하이드라진 추력기의 펄스모드 성능특성인자 해석

김정수*† · 박 정* · 이재원** · 김인태**

Factors Characterizing the Pulse-mode Performance of Monopropellant Hydrazine Thrusters

Jeong Soo Kim*† · Jeong Park* · Jae Won Lee** · In Tae Kim**

ABSTRACT

Test results including the variation of propellant-inlet pressure, pulsed thrust, and environment vacuum with the accompanying thermal responses are presented for the pulse-mode operation of a set of monopropellant hydrazine thrusters producing 0.95 lb_f of nominal steady-state thrust at an inlet pressure of 350 psia. The test data are reduced into the impulse bit, specific impulse, and force centroid that are the factors typically characterizing pulse-mode performance of small rocket engines. With a scrutiny to the performance parameters, their comparison to the reference criteria of 1 lbf standard monopropellant rocket engine are successfully made.

초 록

추진제 주입압력 350 psia 에서 0.95 lbf 의 정상상태 공칭추력을 내는 단일액체추진제 하이드라진 추력기의 펄스모드 시험 결과를 추진제 공급압력, 추력기 작동환경 진공도, 그리고 추력펄스 등의 변이와 함께 추력기의 열적 반응거동과 더불어 제시한다. 시험자료는 임펄스 비트, 진공 비추력, Force Centroid 등의 펄스모드 성능특성인자로 변환되어 상세한 분석이 이루어지고, 1 lbf급 표준형 단일추진제 로켓엔진의 펄스모드 기준성능과 성공적으로 비교된다.

Key Words: Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Pulse Mode Firing(펄스모드 작동), Force Centroid(추력 도심), Impulse Bit(임펄스 비트), Vacuum Specific Impulse(진공 비추력)

1. 서 론

우주비행체의 궤도조정 및 자세제어에 있어 단일액체추진제 하이드라진 추력기 시스템은 다른 종류의 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은 장점을 제공한다. 이 추력기 시스템은 1960년대에 개발이 시작된 이후로 효율 및 신뢰도 향상을 위한 많은 설계변경과 검증과정을 거쳐 성숙된 기술로 발전해 왔다[1]. 본 연구에서는 1 lbf급 하이드라진 추력기의 성능평가 시험결과

* 부경대학교 공과대학 기계공학과
** (주)한화 대전공장
† 교신저자, E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

중, 펄스모드 작동과 관련된 펄스추력 거동과 Force Centroid를 중심으로 임펄스 비트, 진공 비추력 등을 열적 응답특성과 함께 분석하고, 기술한다. 제시되는 펄스모드 성능특성시험 결과는 저궤도 관측위성의 궤도조정 및 자세제어를 위한 시스템 비행변수로 직접 사용될 수 있도록 엔진의 성능 요구조건하에서 정량화하고 규준화(normalize)하였다. 또한 소형급 추력기의 성능특성인자에 대한 상세한 해석과 재유(revisit)는 새로이 설계, 개발되는 중대형급 하이드라진 추력기의 펄스모드 성능평가의 중요한 지침으로 작용하기도 한다.

2. 펄스모드 성능특성 인자

단일액체추진제 추력기는 노즐부, 촉매대 추력실, 인젝터, 열차폐관 등으로 이루어지는 추력실 조립체와 이중시트(dual seat) 솔레노이드로 작동되는 추력기 밸브로 구성된다. 시험을 통하여 획득되는 추력기 성능변수는 적어도 추진제 질량유량, 고고도 환경에서의 정상상태 추력, 펄스모드 임펄스비트, 비추력, 추력기 요소별 온도, 추진제 주입압력, 그리고 진공도 등을 포함하여야 한다. 추력기의 성능 기준은 50~400 psi의 추진제 주입압력에서 규준화된다. 추력기 시험의 고고도 진공환경은 2단 직렬식의 대용량 기계식 펌프가 장착된 진공챔버에 의해 구현되며 추력기 작동시 진공환경의 시험규격은 8.3 torr 이하이며 100,000 ft 이상의 고도에 해당하는 압력이다.

Table 1. Test Matrix for Pulse-mode Performance Characterization of 1 lbf Thruster

Test Seq. No.	P_{inj} (psia)	EPW (msec)	Period (msec)	Duty Cycle(%)	No. of Pulses
1	50	50	5,000	1	100
2	100	50	5,000	1	100
3	250	50	5,000	1	100
4	400	50	5,000	1	100

Table 1은 추력기의 펄스모드 성능을 검증하기 위한 시험조건의 조합 및 순서을 나타내고 있다. 최초로 시험되는 추력기는 촉매대의 기계적, 화학적 안정화를 위하여 Burn-in 과정을 거친다. 이후 추진제 주입압력의 변화에 따라 펄스작동 모우드에서 추력기 성능시험이 수행된다. 시험 데이타는 정밀한 추력 보정과정을 거쳐 임펄스 비트, 진공 비추력, Force Centroid, 등의 펄스모드 성능변수로 변환된다[2,3].

3. 성능특성시험 결과 및 분석

추진제 공급압력 400 psi에서의 펄스모드 추력($F234_K$), 추진제 주입압력(PT227), 추력기 밸브 구동신호(FSig), 추진제 탱크질량(WT221), 그리고 추력기 작동환경 진공도(PV226) 등의 거시적 변이를 Fig. 1에 도시한다.

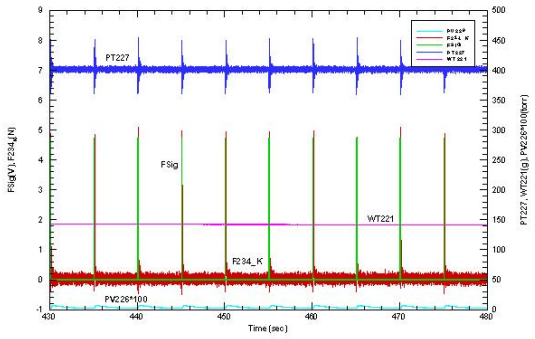


Fig. 1 Various Test Outcome Accompanied by Pulse-mode Firing with 400 psi of Propellant Supply Pressure

밸브 구동기(Valve Driver)를 통한 작동신호(FSig)와 함께 추력기 밸브는 50 msec동안 개방되며 5 sec 주기로 총 100회의 펄스를 발생시킨다. 밸브개폐로 인한 추진제 주입압력의 동적 변화는 최대 ±45 psi 정도로 관찰된다. 추진제탱크 질량(WT221)은 펄스횟수에 선형적으로 비례하지는 않으므로 시험 전에 미리 정밀한 질량보정과정을 거쳐 보정선도를 구한 후 최종적인 질량유량률 계산에 반영하게 된다.

초기에 0.001 torr 이하로 유지되고 있던 진공도는 추력기 펄스 작동으로 최대 0.1 torr까지 상승하는데, 그와 같은 진공도의 저하는 추력기 노즐을 통하여 분사되는 추진제 열분해반응물의 확산에 기인한다. 한편, 추력기 작동환경의 진공압력은 정미추력(net thrust)을 산정하기 위하여 아래의 Eq. 1과 같은 진공보정 추력항(vacuum correction term)의 계산에 사용된다[4].

$$F_{vac} = +(P_e \bullet A_{Nozzle}) \qquad (1)$$

진공보정 추력항이 고진공 환경에서 총 추력에 미치는 영향이 일반적으로 미미하기는 하나, 정밀한 순간추력 산정을 위하여 반드시 고려되어야 한다. 추진제 주입압력 350 psi에서 0.95 lbf의 연속작동모드(steady-state firing mode) 공칭 추력을 갖는 시험평가 대상 추력기는, 400 psi에서 최대 1.12 lbf의 펄스추력을 발생시키며 수십 ms의 점화지연에 비하여 밸브의 차폐(closing)에 따른 tail-off가 매우 짧은 특성을 갖는다.

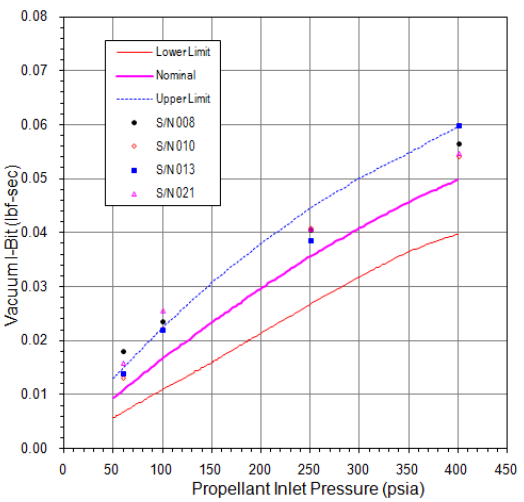


Fig. 2 Impulse-Bit Variation with Propellant Inlet Pressure in Pulse-Mode Operation

1 lbf급 단일액체추진제 추력기 4기의 펄스모드 임펄스 비트를 Fig. 2에 도시한다. 추력기 임펄스 성능의 상한과 하한 사이에서 공칭(nominal) 선도를 전반적으로 상회하는 성능이 관찰되지만, 임무수명 후기(End of Life)에 해당하는 약 100 psi 이하의 상대적으로 낮은 추진제 공급압력에서는 성능 상한선도보다도 다소 높은 결과를 그림에서 보이고 있다. 이는 그림에서의 성능한도(상한, 공칭, 하한)가 Shell-405 촉매를 사용하는 NASA의 MRE-STD-1 추력기에 근거하고 있는데 반하여, 본 시험에 사용된 추력기는 KC12GA (Solvay 사)로 추력기 촉매가 변경된 사실에 그 원인이 있다. 후자는 전자보다 저압에서의 하이드라진 반응성(단위 추진제 질량당 기체 발생률)이 높고 짧은 점화지연 특성을 갖는 것으로 시험, 검증된 바 있으며 그와 같은 촉매 특성이 저압 펄스모드에서 높은 임펄스 비트로 발현된 것으로 판단된다[5,6].

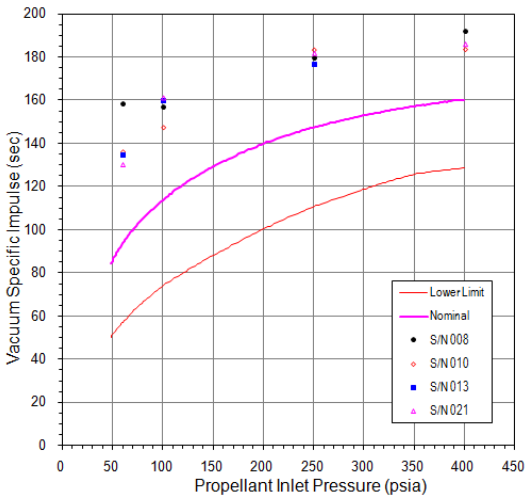


Fig. 3 Vacuum Specific Impulses

Figure 3은 4기의 추력기에 대한 펄스모드 비추력 성능을 보이고 있다. 추진제 소모량이 상대적으로 적은 소형 로켓엔진의 경우, 펄스모드 비추력 성능의 정확성에 직결되는 미세한 추진제 유량률에 대한 정밀한 측정은 전술한 바와 같이 특별한 유량측정계를 필요로 한다[5].

비행체 운동량의 변화, 혹은 시간변화율에 직접적인 영향을 미치는 임펄스 비트나 추력은 정밀조종성 및 예측가능한 재현성이라는 제어적 관점에서 성능한도의 상한을 정할 필요가 있으

나 엔진의 연료효율에 관계하는 비추력 성능은 그 운용모드에 상관없이 상한을 필요로 하지 않는다. 따라서 Fig. 3에서는 공칭 및 하한 선도만이 실제 비추력 성능시험결과의 평가기준이 되고 있다.

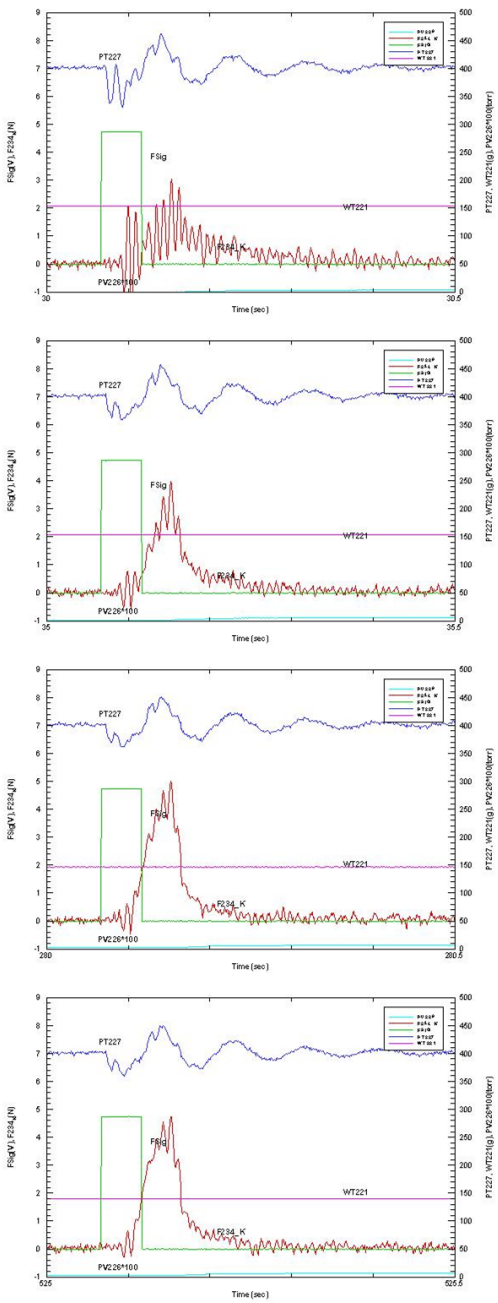


Fig. 4 Pulsed Thrust Responses to the Serialized EPW of 50 ms (the 1st, 2nd, 51st, and 100th Pulse, respectively from the top)

다음의 Eq. 2와 같이 밸브개방(Valve-ON) 신호로부터 펄스추력 도심까지의 위치를 나타내는 Force Centroid는 추력기의 펄스모드 성능특성 중에서 간과하기 쉬운 인자이다.

$$t_{FC,i} = \int_{V_{ON}} t dF_i \Big/ \int_{V_{ON}} dF_i \qquad (2)$$

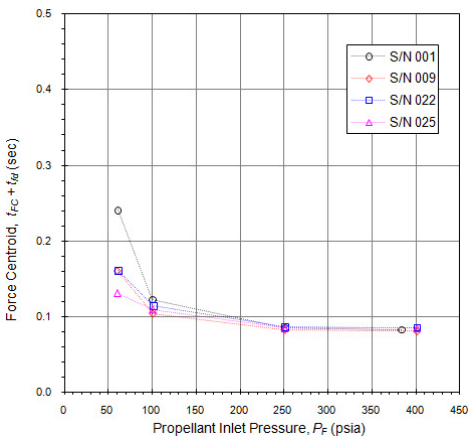
식에서 $t_{FC,i}$와 F_i는 각각 i번째 펄스추력의 Force Centroid와 순간추력이다.

펄스모드에 의한 비행체의 자세제어 과정에서 Force Centroid는 제어명령에 대한 응답속도에 직접 관계한다. 특히 관성운동의 역방향으로 귀환루프제어가 반복적으로 요구되는 전체 제어구간의 종반부에서 Force Centroid의 크기가 연료소모율에 미치는 영향은 극적으로 발현할 수도 있다.

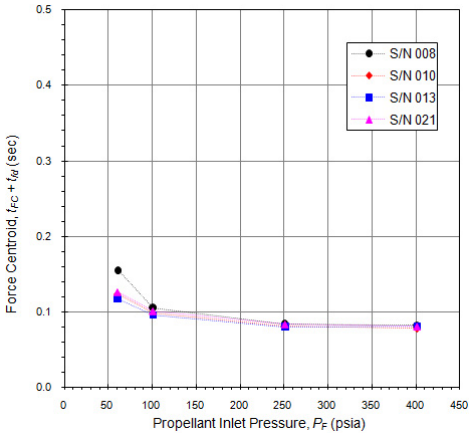
Figure 4는 400 psi의 추진제 공급압력, 50 ms의 펄스폭, 1%의 duty cycle, 그리고 총 100개의 펄스로 이루어지는 일련의 펄스모드 성능시험에서, 각각(1, 2, 51, 100번째)의 펄스에 대한 추력 응답선도, 추진제 공급압력의 변이, 시험환경 진공도의 미세한 감소(압력 증가), 그리고 정밀유량측정용 추진제탱크질량의 변화 등을 확대하여 도시한 것이다. 추력기의 Cold Operation 상태에 해당되는 초기의 불완전한 펄스추력은 6~8번째 펄스 이내에서 완성된 형태를 이루고 이후 펄스작동의 종료시점까지 반복된다. 각각의 펄스에 대한 Force Centroid는 펄스추력의 반복성능(repeatability)에 대한 정량적 지표가 될 수 있으며, 추진제 제어밸브의 개폐성능이 변하지 않는 한 임펄스 비트의 성능특성과 크게 다르지 않을 것이다.

Figure 5는 각각의 추력기 장착군에 대한 추진제 주입압력 변이별 Force Centroid의 펄스평균값을 도시하고 있다. 임무수명 말기에 해당하는 낮은 추진제 주입압력 하에서 추력기 사이의 Force Centroid 편차는 점차 현저해지는데 이는, 추력실 인젝터의 미세한 형상편차에 기인하는

저압 추진제 분무의 낮은 반복성의 직접적인 결과이다. 따라서 단일액체추진제 추력기에서 관찰되는 낮은 압력에서의 낮은 비추력 특성에 더하여 임무말기에 대두되는 추력기 사이의 성능편차는 추진제 소모율을 더욱 높이게 될 것이다.



(a) Primary Thruster Bank



(b) Redundant Thruster Bank

Fig. 5 Force-Centroid Variation with Propellant Inlet Pressure

그림에서 제시된 Force Centroid는 획득신호 처리과정에서 개재되는 Noise Filter에 의한 인위적인 지연시간을 포함하고 있으므로 정확한 산정을 위해서는 전기적 신호지연을 실측할 필요가 있다. 또, 추력기밸브의 개방시점을 기준으로 산출되는 일반적인 Force Centroid Time은 펄스폭의 크기에 비례하여 변하게 되므로 추력기의 펄스추력 응답성능을 규준화하기 위해서는 보다 합리적인 정의식이 필요하다.

펄스모드 작동에 따른 추력실(TT231), 노즐부(TT232), 추력기밸브(TT229), 추력측정장치(TALU), 추진제(TT228) 온도 등의 열적 응답거동을 Fig. 6에 도시한다. 공급되는 추진제 온도는 추력기 성능의 재현성(repeatability) 비교를 비하여 19.5℃의 일정한 값으로 냉각, 유지된다. 펄스의 증가와 함께 추력실 외부온도는 최대 540℃까지 주기성을 가지고 상승하며 추력기밸브는 최대 34℃에 이르고 있다. 밸브 온도의 상승은 추력기의 열차폐관(thermal barrier tube)과 인젝터 튜브를 거슬러서 귀환되는 열전달에 기인하며 허용온도 49℃를 넘지 않도록 설계된다. 이 최대허용온도는 추진제의 열분해로 발생할 수 있는 vapor lock과 thermal chocking을 방지하기 위함이며 안정된 추력기 성능을 담보하는 필수 설계요구규격 중의 하나이다[6].

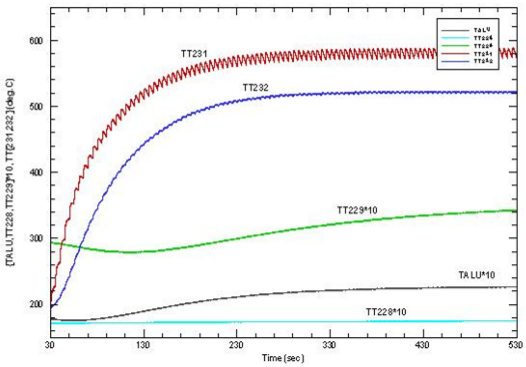


Fig. 6 Thermal Responses to the Pulse-Mode Firing of a Thruster with 400 psi of Propellant Supply Pressure

4. 결 론

단일액체추진제 하이드라진 추력기의 펄스모드 성능특성에 직·간접적으로 영향을 미치는 임펄스 비트, 진공 비추력, Force Centroid의 반복

성, 추진제 주입압력에 따른 펄스평균 Force Centroid의 변이와 추력기별 (그리고 장착군에 따른) 차이 등을 1 lbf 추력기의 성능시험 및 평가결과의 예시와 함께 기술하였다. 펄스폭에 종속하지 않으면서 추력기 펄스추력 응답성능을 대변할 수 있는 보다 합리적인 Force Centroid 정의식의 필요성도 제기되었다. 예시된 시험평가 결과는 전형적인 1 lbf급 하이드라진 엔진의 성능 요구조건을 만족시키고 있다.

참 고 문 헌

1. 김정수, 허환일, 김인태, "우주비행체 추진시스템 화학식 추력기의 개발 현황," 한국추진공학회지, 제7권 제4호, 2003, pp.80-89
2. Kim, J. S., "Propulsion Subsystem Specification, KOMPSAT-2," K2-SP-460-001, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
3. Kim, J. S., "Verification Test Plan of Thrust Chamber Assembly (TCA)," K2-D0-460-009, KOMPSAT-2 Program Document, 2002
4. 김정수 "단일액체추진제 소형 추력기의 진공환경 연소시험 및 성능특성 평가," 한국추진공학회지, 제8권 제4호, 2004, pp.84-90
5. Kim, J. S., et. al., "Hot-firing Performances of Small Liquid-monopropellant Thruster for Spacecraft Reaction Control," Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005, Jan. 27-29, Kitakyushu, Japan
6. 김정수, 박정, 최종욱, 김성초, 장기원, "단일액체추진제 하이드라진 추력기의 펄스모드 추력 거동 연구," 한국추진공학회 2005년도 춘계학술대회 논문집, pp.194-197