

고체연료를 사용하는 가스발생기 유량조절특성 연구

최호진* · 현형수* · 이경호** · 박익수* · 이재운* · 윤현걸* · 임진식*

Characteristics of Flow Rate Control for Solid Fuel Gas Generator

Hojin Choi* · Hyungsoo Hyun* · Kyoungho Lee** · Iksoo Park* · Jaeyoun Lee* · Hyungull Youn* · Jinshik Lim*

ABSTRACT

The combustion and flow-rate control characteristics of fuel-rich gas generator which could be adopted to Ducted Rocket propulsion system are investigated. The gas generator is designed considering the design requirements of propulsion system and solid fuel for fuel-rich combustion is developed then adopted to ground test. The results of combustion test show the necessity of the special analysis tool for estimating the gas generator performance where multi-phase flow of fuel-rich gas exists. During the flow-rate control test, characteristics of gas generator pressure with the angle of valve are analyzed and, method to estimate the pressure of gas generator is suggested using the relation between the valve exit area and discharge coefficient.

초 록

덕티드로켓 추진기관에 사용되는 불완전연소 가스발생기 및 유량조절시스템을 설계/제작하고 연소시험을 수행하여 유량조절특성을 분석하였다. 추진시스템 설계요구조건을 바탕으로 가스발생기를 설계하고 불완전연소용 고체연료 조성을 개발하여 연소시험을 수행, 일반적인 고체추진기관 해석모델을 통한 예측결과와 상당한 차이의 실험결과로부터 불완전 연소가스를 위한 별도의 해석모델이 요구됨을 확인하였다. 유량조절 시험을 통해 밸브각도에 따른 가스발생기 압력변화 특성을 확인하였고, 출구 면적에 따라 유일하게 결정되는 유출계수로부터 가스발생기 압력을 예측하는 방법을 도출하였다.

Key Words: Ducted Rocket(덕티드로켓), Variable Flow DR(유량가변 덕티드로켓), Fuel Rich Gas Generator(불완전연소 가스발생기), Combustion Characteristics(연소 특성)

1. 서 론

덕티드 로켓 추진시스템은 고체추진기관의 고기동성을 유지하면서도 고체연료에 포함된 낮은 산화제비율로 인해 높은 비추력을 얻을 수 있어 동일 부피기준으로 체계의 사거리를 대폭 확장

* 국방과학연구소 제1기술연구본부5부

** 국방과학연구소 제1기술연구본부3부

† 교신저자, E-mail: 5genie@hanmail.net

할 수 있어 차세대 추진시스템으로 폭넓게 연구되고 있다[1].

덕티드 로켓에서의 가스발생기는 2차 연소실에서 지속적인 연소반응이 유지되도록 불완전 연소에 의해 연료농후가스를 안정적으로 생성시켜 주어야 하는 기본적 성능 외에, 최근 개발되고 있는 대부분의 덕티드 로켓에서는 가스발생량을 조절하여 추진기관의 추력을 조절할 수 있는 VFDR (Variable Flow Ducted Rocket) 시스템을 구현할 수 있도록 요구받고 있다.

많은 연구자들에 의해 가스발생기용 고체연료로 높은 에너지 밀도를 장점으로 지닌 보론입자의 연소특성에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있고, 불완전 연소가스가 2차 연소실에서 흡입공기와 혼합되는 특성에 관한 다양한 연구결과 발표가 있다. 그러나, 가스발생기에서 진행되는 불완전연소 특성 자체나 가스발생기에서 발생하는 불완전 연소가스의 유량조절 특성에 관한 연구는 그 발표사례를 찾아보기 힘들다.

본 연구에서는 덕티드 로켓용 불완전연소 가스발생기 및 유량조절시스템을 설계/제작하고 지상 연소시험을 수행하여 그 결과를 분석하였고, 유량조절밸브 면적에 따른 가스발생기 압력 예측 기법에 관해 살펴보았다.

2. 시험장치 설계

2.1 가스발생기 설계

덕티드 로켓 추진기관이 사용될 수 있는 다양한 비행체 가운데 고속 항공기 타격을 위한 대공유도무기를 기준으로 가스발생기 설계요구 조건을 설정하였다. 또한 현재 개발이 진행 중인 해외 유사무기체계의 사양을 참조하여 아래 Table.1과 같이 주요 추진기관 운용조건 및 가스발생기 설계 기준직경을 선정하였다.

연료유량을 계산하기 위해서 가스발생기 내부 고체연료의 연소속도는 아래 Eq. 1과 같은 Saint Robert's Law를 이용하였고, 이를 이용하여 가스발생기에서 발생하는 가스량은 Eq. 2와 같이 계산할 수 있다[2].

Table 1. Brief design condition

Mach number	Altitude (km)	Mass flow rate of Air (kg/s)	Diameter (mm)	condition
3.5	10	5.1	178	High-alt. cruise
2.0	0	6.6		Low-alt. cruise

$$r = aP^n \quad (1)$$

$$m_g = \rho_s A_b r \quad (2)$$

여기서 r 은 연소속도, a 와 n 은 추진제 특성에 기인하는 특성상수 및 압력지수를 나타내고, ρ_s 는 고체연료의 밀도를, A_b 는 연소면적을 나타낸다.

시험에 적용된 고체연료는 산화제로 AP (Ammonium perchlorate), 바인더로 HTPB (Hydroxy Terminated PolyButadiene)를 사용하는 전형적인 고체로켓용 추진제에서 산화제의 함량을 줄이는 대신 금속연료성분인 알루미늄 입자의 함량을 늘이는 방법으로 에너지 밀도를 높이면서 동시에 불완전 연소가 일어나도록 시험용 고체연료 조성을 개발, 사용하였다. 압력에 따른 고체연료봉의 연소속도 측정하는 표준 고체연료 물성측정 시험법을 통해 특성상수 a , 압력지수 n 값을 얻어 시험장치 설계에 사용하였는데, 가스발생기 내부 압력변화 범위를 설정함으로써 가스발생 유량변화를 계산하였다. 연료 유량 범위는 기존 연구를 통해 안정적인 2차 연소가 유지되는 공기연료비(AFR: Air fuel ratio) 범위로 알려진 AFR 10 ~ 50 범위[3,4]에 근접하도록 입구공기유량과 비교하면서 설정하였다.

가스발생기 길이는 압력에 따라 연소속도가 변화하기 때문에 평균연소속도를 기준으로 시험시간이 30초 수준으로 구현될 수 있도록 설계하였다.

설계된 가스발생기 주요 성능변수를 정리하면 Table 2와 같다.

Table 2. Basic design parameters

GG pressure (psia)	Mass flow rate of fuel (kg/s)	AFR
1,000	0.71	7.2 ~ 9.3
100	0.31	16 ~ 21

2.2 유량조절 시스템 설계

유량조절시스템은 VFDR에서 가스발생기의 유량을 조절하여 추진시스템의 추력을 조절하기 위한 핵심부분이다. 유량조절시스템은 가스발생기 출구에서 유로의 면적을 변화시키는 유량조절밸브와 이를 구동하기 위한 구동기, 그리고 가스발생기 압력을 제어하여 유량을 조절하기 위한 제어장치로 구성된다.

VFDR에서 사용할 수 있는 유량조절밸브의 방식은 매우 다양하며 불완전연소가스의 특성, 제어방식 적용 용이성 등 추진시스템의 특성을 고려하여 선정하여야 한다[1]. 본 연구에서는 가스발생기 출구에 회전하는 게이트를 설치하여 밸브 유로의 면적을 변화시키는 방식을 선정하였으며, 게이트를 회전시키기 위한 전기식 구동기와 제어장치를 적용하였다.

가스발생기와 2차 연소실을 구조적으로 연결하면서 유량조절시스템이 설치되는 공간인 inter-stage부를 아래 Fig.1과 같이 설계/제작하였다. 가스발생기를 통해 생성된 불완전 연소가스가 inter-stage부를 관통하는 화염이송튜브를 통해 배출되는 출구부에 밸브 게이트를 설치하여 출구면적을 조절하는 방식을 채택하였다. 가스발생기 내부 압력과 2차 연소실 압력차이로 인해 밸브부에서 유동의 질식(choking)이 발생하고 이곳을 통과한 불완전 연소가스는 2차 연소실로 분사되고 흡입구를 통해 유입된 공기와 만나 혼합되면서 2차 연소가 이루어지는 구조를 가진다.

화염이송튜브는 2,000K, 최대 2,000 psi 수준의 불완전 연소가스를 안전하게 가스발생기로부터 2차연소실로 이송시키는 역할을 수행하여야 하므로, 내벽은 내열합금인 CIT (copper infiltrated tungsten)를 사용하여 내열기능을, 외벽은 고강

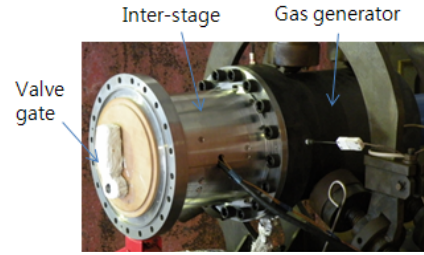


Fig. 1 Gas generator and inter-stage

도인 SUS630 소재 튜브를 적용하여 내압작용을 담당하도록 설계하였다.

3. 연소시험 및 결과

3.1 시험 방법

시험은 두 단계를 거쳐 수행하였다. 먼저 가스발생기 출구의 면적을 고정하여 시험을 수행함으로써 불완전연소 가스발생기의 연소특성을 파악하고, 유량조절 시스템을 적용하여 불완전 연소가스의 유량조절 특성을 살펴보는 방법으로 진행하였다.

앞 절의 설계결과를 바탕으로 가스발생기 구조물을 제작하고, strand burner 시험을 통해 물성이 확보된 고체연료를 충전하여 가스발생기를 제작하였는데, 고체연료의 조성을 변경하면서 시험을 수행함으로써 연료물성에 따른 특성변화도 동시에 살펴보았다.

출구 면적을 고정시킨 시험에서는 가스발생기 출구에 오리피스를 장착하고 화염이송튜브를 설치하여 시험을 수행하였는데, 화염이송튜브는 유량조절밸브 내부의 화염이송튜브와 유사한 형상을, 오리피스 형상 역시 실제 밸브에서 게이트 동작에 의해 형성되는 유로의 형상을 모사하도록 제작하였다.

유량조절시스템은 수압시험을 통해 그 내압특성을 확인하였고, 전/후방에 소형의 압력실을 설치한 후 상온의 고압공기를 공급하여 최대 2,000 psi 조건을 인가한 상태에서 밸브동작시험을 수행하여 그 동작성능을 확인하였다.



Fig. 2 Flame shape at the exit of control valve

연소시험은 시험용 스탠드에 가스발생기 및 유량조절밸브 조립체를 고정하고, 소형 파이로점화기를 이용하여 내부 고체연료를 점화시키는 방식으로 수행되었고, 시험 중 가스발생기 내부의 압력과 온도를 측정하였다. Fig. 2는 연소시험의 한 장면으로서 유량조절밸브 후방의 화염 형상을 보이고 있다.

3.2 출구면적 고정 연소시험

가스발생기 유량조절범위를 만족하는 오리피스 최대 면적과 최소면적을 각각 적용하여 가스발생기 연소시험을 수행하였고, 그 때 얻어진 연소실 압력을 Fig. 3에 표시하였다.

동일한 연료량을 충전한 두 시험결과에서 압력은 11배, 연소시간은 3.2배의 차이를 보여준다. 적용된 고체연료의 물성과 측정된 압력을 바탕으로 Saint robert's Law를 적용하면 연소시간의 차이는 측정된 연소시간의 차이와 거의 유사한 결과를 얻을 수 있다. 하지만, 계산된 가스발생량과 주어진 오리피스 면적을 고려하여 노즐에서의 초킹 관계식으로부터 가스발생기 내부압력을 계산하면 측정값 대비 160 ~300% 과도한 차이가 있음을 보게 된다.

이에 고체추진기관에 사용되는 해석기법을 이용하여 시험결과를 분석하였는데, 일반적인 고체추진기관에서 사용되는 계수들을 적용하면 역시 측정값 대비 높은 가스발생기 압력이 예측되었고, 아래 Eq. 3과 같이 정의되는 질량유량 보정계수(mass discharge correction coefficient: η_d)를 일반적인 사용값 대비 2배 정도 높게 설정하면 Fig. 4와 같이 시험결과를 잘 추종하는 예측 결과를 얻을 수 있었다. 하지만, 두 시험결과를

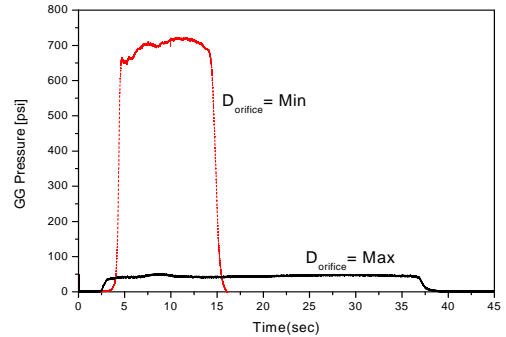


Fig. 3 Pressure of GG with different orifice diameter

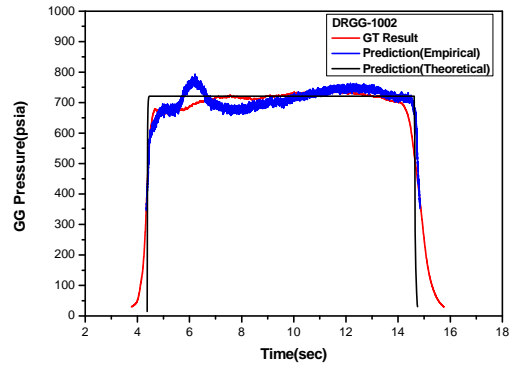


Fig. 4 Result of pressure estimation with modified relation factor

공통으로 만족하는 계수를 찾는 것은 실패하였다.

$$\eta_d = \frac{C_{d_{test}}}{C_{d_{ideal}}} \quad , \quad C_d: \text{Discharge coefficient}$$

이러한 결과는 불완전연소 가스발생기의 경우 연소가스 중에 연소가 일어나지 않은 금속연료의 용융상태 및 고체상태 입자가 다량 포함된 다상(multi-phase)유체로서, 기존의 기체상태 완전연소가스를 대상으로 만들어진 해석모델에서는 많은 차이를 가지게 됨을 보여주는 것으로 불완전연소 가스발생기 성능해석을 위해서는 다상유동을 고려한 별도의 예측 모델이 필요함을 보여준다.

3.3 유량조절 특성 시험

가스발생기와 유량조절시스템을 연결하고 연소시험을 수행하는 동안 미리 정의된 출구면적

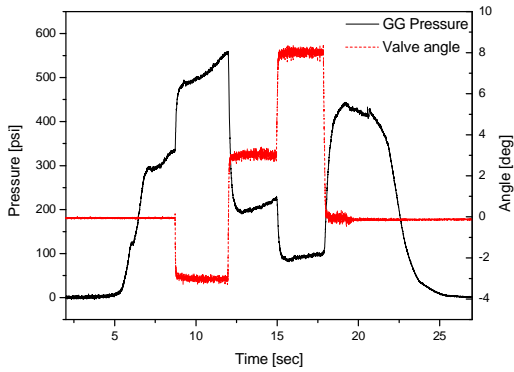


Fig. 5 Gas generator pressure with valve angle

을 구현하도록 구동기를 제어함으로써 유량조절 특성을 시험하였다.

Figure 5에 유량조절시험을 통해 얻어진 밸브 각도 조절에 따른 가스발생기 압력변화를 나타내는 시험결과를 표시하였다. 밸브의 각도는 10도에서 완전 개방, -6도에서 완전 폐쇄되는 특성을 지니고 있는데, -3도에서 8도 사이를 변화하는 동안 가스발생기 압력은 90 ~ 550 psi 사이로 밸브각도 변화에 따라 잘 반응하면서 변화되고 있는 모습을 볼 수 있다.

덕티드 로켓 가스발생기의 특성 상 밸브각도가 작아지면 즉, 유로면적이 작아지면 가스발생기 압력이 높아지고 이로 인해 연소속도가 증가하면서 불완전 연소가스 유량이 증가하게 되고, 각도가 커지면 반대의 현상을 보이게 된다. 그래프를 통해 유로면적과 압력의 관계는 잘 나타나지만 유로면적에 따른 유량관계는 직접 파악하기 곤란하다.

밸브각도에 따른 유량관계를 간접적으로 살펴보기 위해 각도에 따른 가스발생기 추력 측정결과를 Fig. 6에 나타내었다. 밸브 개폐에 따라 유량이 변화하지만 동시에 내부 압력에 따른 출구유속도 변화하기 때문에 역시 유량 변화를 살펴보기는 힘들다. 하지만 이 그래프에서 많은 시물레이션 연구결과에서 발표되고 있는 동적거동을 확인할 수 있다. 밸브가 순간적으로 동작하면

예를 들어 12초 부근에서 밸브각도가 -3도에서 3도로 갑자기 증가하면 순간적으로 추력이 증가하였다가 다소 회복하는 현상을 볼 수 있다. 이는 연소속도 변화없이 늘어난 면적에 따라 유량이 증가하였다가 가스발생기 압력이 낮아지면서 다시 유량이 감소하면서 유량이 다시 감소하여 전체적으로 추력이 감소하는 현상으로 해석할 수 있다. 이러한 현상은 모든 밸브거동 순간에 그 강도의 차이는 있지만 존재함을 볼 수 있다.

출구 면적에 따른 가스발생기 압력 분포를 살펴보기 위하여 서로 다른 3가지 조성의 고체연료를 사용한 시험들에서 출구면적에 따른 가스발생기 압력을 그림으로 나타내면 Fig. 7과 같다. 서로 다른 물질로 인해 출구면적에 따른 압력값 뿐만 아니라 그 기울기도 확연히 다를 수 있다.

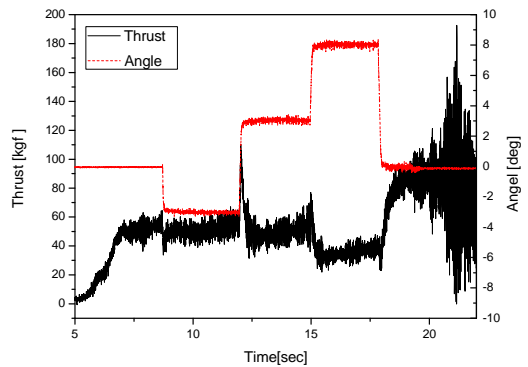


Fig. 6 Thrust with valve angle

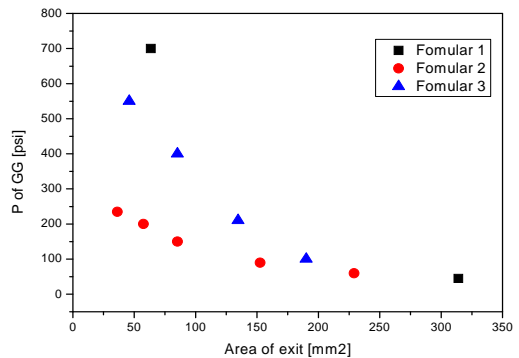


Fig. 7 Distribution of gas generator pressure with area of valve exit

4. 결 론

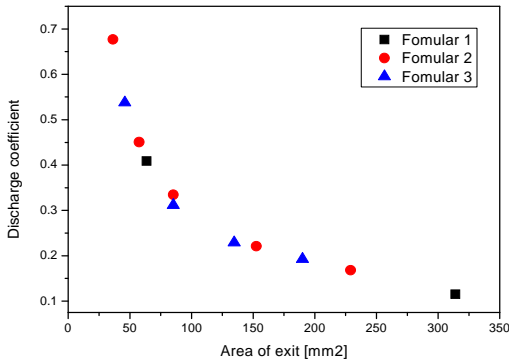


Fig. 8 Discharge coefficient with area of valve exit

이렇게 흩어져 있는 데이터들을 모으기 위해 출구면적과 가스발생기 압력으로부터 유출계수 (discharge coefficient)를 계산하고 출구면적에 따른 유출계수를 그래프로 나타내면 서로 다른 3가지의 고체연료 조성으로부터 얻어진 시험데이터들이 Fig.8과 같이 하나의 경향으로 나타낼 수 있게 된다.

따라서, 고체연료의 물성과 상관없이 하나의 출구면적이 결정되면 이에 대응하는 유출계수가 결정되므로 이로부터 가스발생기 압력을 역으로 뽑아낼 수 있다. Eq. 1과 Eq. 2로부터 가스발생기에서 발생되는 불완전연소가스의 유량은 Eq.3의 가운데 항과 같고, 오리피스를 통한 유량관계식으로부터 우 항을 도입하면 유일한 가스발생기 압력 P를 계산 또는 수치적으로 얻을 수 있다.

$$m_g = \rho_g A_b (aP^n) = CA_{exit} \sqrt{\frac{\rho_g}{2} \nabla P} \quad (3)$$

여기서, A_{exit} 는 밸브 출구면적이다.

덕티드로켓 추진기관에 사용되는 불완전연소 가스발생기 및 유량조절시스템을 설계/제작하고 연소시험을 수행하여 그 특성을 연구하였다.

출구면적을 고정시킨 가스발생기 연소시험 결과, 연소속도는 고체연료 물성으로부터 얻어진 예측값과 유사하나 연소압력에 있어서는 완전연소가스를 모델로 하는 일반적인 고체추진기관 해석모델을 통한 예측결과와 상당한 차이가 있어 별도의 해석모델이 요구됨을 확인하였다.

출구면적 조절을 적용한 유량조절 시험을 통해 밸브각도에 따른 가스발생기 압력변화 특성을 확인하였고, 출구면적에 따라 유일하게 결정되는 유출계수로부터 가스발생기 압력을 예측하는 방법을 도출하였다.

참 고 문 헌

1. Miller, W. H., Burkes, W. M., and McClendon, S. E, "Design approach for variable flow ducted rocket" AIAA-81-1489, 1981
2. Kubota, N., Propellants and Explosives, 2nd Edition, Wiley-VCH, July, 2001
3. Xia Zhi-xun et al, "Experimental investigation on secondary combustion in unchoked Ducted rocket", Journal of aerospace power, Vol. 19, NO. 5, 2004, pp.713-717
4. Dirk Meinkohn and Jurgen W. Bergmann, "Experimental investigation of a hydrocarbon solid fuel ramjet" AGARD CP-307, 1982