

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.6.019>

하이드라진 추력기의 촉매대 길이직경비에 따른 압력 불안정 특성

정 훈^a · 김종현^a · 김정수^{b,*}

Characteristics of the Pressure Instability in a Hydrazine Thruster with Various Length-to-Diameter Ratio of Catalyst-bed

Hun Jung^a · Jong Hyun Kim^a · Jeong Soo Kim^{b,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Graduate School, Pukyong National University, Korea

^bDepartment of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

ABSTRACT

A ground hot-firing test (HFT) was carried out to make a close examination into the pressure instability for the 70 N-class hydrazine thruster under development. Monopropellant grade hydrazine was adopted as a propellant for the HFT, and catalyst-bed was filled with Ir/Al₂O₃ catalyst. In order to investigate the effects of thrust-chamber diameter on combustion stability, evaluation tests for the development models were performed on three kinds of lower thrust chambers having the length-to-diameter ratio (L/D) of 1.03, 1.13, and 1.26. As results, it was found that low frequency instability (~ 50 Hz) was inherent in the models, and in addition, increase of the L/D and decrease of the operating pressure led to an amplification of pressure oscillation in the test condition specified.

초 록

70 N급 하이드라진 추력기 개발모델의 압력 불안정 특성 고찰을 위한 지상연소시험을 수행하였다. 단일추진제급 하이드라진이 연소시험용 추진제로 선정되었고, 촉매대에는 Ir/Al₂O₃ 촉매를 충전하였다. 추력실 직경변화가 연소안정성에 미치는 영향을 규명하기 위해 길이직경비(L/D) 1.03, 1.13, 1.26을 갖는 하단 추력실을 시험변수로 적용한 성능평가가 수행되었다. 개발모델은 50 Hz 근처의 저주파 불안정 특성을 내재하고 있으며, L/D 증가 및 작동압력의 감소가 정체실의 압력진동을 증대시킨다는 사실이 확인되었다.

Key Words: Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Ground-firing Test(지상연소시험), Catalyst-bed (촉매대), Length-to-Diameter Ratio(길이직경비), Pressure Instability(압력 불안정)

Received 7 November 2014 / Revised 13 November 2014 / Accepted 19 November 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

avg : average

A_e	: nozzle exit area
A_t	: nozzle throat area
CL	: lower chamber
CP	: plenum chamber
CU	: upper chamber
F_{vac}	: vacuum thrust
$I_{sp,vac}$: vacuum specific impulse
L/D	: length-to-diameter ratio
P	: pressure
p'	: fluctuation pressure
sup	: propellant supply
\dot{m}	: propellant mass flow rate
σ	: standard deviation

1. 서 론

우리나라는 다목적실용위성(KOMPSAT) 시리즈의 추진시스템 개발경험을 통해 소형급 하이드라진(N_2H_4) 추력기의 제작·조립·시험 기술을 확보하고는 있으나[1,2], 소형 액체로켓엔진의 원천적 설계개발 기술에 대한 연구는 아직 부족한 실정이다. 이에 따라 본 연구팀은, 우주비행체의 주 엔진(primary engine) 및 자세제어용 엔진으로 적용가능한 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 개발연구를 진행하고 있다.

관련연구를 통해 추력 4.5-1,000 N 대역의 소·중·대형급 추력기에 대한 추력실 조립체(thrust chamber assembly) 설계 요소기술이 확보되었으며, 설계모델의 성능검증과 더불어 가공성 및 조립성 평가를 위해 70 N급 추력기에 대한 지상연소시험을 수행하였다. 하이드라진 추력기는 추진제의 자발분해에 의해 생성된 고온·고압의 기체가 초음속 노즐을 통해 분출됨으로써 추력을 발생시킨다. 때문에, 추력기의 성능은 추력실 내부에서의 촉매와 추진제의 분해반응 특성에 지배적인 영향을 받는다. 특히, 촉매대(catalyst bed) 제원은 연소실의 유동체류시간(flow residence time)을 결정하는 매우 중요한 성능변수이므로[3,4], 연소실 설계형상 변화가 추력, 비추력, 특성속도(characteristic velocity), 추

Table 1. Design specifications of the DM with 50:1 nozzle (@ $P_{sup} = 2.41$ MPa: design criterion).

Parameter	Requirements
F_{vac}	67±5 N
\dot{m}	29.2 g/s
$I_{sp,vac}$	225±8 s
A_e/A_t	50 (vacuum), 10 (sea level)

력실 압력 및 온도, 하이드라진 해리율 등과 같은 추력기 성능특성에 미치는 영향을 고찰할 바 있다[5-8].

한편, 대부분의 로켓엔진 개발과정에서 나타나는 연소 불안정(combustion instability) 문제는 현재까지도 그에 대한 근본적인 해결책이 제시되지 못하고 있는 실정이다. 연소 불안정은 의도치 않은 압력진동(pressure oscillation)이 증폭되는 현상을 일컫는 것으로, 정상상태(steady state) 압력의 ±5% 이상의 진폭(magnitude)이 교변하는 경우로 정의되는 것이 일반적이다. 상기 현상은 추진제 공급유량 및 추력 벡터의 불균일성 등을 초래하여 시스템의 성능을 저하시킬 뿐 아니라, 비행체에 적용된 정밀부품, 탑재체 등에 손상을 입히기도 한다. 더욱이 연소기 내부에서 공진(resonance)이 발생되면 시스템 폭발이라는 치명적인 결과를 초래할 수도 있으므로 연소 불안정 타개를 위한 체계적인 연구가 필요한 것은 자명한 사실이다[3,9].

전술한 사실에 입각하여 본 연구에서는 개발모델 추력기의 기초성능 평가에 이어, 촉매대 설계제원에 따른 압력 불안정 특성을 비교/분석하고자 한다. 특히, 본 개발모델과 같이 비교적 낮은 연소실 설계압력을 갖는 로켓엔진(0.69-3.45 MPa: 100-500 psia)에서 주로 발견되는[3] 저주파(혹은 chug) 불안정 특성 고찰을 위한 실험적 연구결과를 기술한다. 이를 위해, 하단 추력실의 길이직경비(length-to-diameter ratio, L/D)가 변화할 때 추력기 정체실(plenum chamber)의 압력진동 특성을 관찰한다. 또, 연소시험을 통해 획득한 챔버압력 데이터를 분석하여 개발모델의

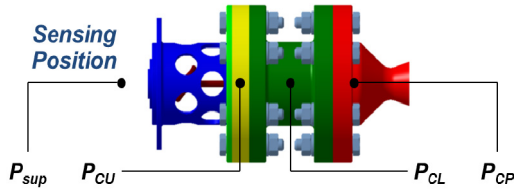


Fig. 1 Pressure sensors' mounting position.

연소 불안정 현상에 관계할 수 있는 주요 주파수(primary frequency)를 적시한다.

2. 개발모델 설계규격 및 시험절차

70 N급 단일액체추진제 로켓엔진 개발모델의 주요 요구성능을 Table 1에 요약한다. 개발모델은 고고도 혹은 우주공간에서의 운용을 위하여 노즐 확대비는 50:1, 추진제 질량유량은 공급압력 2.41 MPa (350 psia)에서 29.2 g/s가 되도록 설계·제작되었으며, 목표추력은 정상상태 진공환경 기준 67±5 N (15±1 lb) 이다. 본 연구에 적용된 소형 액체로켓엔진의 추력실은 상/하단 촉매대와 초음속 노즐 축소부 전단에 위치한 정체실로 구분된다. 촉매대에는 18-30 mesh 규격의 이리듐/알루미나(Ir/Al₂O₃) 촉매가 충전되었으며, 순도 99.09 wt%의 단일추진제(purity: ≥ 98.5 wt%)[10] 하이드라진이 연소시험용 추진제로 선정되었다. 성능검증 시험 시, 추력기 노즐은 면적비 10:1의 지상연소시험용 노즐을 별도로 제작하여 사용하였다. 시험평가모델의 경우 영구체결방식이 아닌 플랜지 조립방식을 채택하여 매개변수 연구(parametric study)가 가능하도록 하였으며, 각 구성품별로 압력, 온도, 배기조성 등과 같은 성능변수 측정/포집을 위한 별도의 포트를 구성하였다. Fig. 1은 추진제 공급압력 그리고 상/하단 추력실 및 정체실의 내부압력 측정을 위해 설치한 센서의 위치를 나타낸다.

추력기 설계제원에 따른 압력 불안정 특성 고찰을 위해 적용된 주요 시험변수가 Table 2에 요약된다. 지상연소시험은 하단 촉매대의 내경 변화(길이는 고정)에 따라 정상상태 연소모드에

Table 2. Test parameter variation for the investigation of pressure instability.

L/D (lower thrust chamber)	1.03 1.13 (standard model) 1.26
P_{sup} [MPa]	0.34, 0.69, 1.72, 2.41
EPW [s]	20.0

대해 수행되었으며, 추력기 작동을 위한 밸브개구신호(firing signal, FSIG)의 펄스 폭(electrical pulse width, EPW)은 20.0초로 설정하였다. 기준 시험압력은 0.34-2.41 MPa 범위이며, 기체질소를 이용한 압력조절(pressure regulated) 방식을 통해 추진제를 공급하였다.

본 연구의 관심대상인 저주파 불안정은 10-400 Hz 영역에서 나타나는 것으로 알려져 있으며[3], 주파수 분석 결과의 신뢰도 확보를 위해서는 관찰 주파수 대비 최소 2배 이상의 데이터 획득률이 요구된다. 이에 따라 추력, 추진제 질량유량 및 공급압력, 그리고 연소실 압력 등의 데이터 획득률은 1 kHz로 선정되었다.

3. 개발모델 성능 및 압력 불안정 특성

3.1 추력기 성능특성

표준 설계모델인 $L/D = 1.13$ 의 하단 추력실이 적용된 추력기에서 발현되는 추력거동을 FSIG, 추진제 공급압력 및 질량유량 등의 변이와 함께 Fig. 2에 나타낸다. 추력기 밸브의 구동신호가 입력되는 동시에 추진제 분사압력이 감소하기 시작하여 밸브가 닫히는 순간까지 약 0.1 MPa의 압력강하가 발생한 후 점차 회복되는 양상을 보이고 있으며, 밸브개폐로 인한 주입압력의 동적 변화는 ±0.8 MPa 이내로 관찰된다. 추진제 공급압력 2.41 MPa에서 67±5 N의 진공추력을 갖도록 설계한 본 추력기는 면적비 10:1의 cut-off 노즐을 장착한 지상연소시험결과, 분사압력 2.43 MPa, 질량유량 27.3 g/s의 조건에서 40.7 N의 추력을 발생시키는 것이 확인된다. 참고로, 그림

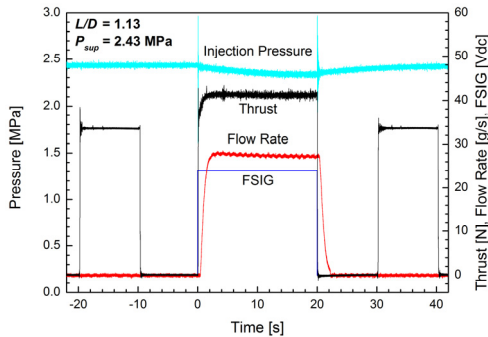


Fig. 2 Variational behavior of thrust, propellant injection pressure, and mass flow rate at 2.43 MPa of supply pressure.

에서 보이는 FSIG 전후의 구형파(square wave)는 정밀 추력보정 수행 시 이용된다.

Fig. 3은 표준모델 추력기의 작동압력에 따른 추력수준을 비교하고 있다. 추진제 공급압력이 2.43, 1.76, 0.69, 그리고 0.36 MPa 일 때, 평균 추력은 각각 40.7, 30.2, 11.0, 그리고 4.2 N이다. 한편, 공급압력 1.76 MPa과 0.36 MPa의 경우 추력섭동(thrust oscillation) 현상이 관찰되어, 개발 모델에 대한 연소 안정성 평가를 수행하였으며 그 결과는 후술될 예정이다.

3.2 하단 추력실 길이직경비에 따른 압력 불안정 특성

전체 시험모델의 압력진동 강도가 시간에 대한 함수 형태로 Fig. 4에 도시되고 있다. 압력진동의 세기는 정체실 평균압력에 대한 섭동압력의 비($\hat{p}_{CP}/P_{CP,avg}$)로 정의하였고, 평균압력은 FSIG 종료시점으로부터 5초 전까지의 데이터를 보정·계산한 것이다. 시험조건 내에서의 추력실 L/D 의 감소(직경의 증가)는 정체실의 압력진동 수준을 근소하게 감소시킴이 엿보인다. 또, 동일한 L/D 에서 분사압력의 감소는 압력진동 진폭을 확연하게 증대시켜 추력기의 안정적인 연소를 저해하는 요소로 작용한다는 사실이 모든 시험모델을 통해 확인된다. 다만, $L/D = 1.13$, $P_{sup} = 1.76$ MPa의 경우, 여타의 압력선도에 비해 그 주기가 크고 연소시간의 경과에 따라 간헐적 압력증폭이 발생하는 등 상기에 제시된 경향과는 다소 차이를 보이고 있다. 해당조건의 섭

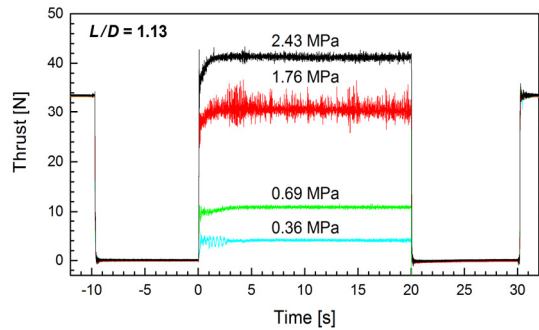


Fig. 3 Thrust levels at 2.43, 1.76, 0.69, and 0.36 MPa of propellant supply pressures.

동압력 추세가 갖는 상이함은 Fig. 5를 통해 확연하게 드러난다. 그림은 추력기 작동시점을 기준으로 19.50-19.75초 구간에서의 압력추이를 나타낸 것으로, 추진제 공급압력 1.72 MPa의 시험 조건에서 하단 촉매대 설계형상에 따른 경향을 비교하고 있다. 전술한 바와 같이, $L/D = 1.13$ 의 섭동압력 선도는 $L/D = 1.03$ 그리고 1.26에 비해 주기가 크고, 2배 이상의 최대 진폭(max. peak) 값을 갖는다. 한편, $L/D = 1.03$ 과 1.26은 그 경향과 강도가 매우 흡사하기는 하지만, 챔버의 직경이 보다 큰 $L/D = 1.03$ 모델의 진폭이 미소하게 작은 것이 확인된다.

Fig. 6은 추진제 공급압력에 따른 정체실 내부의 압력진동 표준편차(σ_p)를 나타낸다. 섭동압력의 절대치는 추력기 작동압에 선형적으로 종속됨을 식별할 수 있고, 연소실 직경이 증가할수록 그 기울기는 작아지고 있다. 한편, $L/D = 1.13$, $P_{sup} = 1.76$ MPa의 경우 전체 추세에서 벗어나 있는 것이 확인되며, 해당조건이 압력진동과 관련하여 보이는 비유사성은 Fig. 4 그리고 5에서도 언급된 바 있다.

수집된 압력신호의 주요(혹은 1차) 압력진동 주파수 도출을 위해 FFT (fast Fourier transform) 분석을 하였다. 이 때, 창함수(window function)는 Hamming 윈도우가 적용되었고, 그 결과는 평균제곱진폭(mean squared amplitude) 형태로 보여지고 있다. FFT 분석은 전체 시험조건에 대해 수행되었으나, 설계표준 모델의 결과를 대표적으로 Fig. 7에 보인다. 개

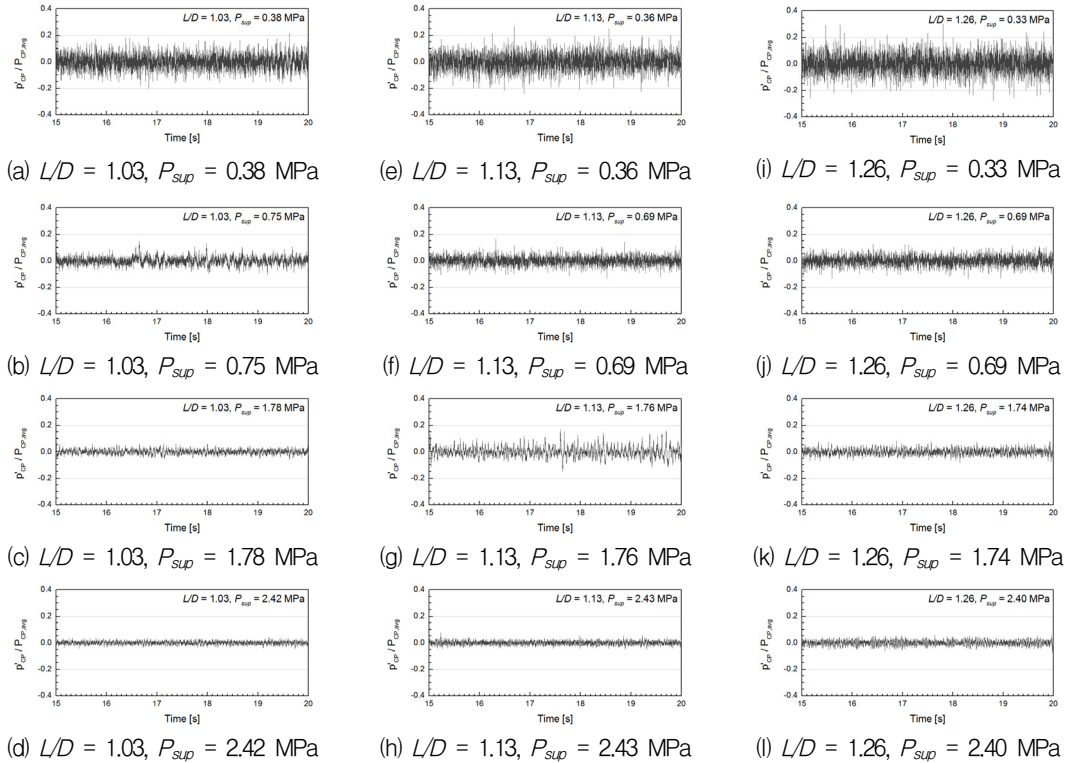


Fig. 4 Pressure-oscillation intensity per the test parameters.

발모델의 주요 주파수가 100 Hz 미만으로 형성되는 것이 그림에서 확인되며, 추진제 공급압력과 주요 주파수와의 상관관계는 불분명하다. 하지만, 본 연구의 저압 조건에 속하는 0.34 MPa 그리고 0.69 MPa는 전체 주파수(0-500 Hz) 가운데 50 Hz 근처에 위치하는 1차 주파수가 확연하게 구별되는 반면, 고압인 1.76 MPa 및 2.43 MPa는 주요 주파수 이외에도 비교적 큰 진폭들이 0-100 Hz 구간에 걸쳐 다수 분포하고 있는 것이 주목된다. 특히, 1.76 MPa는 그 주요 주파수가 10 Hz 근처에서 형성되고, 0.34, 0.69, 그리고 2.43 MPa의 1차 주파수(~ 50 Hz)가 당해 압력에서는 2차 주파수에 해당되고 있다. 상기와 같이 매우 낮은 주파수 영역(~ 10 Hz)의 불안정 특성은, 추진제 분사유량 혹은 인젝터 미립화 성능 불균일성을 초래하는 추진제 분무의 비정상 유동(unsteady flow) 현상이 일반적인 원인이다. 부연하자면, 비정상 유동은 추력실 내부에서의

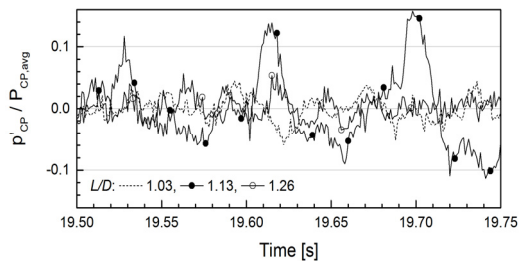


Fig. 5 Detailed comparison of the pressure trace with 1.72 MPa of propellant supply pressure.

분무액적과 고온의 생성가스(product gas) 간 열/질량 전달을 불규칙적으로 변화시킴에 따라, 액적의 기화 지연(vaporization lag) 현상 등을 유발할 수 있다[3,9,11,12].

Fig. 8에 설계기준 압력(2.41 MPa) 조건에서 추력실 L/D 변화에 따른 주파수 변이 특성을 도시한다. 연소시간 경과에 따른 압력진동 주파수의 변동 유무 확인을 위해 정체실 압력신호에

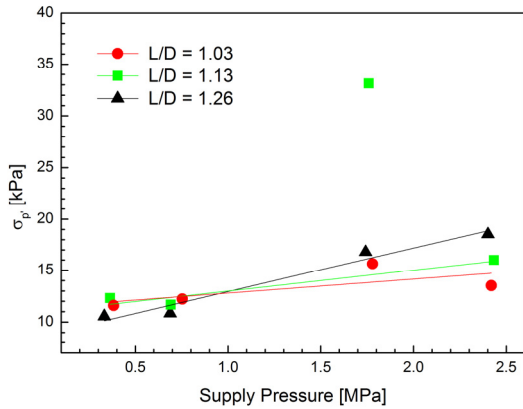


Fig. 6 Standard deviation of pressure oscillation (σ_p) according to the L/D and P_{SUP} .

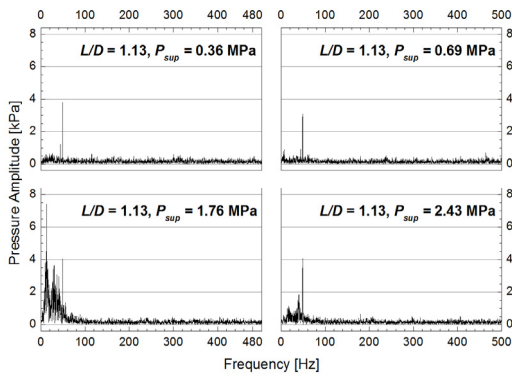
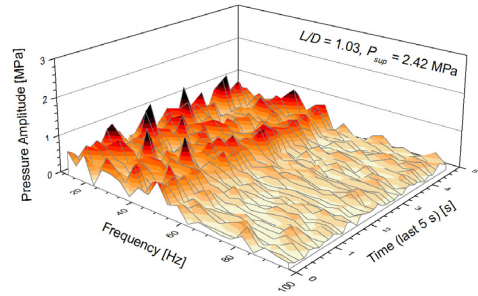
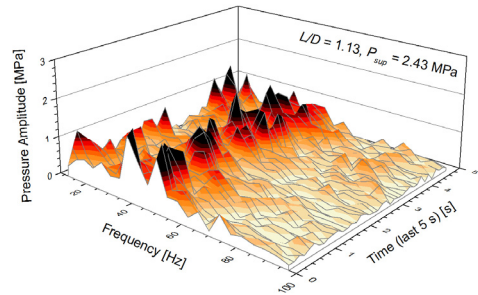


Fig. 7 FFT results of the plenum-chamber pressures with $L/D = 1.13$ and $P_{SUP} = 0.36 - 2.43$ MPa.

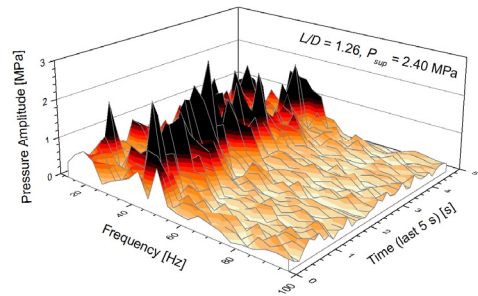
대하여 STFT (short-time Fourier transform)를 수행하였으며, 제시한 결과는 Gaussian 윈도우를 적용한 것이다. 시험모델의 1차 압력진동 주파수가 100 Hz 미만으로 형성되는 것이 Fig. 7을 통해 확인된 바, 관찰 주파수 범위는 8-100 Hz로 선정하였다. 그림에서, 일정수준 이상의 강도를 갖는 진동 주파수가 60 Hz 이하의 한정된 영역 내에 분포하는 것이 식별된다. 또, 연소실 직경의 증가(L/D 감소)와 함께 압력진동이 감쇠되면서 그 크기가 균일해지는 현상이 관찰된다. 한편, 시간의 경과에 따른 주파수 이동현상은 발생되지 않으며, 일정치 않은 주기를 가지고 변화하는 진폭의 양태가 전체 시험모델에서 나타난다.



(a) $L/D = 1.03$, $P_{SUP} = 2.42$ MPa



(b) $L/D = 1.13$, $P_{SUP} = 2.43$ MPa



(c) $L/D = 1.26$, $P_{SUP} = 2.40$ MPa

Fig. 8 STFT analysis results per the L/D variation at the design-criterion pressure.

이러한 섭동수준의 변이는, 추진제 공급계, 추력실 조립체, 그리고 정밀추력장치를 포함한 시험대(test stand) 등이 갖는 고유진동수(natural frequency)와 연소실 내부의 압력 주파수 간의 상호작용 및 추진제 공급/분사의 동적특성 등에 의한 결과로 사료된다.

축매대 직경 및 작동압력 변화가 추력기 정제실의 압력 불안정 특성에 미치는 영향을 정량적

Table 3. Chugging frequency/amplitude according to the catalyst-bed L/D and propellant supply pressure.

L/D	Pressure [MPa]		Chugging Frequency	Chugging Amplitude
	P_{sup}	P_{CP}	[Hz]	[%]
1.03	0.38	0.22	49.0	±4.1
	0.75	0.43	49.0	±2.2
	1.78	0.92	49.0	±1.3
	2.42	1.19	49.2	±0.9
1.13	0.36	0.21	49.0	±4.7
	0.69	0.39	49.2	±2.4
	1.76	0.89	13.0	±2.8
	2.43	1.15	49.2	±1.1
1.26	0.33	0.16	49.6	±5.2
	0.69	0.33	49.6	±2.6
	1.74	0.79	49.6	±1.7
	2.40	1.04	40.6	±1.4

으로 평가하기 위하여, 전술된 내용을 근간으로 요약/정리한 결과를 Table 3에 제시한다. 시험모델의 연소 불안정 현상에 관계할 수 있는 1차 압력진동 주파수는 대체로 50 Hz 근처에 분포하고, 추력실의 직경과 작동압력에 대한 경향성은 명확하지 않다. Fig. 6에서 언급된 바 있는 개발모델의 압력진동 편차(peak-to-peak)를 연소실 평균압력에 대한 백분율(chugging amplitude)로 환산한 결과, 그 강도는 연소실 직경 및 추진제 공급압력에 대하여 반비례적 성향을 갖는다. 정상상태 압력 대비 ±5% 이상의 압력진동이라는 연소 불안정 척도에 의하면, $L/D = 1.26$, $P_{sup} = 0.33$ MPa 조건을 제외하고는 불안정 현상이 발생되지 않는 것으로 확인된다. 한편, 불안정 특성의 존재가 의심되는 경우도 그 기준치를 초과하는 정도가 매우 근소할 뿐 아니라, 불규칙적인 압력증폭과 같은 현상이 직접적으로 드러나지는 않는 바(Fig. 4 참조) 해당조건에서의 불안정성 존재 여부를 단정 짓기에는 이른 것으로 판단된

다. 더욱이, 여타의 시험조건에 비해 매우 낮은 고유 주파수(13.0 Hz) 특성을 보이고, 유사압력의 타 종횡비 대비 높은 압력진동 강도를 내재하고 있는 $L/D = 1.13$, $P_{sup} = 1.76$ MPa의 경우가 연소불안정 관점에서의 개연성이 더 높은 것으로 간주될 수도 있을 것이다.

일반적으로, 10-400 Hz의 저주파 연소 불안정은 추진제 펌프에서 발생하는 공동(cavitation) 현상, 추진제 유동 중의 가스유입, 탱크 압력조절 과정에서 나타나는 압력 요동(fluctuation), 그리고 엔진 지지대 및 추진제 공급시스템의 진동 등에 의해 발생된다[3]. 이에 따라, 저주파 연소 불안정을 유발할 수 있는 요소들 간의 상호 인과관계 분석을 통해, 개발모델에서 나타나는 불안정 특성에 대한 원인규명이 추가적으로 필요할 것으로 사료된다.

4. 결 론

우주비행체의 궤도 및 자세 제어시스템으로 적용 가능한 공칭추력 70 N급 하이드라진 추력기의 추력실 설계제원에 따른 압력 불안정 특성 고찰을 위한 실험적 연구를 수행하였다. 고정된 연소실 길이에서 내경이 변화할 때 추력기 정체실의 압력진동 특성을 관찰하였다. 또, 연소시험을 통해 획득한 추력실 압력 데이터를 분석하여 개발모델의 연소 불안정 주파수를 제시하였다.

시험모델의 연소 불안정 현상에 관계할 수 있는 1차 압력진동 주파수는 50 Hz 부근이고, 추력실의 직경 그리고 추진제 공급압력에 대한 경향성은 뚜렷하지 않다. 또, 시험조건 내에서의 촉매대 직경 및 추진제 분사압력의 증가가 정체실의 압력진동 진폭을 감소시키는 현상을 관찰할 수 있었다.

한편, 고유 주파수 및 압력진폭에 있어서 특정 시험조건($L/D = 1.13$, $P_{sup} = 1.76$ MPa)이 전체 경향에서 벗어나는 사실이 확인되었다. 이에 따라, 액체로켓엔진의 연소 불안정을 유발할 수 있는 잠재적 요소들간의 상호 인과관계 규명을 위한 연구가 추가로 진행될 예정이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었음(NRF-2011-0020890).

References

1. Kim, J.S., Lee, K.H., Han, C.Y., Jang, K.W. and Choi, J.C., "Design and Integration of STM Propulsion System for LEO Observation Satellite Development," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 31, No. 8, pp. 115-124, 2003.
2. Kim, J.S., "Hot-fire Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Thrusters under a Vacuum Environment," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 8, No. 4, pp. 84-90, 2004.
3. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, NY, U.S.A, pp. 282-308, 2001.
4. Price, T.W. and Evans, D.D., "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology," NASA Technical Report 32-1227, 1968.
5. Jung, H., Kim, J.H. and Kim, J.S., "Test and Evaluation of a 70 N-class Hydrazine Thruster for Application to the Precise Attitude Control of Space Vehicles," *49th Joint Propulsion Conference*, San Jose, CA, U.S.A, AIAA 2013-3987, Jul. 2013.
6. Kim, J.H., Jung, H. and Kim, J.S., "Pulse-mode Performance Characteristics of a Small Liquid-monopropellant Rocket Engine," *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Munich, Germany, A376, Jul. 2013.
7. Kim, J.H., Jung, H. and Kim, J.S., "Test and Evaluation for the Configuration Optimization of Thrust Chamber in 70 N-class N_2H_4 Thruster - Part I: Pulse-mode Performance According to the Chamber Diameter Variation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 1, pp. 42-49, 2014.
8. Jung, H., Kim, J.H. and Kim, J.S., "Test and Evaluation for the Configuration Optimization of Thrust Chamber in 70 N-class N_2H_4 Thruster - Part II: Pulse-mode Performance According to the Chamber Length Variation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 1, pp. 50-57, 2014.
9. Harrije, D.T. and Reardon, F.H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
10. DOD (USA), "Performance Specification (Propellant, Hydrazine)," MIL-PRF-26536F, 2011.
11. Yi, T. and Santavicca, D.A., "Combustion Instability and Flame Structure of Turbulent Swirl-stabilized Liquid-fueled Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 5, pp. 1000-1014, 2012.
12. Kim, T.K., Lee, S.S. and Yoon, W.S., "The Change of Spray Characteristics on Hydraulic Acoustic Wave Influence and Prediction of Low Combustion Instability," *29th Korean Society of Combustion Symposium*, pp. 152-160, 2004.