄소를 포함하지 않는 수소를 발생시킬 수 있음을 실험적으로 관찰하였으며, Rosenband and Gany [4]는 이러한 수소발생량을 정량화하였다. Chen et al. [5]는 알루미늄 및 알루미늄합금 입자들을 볼-밀링 방법으로 쉽게 제작이 가능함을 보였다. Jia et al. [6]은 수소생성량이 Ni/Al 합금비와 알칼리용액의 함량에 따라 변화함을 실험적으로 확인하였으며, Xu et al. [7]은 XRD, SEM, EDX, DSC 등의 엄밀한 측정방법과 열역학적 기법을 이용하여 수소생성 메커니즘을 관찰하였다. Yavov et al. [8]은 나노 또는 마이크로 단위의 알루미늄 입자들에 대한 알루미늄-물 반응에 의한 수소생성을 관찰하며, 크기가 작아질수록 많은 양의 수소가 생성됨을 관찰하였다. Hiraki et al. [9]은 단일 알루미늄입자와 물과의 반응을 감쇄코어(shrinking core)모델을 이용하여 해석하였으며, 실험결과와의 비교를 통하여 활성화에너지를 도출하였다. 최근에 Razavi-Tousi and Szpunar [10]은 전통적인 감쇄코어모델을 입자의 크기 효과와 수산화(AlOOH)층에서의 공극률 변화를 고려할 수 있도록 개선하였다.

Fig. 1은 소형 수소발생기에 대한 일반적인 개략도이다. 알루미늄과 물 사이의 반응을 촉진하기 위하여 NaOH나 KOH 등이 첨가된 알칼리용액을 사용한다. 알루미늄 파우더는 초기에 수소발생기의 아래 부분에 이미 공급되어 있으며, 알칼리용액이 위에서 분무형태로 유입됨에 따라 수소가 지속적으로 발생하고, 발생된 수소기체들은 위쪽의 수소포집부로 이동한다. 이러한 기술은 미국에서 이미 상용화된 기술이기는 하지만, 정확한 메커니즘, 장치의 구성 및 핵심기술 등은 아직 알려져 있지 않다. 이러한 수소발생기의 경우에는 단위시간 당 수소발생량이 가장 중요한 성능 지표임이 알려져 있다[11].

알루미늄입자 파우더와 알칼리용액과의 반응을 이용하는 수소발생기의 3차원 해석을 위해서는 고체-액체-기체 3상 유동과 열전달 및 화학반응에 의한 상변화 및 부피분율 변화 등이 동시

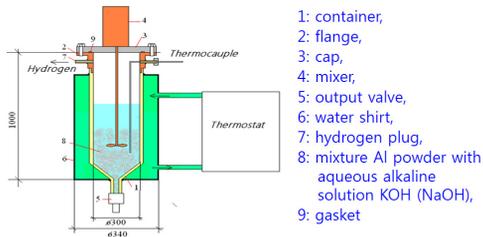


Fig. 1 Schematic of hydrogen generator with hydro-reactive metal.

에 일어나는 매우 복잡한 현상의 해석을 요구하며 현재까지는 수행된 적이 없고, 반응로 내의 물리현상 각각에 대한 현상론적인 모델도 아직은 존재하지 않는다.

이를 고려하여 본 연구에서는 3차원 해석 대신 단순화된 일차원 모델링을 수행하여 대표적인 성능지표인 수소발생량을 예측하고자 한다. 일차원 모델링에서는 반경방향의 물성치들의 구배를 무시하고 반응로의 높이에 따른 단면적의 변화 효과는 고려할 수 없지만, 반응로의 핵심 메커니즘인 알루미늄-알칼리용액 반응에 대한 엄정한 모델링 및 반응로 벽면을 통한 냉각, 그리고 발생한 수소기체의 상승운동과 알칼리용액의 하강운동 등 원래 시스템의 핵심 원리들은 여전히 포함한다. 본 연구를 통하여 수소발생량의 정확한 예측뿐만 아니라 수소발생기 내부의 다양한 물리적인 현상들에 대한 물리적인 이해 또한 향상시킬 수 있을 것으로 사료된다. 아울러, 개발된 프로그램을 이용하여 급격한 온도 상승이 나타나지 않도록 알칼리수용액의 적정공급량을 예측할 수 있다.

2. 소형 수소발생기 제작 및 수소발생량 측정

Fig. 2는 본 연구에서 개발된 프로그램을 검증할 수 행한 실제 수소발생기를 보여주고 있다. 전체적으로 내부직경은 300 mm, 높이는 740 mm인 STS304로 만들어진 원통형의 형상을 가지며 내부용량은 약 52,500 cm³이다. 입자의 크기가

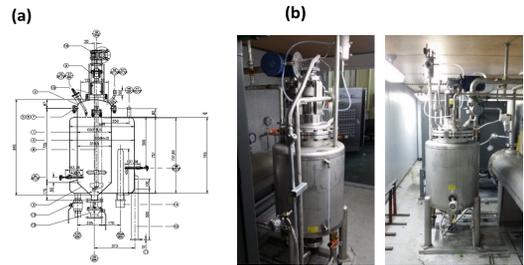


Fig. 2 (a) Detailed drawing of hydrogen generator; (b) Overview of hydrogen generator

30 μm 인 알루미늄 파우더가 수소발생 반응 전에 미리 수소발생기에 공급되어 있으며, 급격한 반응에 의해 발생기의 손상이 일어나는 것을 피하기 위하여 수소발생기 하부 경사진 영역에만 공급된다. 반응에 사용되는 NaOH 알칼리수용액은 외부의 알칼리용액 저장설비에서 3.7 kW의 용량을 가진 펌프를 통해 공급되며 발생기 내부에서는 120°의 분사각을 가지고 스파이럴 형태로 아래의 알루미늄 파우더를 향해 분사되며, 이로 인하여 알루미늄 파우더 반응대 단면적 전체에 골고루 일정하게 알칼리수용액이 공급된다고 생각할 수 있다. 발생한 수소기체는 발생기 위쪽의 배관설비를 통하여 외부의 수소포집장치로 이송되며 수소포집기의 입구에 계측장비를 설치하여 수소의 총발생량, 압력, 온도를 측정하였다.

3. 수소발생기 일차원 모델링

3.1 일차원 모델링 및 가정

본 연구에서는 Fig. 2의 수소발생기의 물리적인 핵심들은 잃어버리지 않으면서 시스템을 Fig. 3에 주어진 바와 같이 일차원으로 단순화하여 모델링하였다. 이를 통하여 수소발생기 내부의 알루미늄 입자들의 크기가 NaOH 알칼리수용액이 침투하여 반응에 의해 감소하고, 알칼리수용액은 지속적으로 아래로 이동하면서 알루미늄과의 반응에 의해 소비되는 과정을 묘사하고자 한다. 이를 위해 다음의 가정들이 일차원 모델링을 위해 사용되었다.

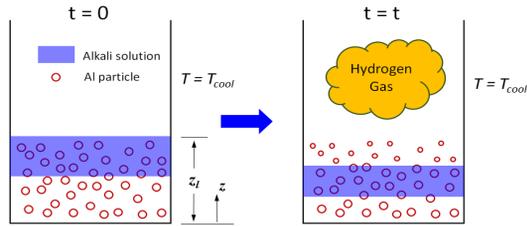


Fig. 3 Schematics of one-dimensional model of hydrogen generator.

1. 알루미늄 입자들의 크기는 실험조건으로 반영하여 30 μm 로 설정하였으며 움직이지 않는다.
2. 고체입자는 반응에 의하여 성분이 알루미늄에서 $\text{Al}(\text{OH})_3$ 로 변화할 뿐이며 입자의 크기는 변화하지 않는다.
3. 고체입자의 부피분율은 초기값으로 주어지며, $\phi_s = (4/3)\pi(d_p/2)^3 n_p = (\pi n_p d_p^3)/6$ 로 계산된다.
4. 시스템에 존재하는 모든 상들은 열적평형을 이루고 있다.
5. 알루미늄-물 화학반응에 의해 생성되는 기체에 의한 버블의 크기는 Tate 관계식[12]으로 계산한다. 본 관계식은 기체의 유량이 작다면 위식은 버블의 크기를 잘 예측할 수 있는 것으로 알려져 있으며, 본 연구와 비슷한 수소발생용량을 가지는 수소발생기의 현상론적 모델링에 적용된 적이 있다[2].

초기에 공급되는 알루미늄 입자들의 양이 정해지면 알루미늄 파우더의 겔보기밀도에 의하여 수소발생기 내부에 알루미늄 입자가 채워진 반응대(reaction bed)의 높이($z = z_l$)가 정해지며, 수치적인 해석은 이러한 반응대 영역 ($0 < z < z_l$)에서만 행해진다. 일반적으로 수소발생기에서는 반응이 너무 과도하게 일어나는 것을 방지하기 위하여 알루미늄입자들이 반응기 하부의 경사진 부분만을 채울 정도로만 공급되는데, 본 연구에서는 일차원 모델을 사용하기 때문에 이러한 효과를 고려하기 위하여 경사진 부분에 대한 환산직경과 환산단면적을 계산하여 일차원 해석을 수행하였다. 수소발생기는 일정한 온도 ($T = T_{cool}$)를 가진 냉각수로 냉각이 되고 있으며

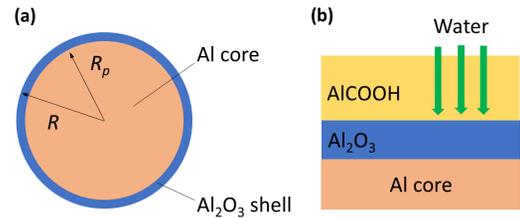
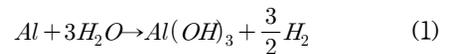


Fig. 4 (a) Schematic of aluminium particle at initial state; (b) Schematic of reaction process.

이는 벽면에서의 대류열전달계수가 hext인 대류열손실로 모델링하였다. 알루미늄-알칼리용액 반응에 의해 생성된 수소기체는 상부의 수소포집기로 유입된다.

3.2 알루미늄-알칼리용액 화학반응

알칼리용액에 담긴 구형의 알루미늄입자는 초기에 Fig. 4(a)에 주어진 바와 같이 얇은 알루미늄 산화막으로 둘러싸여 있으며, 알루미늄-물 반응의 화학반응식은 다음과 같다[13].



하지만, Fig. 4(b)에 주어진 바와 같이 알루미늄-물 산화반응의 반응속도는 알루미늄-물 사이의 반응보다는 Al_2O_3 층과 AlOOH 층을 통한 확산현상에 의해서 결정되는 것으로 알려져 있다 [13]. 본 연구에서는 이 점을 고려하여 수소생성률에 대한 활성화에너지를 AlOOH 층을 통한 확산현상에 대한 값인 17 kJ/mole을 사용하였다 [13]. 본 연구에서 반응계수 k_g 는 다음의 식에 주어진 바와 같이 Arrhenius 형태로 표현된다.

$$k_g = A_g \exp\left(-\frac{T_{act}}{T}\right) \quad (2)$$

위 식에서 A_g 는 수소 생성에 대한 pre-exponential factor이며 단위는 [m/s]이다. 이 값은 알루미늄 입자의 packing 정도, 반응이 일어나는 알루미늄 입자들 사이의 상호작용 등이

전체적인 화학반응에 영향을 끼침을 고려하여 실험값과의 비교를 이용하여 결정하였다.

3.3 수소기체에 대한 화학종 방정식

본 연구에서 사용된 수소기체에 대한 화학종 방정식은 다음과 같다[14].

$$\frac{\partial C_g}{\partial t} + \frac{\partial(u_g C_g)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial z} \left(D_g \frac{\partial C_g}{\partial z} \right) + n_p \dot{\omega}_g \quad (3)$$

위 식에서 수소기체의 생성률 $\dot{\omega}_g$ 는 아래와 같이 주어진다[9,15].

$$\dot{\omega}_g = \frac{dn_g}{dt} = k_g S_p C_{NaOH}(z,t) \quad (4)$$

또한, NaOH가 물에 잘 녹아있다고 생각할 수 있으며 이 경우, NaOH의 농도는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$C_{NaOH}(z,t) = r C_l(z,t) \quad (5)$$

위 식에서 r 은 알칼리수용액의 농도와 NaOH 농도 사이의 비례상수이다. 따라서 Eq. 2는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_g}{\partial t} + \frac{\partial(u_g C_g)}{\partial z} &= \frac{\partial}{\partial z} \left(D_g \frac{\partial C_g}{\partial z} \right) \\ &+ (n_p S_p) \left[A_g \exp\left(-\frac{T_{act}}{T}\right) r C_l \right] \end{aligned} \quad (6)$$

3.4 알칼리수용액에 대한 화학종전달방정식

수소기체에 대한 화학종전달방정식과 비슷하게 알칼리수용액에 대한 화학종전달 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_l}{\partial t} + \frac{\partial(u_l C_l)}{\partial z} &= \frac{\partial}{\partial z} \left(D_l \frac{\partial C_l}{\partial z} \right) \\ &+ (n_p S_p) \left[A_l \exp\left(-\frac{T_{act}}{T}\right) r C_l \right] \end{aligned} \quad (7)$$

NaOH 수용액의 소모에 대한 pre-exponential factor, A_l 는 $A_l = -2A_g$ 로 계산되는데, 이는 화학 반응식 Eq. 1에 따르면, 물이 1몰 소모될 때 수소가 0.5 몰 생성되기 때문이다.

3.5 부피분율(volume fraction)

수소기체-알칼리수용액-고체입자 혼합물의 시스템 크기가 ΔV 로 주어진 경우, 수소기체의 몰 농도 C_g 에 해당되는 기체부피 V_g 는 이상기체에 대한 상태방정식으로부터 계산될 수 있다.

$$V_g = \frac{R_U \cdot T \cdot (C_g \Delta V)}{p} \quad (8)$$

ΔV 중에 고체입자가 차지하는 부피는 다음과 같이 표현된다.

$$V_s(t) \approx V_{s,0} - 4\pi(n_p \Delta V) r_{p,0}^2 \dot{r}_p t \quad (9)$$

따라서 액체의 부피는 아래의 식으로 계산된다.

$$V_l = \Delta V - V_g - V_s \quad (10)$$

최종적으로, 각 상의 부피분율은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\phi_g = \frac{R_U \cdot T \cdot C_g}{p} \quad (11)$$

$$\phi_s = \phi_{s,0} - 4\pi n_p r_{p,0}^2 \dot{r}_p t \quad (12)$$

$$\phi_l = 1 - \phi_g - \phi_s \quad (13)$$

위 식에서 $\phi_{s,0}$ 는 고체입자들이 차지하고 있는 초기 부피분율이며, 고체입자들의 초기 부피 $V_{s,0}$ 로부터 다음과 같이 계산된다.

$$\phi_{Al} = \frac{V_{s,0}}{\Delta V} \quad (14)$$

3.6 기체의 상승속도

입자들과 액체가 섞여 있는 매질을 통한 기체의 상승속도에 대한 일반적인 해석은 그 자체로 매우 복잡하고 어려운 문제이다. 따라서 본 연구에서는 고체 그레인 사이를 기체-액체 혼합물이 이동하는 상황에 대하여 Corapcioglu *et al.*[16]에 의해 제안된 이론적인 관계식을 사용하였다.

$$u_b(t) = -\frac{2C_3 \tanh\left[\left(\frac{1}{2}\sqrt{C_2^2 - 4C_1 C_3}\right)t\right]}{\sqrt{C_2^2 - 4C_1 C_3} + C_2 \tanh\left[\left(\frac{1}{2}\sqrt{C_2^2 - 4C_1 C_3}\right)t\right]} \quad (15)$$

위 식에서

$$C_1 = \frac{1.75A(1-n)}{d_p n^3 A_d} \quad (16)$$

$$C_2 = \frac{150A\mu_b(1-n)^2}{d_p^2 n^3 \rho_g A_d} \quad (17)$$

$$C_3 = \frac{1}{\rho_g A_d} \left[\frac{3}{2} \frac{R' \sigma \sin \theta}{R_b^3} - (\rho_l - \rho_g)g \right] \quad (18)$$

Corapcioglu *et al.*[16]에 의한 모델은 액체로 차 있는 다공성 매질에서 기체버블의 상승운동에 대한 모델이며, 관성력, added mass 효과, 부력, 버블의 표면장력, 항력 사이의 평형으로부터 유도된 운동방정식으로부터 이론적으로 유도할 수 있다. Eq. 18은 본 연구에서 다루고 있는 시스템과 비슷하게 비드(bead)로 가득한 물을 통과하는 기체에 대한 실험결과[17]와 비교하여 검증된 바 있다.

3.7 액체의 하강속도

알칼리수용액의 반응대를 지나가는 속도는 압력강하에 대한 관계식은 Ergun 관계식[18]과 중력과의 평형 관계식으로부터 유도할 수 있으며, 유체의 속도 u_0 에 대한 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{1.75\rho_l}{\epsilon^3 d_p^2} u_0^2 + \frac{150\mu_l(1-\epsilon)}{\epsilon^3 d_p^2} u_0 + (\rho_l - \rho_g)g = 0 \quad (19)$$

위 식에서 계산된 속도는 표면속도이며, 주어진 공극률을 이용하여 국소속도를 계산한다.

3.8 기체-액체-고체 혼합물에 대한 에너지보존방정식

기체-액체-고체 혼합물에 대한 에너지보존방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다[14].

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} [(\phi_g \rho_g C_{P,g} + \phi_l \rho_l C_{P,l} + \phi_s \rho_s C_{P,s}) T] \\ & + \frac{\partial}{\partial z} [(\phi_g \rho_g C_{P,g} u_g + \phi_l \rho_l C_{P,l} u_l + \phi_s \rho_s C_{P,s} u_s) T] \quad (20) \\ & = \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_m \frac{\partial T}{\partial z} \right) + n_p \dot{\omega}_g Q_g - ah_{ext}(T - T_{cool}) \end{aligned}$$

위 식에서 h_{ext} [kW/(m²·K)]은 T_{cool} 의 온도를 가진 냉매로의 열손실에 대한 대류열전달계수이다. 그리고 a [m²·m⁻³]는 반응대의 단위부피에 대한 외부벽면적이다. 위의 에너지보존방정식은 생성률과 혼합물전도도에 대한 관계식을 적용하여 다음과 같이 간단하게 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} [(\phi_g \rho_g C_{P,g} + \phi_l \rho_l C_{P,l} + \phi_s \rho_s C_{P,s}) T] \\ & + \frac{\partial}{\partial z} [(\phi_g \rho_g C_{P,g} u_g + \phi_l \rho_l C_{P,l} u_l + \phi_s \rho_s C_{P,s} u_s) T] \\ & = \frac{\partial}{\partial z} \left[(\phi_s \lambda_s + \phi_l \lambda_l + \phi_g \lambda_g) \frac{\partial T}{\partial z} \right] \quad (21) \\ & + Q_g(n_p S_p) \left[A_g \exp\left(-\frac{T_{act}}{T}\right) r C_l \right] \\ & - ah_{ext}(T - T_{cool}) \end{aligned}$$

위에서 정리된 지배방정식들을 비선형성이 매우 심한 방정식으로 일반적인 유한차분 이산화로는 수렴이 잘 되지 않으므로 각 계산 노드에 대한 적분을 수행한 뒤 이산화를 수행하는 유한체적법을 사용하여 수치해석을 수행하였다. 비정상 해석을 위해서는 내재적인 접근법을 사용하였다.

4. 결과 및 토의

본 연구에서는 Fig. 2에 언급된 수소발생기의 실험에 사용된 다음의 운용조건을 입력값으로

사용하였다.

- ① 알루미늄입자 투입량: 3.6 kg
- ② 알칼리촉매(NaOH) 투입량: 1.29 kg
- ③ 물의 투입량: 10.8 kg

위의 조건을 사용한 경우 실험에서는 약 2시간 30분 동안 2,200 리터의 수소기체가 생성되었고 압력은 0.25 bar로 측정되었으며, 이는 약 50%의 수율에 해당된다. 수치해석에서는 알칼리 수용액이 3.7절에서 유도된 속도로 전체 시물레이션 동안 반응대에 유입된다고 가정하였으며, 총 시물레이션 시간은 이 속도에 의해 계산된 질량유량에 의해 주어진 물이 모두 투입될 때까지의 시간으로 설정하였다. 위의 운용조건의 경우 시물레이션 시간은 약 10,000 초에 이른다.

4.1 시간에 따른 수소반응기 출구기체의 물성치 변화

Fig. 5는 수소반응기에서 생성되는 수소기체 물성치의 시간에 따른 거동으로, Fig. 5(a)에 나타난 바와 같이 공급되는 물의 양은 시간에 관계없이 일정하다고 가정하였다. Fig. 5(b)는 생성되는 수소기체의 부피유량을 보여주고 있다. 반응이 일어남에 따라 입자의 성분이 알루미늄에서 산화알루미늄으로 변화하는데 수소생성반응의 초기단계에는 알루미늄 성분이 대부분이 입자가 물이 공급되는 반응대 표면에 다량 분포하므로 급격하게 수소가 방출되지만, 이러한 짧은 과도과정 이후 알칼리수용액이 알루미늄 파우더 층으로 일정한 비율로 침투하고 알루미늄-알칼리 수용액 반응에 의하여 발생하는 수소의 부피유량은 비교적 일정하게 유지된다. 그리고 시간이 지나감에 따라 알루미늄 입자의 크기가 감소함에 따라 발생하는 수소의 양은 감소한다. Fig. 5(c)는 발생하는 부피의 시간에 따른 축적량을 보여주며, Fig. 5(b)에서 관찰되는 짧은 순간의 과도과정은 전체적인 수소기체 축적량에 거의 영향을 끼치지 못하고 있음을 알 수 있다. 수치해석을 통해 계산된 수소의 총발생량은 약 2,200 리터이며, 이 값은 실험에서 측정된 값과 거의 일치한다. 이는 현재 프로그램에서 사용한 물의

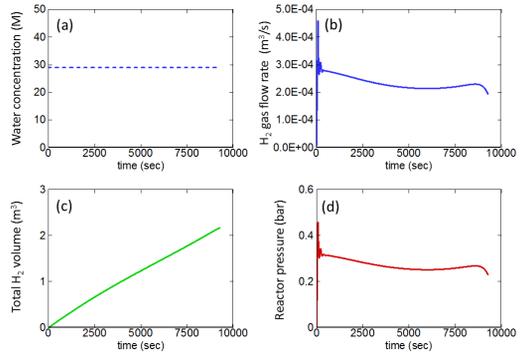


Fig. 5 Time history of (a) water provided; (b) volume flow rate of hydrogen gas produced; (c) accumulated volume of hydrogen gas produced; (d) reactor pressure.

AIOOH 층으로의 확산에 대한 활성화에너지를 이용한 접근이 타당함을 의미한다. 알루미늄-물 반응에 수소생성에 대한 활성화에너지 값은 알루미늄 플레이트와 물 사이의 반응에 대해 알려진 68.4 kJ/mol 값이 일반적으로 사용되어 왔다 [9]. 하지만, 본 연구에서는 이 값을 사용하면 수소발생량이 지나치게 낮게 관찰되었으며, 최근에 Yavor [13]에 의해 제안된 AIOOH층 확산 메커니즘에서의 확산현상 활성화에너지를 사용한 경우에만 수소발생량 측정값이 성공적으로 예측되었다. 따라서 본 연구에서는 AIOOH 확산현상의 활성화에너지 값인 17 kJ/mol을 사용하였다.

Fig. 5(d)는 반응대에서의 출구압력을 나타내고 있으며, 전체적으로 비교적 일정한 0.3 bar의 값이 유지된다. 실험에서는 수소포집기 입구에서 압력을 측정하여 약 0.25 bar의 값을 얻었는데, 수소반응기에서 발생한 수소가 배관을 통해 수소포집기에 들어가기까지 일정한 압력손실이 있을 수 있다는 점을 고려하면, 실험값과 계산값 사이의 20% 정도 차이는 비교적 받아 들여질만한 수준이라고 사료된다.

4.2 시간, 위치에 따른 알루미늄코어 크기 변화

Fig. 6은 시간과 위치에 따른 알루미늄 코어의 크기변화를 보여준다. 이하 그림들에서 가로축은 반응대의 높이를 의미하며, 본 연구에서 고려하고 있는 바와 같이 알루미늄 파우더를 3.6 kg 투

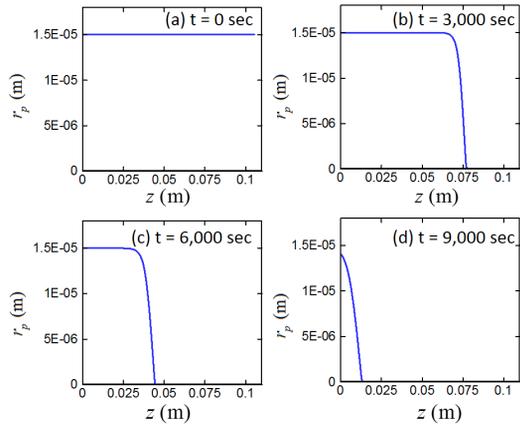


Fig. 6 Time history of aluminum core radius in reactor bed.

입한 경우 알루미늄 파우더의 겉보기 밀도와 반응대의 환산단면적에 의하여 약 $z_l = 10$ cm의 값을 가지게 된다. 즉, 공급된 알루미늄 파우더의 질량에 비례하여 반응대의 높이가 증가한다. 반응이 전혀 일어나지 않은 알루미늄 입자의 초기직경은 1.5×10^{-5} m이며, 지속적으로 공급되는 알칼리수용액과의 반응을 통하여 알루미늄 코어는 크기가 지속적으로 감소하여 궁극적으로는 소멸한다. $t = 9,000$ sec 에 다다르면, 대부분의 입자의 알루미늄 코어는 반응을 통해 소멸하고, 남아 있는 입자들의 알루미늄 코어의 크기도 대부분 입자의 초기 크기보다 작다. 본 연구에서는 알루미늄 입자는 반응에 의하여 $Al(OH)_3$ 로 변화할 뿐이며 입자의 크기는 변화하지 않는다고 가정하였다. 이로 인하여, 시스템의 공극율은 전체 시뮬레이션 시간동안 일정하다.

4.3 시간, 위치에 따른 수소기체 몰농도 변화

Fig. 7은 생성된 수소기체의 시간, 위치에 따른 변화이다. 앞의 그림에서 언급한 알루미늄 코어가 소모됨에 따라, 반응대 내부에서 수소기체가 형성되며 형성된 수소기체는 반응대를 지나 수소기체 포집기로 전달된다. 그래프에 보여지는 수소기체의 몰농도는 매우 작지만 이상기체의 상태방정식에 따라 계산되는 생성되는 부피는 충분히 크다. 이러한 수소기체 생성은 Fig. 8에

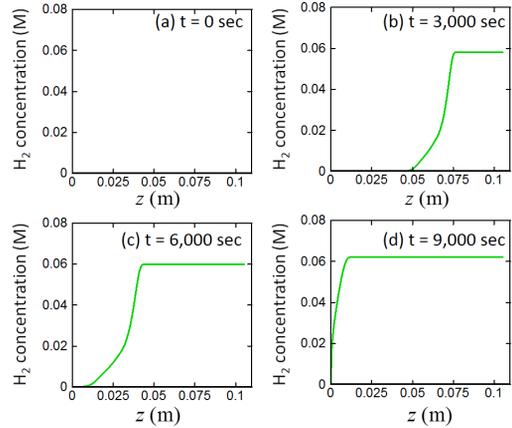


Fig. 7 Time history of hydrogen gas concentration in reactor bed.

서 나타난 알칼리수용액의 거동을 살펴보면 이해할 수 있다.

4.4 시간, 위치에 따른 알칼리수용액 몰농도 변화

Fig. 8은 알칼리수용액의 시간과 위치에 따른 분포를 보여준다. 알칼리수용액은 지속적으로 공급되고 있다고 가정하였으므로 그림에서는 알칼리수용액이 서서히 아래쪽으로 투습됨을 보여준다. 약 $t = 9,000$ sec에는 알칼리수용액은 반응대 바닥($z = 0$)에 도달하며, 투습되는 동안 알루미늄 입자들과 반응한다. $t = 6,000$ sec에서 9,000 sec 로 바뀌면서, 그래프의 기울기의 미분값이 바뀌는데, 이는 $t = 6,000$ sec의 경우에는 알칼리용액이 확산에 의해 투습되어 가면서 반응이 지속적으로 일어나는 상황이지만, $t = 9,000$ sec의 경우에는 아래 바닥면을 제외하고는 입자의 알루미늄 성분이 거의 소모되어 알칼리용액의 많은 부분이 바닥면 부분에 도달하여 그 지역에서 수소기체가 다량 발생하기 때문이다. 이러한 내용은 Fig. 6에서 나타난 바와 같이 알루미늄 코어의 변화로 나타난다. 각 시간단계에서 알칼리수용액의 분포와 Fig. 7의 수소기체의 분포는 완전히 일치하지는 않는데, 이는 수소기체와 알칼리수용액의 확산이 서로 차이가 나기 때문이다. 수소기체의 경우에는 확산계수가 액상의 알칼리수용액에 비하여 매우 크기 때문에 매우 적은

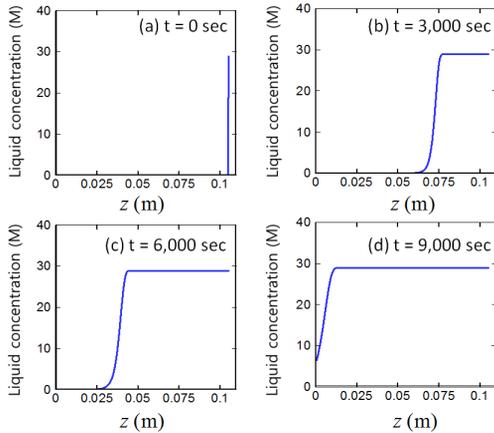


Fig. 8 Time history of alkali solution concentration in reactor bed.

양의 알칼리수용액이 알루미늄 코어와 반응하여 생성된 수소기체가 알루미늄 입자층을 통해 급격하게 확산한다.

본 주어진 조건에서 반응대의 높이는 약 $z_1 = 0.1$ m 이고, 알칼리 수용이 바닥까지 내려가는데 약 9,000 초가 걸리며, 이는 알칼리수용액은 매우 dense한 porous 매질을 통과하는 상황으로 액체상의 속도가 매우 느리기 때문이며, 실험결과인 실험값인 2.5 시간(= 9,000 초)과 일치한다. 이러한 상황에 대한 모델링으로 널리 받아들여지고 있는 것이 Ergun 관계식[16]이며, 이 관계식에 따르면 물은 매우 천천히 아래 방향으로 이동한다.

4.5 시간 위치에 따른 수소기체/알칼리수용액/입자 부피분율 변화

Fig. 9는 수소기체/알칼리수용액/입자 부피분율의 시간, 위치에 대한 변화를 보여준다. 위의 그림에서 부피분율은 고체/액체/기체 각 상(phase)을 기준으로 나타내었으며 고체상은 'particle'로 표시하였다. 본 연구의 가정에 의하면 입자는 알칼리수용액과의 반응 전에는 알루미늄이지만 반응 후에는 수산화알루미늄으로 변화하므로, '입자'라고 표시되지만, 반응 전후 의미하는 바는 다르다. 주어진 위치의 매질에서 알칼리수용액이 존재하지 않는 경우에는 알루미늄입자 파우더의 빈공간에 공기가 들어있어, 알루미늄입

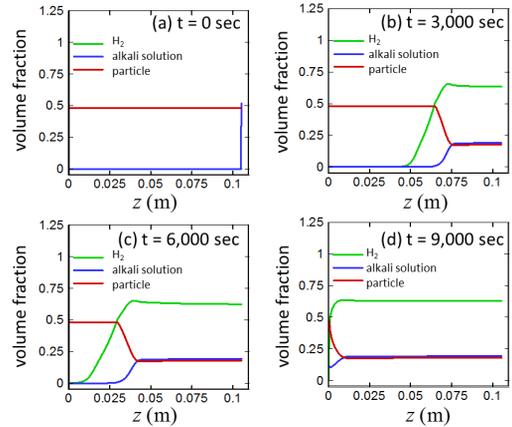


Fig. 9 Time history of volume fractions in reactor bed.

자, 수소, 알칼리용액의 부피분율의 합은 1보다 적다. 예를 들어, $z = 0$ 인 위치에서는 아직 알칼리용액이 유입되지 않아 부피분율의 합이 1보다 적다. 또한, 수소기체의 경우에는 몰수가 적더라도 밀도가 작기 때문에 차지하는 부피는 크다. 따라서 수소기체가 발생하기만 하면 ($t > 1,000$ sec), 수소의 부피분율은 다른 알칼리수용액이나 입자의 부피분율과 비교하여 매우 크다.

가정에 의하여 입자상이 반응대 내부에서 차지하는 부피는 항상 일정하고 경계조건에 의하여 알칼리수용액의 농도는 수소발생부의 위쪽 경계에서 항상 일정하게 공급되기 때문에 그 부분에서의 부피분율은 항상 일정하다 또한 알칼리수용액이 지나간 지역에서는 생성된 수소기체, 고체입자, 알칼리수용액의 농도는 항상 일정하게 유지된다. 이미 앞의 그림에 대한 토의에서 언급된 바와 같이 아주 미세한 양의 알칼리수용액이 침투하더라도 알루미늄과의 반응에 의하여 수소기체가 형성되고 그 양은 몰수로는 매우 작을 수 있으나 기체라는 특성 때문에 부피분율은 매우 커진다. 이로 인하여, 그림에서 수소기체의 부피분율이 반응기의 바닥으로 다른 부피분율에 비하여 더욱 빠르게 전진하는 것처럼 나타난다.

4.6 시간 위치에 따른 발생한 수소기체 속도 변화

Fig. 10은 시간과 위치에 따른 수소기체의 속

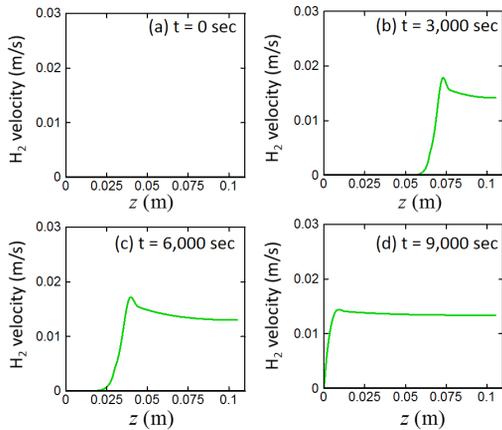


Fig. 10 Time history of H₂ gas velocity in reactor bed.

도변화를 보여준다. 수소기체의 속도는 수소가 발생하는 양이 증가함에 증가하지만, 수소기체가 더 이상 발생하지 않는 반응대 바깥 영역을 통과하는 속도는 일정하게 유지된다. 즉, 생성된 수소기체는 반응대 경계까지는 가속되지만, 반응대 경계를 지나면서 더 이상 수소기체를 가속할 수 있는 화학반응이 존재하지 않기 때문에 수소기체의 최대 속도는 반응대 경계에서 관찰된다.

4.7 시간 위치에 따른 수소기체/알칼리수용액/입자 혼합매질의 온도 변화

마지막으로 Fig. 11은 반응대 내의 수소기체/알칼리수용액/입자 혼합매질에서의 온도의 시간 및 위치에 따른 변화를 보여준다. 전체적으로 알루미늄-물 반응이 일어나면 온도가 증가하며, 최대 온도는 알칼리수용액이 존재하는 반응대의 위쪽 경계에서 관찰된다. 알칼리수용액이 존재하는 반응대 중 반응이 일어나고 있는 지역에서는 반응에 의한 반응열이 지속적으로 공급되지만, 알루미늄 코어가 모두 소모되어 더 이상의 반응이 일어나지 않는 반응대 내의 전달부에서는 전도에 의해서 반응부의 열이 외부로 전달되어 냉각된다. 또한 반응부의 열은 일정한 냉각수의 온도로 유지된다고 가정할 수소발생기의 바닥으로 빠져 나간다. 시간이 진행되어 가면서 초기에는 반응량의 증가에 따라 혼합매질 온도가 전체적

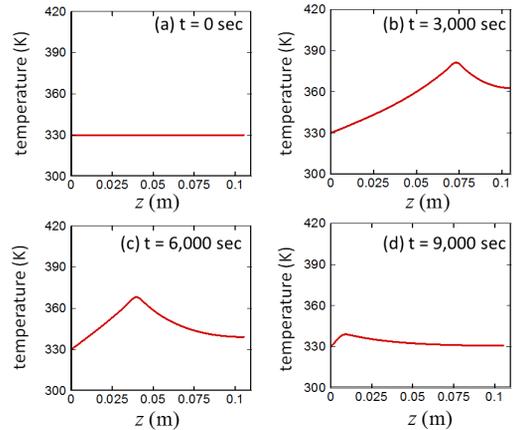


Fig. 11 Time history of temperature in reactor bed.

으로 증가하지만, 시간이 더욱 진행되면 반응을 공급할 수 있는 알루미늄입자들의 양이 감소하면서 매질의 온도가 전체적으로 감소하여 반응의 후반부에는 매질의 상당부분 영역이 냉각수의 온도 ($T_{cool} = 330$ K)와 일치할 정도로 냉각이 이루어진다.

4.8 벽면열손실 효과

Fig. 12는 열손실이 존재하지 않는 경우 ($h_{ext} = 0$) 수소반응기에서 생성되는 수소기체 물성치의 시간에 따른 변화를 보여주고 있다. 벽면을 통한 열손실이 존재하는 경우 4.1절의 결과와 비교를 하면 열손실은 수소기체의 부피유량과 반응대출구 압력에 거의 영향을 끼치지 못하는 것을 확인할 수 있다. 이는 시간이 경과함에 따라 반응물인 알루미늄 입자들이 소모되더라도 열손실이 벽면으로 일어나지 않아 반응대 내부의 온도가 비교적 높게 유지되고 이로 인하여 알루미늄-물 사이의 화학반응이 활발하게 일어나고, 이에 따라 압력 또한 감소하지 않아서 벌어지는 현상으로 사료된다. 일정하게 유지되는 부피유량의 값은 4.1절의 Fig. 5(b)와 비교를 할 때 과도상태 후 초기에 관찰되는 최대값과 거의 일치한다 ($Q \approx 3 \times 10^{-4}$ m³/s). 즉, 초기에 형성된 반응이 시뮬레이션이 끝날 때까지 유지됨을 의미한다. 따라서 Fig. 12(d)에 보여지는 바와 같이

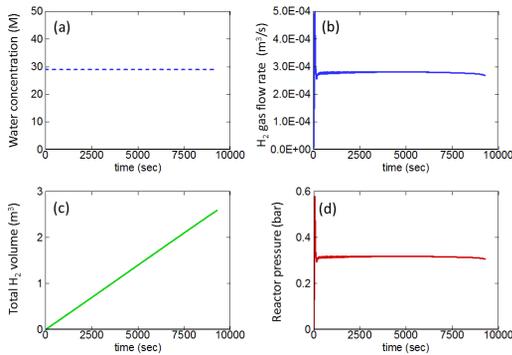


Fig. 12 Time history of (a) water provided; (b) volume flow rate of hydrogen gas produced; (c) accumulated volume of hydrogen gas produced; (d) reactor pressure for the hydrogen reactor without heat loss.

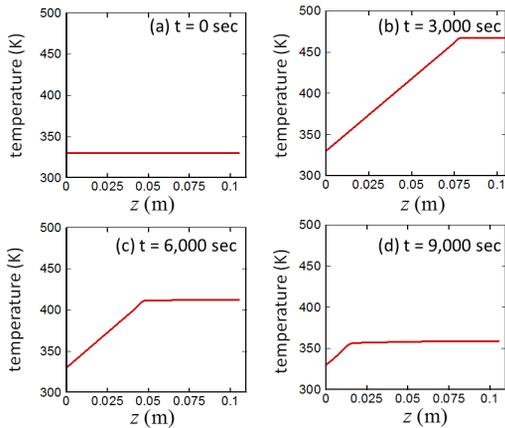


Fig. 13 Time history of temperature in reactor bed for the hydrogen reactor without heat loss.

반응대 출구압력 또한 줄어들지 않고 일정하게 유지된다.

Fig. 13은 시간과 위치에 따른 수소기체-알칼리 수용액-알루미늄입자 혼합매질의 온도 변화이다. 4.7절의 결과와 비교할 때 전체적으로 매질의 온도가 상승한 것을 확인할 수 있다. 하지만, 반응대의 위쪽 경계면을 중심으로 위쪽 경계면 위로는 고온의 온도가 일정하게 유지되지만, 반응대의 위쪽경계면 아래로는 혼합매질을 통한 바닥으로의 전도열전달 때문에 온도가 거의 선형적으로 변화한다. 반응이 활발하게 일어나는 t

= 2,000 sec 그리고 $t = 3,000$ sec 의 온도분포를 살펴보면 최대온도가 $T_{max} = 480$ K 즉, 200°C 까지 상승한다.

5. 결 론

본 연구에서는 알루미늄-알칼리용액 반응을 이용하는 수소발생기의 성능을 해석할 수 있는 일차원 프로그램을 작성하고 작성된 프로그램을 이용하여 성능해석을 수행하였다. 개발된 프로그램은 수소기체와 알칼리용액에 대한 화학종보존 방정식과 기체-액체-고체 혼합물에 대한 에너지 보존방정식을 유한체적법을 이용하여 수치적인 해석을 수행한다. 그 결과 주어진 위치와 시간에서의 수소기체 및 알칼리용액의 농도 및 부피분을 그리고 기체-액체-고체 매질의 온도 등 반응대 내부의 물성치 뿐만 아니라, 생성되는 수소기체의 질량유량 및 총량 그리고 포집되는 수소기체의 압력 등의 성능물성치 또한 계산이 가능하다. 개발된 프로그램은 측정된 값들과 비교하여 검증하였다. 본 해석을 통해 얻어진 결론들을 요약하면 다음과 같다.

1. 본 연구에서 고려한 수소발생기의 일차원 모델링에서는 반경방향의 물성치들의 구배를 무시하고 반응로의 높이에 따른 단면적의 변화 효과 등은 고려할 수 없지만, 반응로의 핵심 메커니즘인 알루미늄과우더-알칼리용액에 대한 엄정한 모델링 및 반응로 벽면을 통한 냉각, 그리고 발생한 수소기체의 상승운동과 알칼리용액의 하강운동 등 수소발생기의 물리적인 중요한 핵심현상들을 여전히 포함하였으며, 수소발생량 실험결과와 견주어 모델링의 합리성을 확보하였다. 이는 수소발생기의 운용조건을 수소발생량을 기준으로 결정하는 과정의 실험과정을 전산해석으로의 대체를 가능하게 하여 수소발생기 개발과정을 단축할 수 있을 것으로 사료된다.
2. 일차원해석을 성공적으로 수행하기 위하여 pre-exponential factor, 반응대벽면을 통한 열전달계수를 조절파라미터(tuning parameter)로 도

입하였으며, 측정된 총수소발생량 값과의 비교를 통해 결정하였다.

3. 본 연구를 통해 개발된 일차원 해석프로그램은 수소발생기의 핵심개념인 물의 침투현상 및 반응에 의한 알루미늄 입자의 소모를 성공적으로 모사하였다.
4. 반응로 주변을 통한 냉각이 없는 경우에는 반응로의 온도는 상당히 고온(본 연구의 일차원 모델의 경우에는 200℃)까지 상승할 수 있고 이는 반응로의 안정성에 문제점을 야기할 수 있으므로, 이를 억제하기 위한 벽면냉각이 요구된다.
5. 본 연구에서 고려한 운용조건에서는 수소의 발생량 및 이에 따른 압력은 초기의 급격한 과도과정을 제외한다면 전체 시뮬레이션 시간동안 비교적 일정한 값을 유지하였다.

후 기

본 연구는 세연 E&S의 지원에 의해서 수행되었습니다.

References

1. Risha, G.A., Son, S.F., Yetter, R.A., Yang, V. and Tappan, B.C., "Combustion of Nano-Aluminum and Liquid Water," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 31, No. 2, pp. 2029 - 2036, 2007.
2. Shmelev, V., Yang, H. and Yim, C., "Hydrogen Generation by Reaction of Molten Aluminum with Water Steam," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 41, No. 33, pp. 14562-14572, 2016.
3. Soler, L., Macanas, J., Munoz, M. and Casado, J., "Aluminum and Aluminum Alloys as Sources of Hydrogen for Fuel Cell Applications," *Journal of Power Sources*, Vol. 169, No. 1, pp. 144-149, 2007.
4. Elitzur, S., Rosenband, V. and Gany, A., "Study of Hydrogen Production and Storage Based on Aluminum - Water Reaction," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 39, No. 12, pp. 6328-6334, 2014.
5. Chen, X., Zhao, Z., Liu, X., Hao, M., Chen, A. and Tang, Z., "Hydrogen Generation by the Hydrolysis Reaction of Ball-Milled Aluminium - Lithium Alloys," *Journal of Power Sources*, Vol. 254, pp. 345-352, 2014.
6. Jia, Y., Shen, J., Meng, H., Dong, Y., Chai, Y. and Wang, N., "Hydrogen Generation Using a Ball-Milled Al/Ni/NaCl Mixture," *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 588, pp. 259-264, 2014.
7. Xu, F., Sun, L., Lan, X., Chu, H., Sun, Y., Zhou, H., Li, F., Yang, L., Si, X., Zhang, J., Walter, S. and Gabelica, Z., "Mechanism of Fast Hydrogen Generation from Pure Water Using Al - SnCl₂ and Bi-Doped Al - SnCl₂ Composites," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 39, No. 11, pp. 5514-5521, 2014.
8. Yavor, Y., Goroshin, S., Bergthorson, J.M., Frost, D.L., Stowe, R. and Ringuette, S., "Enhanced Hydrogen Generation from Aluminum - Water Reactions," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 38, No. 35, pp. 14992-15002, 2013.
9. Hiraki, T., Takeuchi, M., Hisa, M. and Akiyama, T., "Hydrogen Production from Waste Aluminum at Different Temperatures, with LCA," *Materials Transactions*, Vol. 46, No. 5, pp. 1052-1057, 2005.
10. Razavi-Tousi, S.S. and Szpunar, J.A., "Modification of the Shrinking Core Model for Hydrogen Generation by Reaction of Aluminum Particles with Water," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 41, No. 1, pp. 87-93, 2016.
11. Balaji, R., Senthil, N., Vasudevan, S.,

- Ravichandran, S., Mohan, S., Sozhan, G., Madhu, S., Kennedy, J., Pushpavanam, S. and Pushpavanam, M., "Development and Performance Evaluation of Proton Exchange Membrane (PEM) based Hydrogen Generator for Portable Applications," *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 36, No. 2, pp. 1399-1403, 2011.
12. Tate, T., "On the Magnitude of a Drop of Liquid Formed Under Different Circumstances," *Philosophical Magazine Series 4*, Vol. 27, No. 181, pp. 176-180, 1864.
13. Yavor, Y., "Aluminum-Water Reaction Mechanism - Modeling of the Different Reaction Stages," *14th International Energy Conversion Engineering Conference*, Salt Lake City, U.T., U.S.A., AIAA 2016-5021, Jul. 2016.
14. Kuo, K.K., *Principles of Combustion*, 2nd ed., Wiley-Interscience, New York, N.Y., U.S.A., Ch. 3, 2005.
15. Hu, H., Qiao, M., Pei, Y., Fan, K., Li, H., Zong, B. and Zhang, X., "Kinetics of Hydrogen Evolution in Alkali Leaching of Rapidly Quenched Ni-Al Alloy," *Applied Catalysis A: General*, Vol. 252, No. 1, pp. 173-183, 2003.
16. Corapcioglu, M.Y., Cihan, A. and Drazenovic, M., "Rise Velocity of an Air Bubble in Porous Media: Theoretical Studies," *Water Resources Research*, Vol. 40, No. 4, W04214, 2004.
17. Roosevelt, S.E. and Corapcioglu, M.Y., "Air bubble migration in a granular porous medium: Experimental studies," *Water Resources Research*, Vol. 34, No. 5, pp. 1131-1142, 1998.
18. Ergun, S. and Orning, A.A., "Fluid Flow through Randomly Packed Columns and Fluidized Beds," *Industrial & Engineering Chemistry*, Vol. 49, No. 6, pp. 1179-1184, 1949.

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.087>

냉각채널의 각도와 직경 변화에 따른 채널 내 압력 손실에 관한 수치적 연구

박진^a · 이현섭^a · 김홍집^{a,*} · 안규복^b

Numerical Study on the Pressure Loss for Various Angles and Diameters of Cooling Channel

Jin Park^a · Hyunseob Lee^a · Hongjip Kim^{a,*} · Kyubok Ahn^b

^aDepartment of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea

^bSchool of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: khongjip@cnu.ac.kr

ABSTRACT

The pressure loss in a cooling channel was investigated by conducting a numerical analysis, which was performed with a different channel angle in the axial direction, velocity of flow, and diameter of channels. The pressure loss did not change much with respect to the different channel angle. However, the pressure loss tended to decrease if the diameter of the channel increased and the velocity of the flow decreased. The results were quantified by a nondimensional method and compared to an existing experimental equation to validate them. The data obtained by this study would be helpful in the design process of a cooling channel considering the pressure loss.

초 록

냉각채널에서의 압력 손실을 수치적으로 연구하기 위하여 채널의 축 방향에 대한 각도, 채널 내부의 유체의 유속, 채널의 직경을 변화시키며 수치해석을 진행하였다. 채널의 축 방향에 대한 각도 변화에 따라서 압력 손실은 큰 변화가 없었다. 하지만 일반적으로 알려진 대로 채널의 직경이 커지면 압력손실이 감소하고, 유체의 유속이 느려지면 압력손실이 감소하는 경향은 두드러지게 나타났다. 이러한 결과는 무차원화 하여 정량화하였고, 기존 채널내부의 압력손실에 대한 경험식과 비교하여 기존 경험식의 타당성을 확인하였다. 본 연구에서 획득한 정보는 향후 냉각채널을 설계할 때 압력손실을 고려함에 있어 도움이 될 것으로 판단된다.

Key Words : Pressure Loss in Channel(채널 내 압력손실), Cooling Channel(냉각채널), Angle of the Channel(채널 각도), Diameter Ratio of the Channel(채널 직경비)

Received 11 February 2017 / Revised 29 January 2018 / Accepted 1 February 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체로켓엔진의 연소실과 노즐은 3,000 K 이상의 고온, 고압의 환경에서 작동되기 때문에 작

동되는 시간동안 안정적인 작동을 위해서는 냉각 시스템 구축이 필수적이다. 이를 위해 열차폐 코팅, 막 냉각, 재생냉각 등의 다양한 방법을 적용한다. 이 중 연소실 내벽에 냉각채널을 만들어 연료를 흘려보내어 연소실 벽을 냉각시키고, 온도가 올라간 추진제를 연소에 참여시켜 엔탈피 이득을 얻는 재생냉각이 효율적인 냉각 방법으로 평가되어 일반적으로 널리 사용된다[1,2].

열전달 관점에서 냉각채널을 설계할 때, 효과적인 냉각과 연소기 내벽이 구조적 건전성을 위해서는 소재 온도가 적절한 구조 강도를 가질 수 있는 온도 내에서 사용하여야 하며, 이 온도는 소재의 용융점보다는 훨씬 낮은 온도여야 한다. 또한 냉각채널 내 추진제의 유동이 빠르고, 흐르는 추진제와 채널이 닿는 표면적이 넓을 때 재생냉각에 의한 냉각효과가 증가된다[3,4]. 그리고 엔진시스템 측면에서는 냉각채널에서의 압력손실이 정확히 예측되어야만 공급시스템에서의 공급 압력을 설정할 수 있기 때문에 냉각채널에서의 압력손실에 대한 정확한 예측이 필수적이다[5].

하지만 냉각효과를 증가시키기 위해 추진제의 유속을 증가시키면 냉각채널에서 압력손실이 증가하게 된다. 또한 채널의 수와 전열면적은 연소실의 크기에 따라 제한이 있고, 제작상의 비용 및 시간 소모까지 고려해야하기 때문에 적절한 타협점에서 설계가 이루어진다. 또한 냉각채널 설계 시 로켓엔진 펌프의 토출압력이 이미 규격에 따라 정해져 있기 때문에 타당한 냉각채널 설계를 위해서는 펌프의 토출압력에 따라 냉각채널 내부에서 발생하는 압력손실에 대하여 정확하게 예측할 수 있어야 한다[6].

많은 유체역학 서적 및 자료들에서 마찰손실에 따른 유체의 압력손실에 대한 경험식들을 제시하고 있지만, 실제 냉각채널을 모사한 형상에 대해 직접적으로 활용할 수 있는 자료는 국내에서 찾기가 힘든 상황이다. 이에 따라 본 연구에서는 냉각채널의 폭과 너비, 축 방향에 대한 각도, 냉각채널 내 추진제의 유속을 변수로 하여 수치해석을 진행하였다. 수치해석의 결과는 기존의 유체역학적 관내 압력손실에 관한 식과 비교

를 수행하였다. 본 연구결과는 재생냉각채널을 설계하는데 있어서 압력손실을 예측하는데 도움이 될 것으로 판단된다.

2. 관련 이론

관 내 압력손실은 유체역학적으로 해석할 때 Eq. 1과 같이 손실계수, 채널 내 유속, 밀도의 함수로 표현된다.

$$\Delta P_{ov} = \zeta_{ov} \frac{\rho V^2}{2} \quad (1)$$

이 때 손실계수(ζ_{ov})는 $\zeta_{ov} = \zeta_{loc} + \zeta_{fr}$ 로서, 벽면 마찰에 의한 손실계수(ζ_{fr})와 유동방향이나 단면적이 변하면서 생기는 국부적인 손실계수(ζ_{loc})로 구분할 수 있다. 재생냉각 채널에서는 두 손실이 모두 발생하지만 채널의 단면적에 비해 길이가 매우 길기 때문에 마찰손실에 비해 국부적인 손실이 매우 작다[7]. 그리고 실제 로켓 연소기의 재생냉각채널에서 생기는 국부적인 손실은 채널의 분기, 합류 및 방향전환 등에 의해서 발생하는 것이지만 본 연구에서 대상으로 하는 직선형 채널과 나선형 채널에서의 국부적인 손실은 아주 작다. 그러므로 마찰손실만을 고려하여 연구를 수행하였다. 벽면 마찰에 의한 마찰계수는 Eq. 2와 같이 벽면의 거칠기(Δ), 수력학적 직경(D_h), 레이놀즈수(Re)의 함수로 표현된다.

$$\zeta_{fr} = f(\Delta, D_h, Re) = \lambda_{non, cir} \frac{L}{D_h} \quad (2)$$

마찰계수는 원형단면을 가정하여 계산되기 때문에 사각단면에서는 보정계수($k_{non, cir}$)를 사용해야 한다. 따라서 재생냉각 채널에서 벽면 마찰에 의한 압력손실은 Eq. 3과 같이 보정계수, 벽면의 거칠기, 직경, 레이놀즈수의 함수로 표현된다.

$$\begin{aligned} \Delta P_{fr} &= f(k_{non, cir}, \Delta, D_h, Re) \\ &= k_{non, cir} \zeta_{fr} \frac{\rho V^2}{2} = k_{non, cir} \lambda_{cir} \frac{L}{D_h} \frac{\rho V^2}{2} \end{aligned} \quad (3)$$

채널의 표면이 매우 매끄러워 마찰을 무시할 수 있는 경우(smooth wall) 원형단면에서의 마찰계수는 난류유동에서 레이놀즈수에 따라 Eq. 4로 표현된다.

$$\lambda_{cir} = 0.3164/Re^{0.25} \quad (4 \times 10^3 < Re < 10^5)$$

$$\lambda_{cir} = \frac{1}{(1.8 \times \log Re - 1.64)^2} \quad (Re > 4 \times 10^3) \quad (4)$$

균일한 거칠기를 가지고 있다고 가정할 경우 (uniform roughness wall) 마찰계수는 Eq. 5로 표현된다. Eq. 5는 참고문헌 [8]의 112쪽 table 값을 수식화한 것으로 공학적 오차를 포함하는 식이다.

$$\lambda_{cir} = 0.11 \left(\bar{\Delta} + \frac{68}{Re} \right)^{0.25}, \quad \bar{\Delta} = \Delta / D_h \quad (5)$$

3. 수치해석 방법

3.1 대상 채널 형상 설정

본 연구에서는 총 15종류의 케이스를 모델링하여 수치해석을 수행하였다. 냉각채널의 단면은 제작 상의 편이 및 실제 냉각채널의 형상을 고려하여 사각형 형상의 단면으로 설정하였다. 냉각채널의 단면 형상에 따른 압력손실 변화를 알아보기 위하여 CH2를 기준으로 CH1과 CH3은 채널의 너비를 고정하고 채널의 높이를 0.5 mm 씩, CH4와 CH5는 채널의 높이를 고정하고 채널의 너비를 1 mm 씩 변화시켜 설정하였다. CH1~CH5는 직선채널로 길이 172 mm이며, 나머지 10개의 채널은 단면에 대한 형상은 CH1~CH5와 동일하게 설정하고, CH6~CH10은 축과의 각도 15도를 갖는 나선형 형태, CH11~CH15는 축과의 각도 30도를 갖는 나선형 형태의 채널로 냉각채널을 모델링 하였다. 15개의 냉각채널의 형상은 Table 1과 같다. 냉각채널의 형상은 선행연구의 실험에서 이용한 채널의 형상을 기초로 하여 설정하였다[7].

Table 1. Cooling channel cases.

	Straight				
	CH1	CH2	CH3	CH4	CH5
Channel width(mm)	2	2	2	1	3
Channel height(mm)	1.5	2	2.5	2	2
Channel area(mm ²)	3	4	5	2	6
Channel aspect ratio	0.75	1.00	1.25	2.00	0.67
Hydraulic diameter(mm)	1.714	2.000	2.222	1.333	2.400
Channel length(mm)	172				
	Spiral 15°				
	CH6	CH7	CH8	CH9	CH10
Channel width(mm)	2	2	2	1	3
Channel height(mm)	1.5	2	2.5	2	2
Channel area(mm ²)	3	4	5	2	6
Channel aspect ratio	0.75	1.00	1.25	2.00	0.67
Hydraulic diameter(mm)	1.714	2.000	2.222	1.333	2.400
Channel length(mm)	165.64				
	Spiral 30°				
	CH11	CH12	CH13	CH14	CH15
Channel width(mm)	2	2	2	1	3
Channel height(mm)	1.5	2	2.5	2	2
Channel area(mm ²)	3	4	5	2	6
Channel aspect ratio	0.75	1.00	1.25	2.00	0.67
Hydraulic diameter(mm)	1.714	2.000	2.222	1.333	2.400
Channel length(mm)	184.75				

3.2 해석 조건

선정한 15개의 채널을 3차원 모델링하여 상용 프로그램인 ANSYS FLUENT v14.5를 통해 수치해석을 수행하였다. 작동유체는 물을 사용하였고, 상온 실험 조건(298 K)을 고려하여 $\rho = 997 \text{ kg/m}^3$, $\mu = 8.93 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{s/m}^2$ 이다. 난류모델은 $k-\epsilon$ Standard Wall Function을 적용하였다. 채널 입구의 경계조건은 물의 유속으로 설정하였고 채널 출구의 경계조건은 일정한 압

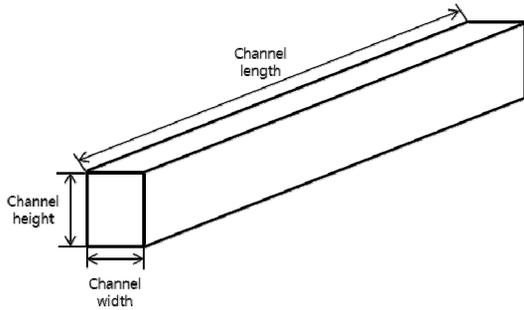


Fig. 1 Shape of the channel.

력을 유지하도록 설정하였다. 또한 벽면의 거칠기는 실제로도 매우 작기 때문에 매끄러운 벽면 조건과 실험에서 측정한 값을 이용하였다.

4. 해석 결과

4.1 케이스별 압력 강하량 데이터

수치해석 결과는 다음 Table 2와 같다. 15개의 다양한 채널에 대해, 다양한 유속 조건에서 압력 손실을 정량화 하였다. 일반적으로 재생냉각채널에서의 유속은 RD-107의 경우 최대 20~25 m/s의 값을 가지는 것으로 알려져 있다. 본 연구에서도 이 값을 바탕으로 20 m/s를 기준으로 10, 20, 30 m/s의 값을 결정하여 적용하였다.

4.2 유속 변화에 따른 압력손실 변화

일반적으로 관내 유동에서 유속이 증가하면 압력손실 또한 증가하는 것으로 알려져 있다.

Fig. 2 (a)는 본 연구의 대상 채널과 같은 단면을 갖는 채널에 대한 선행연구[9]의 실험 결과와 경험식(Eq. 3)의 계산 결과, 매끄러운 벽면을 가정한 수치해석 결과, 균일한 거칠기를 가정한 수치해석 결과의 비교 그림이다. 이 때 해석에서 적용한 표면 거칠기는 선행연구에서 측정된 값인 $1.24 \mu\text{m}$ 를 사용하였다[9]. 모든 데이터의 결과 또한 유속의 제곱에 근사하게 비례하여 증가하는 경향을 보인다. 매끄러운 벽면을 가정한 경우를 제외한 나머지 세 개의 데이터는 거의 같은 압력 손실 결과가 얻어짐을 알 수 있다. 본 연구에서

Table 2. Numerical pressure losses for various channel configurations and velocity of flow.

	Straight				
	CH1	CH2	CH3	CH4	CH5
Velocity	Pressure loss [bar]				
10 m/s	1.382	1.139	0.998	1.897	0.907
20 m/s	4.658	3.851	3.382	6.361	3.077
30 m/s	9.543	7.902	6.949	12.996	6.327
	Spiral 15°				
	CH6	CH7	CH8	CH9	CH10
Velocity	Pressure loss [bar]				
10 m/s	1.331	1.097	0.961	1.827	0.873
20 m/s	4.486	3.708	3.257	6.126	2.963
30 m/s	9.190	7.610	6.692	12.516	6.093
	Spiral 30°				
	CH11	CH12	CH13	CH14	CH15
Velocity	Pressure loss [bar]				
10 m/s	1.484	1.223	1.072	2.038	0.974
20 m/s	5.003	4.136	3.633	6.833	3.305
30 m/s	10.250	8.488	7.464	13.960	6.796

는 벽면의 거칠기를 고려하지 않고 해석한 결과이기 때문에 실제 실험 데이터에서 더 큰 압력강하가 측정되었다고 보인다. 따라서 본 연구에서의 해석방법이 타당함을 확인할 수 있다. Fig. 2 (b)는 직선형 채널인 CH1~CH5에서 유속을 10, 20, 30 m/s로 변경하여 얻은 데이터이다. 기존에 알려진 대로 유속이 커질수록 압력손실 또한 커지는 것을 확인할 수 있다. 유속이 증가할 때 압력손실의 증가는 채널의 단면 형상과 관계없이 유속의 제곱에 근사하게 비례하여 증가하는 경향이 Fig. 2 (a)에서와 동일하게 보인다. 유동의 동압이 유속의 제곱에 비례하는 관계이기 때문에 위와 같은 경향이 나타나는 것으로 판단된다. 그리고 상대적으로 낮은 유속인 10 m/s 조건에서는 거칠기의 영향이 아주 작아서 매끄러운 벽면 조건과 균일한 거칠기 조건의 결과의 차이가 아

주 미미하지만 유속이 빨라질수록 두 조건에서의 압력손실 차이는 증가하였다.

4.3 냉각채널의 단면 형상 변화에 따른 압력손실 변화

냉각채널의 너비 변화에 대한 영향을 보기 위해 기준 채널인 CH2 (너비 2 mm, 높이 2mm)에서 높이를 고정시키고 너비를 1 mm 로 줄여 CH4를, 너비를 3 mm 로 늘려 CH5를 모델링하였다. 또한 냉각채널의 높이 변화에 대한 영향을 보기 위해 CH2에서 너비를 고정시키고 높이를 1.5 mm 로 줄여 CH1를, 2.5 mm 로 늘려 CH3을 모델링 하였다. Fig. 3 (a), (b)는 유속조건 10, 20, 30 m/s에서 채널 너비와 높이를 변화 시키며 수치해석을 수행한 데이터이다. 같은 x축 상의 데이터에서 아래서부터 차례로 유속조건 10, 20, 30 m/s에서의 데이터이다. 채널의 너비, 높이 변화에 대한 압력손실은 동일하게 너비, 높이가 커지면 압력손실은 감소하는 것을 확인할 수

있었다. 기존의 관 내 압력손실에 대한 식들은 원형단면을 가정하기 때문에 수치해석 결과를 기존 경험식과 비교하기 위하여 냉각채널 단면의 너비와 높이를 Eq. 6을 통해 수력학적 직경으로 환산하였다. 유속 10 m/s 조건에서 직선형 채널인 CH1~CH5에서의 수력학적 직경 변화에 대한 압력손실 변화를 Fig. 3 (c)에 나타내었다.

$$d_h = 4A/P \tag{6}$$

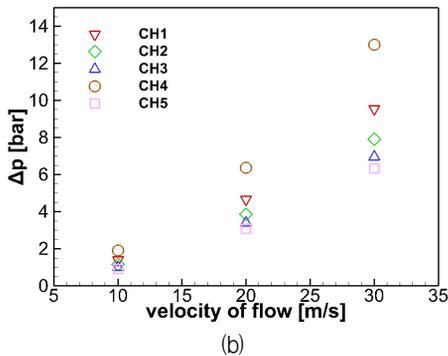
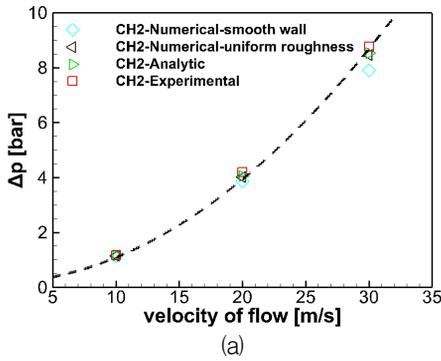
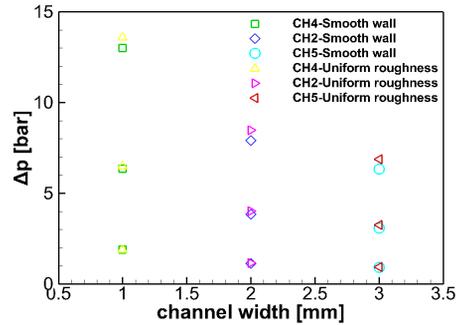
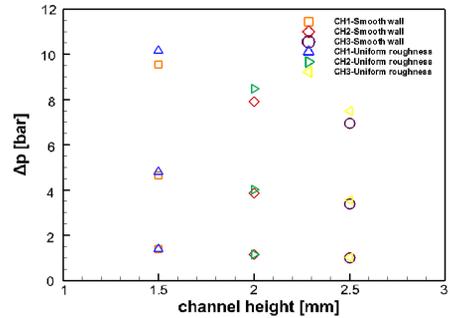


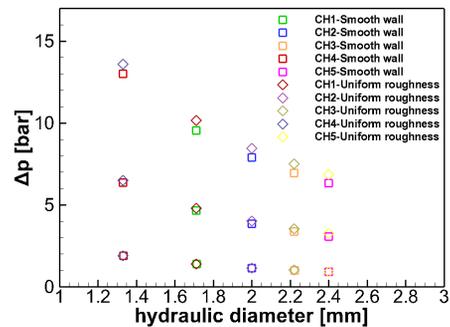
Fig. 2 Pressure loss according to a flow velocity change in straight channel.



(a)



(b)



(c)

Fig. 3 Pressure loss according to the changes in channel cross-sectional shape.

여기서 A는 냉각채널의 단면적, P는 냉각채널에서 유동과 접하는 가장자리 길이에 해당한다.

냉각채널의 단면에 대한 변수를 수력학적 직경으로 환산하여 그린 그래프에서도 냉각채널의 너비, 높이의 경우와 같이 수력학적 직경이 증가하면 압력손실이 감소하는 경향이 나타났다. 하지만 보다 의미 있는 데이터를 얻기 위해서 무차원화를 통한 정량화가 필요하다고 판단되었다. 또한 균일한 거칠기 조건에서의 압력손실이 매끄러운 벽면 조건에서보다 모든 케이스에서 약간씩 크게 나타났다. 하지만 그 차이가 매우 작기 때문에 매끄러운 벽면을 가정하여도 무방하다고 판단된다.

4.4 각도 변화에 따른 압력손실 변화

본 연구에서는 냉각채널 내 압력손실에 대한 냉각채널의 단면 형상 변화의 영향뿐만 아니라 실제 연소기에서 주로 사용되는 나선형 냉각채널의 각도에 대한 영향 또한 수치해석 수행하여 데이터를 얻었다. Fig. 4에 유속 10 m/s 조건에서 동일한 단면 형상을 갖고, 축에 대한 각도를 변화시킨 CH2, CH7, CH12에서의 압력손실을 동일 길이 조건으로 환산하여 나타내었다. 냉각채널의 축에 대한 각도 변화는 냉각채널 내부에서의 압력손실에 미치는 영향은 매우 작은 것으로 나타났다. 이 결과는 관련 이론에서 언급된 것처럼 냉각채널의 길이가 단면적에 비해 매우 길기 때문에 국부적 압력손실이 무시할 만큼 작기 때문인 것으로 판단된다. 따라서 동일한 사이즈의 연소기의 외벽에 냉각채널을 설계할 때 축

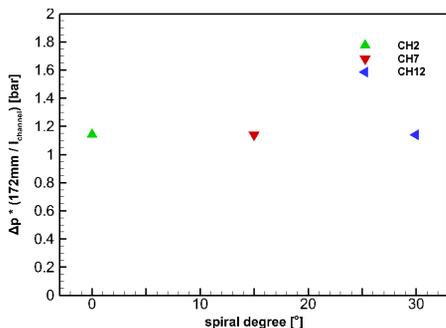


Fig. 4 Pressure loss according to spiral angle.

Table 4. The ratio of the hydraulic diameter and length of channel for each case.

d_h/l					
Straight		Spiral 15°		Spiral 30°	
CH1	0.0099	CH6	0.0103	CH11	0.0093
CH2	0.0116	CH7	0.0121	CH12	0.0108
CH3	0.0129	CH8	0.0134	CH13	0.0120
CH4	0.0077	CH9	0.0080	CH14	0.0072
CH5	0.0140	CH10	0.0145	CH15	0.0130

Table 5. The ratio of the pressure loss and the dynamic pressure for each case.

Velocity [m/s]	$\frac{\Delta p}{\frac{1}{2}\rho U^2}$				
	Straight				
10	2.808	2.314	2.029	3.857	1.843
20	2.367	1.957	1.719	3.232	1.564
30	2.155	1.785	1.569	2.935	1.429
Velocity [m/s]	Spiral 15°				
	CH6	CH7	CH8	CH9	CH10
10	2.705	2.229	1.954	3.714	1.775
20	2.279	1.884	1.655	3.113	1.506
30	2.076	1.719	1.511	2.827	1.376
Velocity [m/s]	Spiral 30°				
	CH11	CH12	CH13	CH14	CH15
10	3.017	2.486	2.179	4.143	1.979
20	2.542	2.102	1.846	3.472	1.680
30	2.315	1.917	1.686	3.153	1.535

Table 6. Friction coefficient for each case.

Velocity [m/s]	λ				
	Straight				
10	0.0280	0.0269	0.0262	0.0299	0.0257
20	0.0236	0.0228	0.0222	0.0251	0.0218
30	0.0215	0.0208	0.0203	0.0228	0.0199
Velocity [m/s]	Spiral 15°				
	CH6	CH7	CH8	CH9	CH10
10	0.0280	0.0269	0.0262	0.0299	0.0257
20	0.0236	0.0228	0.0222	0.0251	0.0218
30	0.0215	0.0208	0.0203	0.0228	0.0199
Velocity [m/s]	Spiral 30°				
	CH11	CH12	CH13	CH14	CH15
10	0.0280	0.0269	0.0262	0.0299	0.0257
20	0.0236	0.0228	0.0222	0.0251	0.0218
30	0.0215	0.0208	0.0203	0.0228	0.0199

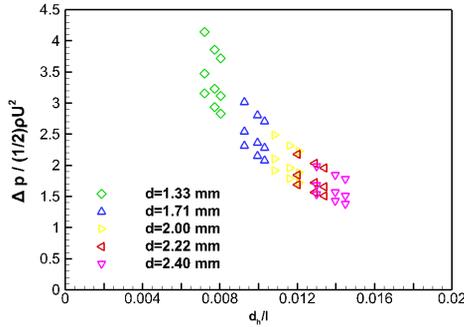


Fig. 5 $d_h/l - \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho U^2}$ diagram.

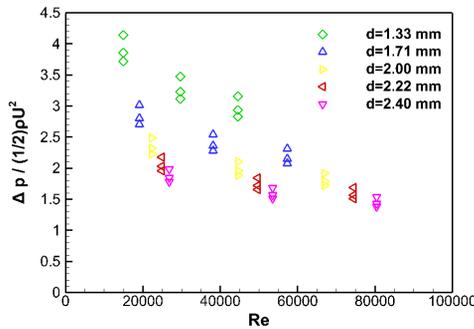


Fig. 6 $Re - \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho U^2}$ diagram.

Table 3. Reynolds number for each case.

		<i>Re</i>				
Velocity [m/s]	Straight					
	CH1	CH2	CH3	CH4	CH5	
10	1.91E+04	2.23E+04	2.48E+04	1.48E+04	2.68E+04	
20	3.82E+04	4.47E+04	4.96E+04	2.97E+04	5.36E+04	
30	5.73E+04	6.70E+04	7.44E+04	4.45E+04	8.04E+04	
Velocity [m/s]	Spiral 15°					
	CH6	CH7	CH8	CH9	CH10	
10	1.91E+04	2.23E+04	2.48E+04	1.48E+04	2.68E+04	
20	3.82E+04	4.47E+04	4.96E+04	2.97E+04	5.36E+04	
30	5.73E+04	6.70E+04	7.44E+04	4.45E+04	8.04E+04	
Velocity [m/s]	Spiral 30°					
	CH11	CH12	CH13	CH14	CH15	
10	1.91E+04	2.23E+04	2.48E+04	1.48E+04	2.68E+04	
20	3.82E+04	4.47E+04	4.96E+04	2.97E+04	5.36E+04	
30	5.73E+04	6.70E+04	7.44E+04	4.45E+04	8.04E+04	

에 대한 각도를 크게 하면 채널의 길이가 길어지는 효과에 의한 압력손실 증가만을 고려해도 충분히 타당하다고 판단되며, 이에 따라 냉각채널의 각도는 냉각채널의 길이에 따른 냉각효과를 고려하여 타당한 각도로 설계되어야 한다.

5. 결과 분석

본 연구의 수치해석의 결과에서 유속이 빠를수록, 냉각채널의 너비, 높이가 작을수록 채널 내부에서의 압력손실이 증가하는 것이 확인되었다. 하지만 냉각채널을 설계함에 있어서 실질적으로 참고하기 위한 데이터를 얻기 위해서는 얻어진 수치해석 결과 데이터를 정량화할 필요성이 있다고 판단되었다. 따라서 길이와 직경의 비, 레이놀즈수, 동압과 차압의 비 세 가지 무차원 인자를 바탕으로 분석하였다.

d_h/l 은 냉각채널의 수력학적 직경과 길이의 비로, 채널의 형상을 나타내는 무차원수이다. $\Delta p / \frac{1}{2} \rho U^2$ 는 유동의 정압과 동압의 비로, 압력에 대한 무차원수이다. 각 무차원수 계산 결과는 Table 3, 4, 5와 같다.

무차원화 결과를 파악하기 위해 Fig. 5, 6에서는 직경 비에 대한 압력 비, 레이놀즈수에 대한 압력 비를 그래프로 나타내었다.

직경 비와 레이놀즈수 각각의 경우 모두 증가할수록 압력비가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 위 두 결과를 하나의 수식으로 정량화하여 기존 경험식과 비교하기 위하여 Eq. 7의 마찰계수 개념을 도입하여 또 하나의 무차원수를 계산하였다. 마찰계수 계산 결과는 Table 6과 같다.

$$\lambda = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho U^2} \times \frac{d_h}{l} \tag{7}$$

기존 경험식을 참고하여 마찰계수는 레이놀즈수의 함수로 표현될 것으로 판단하여 Fig. 7에는 레이놀즈수 - 마찰계수 그래프를 나타내었다.

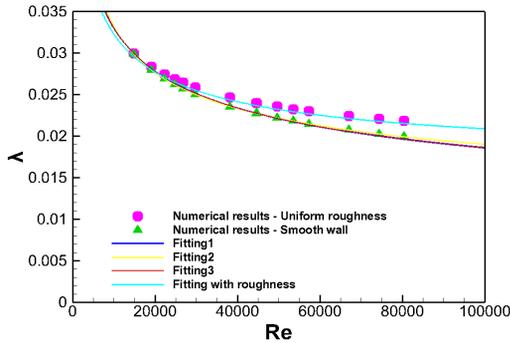


Fig. 7 $Re - \lambda$ diagram.

Table 7. Comparison of existing equation and fitting equation.

Existing equation 1	Fitting equation 1
$\lambda_{cir} = \frac{0.3164}{Re^{0.25}}$ $(4 \times 10^3 < Re < 10^5)$	$\lambda_{cir} = 0.3302/Re^{0.25}$
Existing equation 2	Fitting equation 2
$\lambda_{cir} = \frac{1}{(1.8 \times \log Re - 1.64)^2}$ $(Re > 4 \times 10^3)$	$\frac{1}{(1.7663 \times \log Re - 1.5794)^2}$
Existing equation 3	Fitting equation 3
$\lambda_{cir} = 0.11(\overline{\Delta} + \frac{68}{Re})^{0.25}$	$\lambda_{cir} = 0.1150(\overline{\Delta} + \frac{68}{Re})^{0.25}$

각각의 채널과 유속에서 총 45개의 데이터를 얻을 수 있었다. 표면 거칠기를 고려한 경우, 고려하지 않은 경우에 비해 마찰계수가 약간씩 더 큰 값으로 계산되었다. 레이놀즈수가 증가함에 따라 그 차이는 점점 커지는 것이 확인되었다. Fig. 7은 채널의 마찰계수가 레이놀즈수의 함수로 표현 될 수 있음을 보여준다. 레이놀즈수가 증가하면 마찰계수가 감소하는 경향을 보였고 그 경향을 알아보기 위하여 수치해석 결과를 최소제곱법을 사용하여 3가지 기존의 레이놀즈수 - 마찰계수 식과 비교하였다. fitting 식 순서는 Table 7에 나타난 순서와 동일하며 Uniform roughness를 적용한 데이터들 또한 fitting 하여 나타내었다. fitting된 식의 가용 범위는 해석이 진행된 $1.48 \times 10^4 < Re < 8.04 \times 10^4$ 의 범위에 국한된다.

6. 결 론

냉각채널의 압력손실에 있어 냉각채널의 단면 형상과 축과의 각도, 내부의 유속 변화에 대한 특성을 수치해석을 통해 파악하였다. 단면의 형상 변화에 있어서는 단면의 너비와 높이가 증가하면 압력손실은 감소하는 경향을 보였다. 단면의 너비와 높이 두 변수는 하나의 변수 수력학적 직경으로 환산하여 고려할 수 있었다. 수력학적 직경의 증가에 따라서도 압력손실이 감소하였다.

다음으로 각도에 대한 변화에 있어서 압력손실은 큰 영향을 받지 않았다. 이는 냉각 채널이 각도를 가지더라도 길이에 비해 단면적이 굉장히 작기 때문에 직선채널의 연속과 큰 차이가 없기 때문이라고 판단된다. 다만 같은 사이즈의 연소기에서라면 중심축에 대한 채널의 각도가 증가함에 따라 채널의 길이가 증가하여 압력손실이 증가할 것이다.

본 연구에서 얻은 정보는 무차원화를 통해 정량화되었다. 그 후 마찰계수 개념을 도입하고 최소제곱법을 이용한 fitting을 통해 기존의 채널 내 압력손실에 대한 경험식과 비교할 수 있었다. 기존의 경험식과 마찬가지로 수치해석 결과 또한 마찰계수가 레이놀즈수의 -0.25제곱에 비례하며, fitting 식이 기존의 경험식에 근사한 것을 확인하였다.

실제 연소기에서 사용되는 재생냉각채널은 연소기의 형상이 원통형이 아니기 때문에 필요에 따라 단면적이 변하기도 하고, 분기점과 합류점이 있기도 하다. 또한 막 냉각을 위한 오리피스 가 존재하는 경우 질량 유출에 유속 감소로 압력손실이 생기기도 한다. 본 연구에서 획득한 정보는 단순히 단면적이 일정한 채널에서의 압력손실만을 다루고 있다. 그렇기 때문에 실제 연소기에서 사용되는 재생냉각채널에 본 연구의 결과를 직접적으로 적용하기는 어렵다. 하지만 채널내부에서 압력손실에 대한 기존식의 타당성을 확인할 수 있었으며, 사각단면을 가지는 재생냉각채널을 고려한 경우, 압력손실을 보다 손쉽게 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 민군기술협력사업(NO. 14-CM-MC-16)과 2016년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(NO. 2016M1A3A3A02017979, 2015M1A3A3A02011346).

References

1. Kim, H.J. and Choi, H.S., "Investigation of Characteristics for Cooling Parameters of a Combustor in Liquid Rocket Combustors," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 5, pp. 45-50, 2010.
2. Yang, W. and Sun, B., "Numerical simulation of liquid film and regenerative cooling in a liquid rocket," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 54, No. 2, pp. 460-469, 2013.
3. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992.
4. Michel, R.W., "Combustion Performance and Heat Transfer Characterization of LOx/Hydrocarbon Type Propellants" Lyndon B. Johnson Space Center Contract NAS-9-15968, 1983.
5. Hong, S.S., Kim, J.S., Kim, D.J. and Kim, J.H., "Performance Test of Turbopump Assembly for 75 Ton Liquid Rocket Engine Using Model Fluid," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 2, pp. 56-61, 2011.
6. Ulas, A. and Boysan, E., "Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, No. 1, pp. 187-197, 2013.
7. Ahn, K., Kim, J.G., Lim, B., Kim, M., Kang, D. and Kim, S.K., "Fuel-Side Cold-Flow Test and Pressure Drop Analysis on Technology Demonstration Model of 75 ton-class Regeneratively-Cooled Combustion Chamber," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 6, pp. 56-61, 2012.
8. Idelchik, I.E., *Handbook of Hydraulic Resistance*, 3rd ed., Begell House, New York, U.S.A., pp. 75-148, 1996.
9. Yoon, W.J, Ahn K.B and Kim, H.J "An Experimental Study on Pressure Loss in Straight Cooling Channels" *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 94-103, 2016

고체 추진제와 점화기 간 간격에 따른 유동 특성

강동기^a · 최재성^a · 이형진^{b,*}Flow Characteristics with Distance between
Solid Propellant Grain and IgniterDonggi Kang^a · Jaesung Choi^a · Hyoungjin Lee^{b,*}^aPGM G&C/HILS/Propulsion, LIG Nex1 Co., Ltd., Korea^bDepartment of Aerospace Engineering, Inha University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: hyoungjin.lee@inha.ac.kr

ABSTRACT

Flow analysis using computational fluid dynamics was conducted to investigate the effect of the igniter flame caused by the gap between the igniter and the propellant grain in a solid rocket motor. Two propellant grain types were assumed; namely cylinder type (1 mm, 3 mm, and 5 mm gap) and the slot type. The slot type had two igniter hole locations. One was located at the small gap of the propellant grain, and the other one was located at the large gap. In the case of the cylinder type, the pressure in the igniter zone was higher with a thinner gap. Additionally, in the case of the cylinder type, the pressure difference between the igniter installed zone and the free volume was also higher as the gap became lower. The cylinder types were affected by the gap distance, but the slot types were not. Moreover, the results of the slot types were similar to the 5-mm gap case of the cylinder type.

초 록

고체추진기관 내에 점화기와 추진제 그레인 간격에 따라 화염에 의해 발현되는 내부 유동 형태에 대해 전산유체해석(CFD)를 이용하여 살펴보았다. 실린더형과 슬롯형 추진제 그레인에 대해 실린더형은 간격 1 mm, 3 mm, 5 mm, 슬롯형은 점화기의 화염 분출구가 넓은 간격에 위치한 경우와 좁은 간격에 위치한 경우에 대해 수치 해석을 수행하였다. 실린더형은 간격이 좁을수록 점화기와 추진제 사이에 고압력이 형성되며, 점화기 말단 부근에서 압력 강하 또한 상대적으로 크게 나타났다. 실린더형은 간격에 영향을 받았으나, 슬롯형은 화염 분출구 위치에 관계없이 압력 형태가 유사하게 나타났으며, 실린더형 간격 5 mm와 유사한 결과를 보였다.

Key Words: Igniter(점화기), Solid Rocket Motor(고체추진기관), Gap(간격), Propellant Grain Type (추진제 그레인 형상), CFD(전산유체해석)

고체 추진 기관에서 점화 과정은 점화기 내 점화 화약의 착화를 통해 유발된 화염이 추진제 그레인 내부 공간으로 분출되어 추진제 그레인 표면에 열량이 공급되고, 이로 인해 추진제의 화학반응이 유도되면서 진행된다[1,2]. 따라서 적절한 점화기의 적용 유무에 따라 필요 시간에 점화가 일어나기도, 혹은 점화 지연이나 점화 실패가 발생하기도 한다[2].

일반적으로 고체 추진기관에 적용되는 점화기는 Fig. 1과 같이 추진제 발화를 위한 장약과 화염 온도와 압력에 견디는 점화기 구조체 등으로 구성된다. 추진기관 내부에 이러한 구성품을 제외한 나머지 부분, 화염 유동이 생성되는 공간을 자유 체적이라 한다.

실제 점화과정은 점화 화약의 연소로 형성된 압력과 추진제 그레인 내부 공간의 형상에 따라 발달되는 화염의 유동 형태에 크게 영향을 받을 수 있기 때문에, 점화기의 열량이 추진제 표면에 적절하게 전파되도록 점화기를 설계하는 것이 요구된다. 고체추진기관 내 점화과정은 실험을 통해 직접적으로 가시화하거나 화염 및 유동 특성을 측정하는 것이 어렵기 때문에, 적절한 점화기의 설계를 위해 고체추진제의 점화 메커니즘을 규명하거나 혹은 적용하고자 하는 형상에 대한 점화 과정을 수치해석을 통해 고찰하는 연구가 활발히 수행되고 있다.

국내에서는 2차원 축대칭 모델을 사용하여 고체 로켓모터의 점화현상을 연구하였고, 복사 효과를 추가 고려하여 점화 및 연소과정 중 로켓모터 내의 유동과 압력 발달을 예측하였다[1,3,4]. 2차원 수치 해석 모델을 구축하여 점화 천이 현상을 예측한 바 있다[5]. 추진제 연소로 인해 추진제 그레인의 형상 변화를 고려한 2차원 축대칭 연소모델을 구축하고, 점성 유동과 비점성 유동의 차이를 살펴보았다[6,7]. 열복사 모델이 포함된 2차원 축대칭 모델을 구축하였으며, 화학적 노화(aging) 모델과 연계하여 Nike-Hercules 모터에 대해 점화 천이를 해석하였다[8]. 열 점화 이론을 토대로 점화 지연시간을 예측하여 시험과 비교하였다[9]. 해외에서는 대형 추진기관의 점화 천이 현상을 상대적으로 빠르

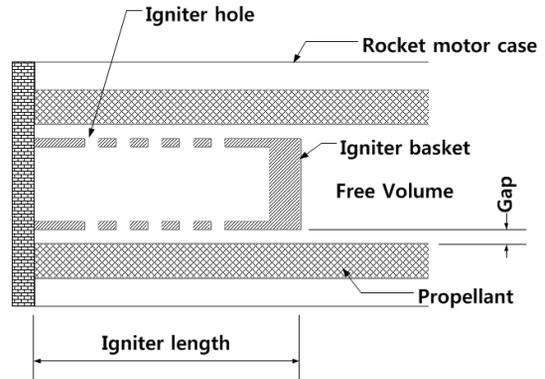


Fig. 1 Typical igniter geometry installed in a rocket motor.

게 해석할 수 있는 준 1차원 코드를 구축하고 시험 결과와 비교하였다[2]. 이외에도 국내외에 수치해석을 통한 연구가 활발히 수행되고 있다.

기존에 수행된 대부분의 수치해석 연구는 점화 후, 추진제 연소에 집중되어 있으며 점화기 화염 자체에 대한 거동이 추진제 표면에 미치는 영향을 연구한 사례는 찾기 어렵다. 특히 수행된 연구가 2차원 축대칭 형상에 대한 것으로, 실린더형 추진제 그레인 형상에 대한 점화 과정만을 모사하였다. 하지만, 실제 적용되는 대부분의 추진제 그레인은 슬롯 등 3차원 형상이 적용되고 있다. 따라서 점화 과정을 잘 이해하기 위해서는 3차원 형상에 대한 화염의 의한 유동 발달 과정을 모사하는 것이 필요하다. 이러한 3차원 점화 화염의 관찰은 특히 소형 추진기관 및 점화기 개발 시 더욱 고려되어야 한다.

일반적인 고체 추진기관에 적용되는 점화기는 장약량에 따라 특정 크기 이상의 형상을 갖게 된다. 추진제 그레인이 소형일수록 점화기와 추진제 그레인이 인접하게 되고, 화염에 대해 유동공간이 협소하여 점화 초기 화염의 원활한 흐름이 방해될 수 있다. 하지만 점화기와 추진제 그레인 사이 간격이 화염 유동에 미치는 영향을 연구한 사례가 아직 존재하지 않으며, 또한 그러한 간격이 점화 과정에 미치는 영향이 보고된 바 없다.

본 연구에서는 점화기와 추진제 그레인 사이 간격에 따라, 점화기에서 발생한 화염이 자유 체

적 내에서 유동을 형성하는 과정을 전산해석을 통해 살펴보고 추진제 표면에 미치는 영향을 예측하고자 하였다. 실린더형과 슬롯형에 대해 3차원 해석을 통해 유동형성 과정의 차이점을 비교 분석하였다. 해석에 적용된 점화기 모델은 Fig. 1에 제시된 바와 같이 점화기 분출구가 추진제 표면 방향으로 수직으로 향해있는 형상을 갖는다. 본 연구에서는 점화 초기 화염에 의한 영향만을 살펴보고자 하였으므로, 점화 화염으로 인해 추진제에서 발생하는 연소는 고려하지 않았다. 이를 통해 점화기와 추진제 그레인의 형상에 따라 달라지는 점화 초기 화염의 유동 발달 과정을 관찰하고 점화에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 해석 모델

2.1 형상 모델링

본 연구에서 사용한 고체추진기관의 구조를 Fig. 2에 간략하게 나타내었다. 고체추진기관은

케이스와 추진제 그레인, 점화기, 노즐 등으로 구성되어 있다. 적용된 점화기 형상은 Fig. 1과 같다. 유동에 대한 수치해석을 위해서 Fig. 3과 같이 자유체적에 대해 형상 모델링을 하였다. 해석 도메인의 총 길이는 약 1 m, 추진제 그레인의 내부 직경은 25.3 mm, 노즐 목의 직경은 26.5 mm로 설정하였다.

추진제 그레인과 점화기 사이의 간격을 변화시키기 위해 추진제 그레인의 내부 코어의 직경은 일정하게 유지하고 적용되는 점화기의 외경을 변경하였다. 점화기에서 발생한 동일 유량에 대해 추진기관 내 형성되는 최대 압력 조건을 동일하게 유지하여 유동의 형성과정을 비교하고자 한다. 점화기 길이를 변경하여 각 해석 조건마다 점화기가 차지하는 부피를 일정하게 유지하였다.

기본적으로 점화기의 화염 분출구는 길이 방향으로 5개, 원주 방향으로 90도 간격으로 4줄이며, 각 분출구의 직경은 3 mm이다. 점화기의 길이방향으로 화염 분출구의 간격은 점화기와 추진제 그레인 사이 간격이 1 mm일 때 4.6 mm이

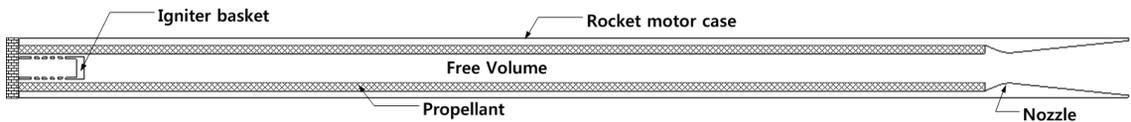


Fig. 2 Rocket motor.

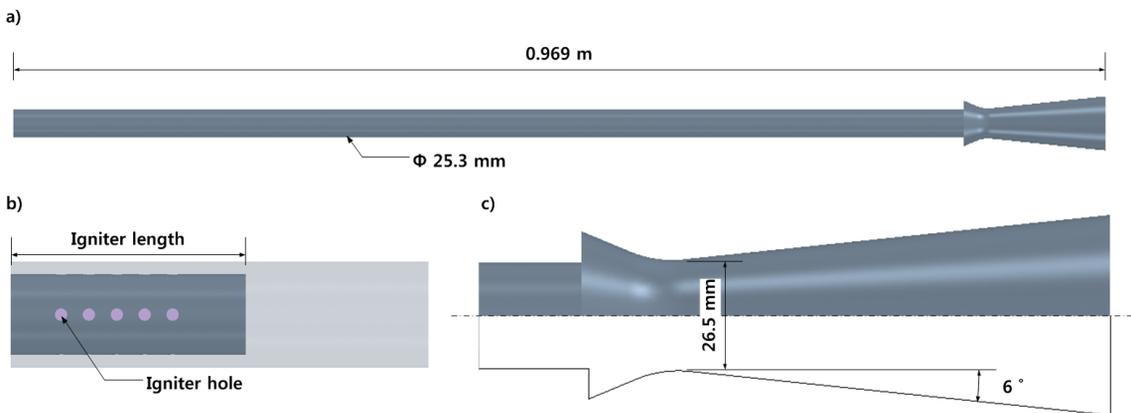


Fig. 3 Geometry modeling ; a) whole propulsion system, b) Igniter part, c) Nozzle part.

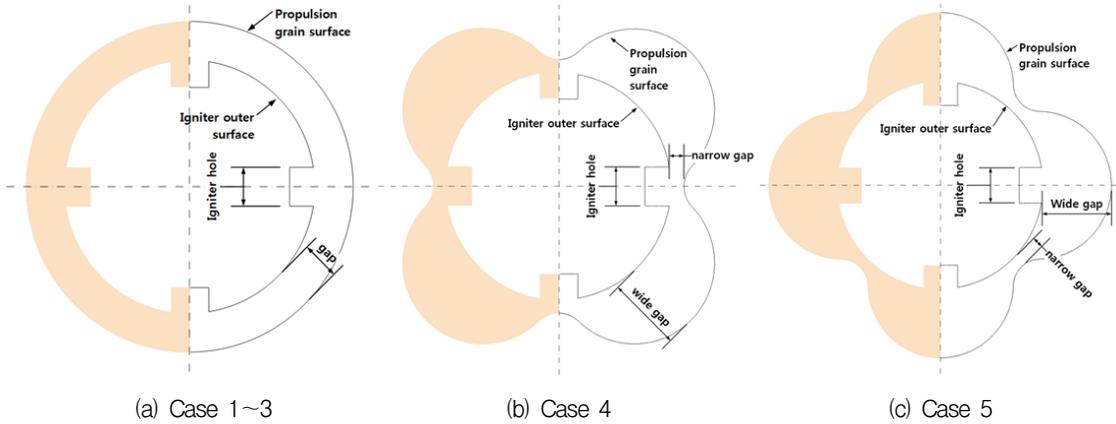


Fig. 4 Section shape of each case at igniter hole.

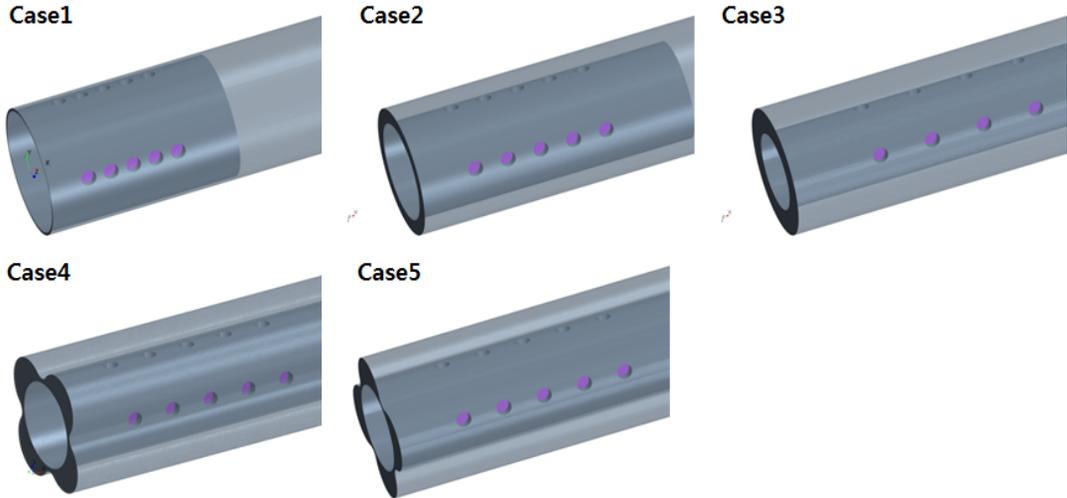


Fig. 5 3-Dimensional geometry for each cases.

다. Fig. 4는 점화기 분출구에서의 단면 형상으로 shade 된 부분은 자유 체적(해석 도메인)이다. a)는 추진제 그레인 형상이 실린더형인(Case 1-3) 경우이며, 점화기와 추진제 그레인 사이 간격(gap)은 각각 1 mm(Case1), 3 mm(Case2), 5 mm(Case3) 이다. b), c)은 4개의 슬롯을 갖는 추진제 그레인에 대해 화염 분출구 홀의 위치가 넓은 간격에 위치할 경우(Case 4)와 좁은 간격에 위치할 경우(Case 5)를 나타낸 단면 형상이다. 4개의 슬롯을 갖는 추진제 그레인에 대해 추진제 그레인과 점화기 외경 간의 간격은 각각 약 1 mm, 5 mm 이다. 이를 바탕으로 Fig. 5에 해석

Table. 1 Specifications for simulation.

Case	A	B	C	D
Case 1	Cylinder	1	38.9	4.6
Case 2		3	56.7	6.7
Case 3		5	90.2	10.7
Case 4	4 Slot	1	70.0	8.3
Case 5		5	70.0	8.3

A: Section shape of propellant grain
 B: Gap between outer surface of igniter hole and propellant inner surface [mm]
 C: Total length of igniter [mm]
 D: Distance between igniter holes [mm]

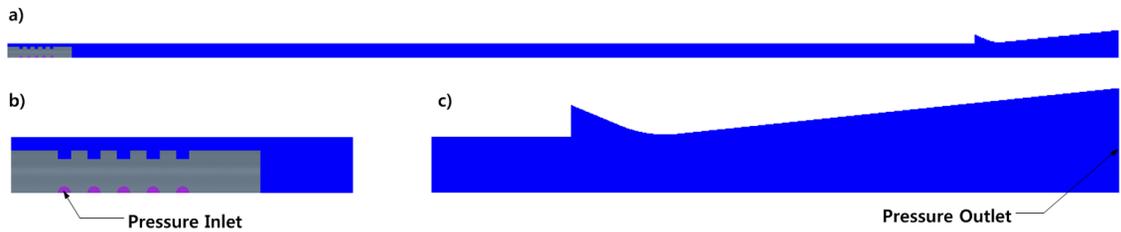


Fig. 6 Computational Domain: a) Whole domain, b) Igniter part, c) Nozzle part.

도메인에 대한 3차원 형상을 나타내었고, Table 1에 해석에 적용된 5개 Case에 대한 형상 정보를 요약하였다.

2.2 해석 기법

2.2.1 해석 영역 및 조건

해석 단순화를 위해 점화기 내부는 해석 영역에서 제외하였으며, 점화기의 화염 분출구에서 점화기의 화염이 자유체적 내로 유입된다고 가정하였다. 수치해석을 위한 도메인은 Fig. 6과 같이 구성하였다. 1/4 모델을 사용하였으며 반복 경계 조건(Periodic condition)을 적용하였다. 화염분출구에는 압력 입구 조건을 사용하였고, 노즐 출구는 압력 출구 경계 조건을 사용하였다. 점화기 표면 및 추진체의 표면, 노즐 표면은 벽면 조건으로 no-slip 조건을 적용하였으며 짧은 해석 시간을 고려하여 단열 조건을 적용하였다.

점화 후 점화기 내 화약의 연소에 의해 생성되는 압력 및 시간은 참고 문헌 14를 바탕으로 단순화하여 최대 압력과 시점은 140 psi와 3.5 ms, 점화 화약의 연소 지속시간은 31.5 ms로 가정하였다. 설정한 압력 조건은 무차원화하여 Fig. 7에 나타내었다. 이와 같이 설정한 압력은 점화기 구조체의 화염 분출구에 동일하게 작용하는 것으로 가정하였다. 화염 분출구의 온도는 점화제로 흔히 사용되는 BKNO₃의 화염 온도와 유사한 2500 K를 가정하였다. 이 연구는 점화기의 화염 거동을 관찰하기 위한 초기 연구로써 해석 시간을 절약하기 위해 화염을 일반 공기로 가정하였다. 그 외 추진기관 내 자유 체적에 대한 압력과 온도는 대기조건으로 14.7 psi와 300

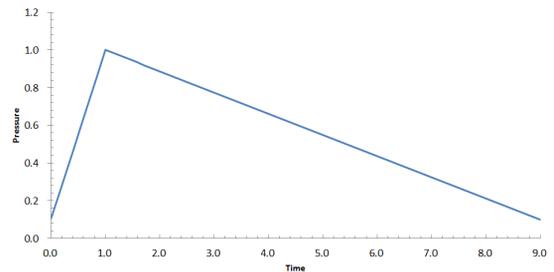


Fig. 7 Time versus pressure input data for igniter hole.

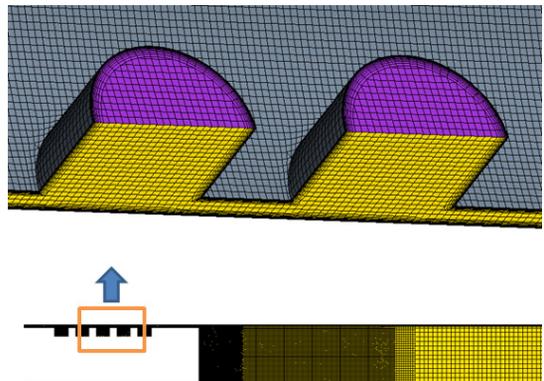


Fig. 8 Example of mesh configuration (Case 1).

K를 적용하였다.

2.2.2 격자 구성

해석 영역에 대해 Trimmed Cell Mesh를 적용하였다. Trimmed Cell Mesh는 Cartesian계 비정렬격자의 일종으로 복잡한 형상에도 쉽게 격자를 구성할 수 있고, Tetra 격자기법에 비해 비교적 빠른 해석시간과 높은 정확도를 갖는 것으로 알려져 있다[10]. Fig. 8은 점화기 내 화염 분출구 주위 격자 구성으로 Case 1에 대한 격자를

보여준다. 모든 Case에 대해 벽면에서는 경계층 유동을 모사할 수 있도록 11개의 layer 격자를 적용하였다. 기본적으로 유동 해석 영역 중 점화기 주위 유로가 매우 협소한 영역에 대해서는 해석이 정상적으로 수행될 수 있도록 보다 조밀한 격자를 구성하였다. 벽면 근처 경계층을 제외한 점화기 주위 유동 영역에 대해 125~250 μm 크기의 격자를 점화기와 추진제 그레인 사이의 간격(gap)에 따라 구분하여 적용하였다. 그 외, 점화기 부분을 제외한 유동 영역에 대해서는 점진적으로 격자의 크기를 1 mm까지 증가시켜 적용하였다. 본 연구에서 각 해석 Case에 적용된 총 격자수는 실린더형은 200만개, 슬롯형은 350만개 수준이다.

2.2.3 수치 모델

유동 해석에는 다양한 수치 해석 소프트웨어가 사용되고 있으며, 본 연구에서는 범용 유체해석 프로그램인 STAR-CCM+를 이용하였다. 해당 프로그램은 유한 체적법(FVM) 기반의 3차원 압축성 Navier Stokes 방정식을 이산화하여 해석하며, 다면체 형상의 격자계를 제공하여 3차원 형상의 격자생성과 유동 계산의 효율적인 수행이 가능하도록 한다. 본 연구에서는 Density based coupled solver 기반의 해석을 수행하였으며 공간차분 기법으로는 Roe's FDS scheme을 사용하고 난류모델은 Durbin Scale Limiter 기법의 k-w SST 모델을 적용하였다. 시간에 따른 유동 변화를 모사하기 위해 비정상상태 해석을 수행하였으며, 5×10^{-7} s time step을 적용하였다. 수행된 해석 결과는 공간 및 시간에 대해 2차 정확도를 갖는다.

3. 결 과

3.1 실린더형 추진제에 대한 유동 해석

Fig. 9와 10은 Case 1(실린더형, 추진제 그레인과 점화기 외경 사이 간격 1 mm)형상에 대해 점화 시작 후 0.2 ms에 해당하는 해석 결과로, Fig. 9는 점화기의 화염 분출구 주위 온도 분포

를 Fig. 10은 추진제 표면의 압력 분포를 나타낸다. Fig. 9의 (a)는 추진제 내부 표면, (b)는 점화기 Head에서 노즐방향으로 위치한 세 번째 홀의

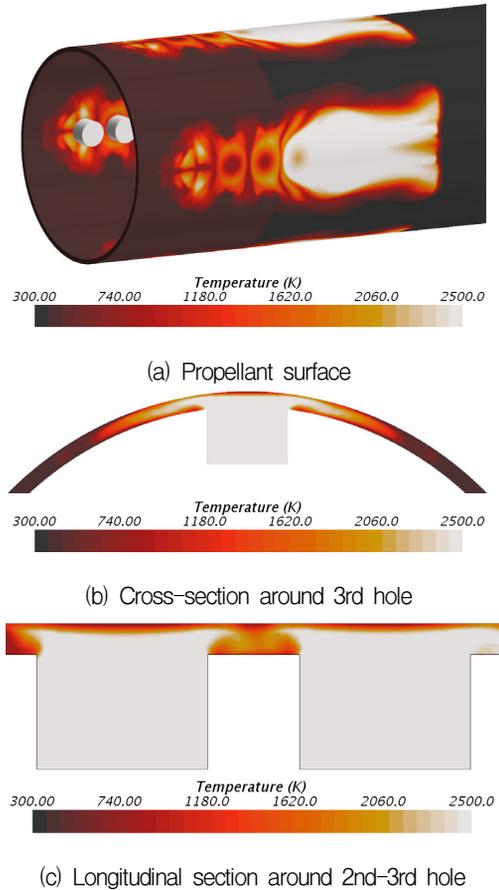


Fig. 9 Temperature distributions at 0.2 ms (Case 1).

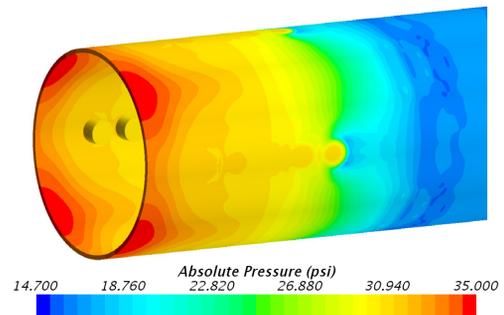


Fig. 10 Pressure on propellant surface at 0.2 ms (Case 1).

추진제 원주 방향의 단면, (c)는 두 번째와 세 번째 홀 사이의 추진제 길이 방향의 단면 결과를 나타낸다. 해석 결과 Fig. 9 (a)에 보이는 바와 같이, 점화기 구조체로부터 분출된 고온 가스는 추진제 내부 표면을 따라 추진제 원주 방향과 길이 방향 등 모든 방향으로 전파되면서 3차원 유동이 형성된다. 그러나, (b)와 (c)에 보이는 바와 같이, 추진제 내면을 따라 발생한 유동은 추진제 원주 방향으로는 간섭 없이 형성되나, 길이 방향으로는 연속된 홀에서 분출된 서로 다른 방향의 유동에 의해 간섭이 발생하며 홀 사이에서 보다 큰 압력이 형성된다. 이는 Fig. 10의 추진제 표면 압력 분포에서 홀과 홀 사이의 압력피를 통해 확인할 수 있다. 이러한 이유로 홀을 통해 분출되는 가스가 원주 방향으로 전파되는 것은 분출홀 위치보다는 홀과 홀 사이에서 빠른 것으로 나타난다. Fig. 10에서 보이는 바와 같이 추진제 표면에서의 압력은 점화기 부분에서의 높은 압력으로 인해 전체적으로는 추진기관의 길이방향 유동이

발생하며, 점화기 끝단 주위의 마지막 홀에서의 분출 가스는 추진제 내부 자유체적으로 급속하게 길이방향과 원주 방향으로 팽창된다. Fig. 11은 0.5 ms 에서의 추진제 표면의 온도 분포이다. 자유 체적으로 팽창하는 유동을 관찰할 수 있으며, 추진제 원주 방향과 길이 방향으로 발생하는 유동의 형태를 보여주는데, 길이 방향으로의 유동은 연속된 홀 사이의 유동 간섭으로 인해 분출홀이 있는 영역에서 느리게 되어 진행되는 것을 알 수 있다. Fig. 12는 점화기 내 압력이 최대 시점인 3.5 ms에서 길이 방향 단면에서 형성된 유동의 마하수와 온도 분포를 나타낸다. 점화기에서 분출된 가스는 점화기와 추진제 사이의 좁은 간격을 지나 추진제 내부 코어의 자유체적으로 흐르면서 유동이 발생한다. Fig. 12에 보이는 바와 같이 점화기 끝단에서 급격하게 팽창하면서 추진제 표면 가까이 초음속 유동이 발생한다. 초음속 유동은 화염의 온도가 다소 감소하는 영역을 발생시키고, 점화기 후방 영역에서는 큰 와류 유동이 생성되는 등 전형적인 후향계단유동(backward facing step flow)이 형성된다.

Fig. 13과 14는 Case 2(실린더형, 간격 3 mm)에 대한 해석 결과이다. Fig. 13에서 보는 바와 같이 추진제 그레인과 점화기 사이의 간격이 커진 경우 Case 1과는 다른 유동이 형성된다. 화염 분출구에서 토출된 유동이 추진제 표면에 충돌 후, 추진제 표면으로 흐르게 되는데, 이웃한 분출구에서 토출하는 유동과 충돌하여 추진제 표면에서 점화기 표면 방향으로 유동 방향이 변경

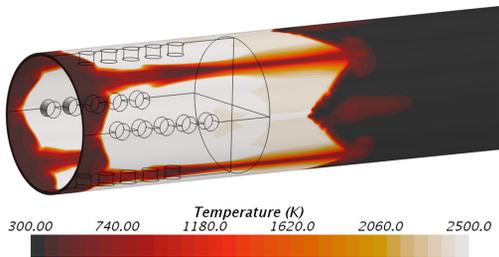


Fig. 11 Temperature on propellant surface at 0.5 msec (Case 1).

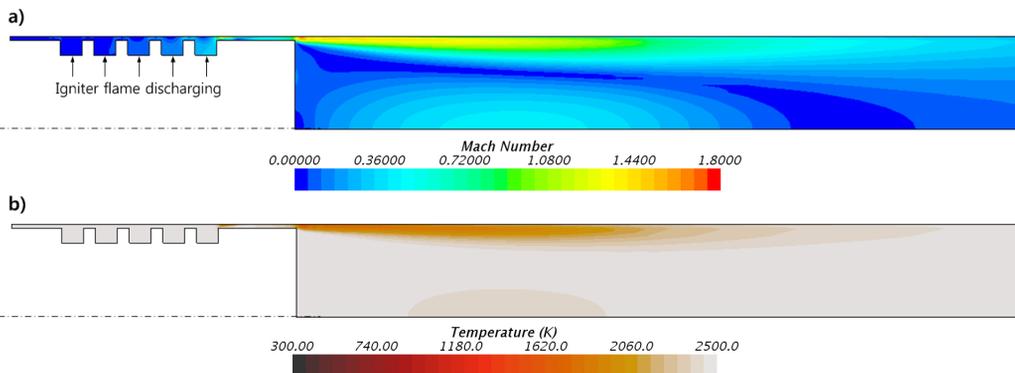
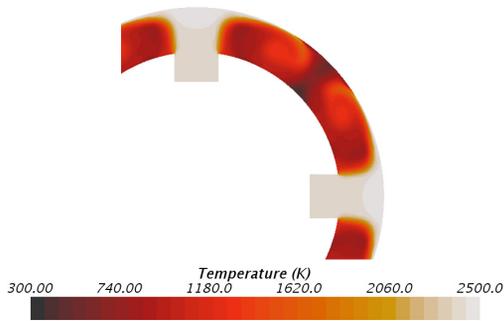


Fig. 12 Mach number and temperature on longitudinal section at 3.5 ms (Case 1).

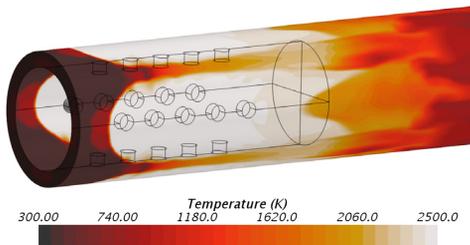
되면서 와류가 발생한다. 발생한 와류로 인해, Case 1의 경우와 비교하여, 추진제 표면이나 점화기 표면과 유동이 형성되는 영역의 온도차가 비교적 작다. 또한, Case 1의 경우, 추진제 표면에 비해 고온 가스가 흐르는 유동 중심이 온도가 높은 반면, 반면 Case 2의 경우 와류가 발생하면서 추진제 표면의 온도가 높게 되어 점화에 유리한 것으로 작용된다. 이러한 와류로 인해 Fig. 14의 결과와 같이 Case 1의 결과와 비교하여 추진제 표면에 낮은 압력이 고르게 분포되며,

추진제와 점화기의 구조적 측면에서 바람직한 것으로 판단된다.

Fig. 15와 16은 Case 3(실린더형, 간격 5 mm)에 대한 해석 결과로 Case 2와 유사한 유동이 형성된다. Case 2와 유사하게 분출된 가스는 추진제 표면을 따른 유동을 형성하고, 이웃 분출구에서 토출된 화염과 충돌하여 와류가 발생하는 것을 확인할 수 있다. Case 3의 경우, 추진제 표면에서의 고온 영역이 화염 분출구를 중심으로 Case 1과 2에 비해 보다 명확한 방사 형태로 나

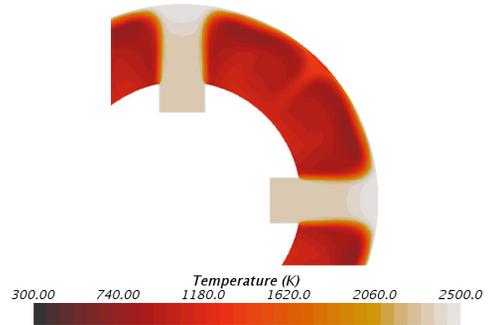


(a) Cross-section around 1st hole at 0.4 ms

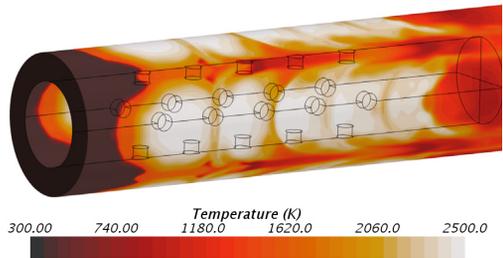


(b) Propellant surface at 0.5 ms

Fig. 13 Temperature distributions (Case 2).



(a) Cross-section around 1st hole at 0.4 ms



(b) Propellant surface at 0.5 ms

Fig. 15 Temperature distributions (Case 3).

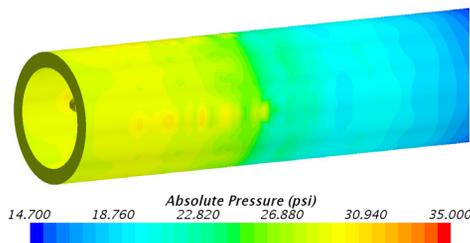


Fig. 14 Pressure on propellant surface at 0.2 ms (Case 2).

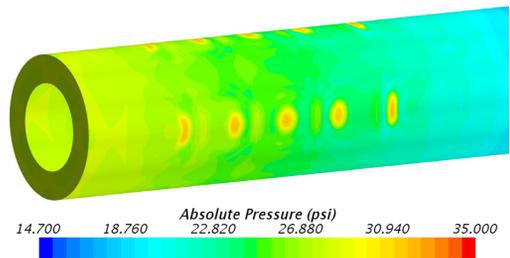
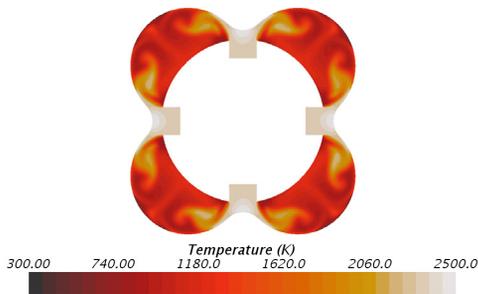


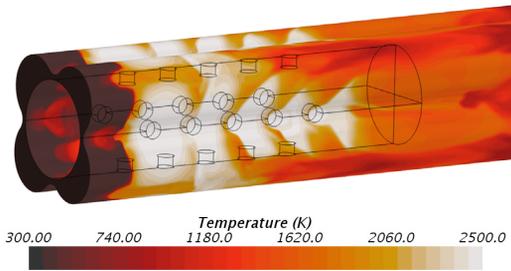
Fig. 16 Pressure on propellant surface at 0.2 ms (Case 3).

타나는데, 이는 점화기 길이가 길어지면서 화염 분출구간 사이 간격이 커졌기 때문이며 전반적인 유동의 형성은 Case 2와 유사하다.

전체적으로 추진제 그레인과 점화기 사이의 간격이 커짐에 따라 점화기에서 분출되는 고온 가스가 추진제 전체에 빠르게 확산되는 경향이 관찰된다. 이에 따라 Fig. 18에 보이는 바와 같이 Case 1과 2에 비해 추진제 표면에 전체적으로 낮은 압력 분포를 보이며, 점화기 분출홀에서 압력이 선명하게 표현된다.



(a) Cross-section around 3rd hole at 0.4 ms

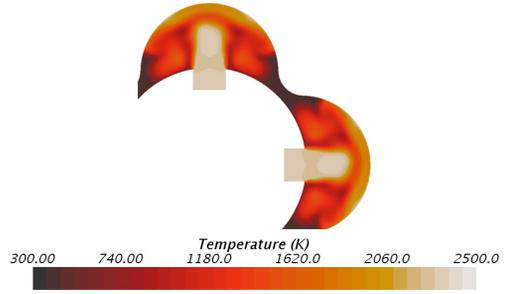


(b) Propellant surface at 0.5 ms

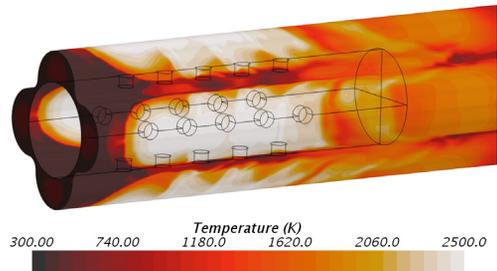
Fig. 17 Temperature distributions (Case 4).

3.2 슬롯형 추진제에 대한 유동 해석

Fig. 17과 18은 Case 4(슬롯형, 간격 5 mm)에 대한 해석 결과이다. Case 2와 3에서는 분출구에서 나온 고온 가스에 의해 추진제 표면을 따라 유동이 형성된 후, 이웃한 분출구로부터 형성된 유동과 간섭되어 와류 유동이 발생하였으나, 슬롯형 추진제인 경우에는 슬롯 형상에 의해 분출된 화염이 추진제 표면에 충돌한 이후 슬롯 영역 내에 포집된다. 이 영향으로 주 유동이 추진제의 원주 방향으로 진행하기보다 추진제의 길



(a) Cross-section around 3rd hole at 0.4 ms



(b) Propellant surface at 0.5 ms

Fig. 19 Temperature distributions (Case 5).

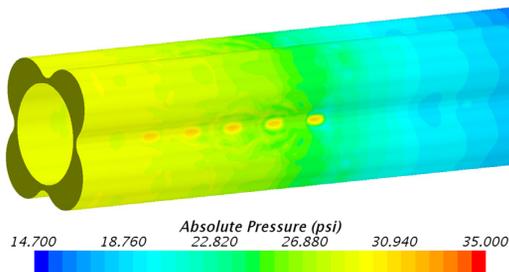


Fig. 18 Pressure contour on propellant surface at 0.2 ms (Case 4).

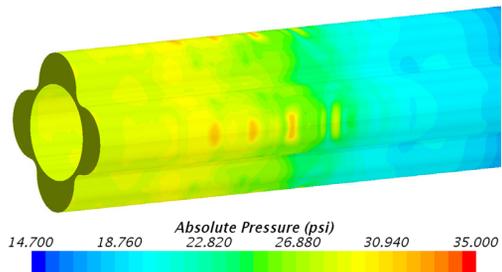


Fig. 20 Pressure contour on propellant surface at 0.2 ms (Case 5).

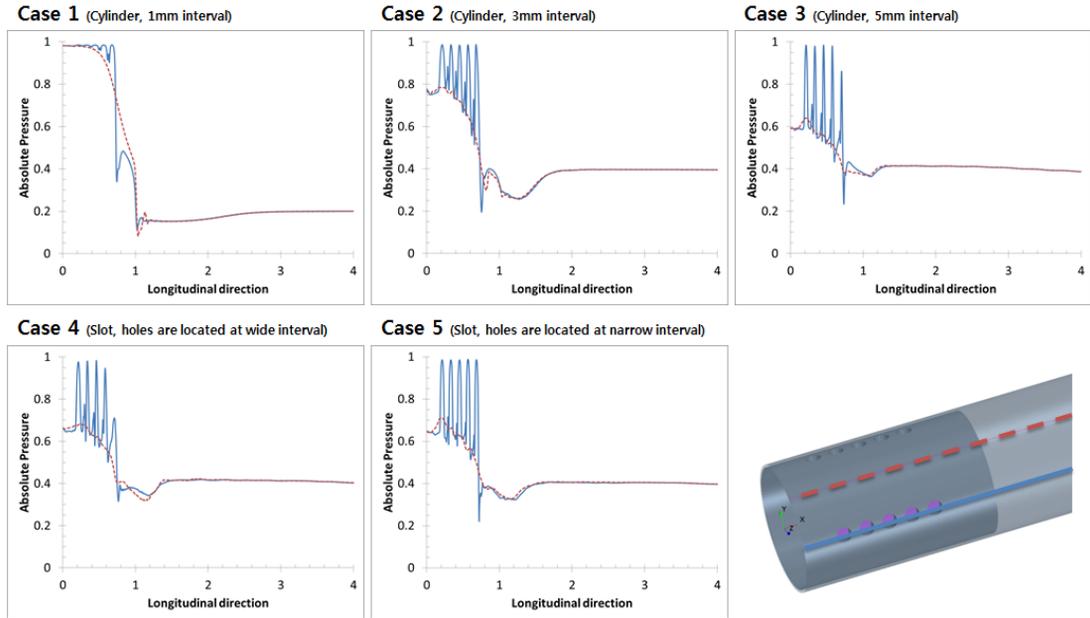


Fig. 21 Pressure on propellant surface with cases at 3.5 ms.

이 방향으로 흐르려는 경향이 강해진다. 따라서 Fig. 17 (b)에 보이는 바와 같이, 점화기가 위치한 영역에서는 슬롯을 따라 길이 방향으로 유동이 형성된다. Fig. 18은 0.2 ms에서 추진제 표면의 압력을 나타낸 것으로, 점화기와 추진제 사이에 충분한 간격이 존재하여 압력 분포가 Case 3의 경우와 유사하게 나타난다.

Fig. 19와 20은 Case 5(슬롯형, 간격 1 mm)에 대한 해석 결과이다. 슬롯에 의해 길이방향으로 주 유동이 형성된 Case 4와는 다르게, 분출된 화염이 추진제 슬롯으로 유도됨에 따라 추진제 그레인의 원주 방향으로 주 유동이 형성된다. 이로 인해 Fig. 19 (b)와 같이 화염 전파가 길이 방향뿐 아니라 원주 방향으로 확산이 잘 일어나며, Case 4에 비해 추진제 전체 표면으로 유동이 보다 빠르게 형성된다. Fig. 20에서 0.2 ms에서의 추진제 표면의 압력으로 Case 4와 동일하게 나타났다.

3.3 추진제 표면에 대한 영향

Fig. 21은 점화기의 압력이 최대인 3.5 ms일 때 추진기관의 길이 방향에 대한 추진제 표면

압력을 나타내었다. 가로축은 추진기관의 길이 방향이며 점화기의 길이를 기준으로 무차원화하였고, 세로축은 추진제 표면 압력을 기준으로 무차원화하였다. 실선은 화염 분출구 상단에 위치한 추진제 표면이며, 점선은 분출구를 기준으로 추진기관의 원주 방향 45도에 위치한 추진제 표면이다. 모든 해석 Case에 대해 점화기 부근에서 고압이 형성되고 점화기 후방으로 갈수록 압력이 낮아지며, 점화기 이후에 큰 압력 편차가 발생한다. 최대 압력 대비 점화기가 하류의 자유체적 영역에서의 압력 차이는 Case 1의 경우가 0.8 수준으로 가장 컸으며, Case 2는 0.4, Case 3, 4, 5는 0.25 정도이다.

Case 1의 경우와 같이 추진제와 점화기 사이의 간격이 매우 협소하면, 점화기 주위에 형성된 유동이 원활하지 않아 점화기 주위 전 영역에 고압이 형성되고, 자유체적 영역에서는 큰 팽창으로 인한 초음속 유동이 형성되면서 압력이 크게 하강하게 된다. Case 2, 3에서 추진제와 점화기 사이의 간격이 점차 넓어지면 이와 같은 현상이 완화되며, 점화기 부근과 자유 체적 간 압력차이가 가장 적게 나타났다. 슬롯형 추진제인

Case 4, 5는 Case 2와 3과 유사한 수준의 압력으로 나타났다.

Case 2-5의 경우, 화염 분출구 상단에 위치한 추진제 표면의 압력(실선)과 분출구를 기준으로 추진기관의 원주 방향 45도에 위치한 추진제 표면에서의 압력(점선)에는 차이가 발생한다. 분출구에서 화염이 직접 추진제 표면에 충돌하여 추진제 표면에 정체압을 형성하기 때문에 분출구 상단의 압력이 가장 높게 형성된다. Case 1의 경우, 점화기 전 영역에서 압력이 유사한 반면 유동의 형성이 원활한 다른 Case의 경우 분출구 상단의 압력에 비해 분출구를 기준으로 추진기관의 원주 방향 45도에 위치한 추진제 표면에서의 압력이 낮게 형성되며, 추진기관의 원주 방향 45도에 위치한 추진제 표면에서의 압력은 점화기와 추진제 간의 간격이 클수록 낮게 형성되었다. 또한, 추진제와 점화기 사이의 간격이 1 mm 정도로 동일하다 하더라도, 실린더형 추진제에 비해 슬롯형 추진제의 경우 추진제 표면 압력이 전반적으로 낮게 형성되었다. 일반적으로 상대적으로 낮은 압력은 추진제 그레이н 구조에 적은 부하를 갖지만, 점화 지연 시간은 점화 압력이 높을수록 짧아지는 경향이 있다[9].

Fig. 22는 추진제 표면 온도가 650 K에 도달하면 추진제가 발화하는 시점이라 가정하고, 추진제 전체의 표면 온도가 650 K에 도달하는 시간을 비교하였다. 앞서 유동의 형성 과정의 관찰로

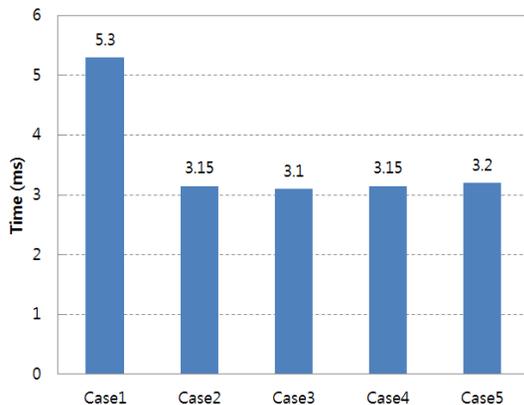


Fig. 22 Time to reaching to 650 K for whole propellant surface.

부터 유추할 수 있듯이, 유동의 형성이 원활하지 못한 Case 1의 경우가 5.3 ms로 가장 오랜 시간이 소요되었으며, Case 2-5는 3.1~3.2 ms로 유사하게 나타났다. 추진제 그레이н과 점화기 사이의 간격이 일정 수준 이상으로 커지면 원활한 유동이 형성되고 추진제 전 표면에 고온 유동이 전달되는 시간이 감소하여 점화 측면에서 바람직한 것으로 판단된다. 간격이 작다하더라도 전 구간에 대해 작은 간격이 유지되는 실린더형 추진제에 비해 슬롯형 추진제의 경우 점화 화염 전과 혹은 점화 초기 압력 하중 측면에서 유리하다고 판단할 수 있다.

4. 결 론

점화기와 추진제 그레이н 간격에 따라 점화기에서 발생된 화염의 거동을 CFD를 통해 해석하였다. 실린더형 추진제 그레이н에 대해 간격이 1 mm, 3 mm, 5 mm, 슬롯형에 대해 점화기의 화염 분출구 위치가 넓은 곳에 위치할 경우와 좁은 곳에 위치할 경우에 대해 각각 수치 해석을 진행하여 점화 초기 유동의 형성 과정에 대해 해석하였다.

실린더형에서는 점화기의 화염 분출구의 간섭 현상으로 추진제의 원주방향으로 유동이 발생하며, 추진기관 후방으로 향하는 화염은 화염 분출구가 존재하는 위치보다 원주 방향의 분출구 사이에서 활발히 발생하였다. 슬롯형은 화염 분출구의 위치보다 추진제 그레이н의 형상에 의한 영향으로 유동이 형상이 결정되었다.

실린더형일 경우 점화기와 추진제 그레이н 간격에 영향을 받으며, 간격이 넓어질수록 화염 전파가 원활이 일어났다. 점화기 부분과 자유체적 간 압력 차이 또한 적음을 확인하였다. 슬롯형은 실린더형 중 점화기와 추진제 그레이н 사이 간격이 5 mm인 경우와 유사한 형태를 보였다. 추진제 전체의 표면온도가 650 K에 도달하는 시간은 점화기와 추진제 사이의 간격이 커짐에 따라 작아졌으나, 일정 간격 이상에서는 큰 차이가 발생하지 않는 것으로 확인되었다. 실제 고체 추진

기관에서는 열량을 많이 받는 점화기 부분에서 추진제 점화가 먼저 일어나고, 화염이 자유 체적 내로 전파되면서 점화가 일어난다[1]. 그러므로 실제 점화 지연 시간과는 차이가 있을 것이라 예상되지만, 추진제 그레이인과 점화기 사이의 간격의 의한 영향을 상대 비교를 통해 성능 비교를 할 수 있었다.

실린더형 추진제 그레이인은 점화기와 추진제 사이 간격이 일정 이상이 되어야 화염에 의한 온도 전파가 원활히 일어났다. 슬롯형의 경우 점화기와 추진제 사이 간격이 좁더라도 그에 대한 영향이 실린더형 보다 적으며, 점화기의 화염 분출구 위치에 의한 영향도 적기 때문에, 점화기 화염 전파 측면에서 유리한 것으로 나타났다. 소형 추진기관에 적용되는 추진제 그레이인 및 점화기 설계에 참고할 수 있을 것이라 기대한다.

References

1. Cho, I.H., Baek, S.W., Chang, S.T. and Cha, H.S., "A Numerical Simulation of Ignition Transient on the Solid rocket Motor," *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 212-216, Nov. 1995.
2. Serraglia, F., "Modeling and Numerical Simulation of Ignition Transient of Large Solid Rocket Motors," *Dottorato di Ingegneria Aerospaziale XV Ciclo*, La Sapienza University of Rome, 2002/2003.
3. Cho, I.H., Baek, S.W., Chang, S.T. and Cha, H.S., "A Numerical Simulation of Axisymmetric Solid Rocket Motor Ignition Transient with Radiation Effect," *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, Vol. 25, No. 2, pp. 81-88, 1997.
4. Cho, I.H., and Baek, S.W., "Numerical Simulation of Axisymmetric Solid Rocket Motor Ignition Transient with Radiation Effect," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 4, pp. 725-728, 2000.
5. Sanal, K.V.R. and Kim, H.D., "Studies on Starting Transient in Solid Rockets," *The Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, pp.6-10, Oct. 2003.
6. Lee, C.S., Han, S.H., Kim, C.G., Oh, J.Y. and Oh, S.J., "Fluid-Structure-Combustion Interaction Simulation for Solid Propellant Rocket Interior Coupling Phenomena," *The Korea Institute of Military Science and Technology*, Jeju, Korea, Jul. 2013.
7. Lee, C.S., Han, S.H., Kim, C.G., Oh, J.Y. and Oh, S.J., "FSBI simulation for solid propellant rocket interior with flame propagation delay and secondary burning," *The Korea Institute of Military Science and Technology*, Jeju, Korea, Jun. 2014.
8. Chang, S.T., Han, S.M. and Chai, J.C., "Ignition Transient Investigation of Rocket Motor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 3, pp. 45-54, 2000.
9. Jang, S.G., Kim, Z.I. and Ryu, B.T., "Ignition Delay Time of A Solid Rocket Motor," *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 1038-1041, Nov. 2012.
10. Konstantin, K., "Unstructured Hexa hedral Non-conformal Mesh Generation," the degree of Doctor in Engineering Sciences, Department of Mechanical Engineering, Vrije Universiteit Brussel, Belgium, 2005.
11. Choi, J.S., Kim, I.S., Lee, H.J. and Cho, J.H., "Ignition Characteristic of the Amount of Ignition Compound Used for the Solid Rocket," *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences Spring Conference*, Goseong, Korea, pp. 206-208, Apr. 2014.

하이브리드 로켓용 파라핀/알루미늄 연료의 알루미늄 입자크기에 따른 열적·유변학적 특성 연구

한승주^a · 김진곤^b · 문희장^{b,*} · 김준형^c · 고승원^c

Thermal and Rheological Characteristics of Paraffin Based Fuel on Aluminum Particle Size for Hybrid Rocket Application

Seongjoo Han^a · Jinkon Kim^b · Heejang Moon^{b,*} · Junhyung Kim^c · Seungwon Ko^c

^aGraduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

^bSchool of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

^cAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

ABSTRACT

In this study, the thermal and rheological characteristics of a 10 wt.% addition of aluminum particles and the effect of the particle size were investigated to qualitatively analyze the paraffin fuel entrainment regression rate. The results revealed that the addition of aluminum particles and their relative particle size affected the rheological characteristics, rather than the thermal characteristics. Moreover, it was found that the variation of thermal properties had a minor effect on the entrainment regression rate, in comparison to the variation in rheological properties.

초 록

본 연구에서는 유입후퇴율 거동에 대한 정성적인 예측을 위하여 나노 및 마이크로 알루미늄 입자가 10 wt.% 첨가된 파라핀/알루미늄 연료에 대해 열적특성 및 유변학적 특성에 관한 분석을 수행하였다. 측정결과, 알루미늄 입자 혼합연료에 대하여 열적특성 대비 유변학적 특성에 입자첨가 여부 및 입자크기의 영향이 존재함을 확인하였다. 또한, 열적특성에 나타난 변화에 비해 유변학적 특성에 나타난 변화가 유입후퇴율에 큰 영향을 미치고 민감함을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Paraffin Wax(파라핀 왁스), Aluminum Particle(알루미늄 입자), Thermal Characteristics(열적특성), Rheological Characteristics(유변학적 특성)

- \dot{r} : regression rate (mm/s)
 \dot{r}_{total} : total regression rate (mm/s)
 \dot{r}_{vap} : vaporization regression rate (mm/s)
 \dot{r}_{ent} : entrainment regression rate (mm/s)
 \dot{m}_{ent} : fuel entrainment mass flow rate (kg/s)
 P_{dyn} : dynamic pressure in fuel port (Pa)
 h : liquid layer thickness (mm)
 μ : viscosity of liquid layer (Pa·s)
 σ : surface tension of liquid layer (milliN/m)
 δ_l : thermal length of the liquid (mm)
 h_m : total heats of melting (KJ/kg)
 h_v : total effective heats of gasification (KJ/kg)
 C_l : specific heat of liquid (KJ/kg·s)
 \dot{Q}_r : radiative heat transfer at surface (KJ/m²·s)
 \dot{Q}_c : convective heat transfer at surface (KJ/m²·s)
 T_v : vaporization temperature (K)
 T_m : melting temperature (K)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 고체 및 액체로켓에 비해 안전성 및 경제성의 측면에서 장점을 갖는다. 그러나 낮은 후퇴율(\dot{r})로 인한 성능저하로 근본적인 해결책으로서 새로운 연료, 즉, 높은 추력 성능을 갖는 연료 개발에 대한 연구가 집중되고 있다. 미국의 경우 폴리아미드(polyamide) 및 파라핀(paraffin) 계열 등을 이용하고[1,2], 유럽에서는 메탈 하이드라이드(metallic hydrides)를 기반으로 하는 HTPB를 사용하여 추력 성능을 개선하기 위한 연구를 수행해 왔으나[3,4], 최근에는 파라핀 연료를 이용한 연구가 집중적으로 수행되고 있다[5,6,7]. 따라서 전 세계적으로 파라핀 연료가 집중 조명되고 있으며 이를 기반으로 한 높은 성능을 갖는 연료에 대한 기초 연구가 수행되고 있다. 파라핀 연료에 주로 첨가되는 금속 입자로는 LiAlH₄ 및 알루미늄이 있으며 최근에는 LiAlH₄의 독성으로 인해 소수의 연구만이 진

행되고 있다[8]. 또한 대부분의 연구에서는 알루미늄 입자의 함유량 및 입자크기만 언급되어 있을 뿐 첨가되는 알루미늄의 입자크기 및 첨가량에 따른 물성변화에 관한 문헌들은 많이 공개되어 있지 않은 실정이다. 따라서 본 연구에서는 알루미늄 입자크기에 따른 파라핀 연료의 기초 물성 변화를 측정하며, 이를 바탕으로 유입후퇴율 변화에 대한 정성적인 예측을 수행하였다.

2. 배경이론

하이브리드 로켓의 연소는 고체연료 표면에서 발달된 난류경계층 내에 위치한 화염으로부터 열전달을 통해 연료가 기화되며 일어난다. 따라서 일반적으로 하이브리드 로켓에서 사용되는 폴리머계 연료(HTPB, PolyPropylene, PolyEthylene)의 경우 연료의 물질전달 수(mass transfer number)는 연료 표면의 기화후퇴율에 의존하게 된다.

반면, 파라핀 연료는 낮은 용융점을 갖는 관계로 기화후퇴율에 추가로 Fig. 1과 같이 연료 입자의 유입이 발생된다. 이는 연소 중 고체연료 표면에 액막(liquid layer)이 형성되고 고속의 산화제 주 유동으로 인해 액적(droplet)이 화염으로 유입(entrainment)되며 파라핀 연료와 같은 용융성 연료의 총 후퇴율은 Eq. 1과 같이 기화후퇴율과 유입후퇴율의 합으로 표현된다[9].

$$\dot{r}_{total} = \dot{r}_{vap} + \dot{r}_{ent} \quad (1)$$

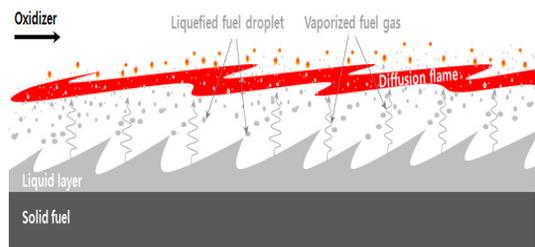


Fig. 1 Hybrid combustion mechanism of paraffin fuel[10].

Table 1. Empirical exponents for entrainment terms[11].

Exponents in Eq. 2	α	β	γ	π
Values	1.5	2	1	1

Karabeyoglu et al.[9]에 따르면 파라핀 연료의 액막에서 발생하는 액적유입은 Eq. 2와 같이 모델링되며 유입액적량은 연소실내의 동압 및 액막두께에 비례하고 점도와 표면장력에 반비례하는 관계에 있다. Table 1은 Gater와 L'Ecuyer[11]가 제안한 유입액적 관계식에서의 지수항들을 나타낸다.

$$m_{ent} \propto \frac{P_{dyn}^{\alpha} h^{\beta}}{\mu_l^{\gamma} \sigma^{\pi}} \quad (2)$$

Karabeyoglu et al.[9]에 따르면 액막두께(h)는 액체층에서 복사열의 흡수가 큰 경우와 흡수하는 열량이 매우 작은 경우로 구분되며 각각 Eq. 3과 Eq. 4로 표현된다. 본 연구에서 사용되는 파라핀/알루미늄 혼합연료는 불투명한 액막층에서 대부분의 복사열을 흡수하는 경우인 Eq. 3에 해당한다.

$$h = \delta \ln(1 + C_l(T_v - T_m)/h_m) \quad (3)$$

$$h = \delta \ln \left[1 + \frac{C_l(T_v - T_m)}{h_m - h_v(\dot{Q}_r/(\dot{Q}_r + \dot{Q}_c))} \right] \quad (4)$$

파라핀/알루미늄 혼합연료는 입자의 첨가 유무 및 금속입자의 크기에 따라 연료의 용융열(h_m)이 변화할 가능성이 존재하며 이로 인해 형성되는 액막두께에 영향을 줄 수 있을 것으로 사료된다. 또한 첨가되는 금속입자의 크기에 따라 용융된 파라핀의 점도가 변화하여 유입후퇴율에 직접적으로 영향을 미칠 것으로 예상된다. 이에 TGA(Thermo Gravimetric Analysis) 시험을 통한 열분해특성 및 DSC(Differential Scanning Calorimetry)를 통한 용융특성을 파악하였고, 유변학적 특성 분석을 통해 점도의 변화를 파악하였다.

Table 2. TGA analysis condition.

Heating Range	25-900°C Ramp
Heating Rate	10°C/min
Environment	N ₂

Table 3. DSC analysis condition.

Heating Range	25-200°C	1st Heating
	25-200°C	2nd Heating
Heating Rate		10°C/min
Environment	N ₂	

3. 실험장치 및 실험조건

3.1 파라핀/알루미늄 혼합연료

파라핀 연료는 Sasol사의 0907연료를 사용하였으며 첨가되는 알루미늄은 평균입도 $8\mu m$ 의 구형 마이크로 입자와 평균입도 $100nm$ 의 구형 나노 입자를 사용하였다.

3.2 파라핀/알루미늄 혼합연료의 열분해특성

본 연구에서는 입자크기에 따른 파라핀/알루미늄 혼합연료의 열분해특성을 파악하기 위하여 TGA 시험을 수행하였다. Table 2의 조건 하에서 TA Instrument사의 TGA Q500을 이용하여 측정을 수행하였다.

3.3 파라핀/알루미늄 혼합연료의 용융특성

DSC실험에서는 파라핀/알루미늄 연료의 용융 온도, 엔탈피 변화량을 측정하였으며 자세한 실험 조건은 Table 3과 같다.

3.4 파라핀/알루미늄 혼합연료의 유변학적특성

제작된 파라핀/알루미늄 시편에 대한 유변학적 특성파악을 위한 점도 측정은 TA Instrument사의 회전형(cone & plate type) 레오미터인 DHR-1을 이용하여 110°C의 온도 조건에서 수행되었으며 자세한 측정 조건은 Table 4와 같다.

Table 4. Rheological properties analysis condition.

Measuring Temperature	110°C
Min. Torque	10 nN · m
Max. Torque	150 nN · m
Measuring Geometry	25 mm plate
Measuring Gap	1.0 mm
Shear Rate	0.1~1300/s

Table 5. TGA analysis results.

Specimen	95% T (°C)	90% T (°C)	Weight loss(%) @ 900°C
Paraffin	279.4	308.90	99.19
Nano 10 wt.%	268.45	297.23	86.79
Micro 10 wt.%	283.47	316.64	89.78

4. 실험 결과

4.1 파라핀/알루미늄 혼합연료의 열분해특성

Fig. 2는 온도에 따른 열분해 곡선을 나타내며 Fig. 3은 DTG(Derivative Thermo-Gravimetry) 선도로써 온도에 따른 열분해 속도를 의미한다. 또한 Table 5는 TGA 분석 결과를 요약한 표로서 시료별로 열분해 시작 후 전체 질량의 95%, 90%가 남아있을 때의 온도와 반응이 완료 될 때까지 열분해 된 질량분율을 나타내고 있다. 연료의 5%와 10%가 분해 완료 되었을 때의 온도를 측정 한 결과, 순수파라핀은 각각 279.4°C와 308.9°C, 나노입자를 첨가한 경우 각각 268.45°C와 297.23°C이며 마이크로 입자를 첨가한 경우는 283.47°C와 316.64°C로 나노 입자를 첨가한 경우의 분해온도가 가장 낮은 것을 확인하였다. 이는 나노입자의 영향으로 열분해 속도가 증가하는 것으로 사료되며 마이크로 입자의 경우에는 순수파라핀에 비해 열분해 속도가 감소되는 것으로 파악되었다. NASA의 CEA 코드[12]로 계산한 결과 30 bar가 유지되는 연소실 내의 파라핀/기체산소의 화염온도는 약 2927°C 이다. 따라서 연소실 내 형성되는 화염의 온도를 고려한다면, 입자의 첨가와 입자의 크기에 따른 열분해가 가장 활발한 온도의 변화 ΔT 는 Fig. 3을 통해 약 10°C 내외로 매우 미미한 수준이며, 연소실 내의 열분해 속도에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다. 또한 나노 알루미늄의 경우 반응 종료 후 잔여 질량이 점차 증가하여 13.24%까지 상승하는 것을 확인하였다. 이는 나노 알루미늄 입자

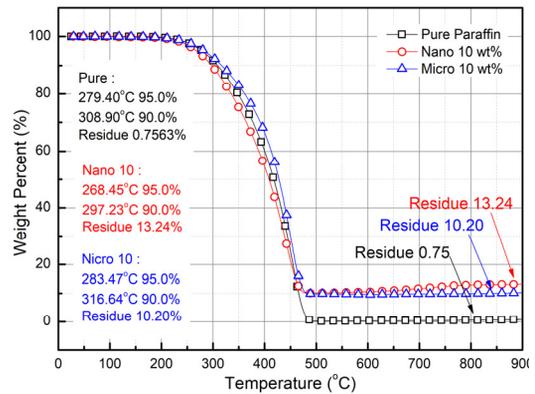


Fig. 2 TGA curve on aluminum particle size.

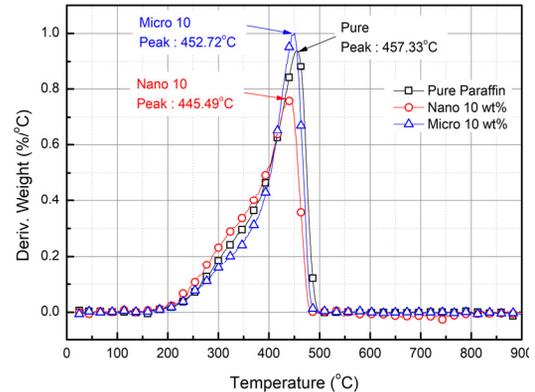


Fig. 3 DTG curve on aluminum particle size.

가 TGA 측정 시 내부 분위기인 질소(N₂)와 반응하여 질화알루미늄(AlN)을 형성하여 질량이 증가했기 때문이다.

4.2 파라핀/알루미늄 혼합연료의 용융특성

DSC를 이용하여 상변화에 필요한 에너지 변

화 및 제작된 시료의 용융곡선을 파악하였다. Fig. 4와 Fig. 5는 순수파라핀과 나노 및 마이크로 알루미늄 입자 시료의 DSC 선도로 각각 1차와 2차 가열시 온도에 따른 열유속의 변화를 비교한 결과이다. 측정결과는 Table 6에 정리하여 나타내었으며, 입자첨가 여부 및 크기에 따른 용융 온도의 큰 변화는 없는 것으로 파악되었다. 순수파라핀의 경우 용융 시 총 흡열량은 230 J/g이며 나노와 마이크로 알루미늄 입자 첨가 시 각각 197 J/g, 218 J/g로 순수파라핀에 비해 15%, 5% 감소하였다. 이로 인해 알루미늄 입자 첨가 시 파라핀의 상변화에 흡수되는 엔탈피의 변화량이 감소함을 확인하였으며 나노 입자를 첨가한 경우가 마이크로 입자를 첨가한 경우 대비 감소량이 큰 것을 파악하였다.

CEA[12] 계산결과에 따르면 30 bar가 유지되는 연소실 내의 연소엔탈피는 약 36000 KJ/kg으로서 화염으로부터 전달되는 엔탈피를 고려하면 약 10 J/g 내외의 변화를 보이고 있는 관계로 입자크기의 영향은 미미한 것으로 사료된다. 따라서 입자의 첨가 및 입자 크기에 따라 발생하는 용융특성에는 큰 차이가 없을 것으로 사료된다.

4.3 파라핀/알루미늄 혼합연료의 유변학적 특성

Fig. 6은 파라핀/알루미늄 혼합연료의 입자크기에 따른 유변학적 특성을 나타낸다. 순수 파라핀의 점도는 9.26 mPa·s로 시편들 중 가장 낮은 점도를 갖는 것을 확인할 수 있었으며, 참고문헌 [13-15]을 통해 실험데이터가 검증됨을 확인하였

Table 6. DSC analysis results.

Specimen	Measuring Condition	T_m (°C)	Delta H(J/g)
Paraffin	1 st heating	60.2	230
	2 nd heating	57.4	224
Nano 10 wt. %	1 st heating	57.8	197
	2 nd heating	57.4	174
Micro 10 wt. %	1 st heating	57.8	218
	2 nd heating	57.5	209

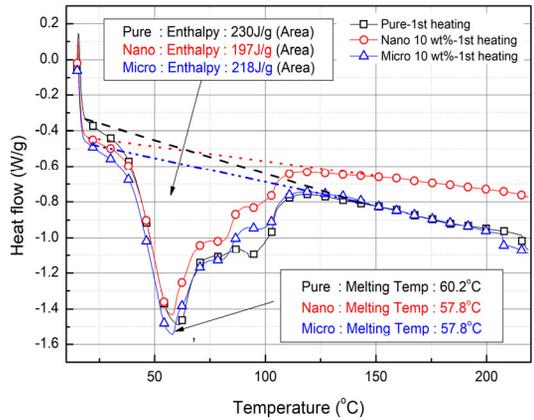


Fig. 4 1st heating DSC curve on aluminum particle size.

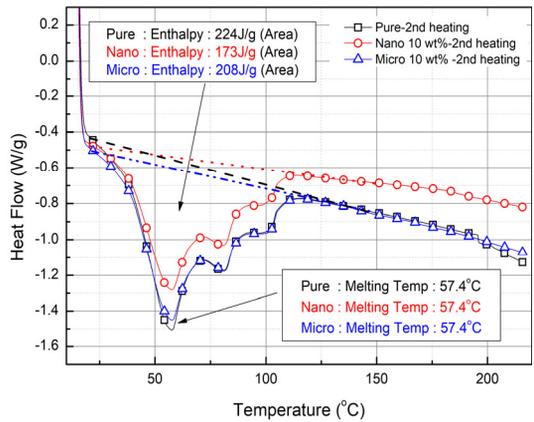


Fig. 5 2nd heating DSC curve on aluminum particle size.

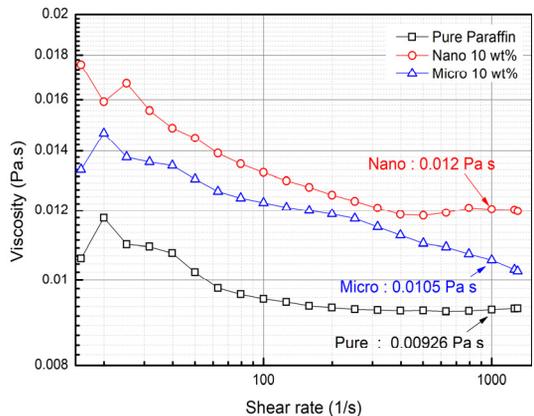


Fig. 6 Rheological properties on aluminum particle size.

Table 7. Rheological properties analysis results. (at T = 110°C)

Specimen	Viscosity (Pa · s)	Shear rate (1/s)	Relative viscosity
Paraffin	9.26×10^{-3}	1000.06	1
Nano 10 wt. %	1.20×10^{-2}	1000.05	1.29
Micro 10 wt. %	1.05×10^{-2}	999.94	1.12

다.

동일한 함유량의 나노와 마이크로 입자에 대해 순수파라핀 대비 점도가 각각 약 1.29배와 1.12배 상승함을 확인하였다. 이는 파라핀/알루미늄 혼합연료의 유입후퇴율에 직접적으로 영향을 미치는 인자로서 유입액적량이 순수파라핀에 비해 약 23% 와 15%정도 감소될 것으로 예상된다.

5. 결 론

본 연구에서는 나노 및 마이크로 알루미늄 입자가 첨가된 파라핀/알루미늄 연료에 대하여 열분해특성, 용융특성 및 유변학적 특성에 관한 분석을 수행하였다. 측정결과, 동일한 10 wt. % 알루미늄 입자 함유량의 혼합연료에 대하여 열분해특성, 용융특성 및 유변학적 특성에 입자크기의 영향이 존재함을 확인하였다. 그러나, 열분해특성 및 용융특성에 나타난 변화는 순수파라핀의 화염으로부터 형성되는 온도 및 엔탈피에 비해 매우 적은 폭의 변화량을 나타내어 연료의 액막두께 변화는 크지 않아 유입후퇴율 거동에는 큰 영향을 미치지 않을 것으로 사료된다. 반면 점도의 경우, 유입후퇴율에 직접적인 반비례 관계가 있으므로 유입후퇴율에는 영향이 있을 것으로 예상되나 나노 입자가 마이크로 입자에 비해 연소가 용이함을 고려해 보았을 때, 연료의 전체 후퇴율 거동 예측은 추가적인 연구가 필요할 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원 (과제 번호: UD150033GD)을 받아 수행된 연구로서 지원에 감사드립니다.

References

1. Karabeyoglu, A., Stevens, J., Geyzel, D., Cantwell, B. and Micheletti, D., "High Performance Hybrid Upper Stage Motor", *47th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA-2011-6025, Aug. 2011.
2. Cantwell, B., Karabeyoglu, A. and Altman, D., "Recent Advances in Hybrid Propulsion," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 9, No. 4, pp. 305-326, 2010.
3. "FP-7-ORPHEE Project- Operational Research Project on Hybrid Engine in Europe", retrieved 8 Jan. 2018 from <http://ec.europa.eu/DocsRoom/documents/1000/attachments/1/translations/en/renditions/native>.
4. Deluca, L.T., Galfetti, L., Maggi, F., Colombo, G., Merotto, L., Boiocchi, M., Paravan, C., Reina, A., Tadini, P. and Fanton, L., "Characterization of HTPB-based solid fuel formulations: performance, mechanical properties, and pollution", *Acta Astronautica*, Vol. 92, No. 2, pp. 150-162, 2013.
5. Carmicino, C., Scaramuzzino, F. and Russo, S.A., "Trade-off between paraffin-based and aluminium-loaded HTPB fuels to improve performance of hybrid rocket fed with N₂O", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 37, pp. 81-92, 2014.
6. Boiocchi, M., Paravan, C., Dossi, S., Maggi, F., Colombo, G. and Galfetti, L.,

- "Paraffin-based Fuels and Energetic Additives for Hybrid Rocket Propulsion," *AIAA Propulsion and Energy Forum, 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2015-4042, Jul. 2015.*
7. Galfetti, L., Merotto, L., Boiocchi, M., Maggi, F. and De Luca, L.T., "Ballistic and Rheological Characterization of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion", *Joint Propulsion Conferences, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2011-5680, Aug. 2011.*
 8. Larson, B.D., Boyer, E., Wachs, T., Kuo, K.K., DeSain, J.D., Curtiss, T.J. And Brady, B.B., "Characterization of the Performance of Paraffin/LiAlH₄ solid fuels in a Hybrid Rocket System," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2011-6025, Aug. 2011.*
 9. Karabeyoglu, M.A., Altman, D. and Cantwell, B.J., "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory," *Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, pp. 610-620, 2002.*
 10. Kim, S.J., Moon, H.J. and Kim, J.K., "Thermal Characterizations of The Paraffin Wax/Low Density Polyethylene Blends as a Solid Fuel," *Thermochimica Acta, Vol. 613, 10, pp. 9-16, 2015.*
 11. Gater, R.A. and L'Ecuyer, M.R.L., "A Fundamental Investigation of the Phenomena that Characterize Liquid Film Cooling," *International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 13, No. 12, pp. 1925-1939, 1970.*
 12. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and applications", NASA Reference Publication 1311, 1994.
 13. Kobald, M., Toson, E., Ciezki, H., Schlechtriem, S., Beatta, Coppola, S.M. and De Luca, L.T., "Rheological, Optical and Ballistic Investigations of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion Using a 2D Slab-Burner," *Progress in Propulsion Physics, Vol. 8, pp.263-282, 2016.*
 14. Boiocchi, M., Milova, P., Galfetti, L., Landro, D. and Golovko, A.K, "A wide characterization of paraffin-based fuels mixed with styrene-based thermoplastic polymers for hybrid propulsion", *Progress in Propulsion Physics, Vol. 8, pp. 241-262, 2016.*
 15. Daniel, B.L, "Formulation and Characterization of Paraffin-Based Solid Fuels Containing Novel Additives for Use in Hybrid Rocket Motors," Master's Dissertation, Department of Mechanical and Nuclear Engineering, Pennsylvania University, Philadelphia, P.A., U.S.A., 2012.

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.115>

초고속 비행체를 위한 준 자유흐름식 고공환경 모사시험설비의 설계 및 상온실험

이성민^a · 유이상^a · 박진수^a · 고영성^{a,*} · 김선진^b · 이정민^c

Design and Cold Test of Semi-Freejet High Altitude Environment Simulation Test Facility for High-Speed Vehicle

Seongmin Lee^a · Isang Yu^a · Jinsu Park^a · Youngsung Ko^{a,*} · Sunjin Kim^b · Jungmin Lee^c

^aSchool of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

^bFire Safety Engineering, Korea Chungnam State University, Korea

^cAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a cold flow test was carried out on a high-speed vehicle facility with a high-altitude environment simulator. Variable test was carried out according to the blockage ratio, angle, and length of the test model. It is confirmed that the blockage rate can be operated in the range of 40%, and that the model should be selected at an angle of 45 degrees or less. The variables of length are less dominant compared to the variables of blockage rate and angle. Through this, a database is obtained according to the parameters of the conical model of the high-speed vehicle test facility.

초 록

본 연구에서는 초고속 비행체 고공환경 모사시험 설비에 대한 설계와 상온실험을 진행하였다. 시험 모델의 폐색율, 각도, 길이에 따른 변수실험을 진행하고, 변수에 따른 벽면압력변화를 확인하였다. 폐색율은 40%의 영역에서도 운용이 가능하며, 각도는 45도 이하의 크기에서 모델을 선정해야함을 확인하였다. 길이의 변수는 폐색율과 각도의 변수에 비하여 영향이 크지 않은 것을 확인하였다. 이를 통해서 초고속 비행체 시험설비에서 원뿔형 모델의 설계 변수에 따른 성능 데이터베이스를 확보하였다.

Key Words: High-Speed Vehicle(초고속 비행체), High Altitude Environment Simulation(고공환경모사), Blockage Ratio(폐색율), Model Angle(모델 각도), Model Length(모델 길이)

VAH: Vitiated air heater
 BR : Blockage ratio
 θ_m : Model angle
 L_m : Model length
 P_0 : Total pressure
 P_e : Diffuser nozzle exit pressure
 M_e : Diffuser nozzle exit mach number
 A_e : Diffuser nozzle exit area
 A_t : Diffuser nozzle throat area
 L_d : Test section (diffuser inlet) length
 D_d : Test section (diffuser inlet) diameter
 A_d : Diffuser inlet area
 $A_{d,st}$: Diffuser throat area
 $D_{d,st}$: Diffuser throat diameter
 $L_{d,st}$: Diffuser throat length
 $\theta_{d,c}$: Diffuser contraction angle
 $\theta_{d,e}$: Diffuser expansion angle
 $A_{j,e}$: Ejector nozzle exit area
 $A_{j,t}$: Ejector nozzle throat area
 A_j : Ejector cylindrical chamber area
 $A_{j,st}$: Ejector throat area
 $D_{j,st}$: Ejector throat diameter
 $L_{j,st}$: Ejector throat length

1. 서 론

초고속 비행체는 마지막 미개척분야라고 할 정도로 추진기관 연구의 큰 도전 과제이다. 해외의 항공우주 선진국은 이미 1970년대부터 초고속 비행체에 대한 필요성과 중요성을 인지하였다. 그리고 실험과 연구에 대하여 많은 투자와 실적을 통하여 상당부분의 성과를 얻었다. 이러한 초고속 비행체를 설계하기 위해서는 엔진에 대한 신뢰와 검증이 필요하다. 추진기관의 검증을 위해서는 목표조건에 맞는 환경의 실험 및

운용이 필요하지만 검증되지 않은 추진기관을 목표 고도 및 조건에서 실제 비행 실험을 진행하는 것은 현실적으로 많은 제약과 비용이 든다. 그러므로 지상에서 추진기관의 운용조건을 만족하는 실험 설비를 구축하여 설계와 제작에 대한 검증이 진행되어야 한다.

미국, 프랑스, 일본 등의 해외 우주항공 선진국에서는 이러한 고공 환경에서의 실험 평가를 위한 설비는 이미 수십년 전부터 많은 시험설비를 구축하여 연구가 활발히 수행되어왔다. 하지만 국내에서는 최근에 들어서야 항공우주연구원(KARI)에서 SETF 설비를 구축하여 초음속 엔진의 시험평가 연구를 시작하였으며, 국방과학연구소에서도 관련 연구가 일부 시작된 것으로 알려져 있다[1,2]. 국내 대학에서는 극초음속 충격파 풍동이나 초음속 풍동 등을 이용한 모델에 따른 충격파의 영향 등에 관한 연구와 아크형 히터를 사용한 고온플라즈마 초음속 풍동 설비를 구축하여 시험모델의 요구 엔탈피와 온도를 맞추는 등의 연구가 일부 진행되었으나, 고공 환경을 구현하여 고공 환경 모사 실험에 관한 연구는 거의 수행되지 못하고 있다[3,4]. 해외 항공우주 선진국에서의 활발한 연구의 진행에도 불구하고 이러한 선행 연구 및 기술은 여전히 공개되어 있지는 않기 때문에, 국내 자체적으로 이에 대한 데이터와 설계 기술 확보는 필수적이라고 할 수 있다.

본 연구에서는 초고속 비행체 시험설비를 설계 및 제작을 진행하고, 시험모델의 변수에 따라 시험부의 운용가능한 범위를 확인하고자 하였다. 시험모델의 대표적인 변수는 길이(model length, L_m), 폐색율(blockage ratio, BR), 각도(model angle, θ_m)가 있으며, 이에 대한 기초자료를 확보하고자 한다.

2. 본 론

2.1 시험설비 설계 및 제작

본 연구에서 설계된 극초음속 고공환경 모사 시험설비는 Fig. 1에서 보여지는 설비들로 구성

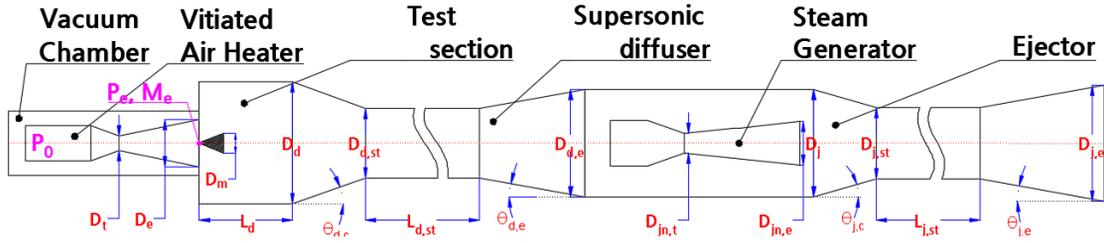


Fig. 1 Sketch of hypersonic high altitude test facility.

되며, 설계변수 및 파트별 명칭을 정리하였다.

상온 실험을 위하여 디퓨저와 이젝터를 운용하기 위한 노즐은 상온유체용 노즐로 설계한다. 또한, 연소가스를 이용하는 실험 설비를 운용할 경우 이젝터의 보호를 위하여 디퓨저 후단에 열교환기를 장착해야 한다[5]. 하지만, 본 실험은 상온유체를 이용하기 때문에 열교환기 설비는 제외하고 구성하였다.

- 가열기 (Vitiated air heater)
- 시험부 (Test section)
- 초음속 디퓨저 (Supersonic diffuser)
- 증기 발생기 (Steam generator)
- 이젝터 (Ejector)

2.1.1 가열기 형상설계(상온 노즐)

가열기는 기본적으로 노즐 출구에서 마하수, 고도압력, 온도조건 등을 만족시켜야한다. 하지만, 본 실험에서 사용하는 노즐은 Vitiated air heater(VAH)와 동일한 방식으로 설계 하였지만 실험의 편리성을 고려하여 상온유체를 사용하였다. 따라서, 노즐 출구에서는 온도를 제외한 마하수와 압력구현이 가능하도록 설계하였다.

노즐의 설계는 먼저 유량에 따라 노즐의 목면적을 결정해야한다. 이를 위해 초경유량식 Eq. 1을 사용하여 노즐 목 직경을 선정하고, 면적비 ($A_{d,e}/A_{d,t}$)-마하수 식인 Eq. 2를 이용하여 목표 마하수에 해당하는 출구 면적을 계산한다. 출구에서 모사압력 조건을 구현하기 위하여 면적비 ($A_{d,e}/A_{d,t}$)-압력비(P_0/P_e)의 관계식 Eq. 3을 이용하여 목표고도조건에 맞는 모사압력과 전압력을 선정할 수 있다[6].



(a)

(b)

Fig. 2 Test model(a) and supporter(b).

$$A_t = \frac{\dot{m}}{P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (1)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

2.1.2 시험부 및 시험모델

시험부는 실험하고자 하는 엔진/구조물을 장착하여 모사환경이 조성되는 공간이다. 시험모델은 노즐에서 분사되는 유동의 방해와 고공 환경 조성에 문제가 없는 범위에서 설계되었다.

시험부의 구성은 시험부 실린더, 지지부, 시험모델 등이 있다. 시험모델은 3축 지지대를 통하여 내부에 끼워서 고정하는 방식으로 설계/제작하였다. Fig. 2(a)는 시험모델이며, Fig.2(b)는 시험모델의 지지부 형상이다.

2.1.3 초음속 디퓨저

초음속 디퓨저의 작동 원리는 VAH 노즐에서 시험부를 지나는 배기가스가 디퓨저에서 발생하

는 모멘텀에 의하여 구현된다[7].

본 연구에서는 여러 디퓨저의 종류를 비교하였고, 설비의 단순화와 성능의 관점을 고려하여 이차목 디퓨저(second throat exhaust diffuser)를 선정하고 설계를 하였다[8].

2.1.4 이젝터 설비

2.1.4.1 이젝터

이젝터의 설비는 디퓨저의 시동을 돕는 역할로서, 노즐의 전압력과 출구압력이 고정된 상태에서 디퓨저만으로는 시동이 걸리지 않을 때, 디퓨저의 후단에 이젝터를 장착하고 배압을 떨어뜨려 디퓨저의 시동압력비를 높이는 역할을 한다. 이젝터는 선행 연구된 설계 방법을 토대로 유량비, 압축비, 팽창비에 따라 설계되었다[9].

2.1.4.2 증기 발생기 형상설계(상온 노즐)

이젝터를 작동시키기 위해서는 증기 발생기와 같은 장치를 이용하여 주유동을 공급해야한다. 본 연구에서는 VAH와 같이 상온유체를 사용하는 노즐을 설계하여 증기발생기의 형상 및 성능을 구현하도록 하였다.

Fig. 3은 앞서 설계/제작된 설비의 전체 결합 형상이며, 숫자를 기입하여 각각의 파트에 대한 명칭을 기입하였다. 또한, VAH의 출구에서 형성되는 정체압력(목표압력)을 측정하기 위하여 Fig. 3의 ①위치에 진공챔버를 장착하여 압력계 측을 하였다. Table 1은 설계/제작된 시험설비의 세부치수를 나타내었다.

2.2 시험모델의 형상변수

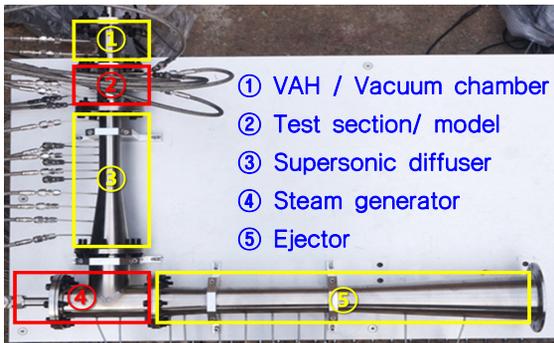


Fig. 3 Test facility for high-speed propulsion system.

2.2.1 모델 길이 (L_m)

시험모델의 길이는 시험부의 길이와 연관이 되어있고, 시험부의 길이는 디퓨저와 노즐 사이의 진입거리와 연관이 있다. 이에 따라, 본 실험실에서 수행되었던 초음속 디퓨저에 관한 연구 중 이차목 디퓨저의 입구부 길이에 따른 연구와 CBD(Center-body diffuser)의 형상변화에 따른 연구가 시험모델 길이변수의 기준이 되었다[10, 11].

디퓨저 입구부의 길이가 변화됨에 따라 진공압력의 변화를 가져오게 되며, 디퓨저의 압력회복 위치가 후단으로 밀리는 현상을 볼 수 있었다[7].

CBD와 같은 경우 내부에 구조물을 삽입하여 성능을 예측하게 되는데, 구조물이 없는 디퓨저와 구조물을 삽입한 디퓨저의 성능의 차이는 크지 않았다[11].

본 연구에서 사용한 시험모델의 길이변수는 Fig. 4와 같이 모델의 선단에서 폐색을 15%가 유지되는 지점까지의 길이를 변수로 선정하였다. 즉, 2D의 후단에 위치한 지지봉은 변수의 길이로 인정하지 않는다.

Table 1. Test facility specification.

Parameter		Value
Heater	A_c/A_t	16.58
Test section	L_d/D_d	3
Supersonic diffuser	$A_d/A_{d,t}$	19.04
	$A_d/A_{d,st}$	1.3
	$A_{d,st}/A_{d,t}$	14.65
	$L_{d,st}/D_{d,st}$	5
	$\theta_{d,c}$ angle of contraction (°)	5.75
$\theta_{d,e}$ angle of divergence (°)	7.16	
Steam generator	$A_{j,m,c}/A_{j,m,t}$	7.62
Ejector	$A_j/A_{j,t}$	40.83
	$A_j/A_{j,st}$	1.50
	$A_{j,st}/A_{j,t}$	27.22
	$L_{j,st}/D_{j,st}$	5
	$\theta_{j,c}$ angle of contraction (°)	4
	$\theta_{j,e}$ angle of divergence (°)	4

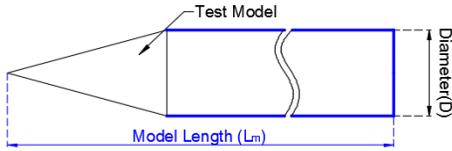


Fig. 4 Definition of test model length.

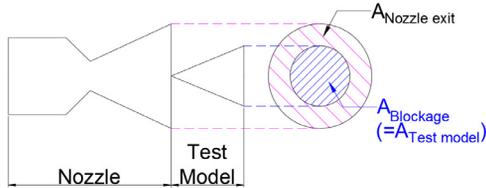


Fig. 5 Definition of test model blockage ratio.

2.2.2 폐색율 (BR)

폐색율은 풍동실험(wind tunnel test)을 운용하기 위한 변수로서 단면적에 대한 비율을 칭하는 변수이다. 통상적으로 폐색율은 노즐 출구(nozzle exit) 단면적 대비 시험모델(test model)의 단면적을 말한다[12, 13]. 하지만, 경우에는 따라서는 단면적이 아닌 직경에 대한 비율을 변수로 선정하는 경우도 있다[14].

변수 설정에 참고된 해외 선행 자료에서는 마하수 4.5를 가질 경우 출구면적대비 18% 이하의 영역에서 실험이 가능한 것으로 명시되어 있다[15].

국내에서 연구된 SETF(Scramjet Engine Test Facility)에서는 스크램제트 엔진 시험설비를 통하여 스크램제트 엔진의 폐색율에 따라서 설비의 시동특성에 관한 연구를 진행하였다[13].

본 연구에서는 폐색율의 정의는 Fig. 5와 Eq. 4와 같이 노즐 출구 단면적에 따른 모델의 단면적의 비로 정의한다.

$$BR(\%) = \frac{A_{Blockage}}{A_{Nozzle\ exit}} = \frac{A_{Test\ model}}{A_{Nozzle\ exit}} \quad (4)$$

2.2.3 모델 각도 (θ_m)

Fig. 6에 의하면 쐐기형(wedge type)의 경우 마하수(M)와 모델의 각도(θ_m)에 따라 발생하는

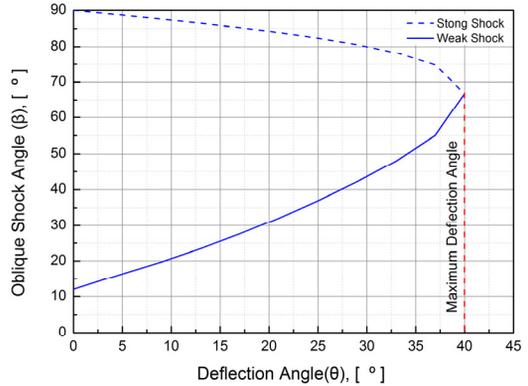


Fig. 6 Oblique shock relation ($\gamma = 1.4, M = 4.5$) $\theta - \beta - M$ graph of wedge type model.

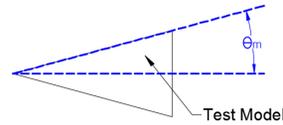


Fig. 7 Definition of test model angle.

경사충격파의 각도(β)는 Eq. 5의 이론적 계산을 통하여 그래프와 같이 정리할 수 있다[16]. 이론적으로 예측된 값은 쐐기형 모델(2D)에 대한 계산 방법이며, 동일한 개념을 적용하여 3D모델인 원뿔형(cone type)모델에 적용하면 경사충격파의 경향은 다소 차이가 발생하게 된다. 또한, 모델 각도의 한계치에 도달하게 되면 충격파가 모델에서 떨어져 나와 이탈충격파를 발생하게 된다. 그러나 모델에서 발생하는 영향에 대한 결과는 많은 연구가 되었지만, 모델에서 발생한 경사/이탈충격파가 시험설비에 미치는 영향에 대해서는 그 자료가 부족하다.

따라서 본 연구에서 선정한 모델의 각도는 Fig. 7과 같이 시험모델의 반각을 기준으로 15°, 30°, 45°의 각도 변수를 선정하였다. 이에 따라 각도변화에 따른 충격파가 시험설비의 운용에 미치는 영향을 알아보고 실험에 사용가능한 적절한 모델의 각도를 추천하려한다.

$$\tan\theta_m = 2\cot\beta \frac{M^2 \sin^2\beta - 1}{M^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (5)$$

Table 2. Sketch of model parameter.

Parameter		Sketch
Length (L_m)	2D	
	8D	
Blockage ratio (BR)	10%	
	15%	
	20%	
	25%	
Angle (θ_m)	15°	
	30°	
	45°	

Table 2는 모델의 변수에 따른 제작도면이다. 기본형 모델은 길이 2D, 폐색율 15%, 각도 15°의 변수를 선정하였다. 모델형상은 해당 변수를 제외하고는 기본형 모델의 조건과 동일하게 설계되었다. 각 모델의 제작형상은 Fig. 2 (a)처럼 제작되었다.

2.3 실험 장치

본 설비를 운용하기 위해서는 상온 고압 질소 및 공기 공급부, 상온 설비 시험부, 자료 획득 및 제어 계측부가 필요하며, Fig. 8은 구축된 실험 설비를 대략적으로 보여주는 P&ID(Piping and Instrumentation Diagram) 이다.

3. 극초음속 시험설비 결과분석

극초음속 시험설비는 진공 기밀성 유지가 중요하다. 그러므로 본 실험을 진행하기 이전에 진공 펌프를 통해서 기밀테스트(leak test)를 진행하여 실험의 신뢰성을 확보했다. 제작된 디퓨저의 성능확인을 위하여 시험모델이 없이 설비만 운용하여 시동압력비(starting pressure ratio,

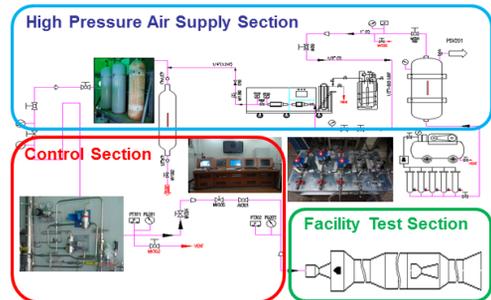


Fig. 8 Piping & instrument diagram of test facility.

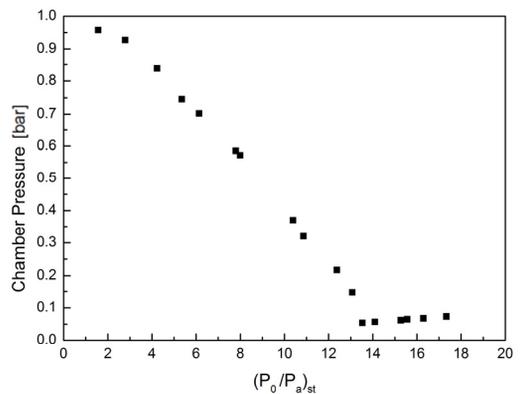


Fig. 9 Diffuser starting pressure ratio graph.

$(P_0/P_a)_{st}$ 에 따른 진공압력을 확인하였다. 시동압력은 전압력(P_0)과 배기압력(P_a)의 비로서 디퓨저의 성능을 확인할 수 있는 수치이다. 압력비의 변화에 따라 시동여부가 달라지는데, Fig. 9에서는 이에 대한 결과를 볼 수 있다. 실험을 통해 디퓨저의 시동압력비($(P_0/P_a)_{st}$)는 13.52에서 시동이 걸리는 것을 확인하였고, 변수 실험에서는 안정적인 운용을 위하여 설계값보다 높은 $(P_0/P_a)_{st}=27$ 수준에서 실험을 진행하였다.

3.1 길이 변수에 따른 실험

길이에 따른 변수는 현재 시험부 설비에서 실험할 수 있는 최대 길이인 $L/D=8$ 을 적용하여 실험을 진행하였고, 폐색율은 15%이며 각도는 15도로 수행하였다.

그 결과 길이변수에 따른 벽면압력은 Fig. 10에 나타나 있다. 벽면 압력으로도 확인을 할 수 있듯이 길이의 최대값을 선정했음에도 내부에서

측정되는 벽면압력의 변화는 거의 없는 것을 확인할 수 있다. 또한 Table 3을 통해서 진공챔버 압력이 큰 변화 없이 유사한 압력을 모사하는 것을 확인할 수 있다.

이러한 결과들로부터 단순히 일정한 면적으로 길이가 증가되는 것은 성능에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다.

3.2 폐색을 변수에 따른 실험

Fig. 11은 폐색율 변화에 따라 벽면압력의 변화를 그래프로 나타내었다. 각도 15도, 길이 2D로 고정된 상태에서 폐색율이 커질수록 시험부 내부에서 모델을 지난 압력이 증가하는 경향을 보였다. 하지만, 시험부 내부의 압력변화는 노즐 출구에서 형성하는 압력에는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다. Table 4의 진공챔버의 압력은 목표압력을 모사했으며, 시험부 내부에서 압력이 상승하는 것은 폐색율의 증가에 따라 일시적으로 유동면적이 줄어들어 압력이 상승하는 것으로 판단된다.

결국 초음속 유동을 운용하는 시험설비에서 단순히 노즐의 출구 면적에 따라 변하는 단일변

수가 아니라 모델에 따른 시험부 유동면적이 수축비에 영향을 받는 것으로 판단된다. 이는 이차목 디퓨저의 설계를 진행할 때도 고려되어야 할 변수로서 노즐 팽창비에 대비하여 디퓨저 목의 면적이 일정 너비 이상으로 수축했을 때 디퓨저 시동이 걸리지 않는데, 이와 같은 현상이 동일하게 적용되는 것으로 짐작된다. 추가적으로 더 넓은 폐색율의 영역을 실험해보아야 자세한 경향이 나타날 것으로 판단되고, 본 실험에서는 최대 40%까지 실험운용이 가능할 것으로 판단된다.

3.3 각도 변수에 따른 실험

각도변수에 따라 실험을 진행한 결과 Fig. 12와 같은 벽면압력 결과와 Table 5의 진공챔버 압력을 확인할 수 있었다. 폐색율은 15%이며, 길이의 변수는 2D로 실험을 수행하였다.

먼저 각도 30°의 변수는 진공챔버 내에서 압력은 크게 변하지 않았지만, 노즐을 빠져나온 유동이 시험부를 지나면서 잠시 압력이 급격히 높아지는 현상을 확인할 수 있다. 이는 각도의 변화가 모델의 경사충격파에 영향을 주어서 기본형 각도였던 15°의 변수보다 큰 경사충격파가

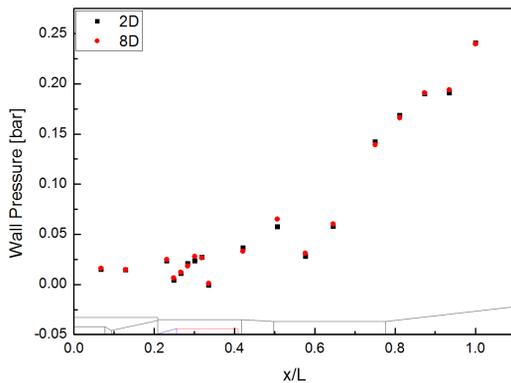


Fig. 10 Wall pressure about length.

Table 3. Vacuum chamber pressure about length.

L_m^*	2D	8D
P_c^{**} [bar]	0.015	0.016

*Model length, **Vacuum Chamber Pressure.

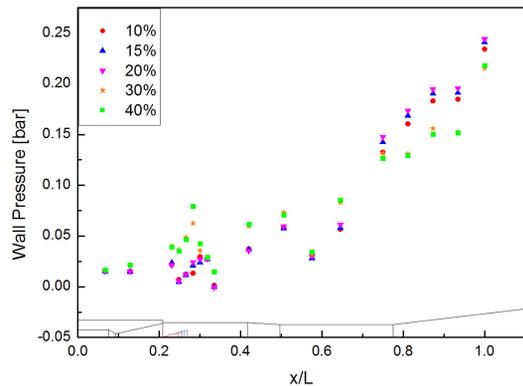


Fig. 11 Wall pressure about blockage ratio.

Table 4. Vacuum chamber pressure about BR.

BR^*	10%	15%	20%	30%	40%
P_c [bar]	0.015	0.015	0.015	0.016	0.016

*Blockage Ratio

발생한 것으로 판단된다. 이후에는 시험부의 중간을 지나면서 다시 저압을 유지하고, 디퓨저를 지나 서서히 압력이 회복되었다.

반면, 각도 45°의 경우 진공챔버 압력이 다른 변수에 비해 약 5배가 넘는 높은 압력을 형성하였고, 노즐을 빠져나온 유동은 계속해서 높은 압력을 유지하는 것을 확인할 수 있다. 디퓨저의 목을 빠져 나오고 나서 잠시 압력이 하강한 이후 배압조건으로 서서히 회복되는 것을 확인하였다.

이 결과는 동일 마하수를 유지하는 상태에서 원뿔형 모델의 각도에 따라 변하는 경사충격파의 영향으로 판단이 된다. 각 마하수에 따라 모델의 각도가 정해지면 그에 해당하는 경사충격파가 발생하며, 각도가 커지면 경사충격파의 각도도 증가하게 된다. 하지만 해당 모델의 각도가 최대허용각도(θ_{max}) 이상의 영역을 지나면 충격파의 충격파의 형태는 이탈충격파(detached shock wave)가 발생한다. 이에 따라 모델의 전단에서는 수직 충격파(normal shock)와 같은 효과가 나타나고 디퓨저를 지나기 전에 나타난 수직 충격파는 앞선 실험의 결과와 같이 일정한 압력을 유지하지 못하고 시험부에서 압력이 급격히 회

복되는 것을 확인할 수 있다. 이후, 디퓨저에 영향을 주어서 디퓨저 내부에서도 비교적 높은 수준의 압력이 유지되는 것을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 초고속 비행체를 실험하기 위한 고공환경모사 시험설비에 대한 설계 및 실험을 수행하였다. 시험설비의 검증에 위하여 기밀 실험과 디퓨저의 시동압력비를 확인하였다. 검증된 시험설비를 통하여 동일한 조건으로 각 실험 모델에 따른 변수실험을 진행하였다. 시험모델의 형상과 변경조건 이외의 변수는 기본형 모델(폐색율 15%, 각도 15°, 길이 2D)의 조건과 동일하게 설계하였다.

1. 길이의 변수는 비교적 지배적인 변수가 아닌 것으로 판단되며, 모델의 크기는 시험부의 크기 및 장착여부에 따라 결정해야한다.
2. 폐색율의 변수는 노즐의 출구면적대비 최대 값인 40%의 모델에서도 정상적인 운용이 가능한 것을 확인하였다.
3. 각도는 증가함에 따라 모델 후단의 압력이 증가하는 것을 확인하였고, 최대 각도인 45도는 큰 경사충격파의 영향으로 디퓨저의 시동에도 영향을 미친다. 모델 선정을 위해서는 이탈충격파가 생기지 않는 모델의 각도를 선정해야 한다.

본 연구를 통하여 초고속 비행체 시험설비의 원뿔형 시험모델에 따른 기초데이터를 획득하였으며, 이는 국내의 초고속 비행체 시험설비에 대한 데이터베이스로 활용될 것으로 예상된다.

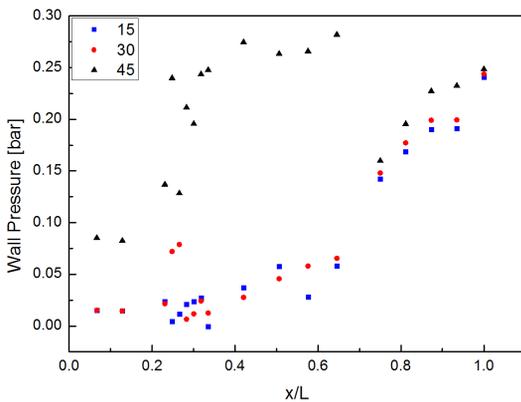


Fig. 12 Wall pressure about angle.

Table 5. Vacuum chamber pressure about angle.

θ_m^*	15°	30°	45°
P_c [bar]	0.015	0.015	0.085

*Model angle

후 기

본 연구는 국방과학연구소 초고속 공기흡입엔진 특화연구실의 연구 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Lee, Y.J., Kang, S.H., Oh, J.H. and Yang, S.S., "Development of the Scramjet engine Test Facility(SeTF) in Korea Areospace Research Institute," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 3, pp. 69-78, 2010.
2. Sung, H.G., Kim, I.S., Lee, K.J., Kim, K.M. and Lee, D.H. "Design Method and Preliminary Data Analysis of Subscale Direct-Connect Test Facility for Liquid Ramjet Combustor (I)," *KSPE Spring Conference*, Andong, Korea, pp. 59-63, May 2003.
3. Lee, H.J., Lee, B.J., Kim, S.H. and Jeong, I.S., "Design/Construction and Performance Test of Hypersonic Shock Tunnel Part II: Construction and Performance Test of Hypersonic Shock Tunnel," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 4, pp. 321-327, 2008.
4. Kim, M.H., Lee, M.Y., Kim, J.S., Choi, C.H., Seo, J.H., Moon, S.Y. and Hong, B.G., "Experimental Analysis of a Supersonic Plasma Wind Tunnel Using a Segmented Arc Heater with the Power Level of 0.4 MW," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 9, pp. 700-707, 2013.
5. Kim, T.W., Kim, W.C., Kim, S.J., Han, Y.M. and Ko, Y.S., "High Altitude Test Facility for Small Scale Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 3, pp. 73-82, 2015.
6. Lee, S.M., Choi, J.S., Yu, I.S., Ko, Y.S. and Kim, S.J., "A Numerical Study on the Flow Characteristics of Sub-scale High-Altitude Test Facility for Hypersonic Propulsion," *KSPE Fall Conference*, Jeongseon, Korea, pp. 819-823, Dec. 2016.
7. Park, J.H., "Study on Performance and Design of Secondary Throat Supersonic Exhaust Diffuser for High-Altitude Environment," Master's Degree, Department of Aerospace Engineering Graduate School Chungnam National University, Daejeon, Korea, 2012.
8. Kim, S.G., Moon, Y.W. and Seol, W.S., "Study on Liquid Rocket Engine High Altitude Simulation Test," *KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 733-736, Nov. 2010.
9. Yu, I.S., Kim, T.W., Kim, M.S., Ko, Y.S. and Kim, S.J., "A Study on Design and Performance of an Ejector Using Cold Gas," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 2, pp. 38-45, 2015.
10. Park, J.H., Jeon, J.S., Yu, I.S. and Ko, Y.S., "Performance Characteristics of Secondary Throat Supersonic Exhaust Diffusers," *KSPE fall conference*, Busan, Korea, pp. 641-644, Nov. 2011.
11. Yeon, H.I., You, I.S., Kim, W.C., Im, J.N., and Ko, Y.S., "An Experimental Study on Startup Characteristics of a Center Body Diffuser for High Altitude Simulation," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 40, No. 2, pp. 93-102, 2016.
12. DEEPAK SAHINI and B.Tech, "Wind Tunnel Blockage Corrections A Computational Study," Master's Degree, Mechanical Engineering, Texas Tech University, Lubbock, T.X., U.S.A., 2004.
13. Lee, Y.J., Kang, S.H., Oh, J.H. and Yang, S.S., "Starting Characteristics Study of Scramjet Engine Test Facility(SETF)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 2, pp. 15-22, 2011.
14. Peter, M.C., "The Effects of Blockage Ratio and Distance from a Free Surface on the

- Performance of a Hydrokinetic Turbine," Master's Degree, Mechanical Engineering, Lehigh University, Bethlehem, P.A., U.S.A., 2013.
15. Н.Ф. Краснова, "Applied aerodynamics (Прикладная Аэродинамика)", Vysshaya shkola, Text Book, 1974.
16. John D. Anderson, Jr., "Fundamental of Aerodynamics," McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A., 1984.

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.125>

정지궤도위성용 한국형 우주발사체를 위한 고성능 상단 엔진 개발 현황 및 계획

유병일^{a,*} · 이광진^a · 우성필^a · 임지혁^a · 소윤석^a ·
진준수^a · 이정호^a · 서대반^a · 한영민^a · 김진한^a

Development Status and Plan of the High Performance Upper Stage Engine for a GEO KSLV

Byungil Yu^{a,*} · Kwang-Jin Lee^a · Seongphil Woo^a · Ji-Hyuk Im^a · Younseok So^a ·
Junsu Jeon^a · Jung-ho Lee^a · Daeban Seo^a · Yeoungmin Han^a · Jinhan Kim^a

^aEngine Test & Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: biyoo@kari.re.kr

ABSTRACT

The technology development of a high performance upper stage engine for a GEO(GEostationary Orbit) KSLV(Korea Space Launch Vehicle) is undergoing in Korea Aerospace Research Institute. KSLV is composed of an open cycle engine with gas generator, which is for a low orbit launch vehicle. However the future GEO launch vehicle requires a high performance upper stage engine with a high specific impulse. The staged combustion cycle engine is necessary for this mission. In this paper, current progress and future plan for staged combustion cycle engine development is described.

초 록

항공우주연구원에서는 정지궤도용 우주발사체에 적용 가능한 고성능 상단 엔진에 대한 선행기술 개발이 진행 중에 있다. 한국형발사체(KSLV)는 gas generator를 이용한 개방형 사이클 엔진이며, 저궤도 위성 발사를 위한 발사체로 향후 정지궤도위성 발사체를 위해서는 이보다 높은 비추력을 가진 고효율의 상단엔진이 필요하게 된다. 이러한 요구조건을 충족시키기 위해 다단 연소방식의 엔진이 필요하며, 본 논문에서는 당 연구원이 진행 중인 다단 연소 사이클 엔진 개발 진행 현황과 향후 계획을 기술하였다.

Key Words: Staged Combustion Cycle Engine(다단연소사이클엔진), Liquid Rocket Engine(액체로켓 엔진), LOx(액체산소), Kerosene(케로신), Gas Generator(가스발생기)

Received 20 February 2017 / Revised 30 December 2017 / Accepted 5 January 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회(2016. 12. 21-23, 강원랜드 컨벤션호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

중궤도 및 정지궤도 위성발사체와 달 탐사 발

사체 구현을 위해서는 효율이 높고 재점화가 가능한 신개념 고성능 상단 엔진이 필요하게 된다. 항공우주연구원에서는 이에 맞춰 비추력 350초 이상인 3회 이상의 재점화가 가능한 다단 연소 방식의 엔진 개발을 목표로 9톤급의 다단 연소 사이클 엔진의 선행기술에 대한 개발이 진행 중이다. 이미 엔진 시스템 중 연소기를 제외한 구성품이 조립된 엔진 시제의 파워팩 시험을 수행하였고, 금년 내 연소기까지 장착한 엔진 프로토타입 모델 연소시험을 예정하고 있다. 다단 연소 사이클 엔진 개발의 선행 연구로 엔진 점화/시동 특성을 도출해 내기 위해 터보펌프 및 밸브류 등 일부 구성품은 이미 개발 완료된 해외 제품 및 산업용 기성품으로 대체하여 엔진 파워팩 시제를 조립하여 시험하였으며 이로써 엔진의 운용 절차 수립 및 성능 특성평가에는 충분한 결과를 보여줄 것으로 예상된다. 향후 모든 구성품의 국산화를 통해 다단 연소 사이클 엔진의 국산화 개발 및 성능시험 등 수행하여 고성능 다단 액체 엔진의 선행기술을 확보할 계획이다.

2. 본 론

2.1 다단 연소 사이클 엔진 개발 계획

항공우주연구원은 국가의 우주개발 중장기 계획에 따라 독자적인 우주접근 개발 능력을 확보하기 위해 2020년 시험발사 예정인 한국형발사체 개발 사업을 진행하고 있으며, 이후 정지궤도 위성발사체 개발 및 달탐사를 위한 발사체 개발을 계획하고 있다. 이를 위하여 한국형발사체 이후의 정지궤도 위성 발사체 개발을 위한 선행연구로 다단 연소 사이클 엔진 개발을 진행하고 있다. 이는 정지궤도 위성발사체의 1단과 2단은 한국형발사체 엔진의 개량형을 적용하되, 3단의 경우 추력 효율이 높고 정지궤도 진입을 위해 재점화가 가능한 고성능 엔진인 다단 연소 사이클 엔진 개발이 필요하기 때문이다.

다단 연소 사이클 엔진의 개발 및 운용 능력을 확보하는 것은 차후의 위성발사, 달탐사 등 대형의 고효율 엔진 개발 능력을 확보하기 위한

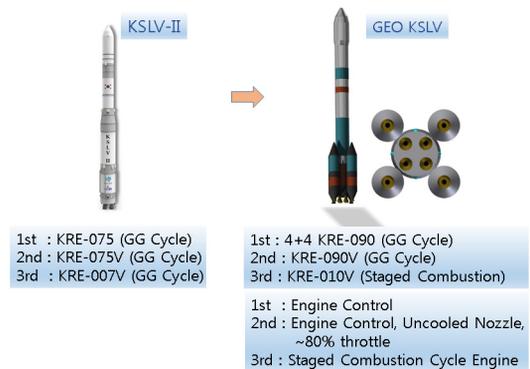


Fig. 1 Engine configuration plan of GEO KSLV.

필수적인 개발항목이며 Fig. 1에 한국형발사체 이후의 개발계획 중인 정지궤도 발사체의 단별 엔진 구성 계획안을 보여준다.

단계별 개발계획을 알아보면 2027년 정지궤도 발사체 개발 완료를 목표로 할 때 적용엔진은 이보다 3~4년 전에 개발되어야 하기에 2024년까지 엔진개발이 완료되어야 한다. 따라서 당해연도와 내년에 터보펌프와 일부 엔진 구성품을 해외개발품 및 산업용 부품류 등을 사용하여 파워팩 시험 및 연소기 연계 지상 연소시험을 수행하고 2018년에 시험결과를 반영한 기술검증용 다단 연소 사이클 엔진 구성품 제작 및 조립을 완료하여 엔진 시동/점화 확인 시험을 수행할 예정이다. 더 나아가 2024년까지 시험결과를 반영한 기술검증시제 엔진과 개발용 엔진제작, 개발엔진의 고공성능 및 내구성 시험까지 완료하여 궁극적으로 다단 연소 사이클 엔진의 국산화를 완료할 예정이다. Table 1에 당 연구원에서 계획 중인 9톤급 다단 연소 사이클 엔진 개발계획안을 단계별로 나타내었다.

2.2 다단 연소 사이클 엔진 시스템 개요 및 구성

당 연구원에서 개발 중인 다단연소 사이클 엔진은 비추력 350초 이상 진공추력 9톤급 개발을 목표로 하고 있다. 추진제는 산화제로 액체산소, 연료로는 케로신을 사용하여 주연소기의 연소실 압력은 80 bar 이상이다.

다단 연소 사이클 엔진의 모든 구성품 개발이 완료되지 않은 현 상태에서 엔진의 핵심 운용

Table 1. Phased development plan of staged combustion cycle engine.

Phase	Development Plan
1(~2018)	Performance and Technical Assurance Test of Prototype Engine
2(~2021)	Localization and Performance Test of Prototype Engine by applying Test Results on Phase 1
3(~2024)	EM(Engineering Model) Engine Assembly and Test on Ground/High Altitude

능력인 점화/시동 특성 및 성능 특성 파악을 위해 일부 구성품의 경우 기성품을 사용하게 된다. 주요 구성품 중 터보펌프는 우크라이나의 RD-8 엔진에 사용한 터보펌프를 사용하고 있으며, 이는 향후 국산화 개발을 계획하고 있다. 적용된 터보펌프는 모든 펌프와 터빈이 단일 축으로 구성되어 있고, 1단으로 구성된 산화제 펌프와 2단으로 구성된 연료 펌프를 가지며 시동을 위한 시동터빈과 메인 터빈으로 구성된다. 시동 터빈을 통해 펌프를 초기 구동하여 예연소기에서 점화하여 엔진의 구동을 시작하며, 터보펌프에서 토출된 산화제와 2단 연료펌프에서 토출된 케로신이 예연소기에서 점화되고 그 결과 배출되는 산화제 과잉가스가 메인터빈을 구동한 후 주연소실로 공급된다. 연료는 1단 연료펌프에서 토출된 케로신이 주연소기로 공급되며 연소기 압력은 예연소기와 주연소기 각각 200 bar, 80 bar 이상이 된다. Fig. 2에 다단 연소 사이클 엔진의 구성도를 나타내었으며, 파워팩 엔진시제의 경우 연소기를 제외한 구성품이 그대로 적용된다.

Table 2에는 적용될 엔진의 초기 요구규격을 나타내었다.

엔진의 주요 구성품 중 신규 설계된 예연소기와 주연소기는 설계 및 제작이 완료된 상태로 적용 대기 중이고, 밸브류는 한국형발사체에서 사용될 전자식밸브 및 산업용 공압구동식 밸브를 사용하여 파워팩 시험을 위한 엔진 조립체를

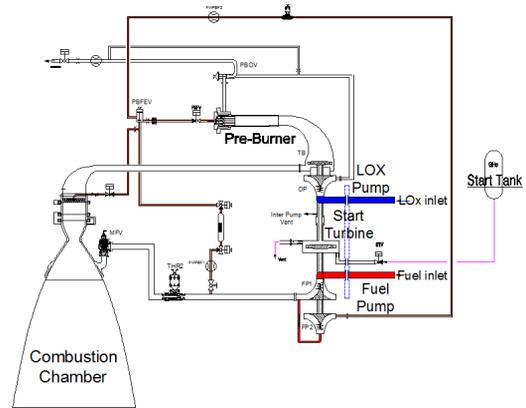


Fig. 2 Schematic of 9 tonf-class staged combustion cycle engine.

Table 2. Specification of 9 tonf-class staged combustion cycle engine[1].

Item	Value
Vacuum Thrust (tonf)	8-10
Vacuum Specific Impulse, Isp (sec)	More than 350
O/F Ratio	2.5-2.6
Preburner Pressure (bar)	More than 200
Combustion Chamber Pressure (bar)	More than 80
Ignition/Starts	Up to 3 Starts
Propellants	Liquid Oxygen /Kerosene
Engine Cycle	Staged Combustion
Mass (kg)	Less than 280
Operation Time (sec)	More than 600

구성하였으며, Fig. 3에 엔진 시험 시제 형상을 나타내었다.

시스템의 구성은 연소시험이 수행될 테스트스탠드의 추력측정장치(TMS) 및 연결부에 적용 가능하도록 프레임 제작하여 부품 및 배관을 구성하였고 시험설비의 추진제 및 가스 공급라인이 연결가능 하도록 부품을 배치하였다. 특히 시

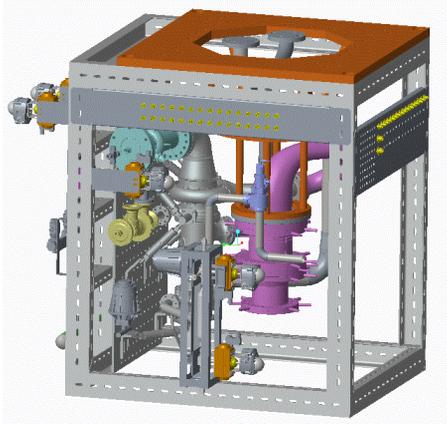


Fig. 3 Engine test object[2].

험 데이터 획득을 위한 압력, 온도, 각속도 등 센서의 체결과 매 시험 시 장/탈착을 해야 하는 점화제인 TEAL 충전 작업 등 유공압 배관 연결 및 수정의 용이성 등 작업성을 최대한 고려하여 설계/제작되었다. 또한, 연결되는 유공압 배관 등은 발화 위험 제거 및 안정적인 시험 운용을 위하여 완만한 곡선을 가지도록 설치되었으며, 특히 터빈 출구와 연결되는 곡선부 배관 내부는 내산화 코팅을 적용하였다.

2.3 엔진 파워팩 제작 현황

현재 주연소기를 제외한 파워팩 시험모델은 조립이 완료되어 주요 시험을 마친 상태이며, 주연소기 역시 금년 내 제작이 완료되어 연소시험에 들어갈 예정이다[3]. 금년에는 단일분사기를 가진 예연소기로 구성된 파워팩 시험 및 연소시험이 계속 수행될 예정이며 성능 특성 파악 후 연료와 산화제를 동시에 분사하는 동축 와류 분사기 7개로 구성된 예연소기가 조립된 엔진 시제 연소시험도 수행될 것이다. Fig. 4에 제작 완료된 삼중분사기 구조의 예연소기 분사면과 예연소기 시제 조립품 사진을 나타내었다.

엔진을 구성하는 주요 구성품 중 밸브류는 현재에도 밸브구동을 위한 전자식밸브는 한국형발사체에 적용되는 밸브를 일부 사용 중이며 이 역시 제어밸브 등 주요 구성품 국산화를 수행할 예정이다. Fig. 5에는 금년 내 연소시험을 수행할



Fig. 4 Face-plate and assembly of pre-burner.

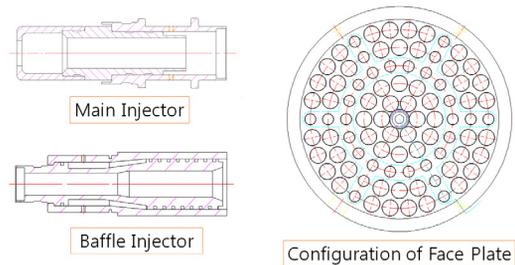


Fig. 5 Manufacturing drawing of main combustion chamber.

예정인 주연소기 시제의 제작도면을 나타내었다.

3. 다단연소사이클 엔진 파워팩 시험

3.1 시험설비 구성

다단 연소 사이클 엔진 연소시험을 위한 시험설비는 이미 나로우주센터에 구축되어 있는 한국형발사체 추진기관 시험설비 중 하나인 3단 엔진 연소시험설비를 이용한다. 3단 엔진 연소시험설비는 한국형발사체 3단 엔진 연소시험을 위해 구축된 추력 7톤급의 시험설비이나 9톤급의 다단 연소 사이클 엔진의 시험을 충분히 수행할 수 있도록 구축되어 있으며, 지상 연소시험 스탠드와 고공환경 모사가 가능한 진공 챔버를 가진 고공 연소시험 스탠드를 갖추고 있어 향후 다단 연소 사이클 엔진의 고공 연소시험도 이 시험설비를 이용하여 수행될 예정이다. Fig. 6에 3단 엔진 연소시험설비의 전경과 지상 및 고공 스탠드의 모습을 나타내었으며 현재 파워팩 시제가 지상 테스트 스탠드에 설치된 상태이다.

3단 엔진 연소시험설비는 최대추력 15톤까지 시험이 가능하도록 설계 및 구축되어 있으며 냉



Fig. 6 Upper stage engine test facility(UETF)[4].

각수는 최대 120 kg/s, 추진제 가압압력은 최대 10 bar, 최대 공급유량은 산화제 20 kg/s, 케로신 10 kg/s 이며 가스 질소 및 헬륨은 공급 판넬을 통해 필요 압력으로 조절되어 공급될 수 있다. 특히 터보펌프의 시동을 위한 고압의 헬륨 공급라인이 구성되어 있어 개발 중인 다단 연소 사이클 엔진 시험에 최적의 조건을 갖추고 있다.

Table 3에는 3단 엔진 연소시험설비의 주요 규격을 제시하였다. 고압가스의 경우 고압 질소 gas와 헬륨gas는 나로우주센터 추진기관 시험설비의 공용설비에서 공급받아 사용하고 있으며, 고압공기는 터보펌프 시험설비에서 공급받아 3단 엔진 연소시험설비의 고압가스 분배실의 가스판넬을 이용하여 사용한다.

연소시험을 수행 중인 다단 연소 사이클 엔진 파워팩 시제는 지상 연소 시험 테스트 스탠드에 설치되어 시험 중이며 유공압 배관 및 계측라인 등은 기설치된 장치와 연결부 일부 수정 및 재조정을 통해 시험이 수행되었다. Fig. 7에는 3단 엔진 연소시험설비의 지상 스탠드에 장착된 다단 연소 사이클 엔진 파워팩 시제를 나타내었다. 시험설비는 한국형발사체 3단 엔진 시험을 위한 시험설비이며 추력 9톤급인 본 개발 시험을 수행하기에 충분한 제어 및 저주파/고주파 계측 채널을 보유하고 있어 원활한 시험수행이 가능하다.

Table 3. Specification and capacity of UETF.

Item	Value(Max.)	Item	Value(Max.)
Thrust	15 tons	Pressure (GN2)	400 bar
Mass flow rate(LOX)	20 kg/s	Pressure (Air)	320 bar
Mass flow rate(fuel)	10 kg/s	Pressure (GHe)	400 bar
Mass flow rate(Cooling Water)	120 kg/s	Pressure (LOX)	10 bar
Mass flow rate(Diffuser)	250 kg/s	Pressure (fuel)	10 bar
HAT condition	Expansion Nozzle	Test time	1,000 sec



Fig. 7 Mount on UETF[2].

3.2 시험 및 성능 해석

현재까지 총 5회에 걸친 수류시험 및 예냉/점화/시동 특성을 파악하는 시험이 수행되었다. 수류시험을 통하여 시동터빈의 헬륨 공급 조건을 파악하였으며 이를 통해 시동을 위한 헬륨공급 압력과 밸브개폐시간을 결정할 수 있었다. 이후 일부 점화 시기 및 산화제 예냉 시험 결과 등을 토대로 5차 시험에서는 예냉/점화/시동 특성 파악을 위한 10초의 시험 수행되었으며 시험결과 10초간 정상작동 하였음을 확인하였다.

파워팩 시험은 예연소기만을 점화하는 시험으로 주연소기에서 발생하는 차압은 이를 모사할 수 있는 벤츄리로 대체해 시험하였다. 배출되는 추진제의 후처리를 위한 방법으로 연료는 드레인 탱크로 회수하고 산화제 과잉가스는 그대로



Fig. 8 Photo of power-pack test.

외부로 방출하였으며, 냉각수를 공급하여 발생 가능한 발화나 사고를 방지하면서 시험이 수행되었다. Fig. 8에는 10초간 수행된 파워팩 5차 시험의 엔진시제 시험 장면과 화염유도로를 통하여 냉각수와 함께 배출되는 산화제 과잉가스를 나타내었다.

시험뿐 아니라 당 연구원에서는 시동 특성을 포함하는 해석 프로그램도 개발 중이며 해석 프로그램과 기존의 터보펌프 파워팩 시험결과 매우 유사한 예측결과를 얻을 수 있었다[5].

향후 지속적으로 수행되는 파워팩 시험 및 연소기가 조립된 엔진 조립체의 연소시험 결과와 해석 프로그램을 이용하여 효율적인 다단 연소 사이클 엔진 개발을 수행할 수 있을 것이며, 나아가 국내 액체 추진 로켓 엔진 개발에 이용되어 궁극적인 목표인 대형의 고효율/고성능 엔진 개발에 밑거름이 될 것이다.

4. 결 론

당 연구원에서 추진 중인 고성능, 고효율 엔진인 다단 연소 사이클 엔진의 선행기술 개발 현황 및 계획을 기술하였다. 현재까지 나로우주센터에 위치한 한국형발사체 3단 엔진 연소시험설비에서 파워팩 시험을 성공적으로 수행하였으며 2017년에 연소기를 조립한 기술 검증 시제의 연소시험이 수행될 예정이다. 다단 연소 사이클 엔진은 현재 진행 중인 한국형발사체 개발과 더불어 당 연구원에서 우주 발사체 기술을 독자적으로 확보하기 위한 선행 연구이다. 국내 독자적 개발 연구로 진행되는 본 연구개발은 향후 국내

항공우주분야 관련 기술 기반을 확대하고 기술력을 증가시켜 우주발사체 분야의 경쟁력을 강화시키는 토대가 될 것이며, 나로호 발사에서 보여준 국민들의 관심과 기대 그리고 우주를 향한 국가적 도전의식 등을 더욱 고양시키는 계기가 될 것이다.

References

1. Im, J.H., Woo, S.P., Jeon, J.S., Lee, K.J., Yu, B.I. and Han, Y.M., "Conceptual Design of Combustion Chamber for 9 Tonf-Class Staged Combustion Cycle Engine," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 1044-1046, Dec. 2016.
2. Woo, S.P., Lee, K.J., Im, J.H., Jeon, J.S., Hwang, C.H. and Han, Y.M., "The Design of Technology Demonstration Model for Tests of Staged Combustion Cycle Engine," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 934-937, Dec. 2016.
3. So, Y.S., Woo, S.P., Lee, K.J., Yu, B.I., Kim, J.H., Cho, H.R., Bang, J.S. and Han, Y.M., "Results of cold flow test and design of injectors for Oxidizer-rich preburner," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 1016-1021, Dec. 2016.
4. Lee, K.J., Kim, S.R., Kim, S.H., Kim, S.H., Kim, C.H., Seo, D.B., Woo, S.P., Yu, B.I., So, Y.S., Yi, S.J., Lee, J.H., IM, J.H., Jeon, J.S., Cho, N.K., Hwang, C.H. and Han, Y.M., "Development Test Status of 7 tonf-class Engine for KSLV-II," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 874-882, Dec. 2016.
5. Kim, S.R., Yi, S.J. and Han, Y.M., "An Startup Analysis of reconstructed Staged combustion Engine PowerPack," *KSPE Fall Conference*, Kangwon, Korea, pp. 909-912, Dec. 2016.

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.131>

베이지안 확률기법을 이용한 당량비 오차분석에 관한 연구

안중기^{a,*} · 박익수^a · 이호일^a

Error Analysis of Equivalence Ratio using Bayesian Statistics

Joongki Ahn^{a,*} · Ik Soo Park^a · Ho-il Lee^a

^a Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: barona@gmail.com

ABSTRACT

This paper analyzes the probability of failure for the equivalence ratio error. The control error of the equivalence ratio is affected by the aleatory and epistemic uncertainties. In general, reliability analysis techniques are easily incorporated to handle the aleatory uncertainty. However, the epistemic uncertainty requires a new approach, as it does not provide an uncertainty distribution. The Bayesian inference incorporates the reliability analysis results to handle both uncertainties. The result gives a distribution of failure probability, whose equivalence ratio does not meet the requirement. This technique can be useful in the analysis of most engineering systems, where the aleatory and epistemic uncertainties exist simultaneously.

초 록

엔진 당량비의 제어오차가 요구범위를 불만족할 확률을 분석하였다. 당량비의 제어오차는 무작위 불확실요소와 인식론적 불확실요소로부터 동시에 영향을 받는다. 무작위 불확실요소는 일반적으로 확률분포가 주어지므로 민감도 기반의 신뢰성 해석기법을 이용해 쉽게 해석이 가능하다. 확률분포를 알기 어려운 인식론적 불확실요소를 다루기 위해서는 새로운 접근법이 필요하다. 무작위 불확실요소에 대한 신뢰성 해석결과를 베이지안 추론에 이용함으로써 엔진 당량비의 제어오차가 요구범위를 불만족할 확률에 대한 확률분포를 구할 수 있었다. 이러한 접근은 무작위 불확실요소와 인식론적 불확실 요소가 동시에 존재하는 공학시스템 해석에 유용하게 사용될 수 있다.

Key Words: Bayesian Statistics(베이지안 확률기법), Reliability Analysis(신뢰성 해석), Equivalence Ratio(당량비)

Received 15 December 2016 / Revised 29 November 2017 / Accepted 3 December 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2016년도 춘계학술대회(2016. 5. 25-27, 제주 사인빌리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

p_f : probability of failure

\dot{m}_a	: air mass flow rate
\dot{m}_f	: fuel mass flow rate
ϕ	: equivalence ratio
MCS	: Monte Carlo Simulation
FORM	: First Order Reliability Method
FSR	: Fuel Supply Regulator
N.I.D.	: Normal and Independently Distributed

1. 서 론

공기흡입식 엔진을 원활하게 작동시키기 위해서는 흡입구를 통해 유입된 공기량에 대응하여 적절한 양의 연료를 공급해 주어야 한다. 흡입기량에 비해 연료공급량이 지나치게 많거나 적으면 연소효율이 낮아지고, 고열로 인해 엔진 구성품에 손상이 발생할 수 있다. 흡입공기량과 연료공급량의 비는 당량비(equivalence ratio, ϕ)로 표현할 수 있다.

본 연구는 엔진시스템이 당량비 제어오차 범위(예를 들어, 명령 당량대비 실제 운용되는 당량비의 차이가 명령대비 5%이내)에서 작동할 확률을 구하는 문제를 다루고 있다. 공기흡입식 엔진에서 흡입공기량은 기체에 장착된 센서로부터 얻는 대기정보(air-data)와 흡입구에서 측정된 압력 및 온도 등을 조합하여 추정한다. 일반적으로 압력센서와 온도센서는 제조사로부터 오차범위와 함께 제공된다. Full scale대비 %로 표현되는 각 센서의 오차는 정규분포의 특성을 가지며 오차의 범위는 3σ 값으로 이해하여 적용할 수 있다. 서로 독립적인 각 센서의 오차가 공기흡입량 추정에 미치는 영향은 결합 확률분포(JPDF, Joint Probability Density Function)의 형태로 표현된다. 결합 확률분포는 몬테칼로(Monte Carlo) 시뮬레이션 기법이나 민감도 기반 신뢰성(reliability) 해석기법인 FORM(First Order Reliability Method)을 이용하여 구할 수 있다.

문제는 연료공급량 제어오차이다. 연료공급장치는 여러 구성품이 복잡하게 조립된 장치이므로 명령대비 출력오차가 항상 발생하게 된다. 시험을 통해 오차원인을 식별할 수도 있으나 시험

물의 수량과 시험 가능횟수가 제한되어 있어 쉽지 않다. 흡입구센서 오차와는 달리, 연료공급장치의 제어오차는 시험자료가 매우 한정적이므로 이를 적절한 수준의 신뢰도와 표준오차를 가지는 확률분포로 모델링하기가 어렵다.

제한된 횟수의 시험결과를 통계적으로 모델링하기 위하여 베이지안(Bayesian) 통계기법을 이용하였다. 베이지안 통계학은 전통적인 빈도주의(frequentism) 통계학과는 대비되는 개념이다. 빈도주의 통계학은 확률을 객관적으로 해석하여 확률변수(parameter)는 고정되어 있다고 인식하는 반면, 베이지안 통계학은 확률을 우리가 알고 있는 주관적인 믿음의 정도로 정의하여, 확률변수에 대한 불확실성을 확률분포로써 설명하고 있다.

공학분야에서 대두되는 불확실 요소는 크게 무작위(aleatory) 불확실요소와 인식론적(epistemic) 불확실 요소로 나눌 수 있다. 무작위 요소는 센서오차, 제작공차, 재료물성치 등과 같이 더 이상 줄일 수 없는 성격을 가진다. 일반적으로 무작위 불확실 요소는 확률분포가 제공되거나, 변동에 대한 정보가 많기 때문에 확률분포를 쉽게 모델링할 수 있다. 반면, 인식론적 불확실 요소는 정보나 지식의 부재에서 기인하므로 불확실 정도를 줄일 수는 있으나 이를 위해서는 시간과 비용이 투입되어야 한다. 연구개발과정에서 두 가지 불확실 요소는 대부분 동시에 나타나므로 이를 통합적으로 고려해주는 연구[1-2]가 필요하다.

일단 불확실 요소의 확률분포를 알면, 이를 이용하여 여러 불확실 요소가 전체 시스템에 미치는 영향인 결합 확률분포를 계산하는 것은 어렵지 않다. 결합 확률분포를 계산하는 대표적인 방법으로 몬테칼로 시뮬레이션이 있으나, 확률변수의 개수가 많거나 구하고자 하는 확률 값이 작아질수록 시뮬레이션 횟수가 기하급수적으로 증가하는 단점이 있다. 그러므로 계산 시간이 많이 필요한 CFD나 CAE해석 등에는 시스템의 민감도 정보를 이용한 FORM와 같은 신뢰성 해석기법[3]을 사용하는 것이 좋다. 본 연구에서도 확률분석에 FORM을 이용하였다.

대부분의 시스템에서는 무작위 불확실 요소와

인식론적 불확실 요소가 동시에 나타나므로 이를 함께 고려해주는 연구가 필요하다. 당량비 제어오차는 무작위 불확실 요소인 흡입구 센서오차와 인식론적 불확실요소인 연료공급장치 오차에 의해 발생한다. 엔진의 당량비 제어오차가 설계 범위를 벗어날 확률을 실패확률(p_f , probability of failure)로 정의하였다. 흡입구센서 오차에 의한 당량비 제어 실패확률을 계산하더라도 연료공급장치의 변동으로 실패확률 계산결과는 매번 달라질 수밖에 없다. 즉, 베이지안의 관점에서는 실패확률(p)값 자체도 확률분포를 가지게 된다.

2. 이항분포 모델의 베이지안 추론

베이지안 통계학은 18세기에 제안된 개념이나 그 모호성과 주관성, 그리고 많은 계산 량으로 그동안 주류인 빈도주의 통계학으로부터 외면 받아왔다. 다행히 20세기 이후부터 컴퓨터의 발전과 더불어 현대 경제학, IT 및 공학 등 분야에서 활발히 이용되고 있다. “동전이 던져 앞면이 나올 확률이 50%이다”라는 진술을 빈도주의자는 “동전던지기를 무한히 반복하면 그중 50%는 앞면이 나온다”라고 표현하는 반면, 베이지주의자는 “앞면이 나올 확률은 50%이다”라고 확률을 주관적인 믿음의 정도로 표현하는 것이다. 표본의 개수가 무한히 증가하면 빈도주의 확률이나 베이스 확률은 동일한 값으로 수렴한다. 문제는 표본의 개수가 제한적인 경우이다.

베이스 통계학은 사전지식(prior knowledge)과 객관적인 우도(likelihood, 시험자료)를 조합하여 사후확률분포를 계산하는 구조이다. 특정분야의 지식과 경험을 가진 전문가로부터 사전확률을 추출하고, 이를 시험자료와 조합하면 비록 적은 량의 시험자료를 가지고도 의미 있는 모수를 추정할 수 있는 장점이 있다. 만일 빈도주의 통계기법을 이용한다면, 의미 있는 확률 값을 구할 때까지 시간과 비용을 투입하여 시험을 수행해야 할 것이다.

대부분의 공학문제들은 반복수행 시, 성공 또

는 실패, 발생 또는 미 발생, 만족 또는 불만족 등의 이항(binomial)성격을 가지고 있다. 가스터빈 엔진의 당량비 제어오차는 특정한 확률로 성공(규격만족)과 실패(규격초과)라는 베르누이 시행(Bernoulli sequence, 각 사건이 통계적으로 서로 독립이며 발생확률이 정해져 있다)이면, 이항(binomial)확률분포를 따른다.

Eq. 1은 사건이 일어날 확률이 p , 일어나지 않을 확률이 $1-p$ 인 모델에서 N 회 시행 중, x 회의 사건이 일어날 확률(X)을 계산하는 이항확률분포의 PMF(Probability Mass Function)이다.

$$\Pr(X=x, N|p) = \binom{N}{x} p^x (1-p)^{N-x} \quad (1)$$

이 식에서는 발생확률 p 가 주어졌기 때문에 X 를 구하는 것은 어렵지 않다. 반대의 경우인 N 회 시행에서 성공횟수 x 를 알고 있을 때, 발생확률 p 를 구하는 문제는 Eq. 2의 베이지안 추론을 통해 가능하다.

$$f(p|N, x) = \frac{f(p) \cdot f(x|p)}{\int_0^1 f(p) \cdot f(x|p) dp} \quad (2)$$

여기서 $f(p)$ 는 사전확률분포(prior distribution)이며, $f(x|p)$ 는 우도함수로서 시험자료 등을 통해 구한다. Fig. 1은 사전확률을 우도함수와 결합하여 사후확률(posterior distribution)을 계산하는 베이지안 추론구조를 나타내고 있다. 만일, 계산된 사후확률 $f(p|x)$ 는 새로운 자료 $f(x|p)$ 가 추가되면 사전확률 $f(p)$ 로 바꾸어 다시 사후확률을 계산하는데 이용된다.

본 연구에서는 최초 사전확률에 대한 정보가 없으므로 $f(p) = U(0,1)$ 균등분포로 가정하였다. 이항분포에서 모든 확률을 합한 분모는 1이 되며, 우도함수는 이항확률분포를 따르므로 이를 다시 정리하면 Eq. 3과 같은 베타(beta)분포의 형태를 가지게 된다.

여기서 $\alpha = x+1, \beta = N-x+1$ 이 된다. 즉, 베이지안 추론에서 이항분포의 공액(conjugate)분포

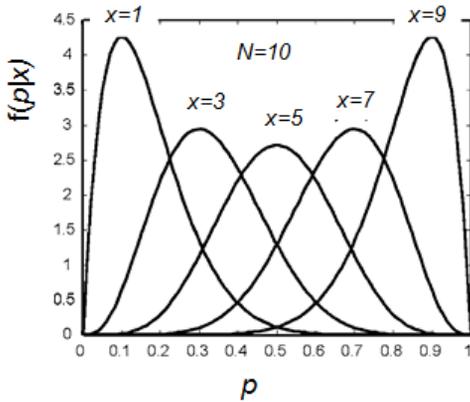


Fig. 1 Example of beta distribution for N=10.

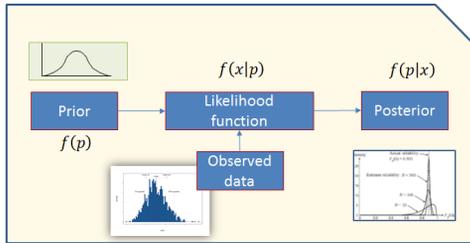


Fig. 2 Bayesian estimation.

는 베타분포가 되어 쉽게 확률을 구할 수 있다.

$$f(p|x) = \frac{\Gamma(\alpha + \beta)}{\Gamma(\alpha)\Gamma(\beta)} p^{\alpha-1}(1-p)^{\beta-1} \quad (3)$$

Fig. 2는 N=10인 조건에서 x를 달리한 베타분포를 보여주고 있다. 총 시행횟수 N에서 성공횟수 x가 증가할수록 확률분포 f(p)의 중앙값인 p는 우측으로 치우치는 것을 알 수 있다. 시행횟수(N)가 증가할수록 p의 범위는 좁아지게 된다. 즉, 정보의 양이 증가할수록 보다 정확한 확률을 계산할 수 있게 되는 것이다.

3. 시스템 구성

Fig. 3은 연료공급량 결정을 위한 공기흡입 엔진의 구성을 보여주고 있다. 흡입공기량(\dot{m}_a)은

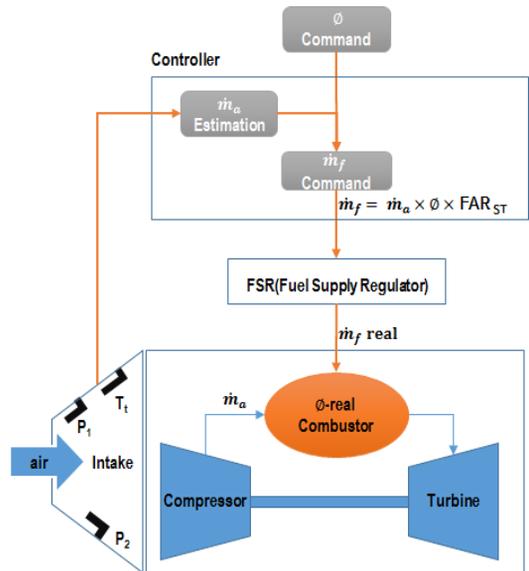


Fig. 3 Schematics of fuel supply for gas turbine engine.

흡입구에 장착된 2개의 압력센서(P1, P2)와 1개의 온도센서(Tt)를 이용하여 추정한다. 각 센서는 서로 독립적이며 정규분포를 가지는 무작위 불확실요소이다. 엔진제어기(controller)에서는 흡입구 센서에서 측정된 정보를 이용하여 공기량을 추정한다. 추정한 공기량(\dot{m}_a)과 당량비(ϕ) 명령 그리고 연료의 이론 연공비(FAR_{ST} , stoichiometric fuel air ratio)를 곱하여 엔진에 공급해 주어야 할 연료량(\dot{m}_f)명령을 생성한다. 흡입구 각 센서의 오차에 대해서는 확률분포가 있으므로 MCS 나 FORM을 이용해 공급 연료량의 결합 확률분포를 쉽게 계산할 수 있다.

연료공급장치(FSR, Fuel Supply Regulator)의 특성으로 인해 명령 연료 유량과는 실제 연소기로 공급된 유량에는 차이가 발생한다. 이러한 오차에 대한 시험자료는 매우 제한적이기 때문에 확률분포로 모델링하기 어렵다. 결과적으로 엔진 연소기에 공급되는 연료량은 흡입구 센서와 연료공급장치의 오차에 의해 처음 의도한 명령유량과는 차이가 발생하게 되어, 엔진구조물이나 연소효율에 영향을 미치게 되는 것이다.

Table 1. Probability distribution of engine sensors errors.

Sensors	Probability Distribution
P1	$N.I.D.(\mu, (0.0267\mu)^2)$
P2	$N.I.D.(\mu, (0.0008\mu)^2)$
Tt	$N.I.D.(\mu, (0.0430\mu)^2)$

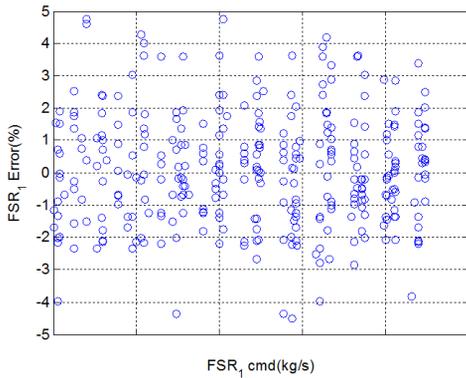


Fig. 4 Error on fuel supply regulator, FSR_1 .

Table 1에 흡입구 센서의 오차특성을 정리했다. 각 센서는 통계적으로 서로 독립이며, 정규분포를 가진다(N.I.D.). 예로 0.0267값을 가지는 P1센서의 COV(Coefficient of Variation)은 표준편차가 평균값의 2.67% 수준임을 의미한다.

Fig. 4는 연료공급량 오차에 대한 총 232개 시험결과이다. 각각의 데이터는 명령 연료유량 대비 토출 연료유량의 차이를 %로 표현한 값이다. 각 연료공급조건에서 $\pm 5\%$ 이내의 공급오차량(명령대비)이 발생하고 있으나, 데이터 개수의 제한으로 오차의 정확한 확률분포는 알 수 없는 상태이다. Fig. 5는 FSR_1 유량오차(%)를 확률질량함수(PMF)로 나타내고, 이를 정규분포로 적합(fitting)결과이다. 연료공급오차의 PMF가 정규분포(붉은색 실선)와 잘 맞지 않는 것을 볼 수 있으므로 연료공급오차는 흡입구 센서오차와는 달리 정규분포로 모델링하기 어렵다는 것을 알 수 있다. 정규분포가 아닌 가장 적합한 확률분포를 찾을 수 있으나 이 또한 제한된 시험자료의 량으로 만족스러운 결과를 얻기 어렵다. 연료공급오차의 확률분포를 추론하기 위하여 베이지안

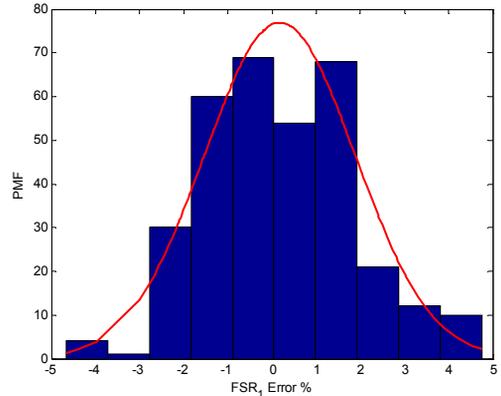


Fig. 5 PMF of FSR_1 .

기법을 적용하기로 하였다.

4. 당량비 오차분석

시스템의 성공 또는 실패확률을 계산하기 위한 베이지안 추론기법을 엔진의 당량비 오차분석에 적용하였다. 엔진의 당량비 오차(명령 당량비 대비 출력 당량비의 차이)가 명령 기준 $\pm 3\%$ 이내에서 작동할 확률을 구하기로 한다. 명령 당량비는 0.625로 설정했다. 즉, 엔진 제어기에서 당량비 명령 $\phi=0.625$ 로 주었을 때, FSR_1 이 당량비 오차 3%($0.606 \leq \phi \leq 0.644$) 보다 범위 밖에서 연료를 공급할 확률 p_f 의 확률분포 $f(p_f)$ 를 구하는 문제다.

$$p_f = 1 - \Pr[g(0.606 \leq \phi \leq 0.644)] \tag{4}$$

Fig. 6은 당량비의 오차를 분석하는 절차를 보여주고 있다. FSR_1 시험자료는 Fig. 4와 같이 232개를 확보하였다. 각 FSR_1 시험조건에서 흡입구 센서 오차 정보만을 이용하여 [당량비 제어오차가 $\pm 3\%$ 를 벗어날] 실패확률 p_f 를 계산했다. 이 값은 몬테칼로 시뮬레이션을 통해 구할 수도 있으나 본 연구에서는 계산시간을 줄이기 위하여 민감도 기반의 FORM을 이용하였다. N=232번의 시행으로부터 얻은 각각의 실패확률 p_f 을 모두 더한 값 x는

시스템의 실패에 대한 기대 횟수(expected number)로 치환할 수 있다.

$$x = \sum_{i=1}^N p_{f_i} \quad (5)$$

총 시행횟수 $N=232$ 과 Eq.5의 기대횟수 x 를 가지고 Eq. 3의 베타분포를 계산하면 실패확률에 대한 사후 확률분포를 알 수 있다.

Fig. 7은 실패확률의 사후 확률분포를 계산한 결과이다. 사후 확률분포가 그림의 왼쪽에 좁은 범위에서 분포하고 있는 것을 볼 수 있다. 실패확률(당량비 제어오차가 3%를 벗어날 확률)의 확률분포인 것이다. 실패확률이 약 0.05를 중심으로 좌우로 분포하고 있으므로 이 엔진 시스템이 규격(당량비 제어오차가 3% 이내)을 불만족할 가능성이 5% 정도임을 말해주고 있다.

FSR 오차에 관한 시험자료가 부족하므로 계산된 실패확률 p_f 는 하나의 결정된 값이 아니라 분포 $f(p_f)$ 로 표현되고 있다. FSR시험자료가 증가할 수록 Fig. 7의 분포범위는 좁아지게 된다. 만일,

무한히 많은 시험자료를 확보하게 된다면 그림의 분포는 하나의 값으로 수렴하게 되며, 그 값은 빈도주의 통계학을 이용하여 계산한 것과 동일한 값을 가지게 될 것이다.

Fig. 8은 Fig. 7의 사후확률분포를 누적확률함수(cdf, cumulative distribution function)로 나타낸 것이다. 정량적인 분석이나 신뢰성 최적설계의 문제구성을 위하여 신뢰수준(R, confidence level)을

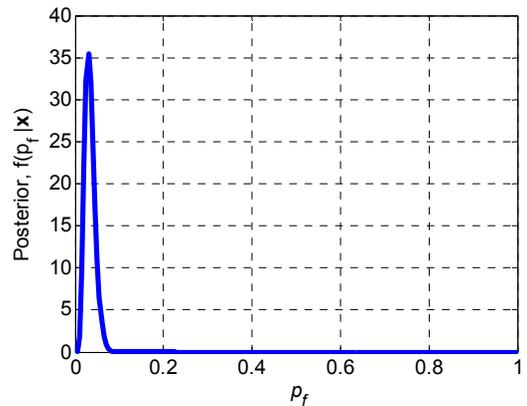


Fig. 7 Posterior of probability of failure(p_f).

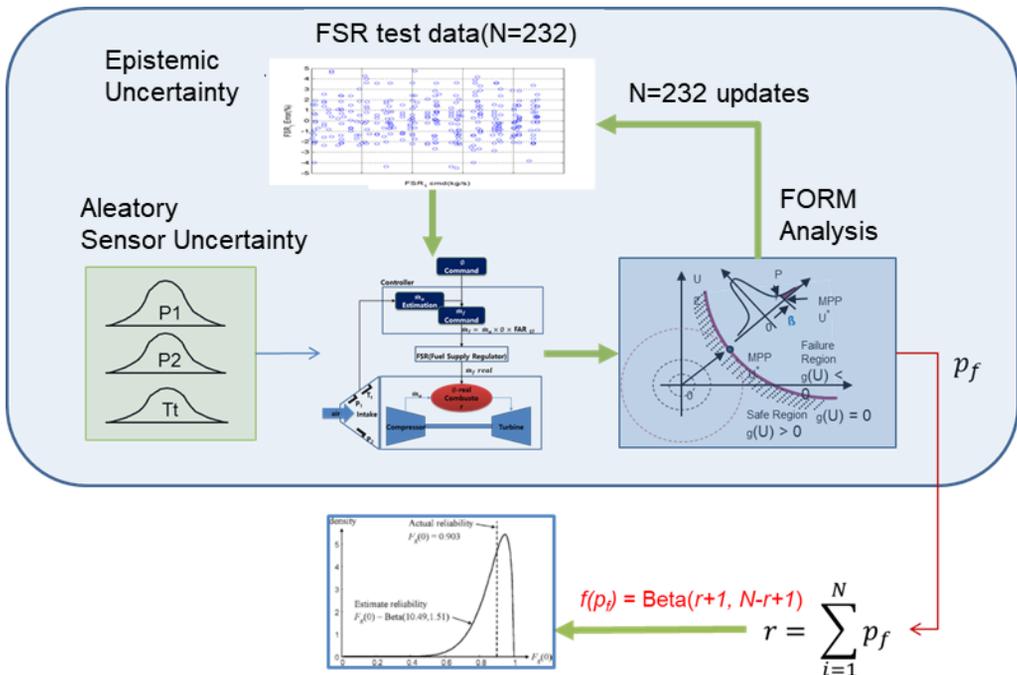


Fig. 6 Combined uncertainty analysis for equivalence ratio.

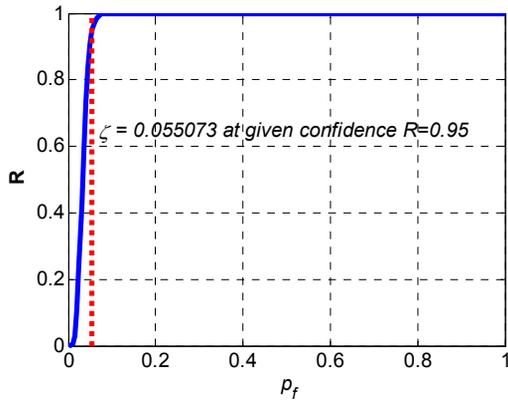


Fig 8. Confidence level, R with respect to probability of $p_f \zeta$.

정의 하고 신뢰수준 R을 벗어나는 확률의 누적 값 ζ 를 Eq. 6과 같이 계산하였다. 여기서 ζ 는 실패 확률의 누적확률 값이다.

$$\zeta = \Pr[p_f \geq R] = 1 - \Phi[p_f \geq R] \tag{6}$$

신뢰수준 R= 0.95에서 실패확률은 누적확률 ζ 는 0.055로 계산되었다. 즉, 당량비 제어오차 3%를 벗어날 확률은 95% 신뢰수준으로 약 5.5% 정도 라고 이해할 수 있다.

Fig. 9와 같이 신뢰수준을 낮출수록 누적확률 ζ 는 줄어들게 된다. 만일 신뢰수준을 0.4로 낮춘다면 오차규격을 불만족할 확률은 3% 수준으로 낮아지게 되는 것이다. 신뢰수준을 높이면 실패확률도 높아지게 된다. 해석결과에 대한 높은 신뢰수준을 높게 가져갈수록 더욱 보수적인 결과를 얻게 되는 당연한 이치다.

5. 결 론

대부분의 공학시스템에서는 오차에 대한 확률 분포가 있는 무작위 불확실성 요소와 오차정보가 제한된 인식론적 불확실요소가 공존하게 된다. 두 가지 불확실 요소를 동시에 고려하기 위한 베이지안 추론모델을 엔진의 당량비 오차분석에 적용

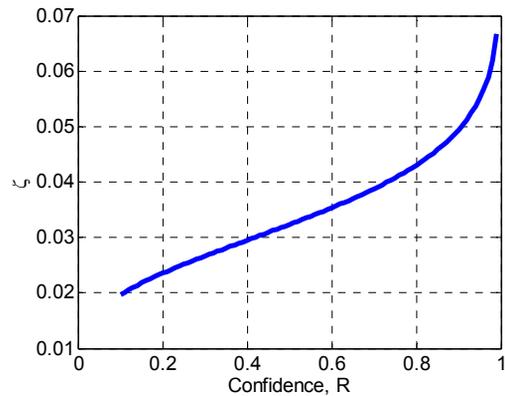


Fig. 9 Probability of $p_f \zeta$ with respect to R.

하여 의미 있는 결과를 도출하였다. 이 방법은 실패확률에 대한 확률분포를 제공해 주기 때문에 기존의 인식론적 불확실 요소를 처리하기 위해서 사용하는 worst case scenario를 적용하는 것에 비해 나은 설계결과를 보여 준다. 연구결과를 실제 개발현장에서 적용하기 위해서 당량비 제어오차 감소를 위해 역으로 엔진 센서나 FSR의 오차를 얼마 이하로 감소시켜야 하는 지에 대한 민감도를 분석을 수행할 필요가 있다.

References

1. Gunawan, S. and Papalambros, P. "A Bayesian Approach to Reliability-Based Optimization with Incomplete Information", *Journal of Mechanical Design*, Vol. 128, No. 4, pp. 909-919, 2006.
2. Youn B.D. and Wang, P., "Bayesian Reliability-based Design Optimization Using Eigenvector Dimension Reduction Method", *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol 36, Issue 2, pp. 107-123, 2008.
3. Ayyub, B.M. and Halder, A., "Practical Structural Reliability Technique", *Journal of Structural Engineering*, Vol. 110, No. 8, pp. 1707-1724, 1984.

재사용 우주발사체의 회수 기술 현황 및 분석

추교승^a · 문호균^a · 남승훈^a · 차지형^b · 고상호^{a,*}

A Survey on Recovery Technology for Reusable Space Launch Vehicle

Kyoseung Choo^a · Hokyun Mun^a · Seunghoon Nam^a · Jihyoung Cha^b · Sangho Ko^{a,*}

^aSchool of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea
^bDepartment of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea
^{*}Corresponding author. E-mail: sanghoko@kau.ac.kr

ABSTRACT

In this study, development information and technologies for reusable launch vehicles were surveyed. We investigated the reusable launch vehicles developed in various countries and analyzed their recovery technologies. In particular, we focus on the technologies of the Falcon 9 of SpaceX and the New Shepard of Blue Origin, which have succeeded in several flight experiments. Moreover, we explain the control algorithms for each flight condition. Finally, we discuss the reusable technologies that can be applied to the Korean Space Launch Vehicle to reduce the launch cost.

초 록

본 논문에서는 재사용 발사체와 발사체의 회수과정에서 사용된 기술에 대해 소개하고 분석한다. 이를 위하여 세계 각국의 재사용 발사체를 조사하였으며 발사체 회수 부분에 따라 기술을 분류하였다. 특히, 실제 비행에 성공한 Space X의 Falcon 9과 Blue Origin의 New Shepard의 회수과정을 중심으로 조사하였으며 비행 조건에 따라 적용된 기술들을 분석하여 특징들을 나열하였다. 이를 통하여 추후 한국형 발사체가 발사 비용을 절감하기 위해 사용할 수 있는 재사용 기술들에 대해 소개하고자 한다.

Key Words: Reusable Launch Vehicle(재사용 발사체), Recovery Technology(회수 기술), Recovery Operational Concept(회수 기술 운용 개념), Space Launcher(우주 발사체), Spacecraft(우주 비행체)

바탕으로 경제성보다는 기술적 선점이 우선시되었다. 하지만 소련의 붕괴로 경쟁의 필요성이 없어지고 오일쇼크를 포함한 일련의 사건들로 인하여 각국의 우주 개발예산이 삭감되어 우주 개발이 한동안 침체기를 맞았다. 이로 인해 경제성과 비용절감의 중요성이 부각되어 재사용발사체에 대한 연구가 세계 각국에서 이루어지고 있다[1].

현재 해외에서는 민간 우주개발업체인 SpaceX가 Falcon 9을 통해 다양한 로켓 임무를 수행한 뒤 1단 로켓 발사체를 재사용하고 있다 [11-20]. Blue Origin사는 New Shepard에 재사용 기술을 처음으로 성공하여, 2018년에는 일반인을 대상으로 우주여행을 계획하고 있다. 그 외에도 Reaction Engine Limited(REL)의 Skylon은 차세대 엔진인 Synergistic Air-Breathing Rocket Engine(SABRE)를 장착하여 발사비용을 \$10M까지 줄일 수 있을 것으로 예상하였다 [24,25]. Airbus는 ADELIN을 개발하여 1단 로켓 발사체 전체를 재사용하는 것이 아닌 엔진부분만 회수할 수 있는 기술을 개발 중에 있다 [26].

국내에서는 현재 한국형 발사체 (Korea Space Launch Vehicle 2, KSLV-2)의 개발에 모든 역량을 다하고 있어 재사용 기술은 고려하지 못하고 있다. 현재 기술로는 민간 우주 로켓보다 가격경쟁력을 가지기 힘들 것이며, 앞으로는 발사비용을 절감하기 위해 재사용 기술을 사용해야 한다고 판단된다. 이를 위해 한국항공우주연구원의 비전 2040에서는 복합 사이클 추진기관인 로켓 기반 통합 사이클(Rocket Based Combined Cycle, RBCC) 또는 터빈 기반 통합 사이클(Turbine Based Combined Cycle, TBCC) 엔진을 장착한 재사용 발사체를 개발하겠다는 목표를 제시하고 있다[1].

본 논문에서는 현재 세계 각국의 재사용 발사체에 대한 기술 발전 현황과 방향에 대한 소개 및 분석을 통하여 한국형 발사체가 사용할 수 있는 재사용 기술의 연구 방향에 대해서 기술하고자 한다.

2. 재사용 발사체 현황

2.1 우주왕복선

재사용이 가능한 최초의 궤도우주선인 우주왕복선(space shuttle)은 미국 항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)에서 개발되었으며 1980년대 초반부터 사용되었지만 2011년 7월 21일에 높은 소모품의 비용과 당초 목표에 비해 낮은 발사횟수 등의 이유로 퇴역했다. 궤도선은 재사용, 단계적 연소가 가능한 우주왕복선 주 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)을 사용하여 5-7명의 우주인과 22,700 kg의 하중을 지구저궤도(Low Earth Orbit, LEO)로 실어 나른다[2-4].

2.2 Delta Clipper Experimental (DC-X)

DC-X는 1991년부터 1993년까지 Mcdonnell Douglas사와 미국방부가 공동으로 진행했던 프로젝트로 Reusable Single-Stage-To-Orbit Launch Vehicle 개발과정 중의 시험기이다. DC-X 프

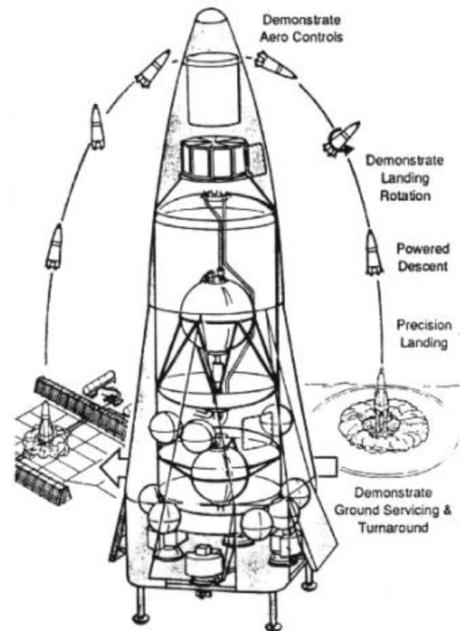


Fig. 1 Overview of DC-X[5].

로젝트의 개발자들이 일부 Blue Origin에 고용되었고 DC-X에서 영감을 받아서 New Shepard가 탄생하게 되었다[5,6].

2.3 Intermediate eXperimental Vehicle (IXV)

유럽우주국(European Space Agency, ESA)에서 €150M을 투자하여 개발한 IXV는 우주택시로 알려져 있다. IXV를 장착한 Vega 로켓은 고도 130 km 지점에서 1단 분리된 후 200 km를 더 날아가 고도 140 km 지점에서 IXV를 분리시킨다. 그 후 IXV는 정해진 궤도를 따라 활공하다가 낙하산을 이용해 회수한다[7-10].

2.4 New Shepard

New Shepard는 저비용의 우주여행 서비스 제공을 위해 민간우주개발업체 Blue Origin에서 개발한 부궤도(suborbital) 우주비행체이다. 2015년 11월에 New Shepard의 무인시험비행에서 로켓부스터와 승무원 캡슐을 성공적으로 회수하였으며 2018년부터 민간인을 대상으로 우주여행을 진행할 예정이다[11,12].

New Shepard는 1단 부스터에 Combustion tap-off 사이클인 BE-3 엔진을 한 개 장착하여 부궤도 비행을 한다. 추진제로 액체수소와 액체산소를 사용하며 최대추력은 110,000 lb이고, 수직착륙을 위한 재점화 시에는 20,000 lb까지 낮아진다[13].

2.5 Falcon 9

Falcon 9은 Space X에서 개발한 우주발사체로 현재 궤도 비행에 1단 부스터 재사용 기술을 성공한 유일한 로켓이다. 총 2단으로 이루어져 있으며 LEO 미션에는 22,800 kg, 정지천이궤도(Geosynchronous Transfer Orbit, GTO) 미션에는 8,300 kg, 화성까지는 4,020 kg의 페이로드(payload)를 실을 수 있다. 각각의 stage에 대한 상세제원을 Table 1, 2에 나타내었다[12-14]. 그 중 Merlin 엔진은 개방형 액체로켓엔진으로 아폴로 프로젝트에 사용된 기술을 응용, 발전시켜 사용하고 있다[14-18].

현재 발사 단가가 가장 비싼 아틀라스 V의 경

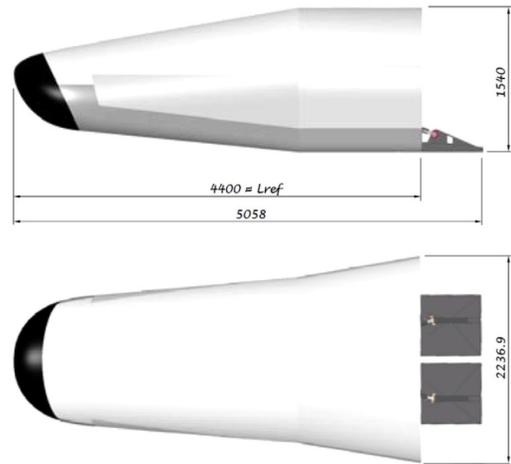


Fig. 2 IXV vehicle shape and dimensions[7].

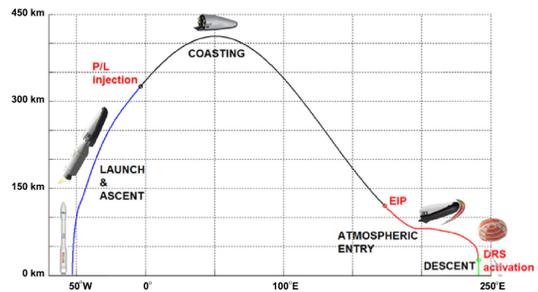


Fig. 3 IXV mission overview[7].



Fig. 4 The New Shepard system[14].

우 LEO까지 페이로드의 kg당 \$13,000 수준에 비해 Falcon 9은 약 \$2,700 수준으로 매우 낮은 편이다. Space X는 Falcon 9의 재사용 기술로 인한 매출 총이익을 약 40% 증가시킬 수 있다고 한다 [19].

Falcon 9의 착륙시도는 2016년 8월까지 총 11회 하였으며 그 중 6회를 성공하였다. 초기에는 착륙비행을 바다에 시도하여 비행 기술을 실험하였으며, 그 후 바지선과 지상에 착륙을 시도하였다. 이에 대한 자세한 미션은 Table 3에 정리하였다[20].

2.6 Interplanetary Transport System (ITS)

Space X가 2016년 9월 27일 개최된 국제우주대회(International Astronautical Congress, IAC)에서 발표한 100명 이상의 사람들을 태우고 약 115일간 비행해서 화성을 탐사하겠다는 우주탐사 시스템이다. 이 시스템은 '랩터'라는 액체메탄 엔진 42개로 추진하는 ITS Booster와 ITS Spaceship, ITS Tanker라는 3개의 우주선으로 이

Table 1. Falcon 9 1st Stage Specification[17,18].

Length	41.2 m(without Interstage)
Diameter	3.66 m
Inert mass	~22,200 kg
Propellant mass	409,500 kg
Fuel	Rocket Propellant 1(RP-1)
Oxidizer	Liquid Oxygen (LOX)
LOX mass	286,400 kg
RP-1 mass	123,100 kg
Interstage length	6.75 m
propulsion	Octaweb 9 x Merlin 1D
Thrust	7,607 kN at sea level
Burn time	162 s
Specific impulse	282 s (M1D Standard)
Expansion ratio	16
Throttle capability	55~100% (Baseline)
Restart capability	Yes (Partial)
Ignition	TEA-TEB
Attitude Control	Gimbaled engine (pitch, roll, yaw)
	Cold Gas Nitrogen Reaction Control System
	4 Grid pins

루어져 있다.

Booster는 1000번 이상의 비행을 목표로, Spaceship과 Tanker를 지구 밖으로 보내는데 목적이 있는 로켓이다. Spaceship을 분리 후 발사대로 귀환하여 연료 재보급 및 정비를 거치고 Tanker를 장착한 후 다시 사용된다. Spaceship은 12회 재사용 가능성을 목표로 하며 태양전지 판을 갖추고 화성까지 날아가는 우주선이다. 화성에 착륙 후 18개월 간 화성에서 연료를 직접 채집한 후 다시 지구로 귀환한다. Tanker는 LEO에서의 급유선으로 5번 급유를 하고 귀환하는 비행을 100번 재사용할 수 있게 하는 것이 목표이다. 비행체는 2019년까지 완성할 계획이며, 실제 비

Table 2. Falcon 9 2nd Stage Specification[17].

Length	14.3 m (separated length)
Diameter	3.66 m
Inert mass	4,000 kg
Propellant mass	107,500 kg
Fuel	Rocket Propellant 1 (RP-1)
Oxidizer	Liquid Oxygen (LOX)
LOX mass	75,200 kg
RP-1 mass	32,300 kg
propulsion	1 x Merlin 1D Vac
Thrust	934 kN
Burn time	397 s
Specific impulse	345 s
Expansion ratio	> 117
Throttle capability	Yes
Restart capability	Yes
Ignition	TEA-TEB, redundant

Table 3. Falcon 9 Recovery attempts for missions[20].

Version	Date	Attempt	Outcome
v1.1	15.01.10	Drone ship	X
	15.04.14		X
	16.01.17		X
v1.2	15.12.22	Ground	O
	16.03.04	Drone ship	X
	16.04.08		O
	15.05.06		O
	16.05.27		O
	16.06.15	X	
	16.06.18	Ground	O
16.08.14	Drone ship	O	

행은 2022~24년에 시행될 예정이다[21].

2.7 New Glenn

New Glenn은 Blue Origin이 개발 중인 케도 비행 우주발사체(orbital launch vehicle)로 2020년까지 시험비행을 목표로 한다. New Glenn은 기본 2단에 선택 가능한 3단으로 이루어져있으며, 2단 부스터까지는 높이 86 m, 3단을 포함하면 높이 약 100 m, 지름은 약 7 m가 될 예정이다. 1단 부스터에는 7개의 다단 연소 사이클(staged-combustion cycle) 엔진인 BE-4 엔진을 사용하여 865 kN의 추력을 낼 수 있다. 2단에는 BE-4U 엔진, 3단은 진공 BE-3 엔진 한 개가 사용된다[22].

2.8 RLV-TD

Reusable Launch Vehicle-Technology Demonstration(RTV-TD)는 인도우주연구기구(Indian Space Research Organization, ISRO)에서 미래 재사용 발사체 제작에 필요한 비행데이터를 얻기 위해 개발한 시험 발사체이다. 2016년 5월 이뤄진 시험발사에서 RLV-TD는 높이 17 m의 고체 연료 부스터 위에 장착되어 발사되었고 고도 65 km까지 상승하였다가 지상의 지정된 곳으로 귀환하는데 성공하였다. ISRO의 최종 목표는 Two-Stage-To-Orbit(TSTO)의 재사용 비행체를 운용하는 것이다[23].

2.9 Skylon

Skylon은 영국의 REL이 개발 중인 Single Stage To Orbit(SSTO) 우주비행체이다. Skylon에는 200번 이상 재사용 가능한 RBCC 방식의 SABRE가 사용된다. Skylon에는 단 분리단계가 없기 때문에 획기적인 비용절감이 가능하다 [24,25].

2.10 ADELINE

Advanced Expendable Launcher with Innovative engine Economy(ADELINE)은 Airbus Defense and Space에서 2010년부터 개발 해온 재사용 가능 발사 모듈이다. 발사체 전체가

아닌 부스터의 엔진 회수에만 그 목적이 있다. 따라서 2단 분리 이후 연료탱크는 바다에 착륙하게 되고 메인엔진을 포함한 비행 모듈은 자체 비행을 통해 지상으로 귀환한다. ADELINE 기술이 개발되면 발사체의 크기에 상관없이 이식이 가능하다. Airbus는 2025년 시험비행계획을 가지고 있다[26].



Fig. 5 RLV-TD[23].



Fig. 6 Skylon C1[24].

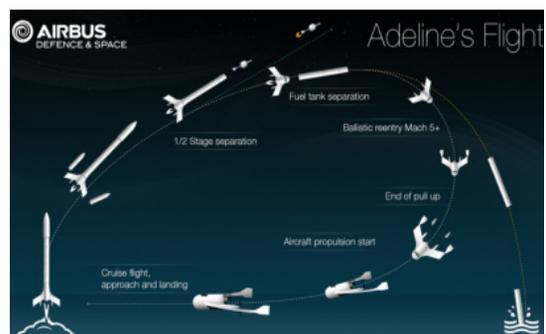


Fig. 7 Overview of ADELINE[26].

3. 재사용 발사체의 회수 기술

발사체 회수 기술은 매우 다양하나 본 논문에서는 발사체 회수 부분에 따라 궤도선 회수, 부스터 재사용 회수, 그리고 복합사이클 추진기관 기술로 분류하여 정리하였다.

3.1 궤도선 회수 기술

궤도선 회수 기술은 가장 오래 연구되어 왔다. 우주에서 이미 연료의 대부분을 소모한 궤도선은 추력의 사용을 최소화하기 때문에 지구로 복귀하는 과정에서 항력을 최대한 사용하고 자세제어나 착륙 직전에 추력을 이용한다. 대표적인 예로 우주왕복선과 IXV가 있다. 우주왕복선의 경우에는 항력을 최대한 이용하기 위해 40도의 자세로 대기권에 진입하고, 이후 활공하여 수평 착륙한다. 추가적으로 우주왕복선은 부스터는 낙하산을 이용하여 재사용한다[2-4]. 그리고 IXV는 4개의 반동제어장치(Reaction Control System, RCS)와 2개의 aerodynamic body flaps이라는 보조 날개를 이용하여 자세제어를 한다[7-10].

3.2 부스터 재사용 회수 기술

부스터 재사용 회수 기술은 비행에 성공한 Space X의 Falcon 9과 Blue Origin의 New Shepard의 기술을 중점적으로 분석하였다.

3.2.1 회수 운용 개념

Falcon 9은 단 분리 후 3번의 연소추진을 더 하면서 추가적으로 RCS, 4개의 Grid Fin 그리고 Landing Gear를 사용하면서 착륙한다. 또한, 연소 중에는 짐벌(gimbal)을 이용한 추력편향(thrust vector)을 사용하며, 역추진시 초음속으로 인한 효과가 나타나기 때문에 이러한 효과를 고려해야 할 필요가 있다. 자세한 개요를 Fig. 8, 9, 11에 정리하였다.

New Shepard는 대기권 재진입 시에 전개되는 Drag Brake와 Wedge Fin을 사용하여 감속하고 비행안정성을 얻는다. 부스터 상단의 고리모양 구조물인 Ring Fin은 공기의 흐름을 바꾸고 압력중심의 위치를 변화시켜 제어성능을 향상시킨

다. AFT Fin은 상승할 때에 축을 중심으로 한 회전운동을 통해 안정성을 향상시키고 하강 시에는 착륙지로 돌아가기 위해 조종한다[11]. 그 후, 착륙 막바지에 재점화와 landing gear를 통해 착륙시킨다. New Shepard의 조종면과 자세한 개요를 Fig. 10, 12, 13에 정리하였다.

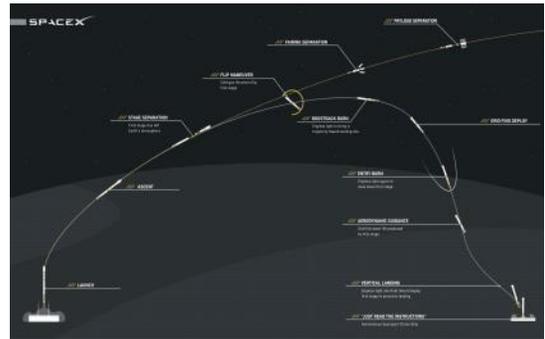


Fig. 8 Falcon 9 recovery flight schematic[27].

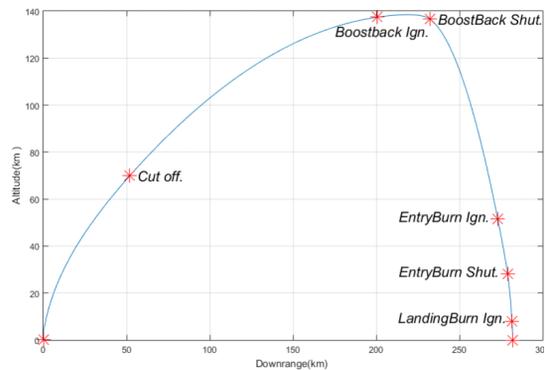


Fig. 9 CRS-8 mission profile[28].

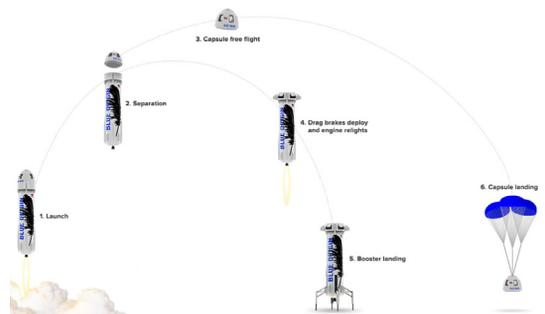


Fig. 10 Overview of New Shepard[13].

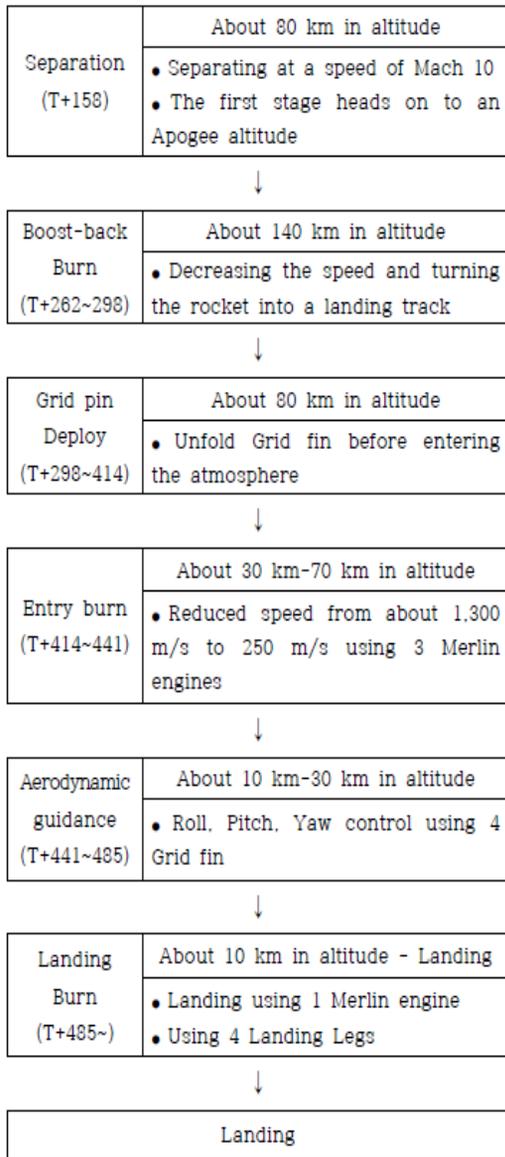


Fig. 11 Falcon 9 recovery flight concept[17,28].



Fig. 12 Control surface of New Shepard[13].

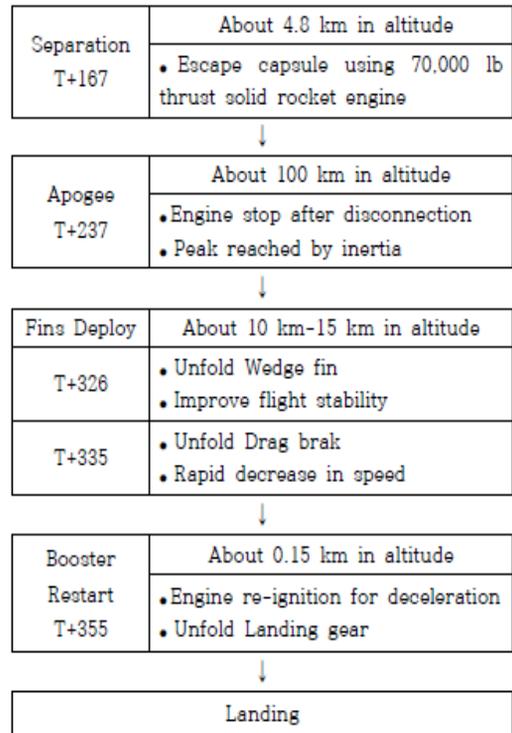


Fig. 13 New Shepard recovery flight concept[29].

3.2.2 그리드 핀 (Grid Fin)

Grid Fin은 격자를 의미하는 단어 grid와 미사일의 날개를 의미하는 fin의 합성어로 격자무늬의 내부 구조를 갖는 날개를 뜻한다. Falcon 9에서 Grid Fin은 부스터의 상단부에 장착되어 초기에는 접혀진 상태로 발사된다.

Grid Fin은 1970년대 소련의 미사일과 로켓에 처음 사용되어 공기 브레이크(air break)의 기능과 비행안정성 향상에 그 목적이 있었다[46,47]. 이후, 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 이용한 연구가 활발히 진행되고 많은 풍동실험들이 수행된 끝에 Grid Fin의 유동 구간별 특성에 대한 자료들이 풍부하게 얻어지게 되어 정밀한 자세제어가 가능해졌다. 특히, 아음속과 초음속구간에서 가장 효율적으로 작동하는 Grid Fin은 긴 평판 편보다 높은 속도로 인해 생기는 큰 힌지 모멘트와 공력가열을 줄일 수 있으며 압력중심의 변화폭 또한 비교적 적다. 또한, 접혀진 상태에서 발사될 수 있기 때

Table 4. Grid fin flow regimes[33-35].

Flow form		Lower bound	Upper bound	Characteristics
Subsonic		0	M_{cr1}	<ul style="list-style-type: none"> No flow with complicated characteristics occurs Same as flat plate pin analysis
Transonic	Chocked flow	M_{cr1}	1	<ul style="list-style-type: none"> Internal flow can be modeled as Converting Nozzle Chocking occurs and the drag increases greatly Hinge moment greatly increased Control efficiency lower than plate wing
	Bow shock	1	M_{cr2}	<ul style="list-style-type: none"> High drag due to shock wave Hinge moment greatly increased Control efficiency lower than plate wing
Supersonic	Reflecting wave pattern	M_{cr2}	M_{cr3}	<ul style="list-style-type: none"> Shockwave attaches to the front end, and reflection shock wave occurs Reduced lift due to compressed air and expanded air
	Non-reflecting wave pattern	M_{cr3}	∞	<ul style="list-style-type: none"> Non-reflective shock wave generation due to small attachment angle The most appropriate form

문에 보관성과 발사 편의성이 개선된다.

유동 특성이 달라지는 구간에서의 마하수를 임계마하수라 부르며, 그 값은 Grid Fin의 기하학적 형상과 관련이 있다[30]. 유동 구간에 대한 임계마하수 M_{cr1} , M_{cr2} , M_{cr3} 와 그에 따른 특징을 Fig. 15와 Table 4에 나타내었다.

3.2.3 초음속 역추진

초음속 역추진(Supersonic Retro Propulsion, SRP)은 역추진시 엔진 노즐 앞에서 생기는 선단 충격파(bow shock)의 영향으로 항력과 압력 등 상태량들의 급격한 변화가 일어난다. 따라서, 일반적인 추진 상황과 달라지므로 이를 고려하는 연구가 진행되었으며 전체 항력은 추력을 포함한 수식으로 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{D,Total} = C_{D,Aero} + C_T \quad (1)$$

$C_T (= T/q_{\infty} S_{ref})$ 는 엔진 추력과 궤도 상태에 의존하는 추력 계수이다. $C_{D,Aero}$ 는 공기역학적 항력을 의미하며 발사체 형상, 제트형상, C_T 의 크기에 달려있다[36]. 1950년대부터 다양한 풍동 실험이 수행되었으며 현재는 전산유체역학(CFD)을 이용하여 관련 연구들을 수행하고 있다[37-39].



Fig. 14 Grid Fin of Falcon 9[31].

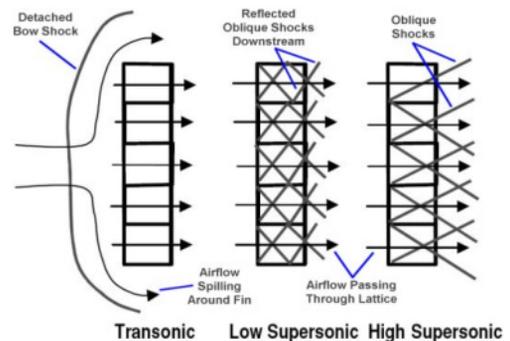


Fig. 15 Flow patterns in different flight conditions[32].

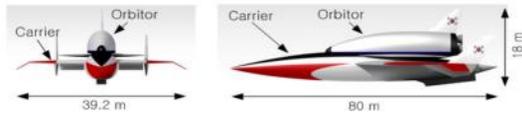


Fig. 16 Configuration of Reusable Launch Vehicle[41].

3.3 복합사이클 추진기관 사용 회수 기술

복합사이클 추진기관은 서로 다른 엔진을 결합한 하이브리드 엔진이다. TBCC 엔진의 경우 대기권에서만 운용이 가능하여 독자적으로 우주 비행을 할 수 없기에 Fig. 16과 같이 궤도선을 우주로 보내기 위한 수송선(carrier)으로 이용할 수 있으며 대기권과 우주의 경계부근까지 궤도선을 수송하여 우주발사체가 대기권 통과할 때까지 사용하는 연료를 절약할 수 있으며 수송선 역시 대기권 내에서만 운용하므로 따로 산화제 탱크를 장착할 필요가 없어 우주발사체 운용비용이 절감될 수 있다[40].

RBCC는 초기에는 터보제트 모드로 운용하다가 이후 속도가 증가함에 따라 램제트, 스크램제트로 운용모드가 바뀐다. 그 후, 대기권 밖에서는 로켓 모드를 사용하며 대기권 진입 시 진입 모드로 운용된다. 따라서, RBCC 엔진은 대기권 내부에서 제트 모드로 운용되어 대기권에 있는 공기를 사용하므로 기존의 로켓엔진과 비교하여 산화제 탱크 용량이 적어질 수 있다는 장점이 있다. 산화제 탱크 용량이 감소한 만큼 연료를 저장할 수 있으므로 같은 무게로도 기존보다 더 다양한 임무수행을 할 수 있다[49]. RBCC의 대표적인 예로 Skylon의 SABRE가 있다. Skylon은 고도 26 km, 마하 5.5의 속도까지는 제트엔진을 사용하다가 이후에는 공기흡입구를 닫고 로켓엔진을 사용한다[24,25].

4. 재사용 발사체 기술 분석

재사용 발사체 기술을 재사용 부분에 따라 궤도선 재사용, 부스터 재사용 그리고 복합사이클 추진기관 사용기술로 분류하여 정리하였다.

4.1 궤도선 재사용 기술

궤도선 재사용 기술은 전통적인 방법이며, 다른 기술에 비해 이미 연구가 많이 진행되어 있어 개발이 비교적 쉬울 것으로 판단된다. 하지만 궤도선 재사용 기술은 우주왕복선의 예와 같이 전체 로켓의 무게증가를 피할 수 없으며 그로 인해 추가적인 추력이 필요하다. 이는 오히려 경제성에 악영향을 미칠 수 있다. 하지만, 궤도선 재사용 기술은 현재 사용 중인 캡슐형 우주선에 비해 유인비행에서 강점이 두드러지기 때문에 유인비행체로 연구가 계속 진행될 것으로 예상된다. 최근에는 드림체이서(dream chaser)가 우주왕복선 이후 최초의 유인 궤도선으로 개발 중이며 가까운 시일 내에 궤도 비행 테스트를 진행할 예정이다[44].

4.2 부스터 재사용 기술

부스터를 재사용하는 기술은 단 분리 후 Fin, RCS, 추력 편향을 이용해서 부스터의 자세와 속도를 제어하여 착륙시킨 후 정비하여 재사용한다. 이 기술은 Space X의 Falcon 9 이외에는 선행된 연구가 적어 난이도가 있지만 새로운 발사체의 개발의 필요없이 기존에 개발된 발사체를 활용할 수 있다는 점에서 경제적이다. 현재에는 1단 부스터만 회수하여 재사용하고 있으나 2단 부스터도 회수하여 재사용하는 연구를 진행하고 있다[45]. 1단 부스터보다 멀리 비행하여 1단 부스터 재활용에 비해 경제성이 높지는 않지만 2단 부스터 역시 재활용하면 비용을 절감하는 효과를 얻을 것으로 기대한다. 또한, 부스터 재회수 과정에서 사용하는 Grid Fin 기술은 미사일에서 공력 조종면을 이용한 비행 방향 제어 용도로 이미 연구되었던 기술로 재회수를 위해 연구를 수행하면서 미사일 분야에도 동반으로 기술발전 및 활용가능하다는 장점이 있다[46,47].

4.3 복합사이클 엔진 발사체 재사용 기술

RBCC 엔진과 TBCC 엔진과 같이 복합사이클 추진기관을 사용하면 단 분리가 없을뿐더러 우주왕복선과 같이 추가적인 부스터가 없어도 되어 가장 경제적인 재사용 우주발사체를 구현할

수 있다. 특히, TBCC 엔진은 대기권에서 활용되는 엔진으로 산화제를 외부에서 공급받을 수 있어 운용비가 절감되며 우주선을 수송하는 역할로 활용하여 대기권을 통과하는 동안 소모되는 연료를 절약할 수 있다[48,49]. RBCC 엔진 역시 대기권에서는 제트엔진으로 우주에서는 로켓엔진으로 활용이 가능하여 대기권을 통과하는 과정에서는 산화제를 외부에서 공급받을 수 있어서 기존 엔진과 비교하여 더 많은 연료를 실을 수 있다. 이에 따라 운용비 절감과 기존보다 다양한 임무 수행이 가능하다[40,49]. 하지만, 연구 개발이 아직 초기단계이기 때문에 우주왕복선과 Falcon 9의 성공으로 완성단계에 접어든 궤도선 재사용 기술과 부스터 재사용 기술과는 달리 실용화까지 추가적인 연구와 시간이 필요하다.

4.4 재사용 발사체 기술 발전 방향

현재 기술력으로는 지구를 벗어나기 위해 높은 추력이 필요하므로 자체적으로 높은 추력이 가능한 부스터 재사용 기술의 연구가 진행 될 것으로 예상된다. 특히, Falcon 9과 New Shepard의 성공적인 비행으로 데이터를 축적했고 재사용 기술 또한 검증되었으며 새로운 발사체의 개발이 필요 없이 기존에 개발된 발사체에 쉽게 적용이 가능하여 부스터 재사용 기술의 연구가 우선적으로 진행될 것으로 판단된다. 이후 미래에는 점차 우주개발과 함께 우주관광의 수요가 증가하여 보다 많은 승객이 탑승 가능한 형태로 발사체의 개발이 필요하게 되어 현재의 로켓 형태보다는 항공기의 형태로 발사체의 개발이 진행될 것이다[50]. 발사체의 형태의 변화와 함께 항공기 엔진과 로켓엔진의 특성을 가진 복합사이클 추진기관의 수요가 증가하면서 복합사이클 추진기관의 발사체 재사용에 대한 연구도 활발히 진행될 것으로 예상된다. 복합사이클 추진기관 중 RBCC 엔진은 로켓엔진의 특성을 포함하고 있어 SSTO 우주 발사체를 개발하는 방향으로 나아갈 것이며 TBCC 엔진은 대기가 필요하여 우주선의 부스터 기능으로 사용되어 대기권과 우주의 경계 부근에서 우주선을 분리시킨 후 비행하여 복귀, 그리고 다시 발사하는 우주선의 수송용으로 재사용하는 방향

으로 개발될 것이다[48].

5. 결 론

본 논문에서는 재사용 우주발사체 회수 기술에 대하여 조사하였으며 비행에 성공한 New Shepard와 Falcon 9을 중심으로 발사체 형태에 따라 발사체에 적용되는 방법들과 함께 특징을 분석하였다.

현재에는 우주궤도선과 부스터 회수 기술을 이용한 우주발사체 재사용 기술이 완성단계에 접어들었으나 기존에 개발되어있는 발사체에 적용이 쉬운 부스터 회수 기술 중심으로 개발될 것으로 예상되나 점차 우주관광 등의 수요가 증가하면서 탑승인원을 우선으로 발사체의 형태가 개발되어 복합사이클 추진기관을 활용한 발사체 위주로 개발될 것으로 예상된다.

현재 국내에서의 재사용 발사체 회수기술 연구 중 부스터 재사용 기술은 한국형 발사체의 발사에만 모든 역량을 집중하고 있어 고려하지 못하고 있다. 그러나 궤도선 재사용 기술을 적용하여 한국형 궤도선의 선행연구가 진행 중이며 RBCC 엔진이 장착된 재사용 발사체에 대하여 중량 및 요구추력의 분석과 개념설계가 진행 중이다[41-43]. Space X와 Blue Origin과 같이 발사체 시장이 국가 주도에서 민간 주도로 바뀌어 가고 있어 가격 경쟁력이 중요해지므로 한국형 발사체도 가격 경쟁력을 갖추기 위해 Grid Fin, Landing Gear, 초음속 역추진과 같은 부스터 재사용 기술을 적용하여 부스터 재사용 기술의 개발이 필요하다[51]. Falcon 9의 경우 부스터 재사용 기술로 3~50%의 발사비용을 절감하였으며, 한국형 발사체 또한 재사용 기술이 적용된다면 Falcon 9과 같은 구조의 엔진을 사용하기 때문에 이와 비슷한 비용절감 효과를 얻을 것이라 예상된다[19]. 또한, 앞으로의 수요를 위해 발사비용을 획기적으로 절감할 것이라 기대되는 SSTO 우주비행체 개발이 필요하며 여기에 사용되는 복합 사이클 추진기관 연구와 초음속 비행체 관련 연구가 활발히 진행되어야 할 것으로

판단된다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(교육과학기술부)의 지원으로 한국연구재단의 지원 및 2016년도 한국형 발사체개발사업의 “개방형 액체로켓엔진 고장진단 기법연구” 과제로 한국항공우주연구원의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2013M1A3A3A02042434) 와 (2016M1A3A1A02021108).

References

- Kim, C.T., Yang, I.Y., Lee, K.J. and Lee, Y.J., “Technology Development Prospects and Direction of Reusable Launch Vehicles and Future Propulsion Systems,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, pp. 686-694, 2016.
- “Pratt&Whitney, Space Shuttle Main Engine,” retrieved 1 Sep. 2017 from https://web.archive.org/web/20120208191620/http://www.pw.utc.com/products/pwr/assets/pwr_SSME.pdf.
- PR department of Boeing, Space shuttle main engine orientation, Boeing, Jun. 1998.
- “Space Shuttle News Reference,” retrieved 1 Sep. 2017 from <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19810022734.pdf>.
- “DC-X Part of Delta Clipper Family,” retrieved 1 Sep. 2017 from <http://www.astronautix.com/d/dc-x.html>.
- Sgarlata, P. and Weegar, R., “Operational lessons of the DC-X propulsion system operations,” *31st AIAA/ASME SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 95-2951, Jul. 1995.
- Haya-Ramos, R., Blanco, G., Pontijas, I., Bonetti, D., Freixa, J., Parigini, C. and Angelini, R., “The design and realisation of the IXV Mission Analysis and Flight Mechanics,” *Acta Astronautica*, Vol. 124, pp. 39-52, 2016.
- Tumino, G., Mancuso, S., Gallego, J.M., Dussy, S., Preaud, J.P., Di Vita, G. and Brunner, P., “The IXV experience, from the mission conception to the flight results,” *Acta Astronautica*, Vol. 124, pp. 2-17, 2016.
- Malucchi, G., Zaccagnino, E., Drocco, A., Dussy, S. and Preaud, J.P., “The European Re-entry Program, from IXV to ISV-GNC/Avionics Development Status and Challenges,” *AIAA Guidance, Navigation, and Control(GNC) Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences*, Boston, M.A., U.S.A., AIAA 2013-4774, Aug. 2013.
- Kerr, M., Haya, R., Penin, L., Zaiacomo, G.D., Mostaza, D. and Marco, V., “IXV Re-entry Guidance, Control & DRS Triggering: algorithm design and assessment,” *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Minneapolis, M.N., U.S.A., AIAA 2012-4841, Aug. 2012.
- “Jeff bezos’ Blue origin rocket took off and landed-again,” retrieved 1 Jan. 2016 from <https://www.wired.com/2016/01/jeff-bezos-blue-origin-rocket-took-off-and-landed-again>.
- Hayward, K., “The Economics of Launch Vehicles: Towards a New Business Model,” *Yearbook on Space Policy 2015*. Springer Vienna, pp. 247-256, 2017.
- “Blue origin website,” retrieved 1 Sep. 2017 from <https://www.blueorigin.com/technology>.
- Pletser, V., Migeotte, P.F., Legros, J.C., Deneyer, B. and Caron, R., “The Suborbital Research Association: Using Suborbital Platforms for Scientific and Student

- Experiments," *Microgravity Science and Technology*, Vol. 28, No. 5, pp. 529-544, 2016.
15. Vozoff, M. and Couluris, J., "SpaceX products-advancing the use of space," *AIAA SPACE 2008 Conference & Exposition*, San Diego, C.A., U.S.A., AIAA 2008-7836, Sep. 2008.
 16. "Falcon 9 v1.1 & F9R Launch Vehicle Overview," retrieved 1 Sep. 2017 from <http://spaceflight101.com/spacerockets/falcon-9-v1-1-f9r/>.
 17. "Falcon 9 FT (Falcon 9 v1.2)," retrieved 1 Sep. 2017 from <http://spaceflight101.com/spacerockets/falcon-9-ft/>.
 18. "Falcon 9 Overview," retrieved 1, Sep. 2017 from https://web.archive.org/web/20130715094112/http://www.spacex.com/falcon9#merlin_engine.
 19. "SpaceX's reusable Falcon 9: What are the real cost savings for customers?," retrieved 25 Apr. 2016 from <http://spacenews.com/spacexs-reusable-falcon-9-what-are-the-real-cost-savings-for-customers/>.
 20. "List of Falcon 9 and Falcon Heavy launches," retrieved 20 Oct. 2016 from https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_Falcon_9_and_Falcon_Heavy_launches.
 21. "Interplanetary Transport System," retrieved 1 Sep. 2017 from <http://spaceflight101.com/spx/>.
 22. "Blue Origin introduce the New Glenn orbital LV," retrieved 12 Sep. 2016, from <https://www.nasaspaceflight.com/2016/09/blue-origin-new-glenn-orbital-lv/>.
 23. "India flies winged space plane on experimental suborbital launch," retrieved 23 May 2016 from <https://spaceflightnow.com/2016/05/23/india-flies-winged-space-plane-on-experimental-suborbital-launch/>.
 24. Longstaff, R. and Bond, A., "The skylon project," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, C.A., U.S.A., AIAA 2011-2244, Apr. 2011.
 25. Mehta, U., Afosmis, M., Bowless, J. and Pandya, S., "Skylon Aerodynamics and SABRE Plumes," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences*, Glasgow, Scotland, AIAA 2015-3605, Jul. 2015.
 26. "Airbus Defence and Space's solution to reuse space Launchers," retrieved 1 Sep. 2017 from <https://airbusdefenceandspace.com/reuse-launchers/>.
 27. "SpaceX successfully lands its rocket on a floating drone ship for the first time," retrieved 1 Sep. 2017 from <http://www.theverge.com/2016/4/8/11392138/spacex-landing-success-falcon-9-rocket-bar-ge-at-sea>.
 28. "Flight Club // SpaceX CRS-9," retrieved 2 Sep. 2017 from <https://www.youtube.com/watch?v=NT50R2dLht8&feature=youtu.be>.
 29. "Blue Origin launch & landing October 5, 2016," retrieved 2 Sep. 2017 from <https://www.youtube.com/watch?v=dJjIv9mPUHI>.
 30. Dikbas, E., "Design of a grid fin aerodynamic control device for transonic flight regime," M.S. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Middle East Technical University, Ankara, Turkey, 2015.
 31. "Falcon9," retrieved 1 Sep. 2017 from <http://www.spacex.com/falcon9>.
 32. Kittur, Z. and Bahekar, A., "CFD Analysis of Grid Fin Application on Missile in Supersonic Flow Regime," *Research Journal of Recent Sciences*, Vol. 5, No. 9, pp. 51-56, 2016.

33. Zeng, Y., Cai, J., Debiassi, M. and Cheng, T.L., "Numerical study on drag reduction for grid-fin configurations," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 2009-1105, Jan. 2009.
34. Abate, G., Winchenbach, G. and Hathaway, W., "Transonic aerodynamic and scaling issues for lattice fin projectiles tested in a ballistic range," *19th International Symposium of Ballistics*, Interlaken, Switzerland, May 2001.
35. Kretschmar, R.W. and Burkhalter, J.E., "Aerodynamic prediction methodology for grid fins," *RTO Applied Vehicle Technology Panel Symposium*, Sorrento, Italy, May 1998.
36. Edquist, K.T., Dyakonov, A.A., Korzun, A.M., Shidner, J.D., Studak, J.W., Tigges, M.A., Kipp, D.M., Prakash, R., Trumble, K.A. and Dupzyk, I.C., "Development of supersonic retro-propulsion for future Mars entry, descent, and landing systems," *10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, Chicago, I.L., U.S.A., AIAA 2010-5046, Jun.-Jul. 2010.
37. Korzun, A.M., "Aerodynamic and performance characterization of supersonic retropropulsion for application to planetary entry and descent," Ph.D. Dissertation, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, Atlanta, G.A., U.S.A., 2012.
38. Bakhtian, N.M. and Aftosmis, M.J., "Analysis of Inviscid Simulations for the Study of Supersonic Retropropulsion," *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, H.I., U.S.A., AIAA 2011-3194, Jun. 2011.
39. Berry, S.A., Rhode, M.N. and Edquist, K.T., "Supersonic Retropropulsion Experimental Results from the NASA Ames 9x7 Foot Supersonic Wind Tunnel," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 51, No. 3, pp. 724-734, 2014.
40. Kim, S.J. and Sung, H.G., "TBCC Engine Performance Design Technique of Reusable Launch Vehicle," *2008 KSPE Fall conference*, Daejeon, Korea, pp. 167-170, Nov. 2008.
41. Kang, S.H. and Lee, S.Y., "Weight and Thrust Analysis of Reusable Launch Vehicle using Rocket and RBCC Engines," *2012 KSPE Fall conference*, Yeosu, Korea, pp. 702-711, Nov. 2012.
42. Kim, H.S., Yang, W.S., Kim, K.S., Oh, S.J. and Choi, J.Y., "A Conceptual Design of a Sub-scale RBCC Engine for a Scramjet Flight Test," *2015 KSAS Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 250-253, Nov. 2015.
43. Kim, C.W., Chang, B.H., Lee, J.Y. and Lee, D.S., "Geometry and Aerodynamic Analysis of Korean Sub-orbital Spaceplane," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 5, No. 1, pp. 35-41, 2006.
44. Howard, R.D., Krever, Z.C., Mosher, T., Scott, K.P., Voss, J.S., Sanchez, M.J. and Curry, J.M., "Dream chaser commercial crewed spacecraft overview," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, C.A., U.S.A., AIAA 2011-2245, Apr. 2011.
45. "SpaceX Falcon 9 Second Stage Recovery Concept," retrieved 7 Sep. 2017 from <https://www.youtube.com/watch?v=ddMYS2DvEkk>.
46. DeSpirito, J., Edge, H.L., Weinacht, P., Sahu, J. and Dinavahi, S., "Computational Fluid Dynamic (CFD) Analysis of a Generic Missile With Grid Fins," ARMY RESEARCH LAB ABERDEEN PROVING GROUND MD, ARL-TR-2318, 2000.
47. Simpon, G.M. and Sadler, A.J., Lattice

- controls: A comparison with conventional, planar fins," *Missile Aerodynamics Meeting Proceedings*, Paper 9, 1998. RTO-MP-5.
48. Salt, D.J., "Could a subsonic air-launched RLV enable a paradigm shift in space operations?," *SpaceOps Conferences*, Pasadena, C.A., U.S.A., AIAA 2014-1897, May 2014.
49. Daines, R. and Segal, C., "Combined rocket and airbreathing propulsion systems for space-launch applications," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, pp. 605-612, 1998.
50. KARI, SPACE ISSUE, No. 27, Sep. 1, 2016.
51. KARI, SPACE ISSUE, No. 13, Mar. 7, 2014.

핀틀이 적용된 고온 가스 밸브의 비정상상태 해석 기법에 관한 연구

이경욱^a · 허선욱^b · 권세진^b · 이종광^{a,*}

Study on Transient Analysis of Hot Gas Valve with Pintle

Kyungwook Lee^a · Seonuk Heo^b · Sejin Kwon^b · Jongkwang Lee^{a,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Hanbat National University, Korea

^bDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea

*Corresponding author. E-mail: jongkwang@hanbat.ac.kr

ABSTRACT

A numerical simulation was conducted to establish the analysis methods of the unsteady conjugated heat transfer with a hot gas valve. Two methods are proposed to reduce the computational cost and analysis time of the unsteady conjugate heat transfer; namely, the multi-section analysis method and the one-way analysis method. The multi-section analysis method exhibits relatively high reliability. In the one-way analysis method, the unsteady conjugate heat transfer from the fluid domain to the solid domain was simulated from the analysis results of the steady-state flowfield. The incipient accuracy of the analysis results obtained by the one-way analysis method was slightly lower than that of the results obtained by the multi-section analysis method. However, the discrepancy became smaller with time, as the analysis progressed.

초 록

고온밸브의 비정상상태 복합열전달 해석 기법을 확립하기 위한 연구를 수행하였다. 장시간 작동하는 고온밸브의 특성과 해석의 경제성을 고려하여 두 가지 해석 기법을 제시하였다. 발달순서에 따라 구간을 나누고 구간별로 시간간격을 증가시켜 해석을 수행하는 다 구간 해석 기법과 정상상태 유동장 해석결과를 비정상상태 해석의 초기 값으로 사용하는 one-way 해석 기법을 제시 하였다. 다 구간 해석 기법의 경우 신뢰도가 높은 해석이 수행 가능하지만 경제적인 측면에서 설계 단계의 해석 기법으로는 부적합하였다. one-way 해석 기법의 경우 초기 신뢰도는 떨어지나 기민한 설계 변수 연구가 가능한 경제적인 해석 수행이 가능하였다.

Key Words: Pintle(핀틀), Hot Gas Valve(고온밸브), CFD(전산유체역학)

1. 서 론

곳에서 고체추진 또는 액체추진 가스발생기가 사용되며 생성된 2000℃ 이상의 고온가스를 제어하기 위해 고온밸브가 많이 사용되고 있다. 고온밸브가 적용되는 분야는 덕티드 로켓, 유도무기, 추력기, 에어터보 로켓(ATR, Air Turbo Rocket), 전투기 비상탈출좌석의 자세제어장치, 우주발사체 및 우주귀환 캡슐의 자세제어 장치 등이 있다. 이 중 고온 가스 밸브가 많이 사용되는 대표적인 분야는 유도무기이다. 특히 고고도에서 사용되는 유도무기는 공기가 희박한 대기권 또는 외기권에서 작동하여 공력을 이용한 궤도 수정이 어렵고, 궤도전이 및 자세제어에 큰 추력 발생 장치가 요구되며 이 같은 요구사항으로 개발된 것이 DACS (Divert and Attitude Control System)이다.

Fig. 1은 DACS가 적용된 Raytheon사의 외기권 직격 요격체이다[1]. DACS의 경우 고온가스 밸브의 일종인 핀틀을 사용하여 노즐 목 면적을 변화시키며 추력을 정밀하게 조절한다. 이와 관련된 국내 연구는 핀틀의 형상에 따른 추력특성에 관한 연구[2-4], 핀틀의 보어 유무에 따른 수치 해석적 연구[5], 핀틀 노즐 고체추진기관의 연소시험 성능 분석[6], 삭마 특성에 관한 연구[7] 등이 진행 되었다. 하지만 기존의 연구에서는 주로 정상상태에서 냉 가스로 해석이 진행되어 열전달 측면에서 부품에 미치는 영향에 관한 연구결과가 부족하였다.

이 연구에서는 선행연구[8]에서 수행한 정상상태 해석기법에 관한 연구를 기반으로 가혹한 조건에서 장시간 작동하는 고온 가스밸브의 온도 특성을 확인하기 위해 비정상상태 해석 기법을 제시하려 한다.

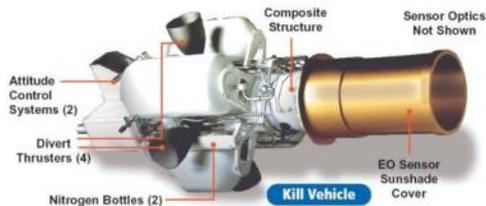


Fig. 1 Raytheon EKV (Exoatmospheric Kill Vehicle)[1].

2. 해석모델 및 계산조건

2.1 고온 밸브 설계

해석에 사용될 고온밸브는 기존 문헌을 토대로 작동 압력 128 atm에서 4,000 N의 추력을 발생시키도록 설계하였다[9]. Fig. 2는 설계된 노즐을 나타내며, 이 형상에 대하여 해석을 수행하였다. 고압 조건에서 2000℃이상의 작동 유체에 노출되는 밸브의 상황을 고려하였다. 밸브의 재료는 레늄과 C/SiC로 설정하였다. 레늄은 2200℃에서 약 50 MPa 정도의 인장강도를 갖는 소재이며 C/SiC 내열 복합재는 이에 상응 하는 소재이다[10].

2.2 계산영역 및 해석조건

선행연구[8]에서 외부 대기영역이 해석에 영향을 미치지 않음을 확인하였기 때문에 계산영역은 대기 영역이 존재하지 않는 고온밸브 영역으로 선정하였다. Fig. 3은 해석에 사용된 밸브부의 격자로서 96,000개의 격자가 사용되었다.

고온 밸브의 비정상상태 열/유동 해석을 위하여 검증된 상용 프로그램 Fluent를 사용하였다.

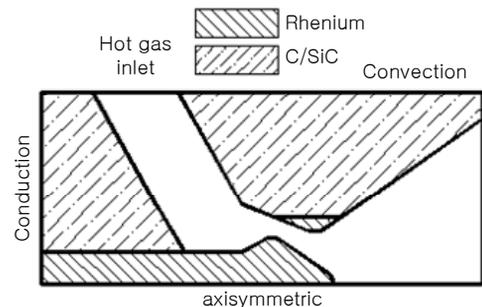


Fig. 2 Schematic of hot gas valve.

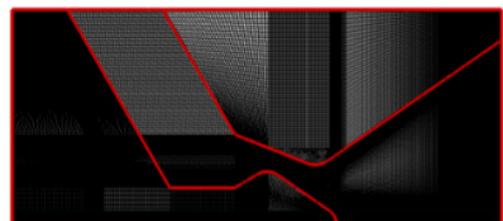


Fig. 3 Hot gas valve grid.

고온 가스 유입부에 압력 입구조건을 적용하였고, 외부 대기 영역에 대기조건과 압력 출구조건을 적용하였다. 입구 작동 조건으로 고체추진제 연소가스의 온도는 2500 K, 압력의 상승은 100 ms에서 128 atm으로 도달하는 조건을 적용하였다. 대기영역의 조건은 고도 20 km에서의 조건을 적용하여 온도는 216 K, 압력은 0.054 atm으로 설정하였다. 난류모델은 선행연구[8] 결과를 바탕으로 S-A 난류모델을 사용하였다. 비정상상태 해석은 고온밸브가 가혹 조건에서 작동하는 것을 가정하여 10초 동안 수행되었다.

2.3 해석 방법

내부유동이 초음속이고 압력의 상승이 매우 빠른 고온밸브의 비정상상태 해석에 있어 시간간격의 설정은 중요한 문제이다. 이 연구에서는 10 μs를 초과하여 시간간격을 설정할 경우 매우 빠른 유체에 속도로 인해 해석이 발산하는 것을 확인하여, 최종적으로 초기 해석 시간간격을 10 μs로 설정하였다. 하지만 시간간격을 10 μs로 설정하고 작동 시간 10초를 계산하기 위해서는 CPU 2.8 GHz(Intel E5-2680) 2개, memory 160 GB 로도 약 200 일의 CPU time이 소요될 것으로 판단되어 실용적인 해석이 불가능함을 확인하였다.

따라서 이 연구에서는 장시간 작동하는 고온밸브의 특성과 해석의 경제성을 고려하여 다 구간 해석 기법과 one-way 해석 기법을 적용하여 해석 기법간의 차이를 비교하였다.

다 구간 해석 기법의 경우 비정상상태 해석을 수행하기 위하여 발달순서에 따라 구간을 나누고 구간별로 시간간격을 증가시켜 해석을 수행하였다. Table 1과 같이 발달순서에 따라 유동장 발달구간, 압력상승 종료구간, 유동영역 온도장 발달구간, 고체영역 온도장 발달구간으로 구간을 나누었고 구간별로 특정지점에서의 마하수, 압력, 온도 등의 변화가 크지 않을 경우 구간변경 및 시간간격을 증가시켜 해석을 수행하였다. 이때 시간간격은 계산이 발산하지 않는 범위에서 10 배씩 증가시켜 수행하였다. 구간변경의 기준은 정량적 결과 값이 정상상태와 5% 이내의 차

Table 1. Analysis sections.

Section number	Analysis section	Time step size
Section 1	Flow field development	10 μs
Section 2	Pressure rise termination	100 μs
Section 3	Temperature development in flow area	1 ms
Section 4	Temperature development in solid area	10 ms

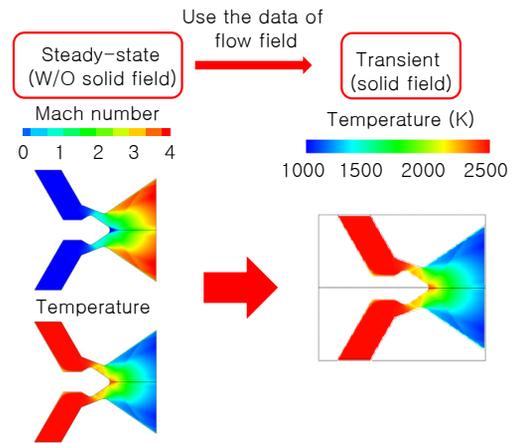


Fig. 4 Principle of one-way method.

이를 가질 때로 선정하였다.

고도 20 km에서 작동하는 고온밸브는 높은 압력비로 인해 유체의 유동장이 매우 빠르게 발달되고 이러한 특성 때문에 유동영역의 발달과 고체 영역의 온도 상승에 소요되는 시간의 스케일이 100 배 이상의 차이를 가지게 된다. One-way 해석 기법은 이 같은 물리적 현상을 고려하여 도입되었다. 이 해석 기법은 정상상태로 유동장 해석을 수행한 후 유동장의 해석결과를 비정상상태 해석의 초기 값으로 사용하는 해석 기법으로 Fig. 4에 one-way 해석 기법을 나타내었다.

3. 수치 해석 결과

3.1 다 구간 해석 기법

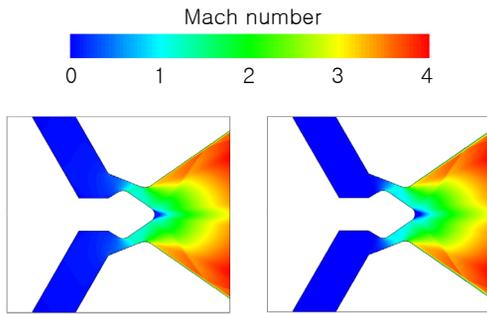
다 구간 해석 기법의 1구간은 유동장 발달 구간이다. 이 구간에서는 10 μ s의 시간간격으로 10 ms까지 해석이 수행되었다. Fig. 5는 정상상태와 비정상상태의 마하수 분포를 비교한 결과이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 유동장은 10 ms에서 정상상태와 비교하였을 때 유의미한 차이가 없음을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 고온 밸브 중심부의 마하수를 정량적으로 나타낸 그래프이다. 핀틀 끝단에서 밸브출구까지의 거리는 무차원화 하였다. 그림에서 확인할 수 있듯이 해석시간 10 ms에서 해석결과간의 유의차가 존재하지 않았다.

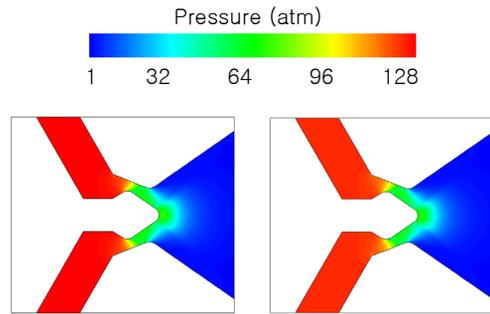
따라서 시간간격을 100 μ s로 증가시켜 압력의 상승이 종료되는 2구간 해석을 진행하였다. Fig. 7은 압력의 상승이 종료되는 시점인 100 ms에서의 압력 분포이다.

Fig. 8은 밸브 중심부의 압력을 나타낸 그래프이다. Fig. 7, 8에서 압력의 상승이 종료되는 시점인 100 ms에서 고온 밸브 유동부의 압력은 정상상태와 유의미한 차이가 없음을 확인할 수 있었다. 따라서 2구간 해석을 종료한 후 시간간격을 1 ms로 증가시켜 3구간 해석을 수행하였다.

해석의 세 번째 구간은 유동영역의 온도장이 발달하는 구간이다. 고온 밸브의 소재는 낮은 열전도와 높은 비열[8]로 인해 유동영역의 온도발달이 고체영역보다 빠르기 때문에 이 구간을 3



(a) Steady-state (b) Transient-state
Fig. 5 Comparison of Mach number contours.



(a) Steady-state (b) Transient-state
Fig. 7 Comparison of pressure contours.

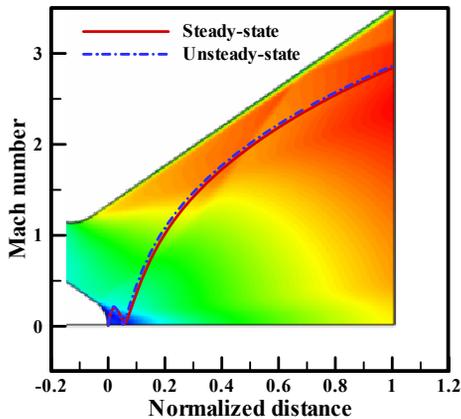


Fig. 6 Comparison of Mach number as function of length at axis line.

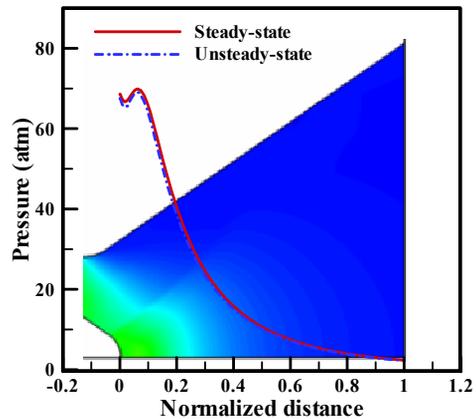


Fig. 8 Comparison of pressure as function of length at axis line.

구간으로 선정하였다. 이 구간에서 비정상상태 해석은 100 ms부터 5.5 sec까지 수행되었다. Fig. 9는 해석 종료시점인 5.5 sec에서의 유동영역 온도분포이다. 그림에서 유동영역의 온도 분포가 정상상태와 차이를 가짐을 확인 할 수 있듯이 비정상상태 해석 결과와 차이가 존재하였다. 하지만 앞선 두 구간의 결과와 마찬가지로 전반적인 관점에서 5% 이내의 정량적 차이가 존재하므로 시간간격을 10 ms로 증가시켜 마지막 구간인 고체영역의 온도발달 구간 해석을 진행하였다.

마지막 해석 구간은 5.5 sec부터 고온밸브의 작동시간인 10 sec까지 수행되었다. Fig. 11은 고온밸브의 작동시간 10 sec에서의 온도분포를 비

교한 것이다. 그림에서 확인 할 수 있듯이 유동영역의 온도장은 정상상태에 도달하였으나 고체영역의 온도장은 정상상태에 도달하지 못한 것을 확인 할 수 있다. 해석 종료 시점에서 정상상태와 비정상상태의 정량적인 결과를 비교하기 위해 핀틀 중심부의 온도를 Fig. 12에 나타내었다. 핀틀 중심부의 거리는 무차원화 하였다. 그림에서 확인 할 수 있듯이 핀틀 선단에서의 온도는 정상상태와 유의차가 없으나 끝단에서 멀어질수록 유의차가 발생하였고 그 차이는 최대 7%가 존재하였다. 이러한 결과는 고온밸브의 최종 작동시간인 10 sec에서도 고체영역으로의 열 전달이 진행 중인 것을 보여준다. 다 구간 해석 기법을 적용하여 비정상상태 해석을 수행할 경

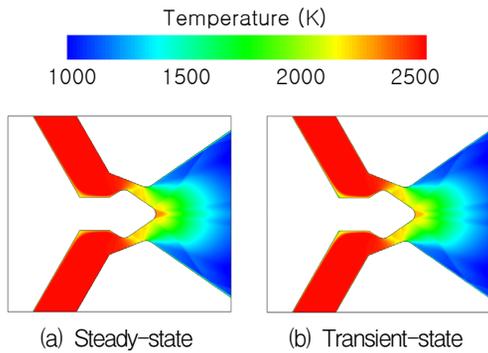


Fig. 9 Comparison of temperature contours in flow field.

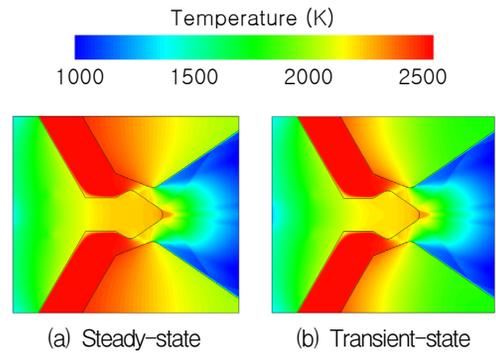


Fig. 11 Comparison of temperature contours in solid field.

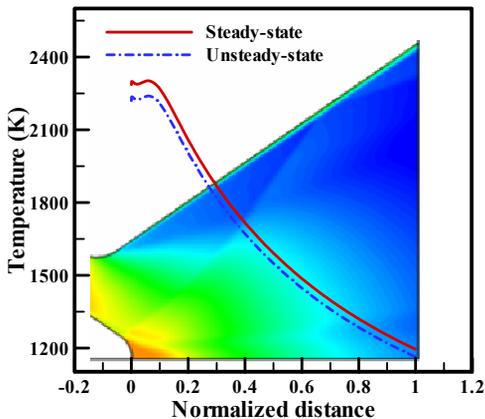


Fig. 10 Comparison of temperature in flow field as function of length at axis line.

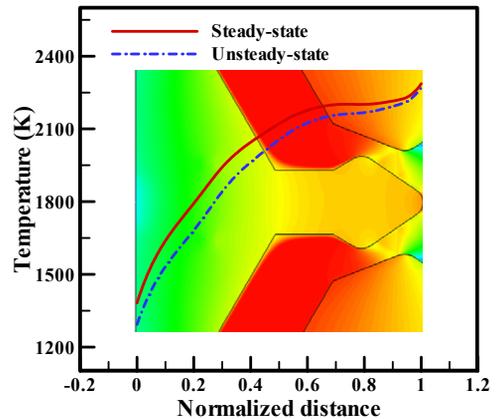


Fig. 12 Comparison of temperature in solid field as function of length at axis line.

우 해석의 소요된 총 계산시간은 약 70시간 이었고 기존 추정시간 대비 약 98%의 시간을 감소시켜 해석을 수행할 수 있었다.

3.2 One-way 해석 기법

정상상태 유동장 해석을 수행한 후 정상상태의 해석결과를 비정상상태 해석의 초기 값으로 사용하는 one-way 해석 기법을 적용하여 고온밸브의 비정상상태 해석을 수행하였다. 해석은 다 구간 기법과 동일하게 10 sec 동안 수행되었다.

Fig. 13은 one-way 해석 기법의 정합성을 확인하기 위해 다 구간 해석 기법과 온도분포를 비교한 것이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 고온밸브의 작동 초기에는 고체영역의 온도분포에서 차이가 존재하지만 고온밸브의 작동시간이 경과함에 따라 온도분포에서 유의미한 차이가 존재하지 않는 것을 확인 할 수 있다. 이러한 차이의 정량적인 비교를 위해 1 sec와 10 sec에서 핀틀 중심부의 온도를 측정하였다. 측정위치는 Fig. 13에 나타내었고 중심부의 길이는 무차원화하였다.

Fig. 14는 1 sec와 10 sec에서의 핀틀 중심부

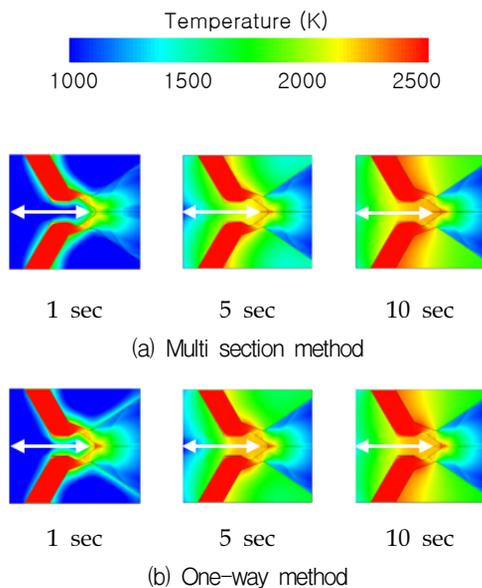


Fig. 13 Comparison of temperature contours between analysis method.

온도이다. 초기 작동시간에서는 핀틀 선단과 중단에서 온도차이가 발생하는 것을 확인 할 수 있으며 그 차이는 핀틀 중단에서 최대 32%가 발생하였다. 이러한 차이가 발생하는 이유는 one-way 해석 기법의 경우 정상상태 유동장 해석결과를 비정상상태 해석의 초기 값으로 사용하므로 다 구간 해석 기법보다 벽면 온도가 높은 상태로 비정상상태 해석이 수행되기 때문이다.

하지만 Fig. 14에서 확인 할 수 있듯이 고온밸브의 최종 작동시간인 10 sec에서는 핀틀 중심부 전체에서 최대 2%의 차이가 발생하였고 다 구간 해석 기법과 one-way 해석기법 간 유의미한 차이가 없음을 확인 할 수 있었다. one-way 해석 기법을 적용하여 비정상상태 해석을 수행할 경우 소요된 총 계산 시간은 1시간이었다.

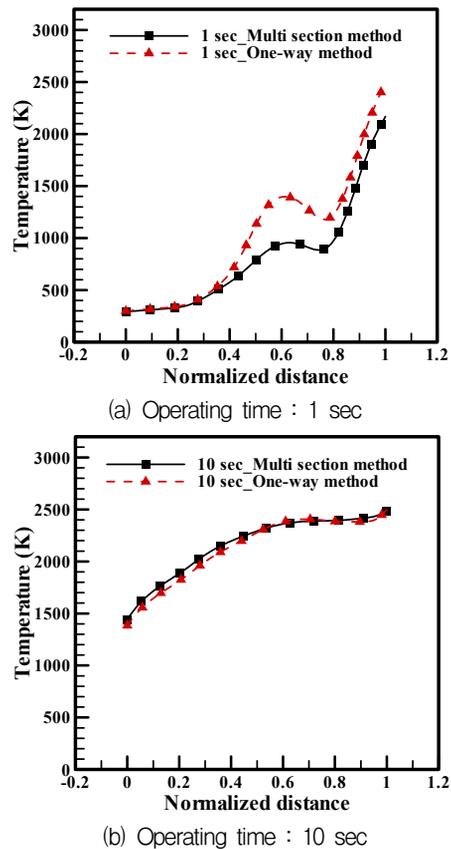


Fig. 14 Comparison of temperature at pintle center to that obtained by analysis method.

4. 결 론

이 논문에서는 가혹 조건에서 장시간 작동하는 고온밸브의 비정상상태 해석을 수행하였다. 초음속 유동의 복합열전달 해석을 수행함에 있어 시간간격을 증가 시킬 경우 해석 중에 발생하는 문제가 발생하였고 해석이 수행 가능한 시간간격으로는 고온밸브의 작동시간인 10 sec 계산이 불가능 하였다. 따라서 구간의 발달순서에 따라 시간간격을 증가시켜 해석을 수행하는 다 구간 해석 기법과 유동영역의 정상상태 해석 후 정상상태 결과를 비정상상태의 초기 값으로 사용하는 one-way 해석 기법을 제시하였다.

다 구간 해석 기법 경우 해석에 많은 시간이 소요되지만 실험 결과와 비교하였을 때 높은 신뢰도를 가짐을 확인 할 수 있었다. One-way 해석 기법의 경우 해석에는 1시간 이내의 시간이 소요되어 매우 경제적인 해석수행이 가능하지만 정상상태 해석 결과가 초기 값으로 사용되므로 해석 초기구간에서의 신뢰도가 떨어짐을 확인 할 수 있었다. 하지만 고온밸브의 최종작동시간 10 sec에서는 두 해석 기법간의 유의차가 존재하지 않았다. 이는 다 구간해석 기법의 경우 신뢰도가 높은 해석 기법이나 기민한 설계 변수 연구가 불가능하며, one-way 해석 기법의 경우 초기 신뢰도는 떨어지나 기민한 설계 변수 연구가 가능한 효율적인 해석 기법임을 말해준다.

따라서 고온밸브의 비정상상태 해석을 수행할 때에는 해석의 목적과 작동 시간 등을 고려하여 적합한 해석 기법을 선정하여야 한다.

후 기

이 논문은 2017년도 한밭대학교 교내학술연구비의 지원을 받았음.

References

1. "DACs", retrieved 03 Nov. 2015 from <http://missiledefenseadvocacy.org/>.
2. Kim, J.K., "Study on the effects of pintle shapes and position in nozzle flow field, and thrust in a solid rocket motor with pintle nozzle," Ph. D. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Korea, 2011.
3. Park, H.J., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variable Thrust," Master's Thesis, School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang-si, Korea, 2011.
4. Lee, J.H., "A study of the Static and Dynamic characteristic of Pintle-perturbed Conical Nozzle Flows," Ph. D. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea, 2012.
5. Lee, Y.W., "Computational Analysis of Pintle Nozzle for DACS(Divert and Attitude Control System)," Master's Thesis, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Korea, 2010.
6. Jin, J.K., Ha, D.S. and Oh, S.J., "Experimental Study and Performance Analysis of the Solid Rocket Motor with Pintle Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 5, pp. 19-28, 2014.
7. Kam, H.D., Ha D.S., Park, Y.S., Lee, J.W. and Cho, S.H., "An Ablation Characteristics for the Pintle-nozzle," *2014 KSPE Spring Conference*, Seoul, Korea, pp.290-293, May 2014.
8. Lee, K.W., Heo, S.W., Kwon, S.J. and Lee, J.K., "Study on Flow Analysis of Hot Gas Valve with pintle." *Journal of the Korean Society for aeronautical and Space Sciences*, Vol. 19, No. 6, pp. 19-25, 2015.
9. Kim, J.K. and Park J.H., "Thrust

modulation performance analysis of pintle-nozzle motor," *Journal of the Korean Society for aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 4, pp. 392-398, 2009.

10. Lim, S.T., Kim, J.K., Kang, Y.K., Kim, H.W. and Kim, Y.C., "Perspective on the Hot Component for Rocket Nozzle and Thruster," *2008 KSPE Fall Conference*, Daejeon, Korea, pp. 67-71, Nov. 2008.

한국추진공학회 윤리규정

제 정 : 2008. 07. 01

개 정 : 2014. 01. 01

제 1 장 총 칙

제1조 (학회 및 회원의 사회적 책임) 한국추진공학회는 항공우주분야를 포함하는 각종 동력장치의 추진과 연관된 연구개발 활동과 교육 활동 등을 통해서 공학 및 자연 과학 응용분야의 진리탐구 및 기술혁신을 도모하여 국가 과학기술 진흥에 이바지한다. 한국추진공학회 회원은 국가 및 사회의 안전과 발전에 이바지할 수 있는 연구자임을 자각하고 정직하고 충실한 연구활동과 학회활동을 수행하여야 한다.

제2조 (목적) 본 규정은 한국추진공학회 회원의 활동과정에서 지켜야 할 연구윤리 및 진실성을 규정하는 것을 목적으로 한다.

제3조 (적용대상) 본 규정은 본 학회 회원뿐만 아니라, 비회원이라 하더라도 본 학회와 관련된 학회지, 학술대회 등의 제반 학회활동에 적용된다. 학술연구 수행 및 연구 논문 발표시 연구윤리를 준수함으로써 연구의 가치를 서로 인정하고 연구결과를 효율적으로 공유할 수 있어야 한다.

제4조 (윤리규정서약 및 위반보고) 한국추진공학회 기존 회원은 본 윤리규정 발효시 윤리규정을 준수하기로 서약한 것으로 간주한다. 신입회원은 회원 가입시 윤리규정을 준수하기로 서약하여야 한다. 학술대회 및 학회지 투고시에도 본 윤리규정을 준수할 것을 서약하여야 한다. 본 윤리규정을 위반한 사실을 인지하였을 때에는 위반사실을 연구윤리위원회에 보고하여 위반자가 위반사항을 시정하도록 조치하여야 한다.

제 2 장 연구관련 윤리규정

제1절 저자 윤리규정

제5조 (표절의 금지) 표절은 타인의 아이디어, 연구내용, 결과, 저술 등을 저자의 승인이나 인용 없이 자신의 연구결과이거나 주장인 것처럼 논문이나 저술에 제시하는 것을 일컫는 바, 본 학회 제반 출판물의 저자는 표절하지 아니하며, 공개된 자료는 반드시 인용하거나 참고문헌에 출처를 명확히 밝혀야 한다. 단, 본 학회 학술대회

발표논문은 저자의 수정과 보완, 그리고 논문 심사과정을 거쳐 본 학회 학회지에 투고되고 게재될 수 있다.

제6조 (위조 및 변조의 금지) 존재하지 않는 데이터 혹은 연구결과를 위조하거나, 연구 방법 및 결과를 변조해서는 아니 된다.

제7조 (논문 중복게재의 금지) 동일한 내용의 논문을 2개 이상의 학술지에 발표해서는 아니 된다.

제8조 (연구오류) 연구자는 연구발표 전에 성과를 충분히 검토하여야 하고, 논문이 제출된 뒤 또는 발표 이후에 오류가 발견되면 학술지에 알려 연구결과의 일부 혹은 전부의 철회나 수정되어야 할 내용 등을 빠른 시간 내에 공지하여야 한다.

제9조 (부당논문저자 표시의 금지) 연구방법, 내용, 결과 등에 기여한 자는 저자로 표기 되어야 하며, 기여하지 아니한 자가 논문저자로 표기되어서는 아니 된다.

제2절 논문 심사위원 및 편집위원 윤리규정

제10조 (논문심사위원) 심사위원은 해당 논문을 객관적인 기준에 의해 공정하게 평가하며, 개인적인 친분이나 학술적 견해가 일치한다고 하여 통과시키거나 심사대상 논문을 제대로 읽지 않은 채 평가해서는 아니 된다. 학술지의 편집위원(회)이 의뢰하는 논문을 심사규정이 정한 기간 내에 성실하게 평가하고 평가결과를 편집위원회에 알려야 한다.

제11조 (평가의견서) 심사위원은 저자의 전문 지식인으로서의 인격과 독립성을 존중하여야 한다. 평가의견서에는 논문에 대한 자신의 의견을 밝히되, 보완이 필요하다고 생각 되는 부분에 대해서는 그 이유도 함께 상세하게 설명하여야 한다. 가급적 정중하고 부드러운 표현을 사용하고, 저자에 대한 비하 혹은 모욕적인 표현은 삼가 해야 한다.

제12조 (논문심사 비밀유지) 심사위원은 심사대상 논문에 대한 비밀을 지켜야 한다. 논문 평가를 위해 특별히 조언을 구하는 경우가 아니라면 논문을 다른 사람에게 보여 주거나 논문내용을 놓고 다른 사람과 논의하는 것도 바람직하지 않다. 또한 논문이 게재된 학술지가 출판되기 전에 저자의 동의 없이 논문의 내용을 인용해서는 아니 된다.

제13조 (편집위원) 편집위원은 투고된 논문의 심사대상 적합성평가와 심사위원을 결정하는 책임을 지며, 게재가 결정될 때까지는 심사자 이외의 사람에게 저자에 대한 사항이나 논문의 내용 등을 공개해서는 아니 된다.

제 3 장 연구윤리위원회

제14조 (윤리위원회의 구성) 본 학회는 연구윤리 확립과 연구의 부정방지를 위하여 연구 윤리위원회를 둔다. 윤리위원회는, 이사회의 추천을 받아 학회 회장이 임명하는 회원인 위원 4인 이상으로 구성된다. 위원 중에서 호선으로 정해지는 위원장은 필요에 따라 위원회를 소집하고, 위원회는 재적위원 2/3의 찬성으로 의결한다.

제15조 (윤리위원회의 권한) 윤리위원회는 윤리규정 위반으로 보고된 사안에 대하여 제보자, 피조사자, 참고인 및 증거자료 등을 통하여 조사를 실시한 후, 윤리규정 위반이 사실로 판정된 경우에 회장에게 적절한 제재, 혹은 시정조치를 건의하여야 한다.

제16조 (소명 기회의 보장) 윤리규정 위반으로 보고된 회원에게는 충분한 소명의 기회를 주며, 윤리규정 위반으로 보고된 회원은 윤리위원회에서 행하는 조사에 적극 협조하여야 한다.

제17조 (제보자의 권리보호) 윤리규정위반 제보는 실명제보를 원칙으로 하고, 특히 논문명 관련사항이나 구체적인 부정행위의 내용과 증거가 있을 때에는 반드시 실명제보 이어야 한다. 정당한 제보자에 대하여서는 비밀이 유지되어야 하고, 제보로 인한 어떠한 불이익도 받지 않도록 하여야 한다. 윤리위원회 처리결과는 제보자에게도 통보되어야 한다.

제18조 (조사 대상자에 대한 비밀 보호) 윤리규정 위반에 대해 학회의 최종적인 징계 결정이 내려질 때까지 윤리위원들은 해당 회원의 신원을 외부에 공개하거나 노출 시켜서는 아니 된다.

제19조 (징계의 절차 및 내용) 윤리위원회의 징계 건의가 있을 경우, 회장은 이사회를 소집하여 징계 여부 및 징계 내용을 최종적으로 결정한다. 윤리규정을 위반했다고 판정된 회원에 대해서는 경고, 투고 제한 등의 징계를 할 수 있다. 만약, 조사 결과 무혐의로 판정된 피조사자가 생길 경우에는 피조사자의 명예회복을 위해서 최선의 노력을 다하여야 한다.

부 칙 (2008. 07. 01)

본 규정은 공포한 날부터 발효한다.

부 칙 (2014. 01. 01)

본 규정은 공포한 날부터 발효한다.



땅과 바다 그리고 하늘의 평화

누가 지켜갈까?

PONGSAN

우리 육해공군이 사용하는
다양한 탄약을 자체 개발·생산하는 풍산,
그래서 대한민국의 평화와 국가 경제에
기여하고 있습니다. 국내 유일의
일관생산시스템을 갖춘 종합탄약 생산기업,
풍산이 평화의 가치를 지켜가고 있습니다.

PONGSAN

서울특별시 중구 중무로 3가 60-1
TEL : 023406-5114 FAX : 023406-5400



대한민국의 미래가 밝아집니다!

한국항공우주연구원(KARI)이 창조하는 미래

항공우주 과학기술이 풍요로운 미래를 열어갑니다.

항공우주 과학기술이 세상을 변화시키고 있습니다.

항공우주 산업은 창조경제의 핵심 성장동력으로

국가 경제 발전에 기여하고 있습니다.

한국항공우주연구원(KARI)은 지속가능한 항공우주 개발을

통해 미래 글로벌 경제시대를 실현해 가고 있습니다.



Be the
Carbon Champion!

DACC
CARBON

초고온 탄소 복합재의

Total Solution Provider 데크카본은
25년 이상 축적한 경험과 기술력으로
소재 개발부터 공정설계, 구조해석, 최종
제품 제조 및 시험 평가까지 가능한
선도기업으로 고객만족과 더불어 고객의
가치를 창조하고자 합니다.

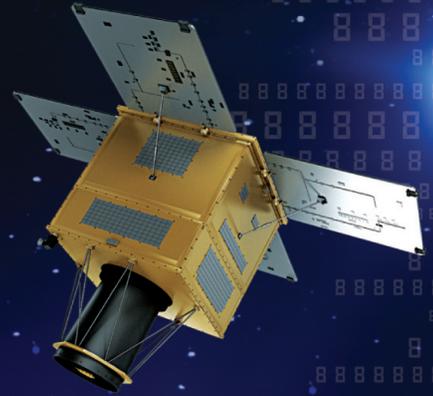
주식회사 데크카본

전라북도 전주시 덕진구 운암로 30
Tel. 063-715-2507 / Fax. 063-715-2510
www.dacc21.co.kr

Everywhere Smart & Dependable

대한민국 방위산업의 새로운 에너지

- \\ C4I Systems
- \\ Radar Systems
- \\ Electro-optics
- \\ Electronics Warfare Systems
- \\ Naval Systems
- \\ Aerospace Systems
- \\ Cyber Warfare Systems



한화탈레스가 한화시스템으로 새롭게 출발합니다!



GE, The Digital Industrial Company

GE는 138년 역사를 가진 세계적인 디지털 산업기업입니다.

산업기계와 소프트웨어를 연결하고, 통찰하며, 최적화하여 전세계 인프라 산업을 혁신적으로 변화시킵니다.
혁신적 첨단 기술을 바탕으로 최고의 인재와 서비스를 통해 고객을 위한 최고의 성과를 창출합니다.

또한, GE는 혁신, 기업문화, 리더십, 기업윤리 등 수많은 분야에 걸쳐 세계 최고의 기업으로 끊임없이 인정받는 최고의 선도 기업입니다.

지난 40년간 최고의 인재와 기술로 한국의 최대 난제 해결을 지원해오고 있으며,
국내 기업 및 정부와 파트너십을 통한 장기적 동반 성장을 추구합니다.

<포춘>지 선정, 세계에서 가장 존경 받는 기업

<MIT 테크놀로지 리뷰>와 <패스트 컴퍼니>선정, 세계에서 가장 혁신적인 기업

<에티스피어 인스티튜트>선정, 세계에서 가장 윤리적인 기업

<에이온 휴이트>선정, 리더를 위한 최고의 기업



FAST COMPANY
Most Innovative
Companies



FORTUNE
World's Most
Admired Companies



BARRON'S
Most Respected
Companies

Aon Hewitt
Top Companies
for Leaders 2014

AON HEWITT
TOP Companies
for Leaders



HAY GROUP
Best Companies
for Leadership



WORKING MOTHER
Best Companies
for Working Mothers



ETHISPHERE
World's Most
Ethical Companies

GE의 첨단 기술과 글로벌 경영 리더십에 대한 이야기를 풀어내는
GE코리아의 다양한 디지털 미디어를 방문해보세요.



GE리포트 코리아
gereports.kr



GE코리아 페이스북
www.facebook.com/gekorea



GE코리아 공식블로그
geblog.kr

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers

Vol. 22, No. 2
Apr. 1, 2018

RESEARCH PAPERS

1. Spray Characteristics of Liquid Jets in Acoustically-Forced Crossflows
Yoonho Song, Donghyun Hwang, Kyubok Ahn ----- 1
2. Rheological Investigation of Aluminized Paraffin Wax Fuel on Particle Size and Contents
Sunghoon Ryu, Seongjoo Han, Heejang Moon, Jinkon Kim, Junhyung Kim, Seungwon Ko ----- 11
3. Meanline Analysis Method for Performance Analysis of a Multi-stage Axial Turbine in Choking Region
Sangjo Kim ----- 20
4. 5 N Scale Preliminary Thruster Test with an ADN-based Monopropellant
Maxime Monette, Seungkwan Baek, Juwon Kim, Yeon Soo Jung, Wooram Kim, Youngmin Jo,
Jaewan Lee, Sejin Kwon ----- 29
5. Performance Study of Nozzleless Booster Casted to the High Density Solid Propellant with Zr as a Metal
Fuel
Taeock Khil, Eunhee Jung, Kiyoon Lee, Taeha Ryu ----- 38
6. Study on the Hysteretic Behaviors of Shock Wave in a Supersonic Wind Tunnel
Ik In Lee, Geu Roo Han, Teo Ho Kim, Heuy Dong Kim ----- 52
7. Study on the Long-term Thermal Stability by DSC & ARC and its ISCO Behaviors with Different AP Quality
Seunghee Kim, Kuktae Kwon, So Jung Lee ----- 59
8. A CFD Study on the Combustion Pressure Oscillation by a Location of a Pressure Transducer inside Closed
Vessel
Doo-hee Han, Gil-hwan Ahn, Byung-tae Ryu, Hong-gye Sung ----- 66
9. One-Dimensional Modeling of Hydrogen Generator
Jae Hyun Park, Hyojin Lee, Edgar Willy Rimarachin Valderrama, Chungsik Yim, Heesung Yang ----- 74
10. Numerical Study on the Pressure Loss for Various Angles and Diameters of Cooling Channel
Jin Park, Hyunseob Lee, Hongjip Kim, Kyubok Ahn----- 87
11. Flow Characteristics with Distance between Solid Propellant Grain and Igniter
Donggi Kang, Jaesung Choi, Hyoungjin Lee----- 96
12. Thermal and Rheological Characteristics of Paraffin Based Fuel on Aluminum Particle Size for Hybrid
Rocket Application
Seongjoo Han, Jinkon Kim, Heejang Moon, Junhyung Kim, Seungwon Ko----- 108

TECHNICAL PAPERS

13. Design and Cold Test of Semi-Freejet High Altitude Environment Simulation Test Facility for High-Speed
Vehicle
Seongmin Lee, Isang Yu, Jinsu Park, Youngsung Ko, Sunjin Kim, Jungmin Lee ----- 115
14. Development Status and Plan of the High Performance Upper Stage Engine for a GEO KSLV
Byungil Yu, Kwang-Jin Lee, Seongphil Woo, Ji-Hyuk Im, Younseok So, Junsu Jeon, Jungho Lee,
Daeban Seo, Yeoungmin Han, Jinhan Kim ----- 125
15. Error Analysis of Equivalence Ratio using Bayesian Statistics
Joongki Ahn, Ik Soo Park, Ho-il Lee ----- 131
16. A Survey on Recovery Technology for Reusable Space Launch Vehicle
Kyoseung Choo, Hokyun Mun, Seunghoon Nam, Jihyoung Cha, Sangho Ko ----- 138
17. Study on Transient Analysis of Hot Gas Valve with Pintle
Kyungwook Lee, Seonuk Heo, Sejin Kwon, Jongkwang Lee ----- 152