

불완전연소 가스발생기 연소특성 연구

최호진[†] · 현형수 · 변종렬* · 박의용** · 윤현걸 · 임진식*

Combustion Characteristics of Fuel-rich Gas Generator

Hojin Choi[†] · Hyungsoo Hyun · Jongryul Byun* · Euiyong Park** ·
Hyunggull Yoon · Jinshik Lim*

ABSTRACT

The combustion characteristics of fuel-rich gas generator which could be adopted to Ducted Rocket propulsion system is investigated. The gas generator is designed considering the design requirements of propulsion system then solid fuel, which is developed by reducing the contents of oxidizer and increasing the contents of metallic solid particle, is loaded in the manufactured gas generator. The results of combustion test shows the necessity of the special analysis tool for estimating the gas generator performance where multi-phase flow of fuel-rich gas exists.

초 록

덕티드로켓 추진기관에 사용되는 불완전연소 가스발생기를 설계/제작하고 연소시험을 수행하여 그 연소특성을 분석하였다. 추진시스템 설계요구조건을 바탕으로 가스발생기를 설계하고 산화제 함유량을 줄이고 금속연료 함량을 증가시킨 불완전연소용 고체연료 조성을 개발하여 가스발생기를 제작하였고, 이를 이용한 연소시험을 통해 다상 유동의 불완전연소 가스가 존재하는 가스발생기의 성능예측을 위해서는 별도의 해석기법이 요구됨을 확인하였다.

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

1. 서 론

비행체 개발에 있어 고속화와 장거리비행은 변함없는 개발목표이며, 이를 실현하기 위한 다양한 추진시스템이 연구되고 있다. 이 중 덕티드

로켓 추진시스템은 고체추진기관의 고기동성을 유지하면서도 고체연료에 포함된 낮은 산화제비율로 인해 높은 비추력을 얻을 수 있어 차세대 추진시스템으로 폭넓게 연구되고 있다[1].

덕티드로켓에서 가스발생기는 불완전 연소에 의해 연료농후가스를 안정적으로 생성시켜 2차 연소실에서 지속적인 연소반응이 유지되도록 하는 기본적인 성능 외에, 요즘 개발되고 있는 대부분의 덕티드로켓에서는 가스발생량을 조절하

* 국방과학연구소 1본부-5부

** (주)한화 대전사업장 개발부

† 교신저자, E-mail: 5genie@hanmail.net

여 추진기관의 추력을 조절할 수 있는 VFDR (Variable Flow Ducted Rocket) 시스템을 구현할 수 있도록 요구받고 있다.

많은 연구자들에 의해 가스발생기용 고체연료로 장점을 지닌 보론입자의 연소특성에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있고, 불안전 연소가스가 2차 연소실에서 흡입공기와 혼합되는 특성에 관한 다양한 연구결과 발표가 있으나 가스발생기에서 진행되는 불안전연소 특성에 관한 연구는 발표사례를 찾아보기 힘들다.

본 연구에서는 덕티드로켓용 불안전연소 가스발생기를 설계/제작하고 연소시험을 수행하여 그 결과를 설계결과와 비교하는 방법으로 연소특성을 분석하였다.

2. 시험장치 설계

2.1 가스발생기 설계

덕티드로켓 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.

Table 1 Brief design condition

Mach number	Altitude (km)	Mass flow rate of Air (kg/s)	Diameter (mm)
3.5	10	5.1	178

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].

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

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

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 별도 개발된 조성물을 사용하였다. 압력에 따른 고체연료봉의 연소속도 측정을 통해 특성상수 a , 압력지수 n 값을 얻어 설계에 사용하였는데, 가스발생기 내부 압력변화 범위를 설정을 통해 가스발생 유량변화를 계산하였다. 설계결과는 기존 연구를 통해 안정적인 2차 연소가 유지되는 공기연료비(AFR: Air fuel ratio)범위로 알려진 AFR 10 ~ 50 범위 [3,4]와 비교할 때 유사한 값을 보였다.

가스발생기 길이는 평균연소속도를 기준으로 시험시간 30초가 구현될 수 있는 길이로 선정하였다.

설계된 가스발생기 주요 성능변수를 정리하면 Table.2와 같다.

Table 2 Basic design parameters

Orifice diameter* (mm)	GG pressure (psia)	Mass flow rate of fuel (kg/s)	AFR
9	2000	0.62	8.2
20	100	0.14	36

* Equivalent diameter

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 위

한 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 유량을 변화시키는 방식을 선정하였으며, 이를 구동하기 위한 전기식 구동기와 제어장치를 적용하기로 하였다.

가스발생기와 2차 연소실을 연결하면서 유량 조절시스템이 설치되는 공간인 inter-stage부를 아래 Fig.1과 같이 설계/제작하였으며, 가스발생기를 통해 생성된 불완전 연소가스가 게이트를 통해 유량이 조절되어 inter-stage부를 관통하는 화염이송튜브를 통해 2차 연소실로 이동되어 2차 연소실에 분사되고 흡입구를 통해 유입된 공기와 만나 2차 연소가 이루어지는 구조를 가진다.

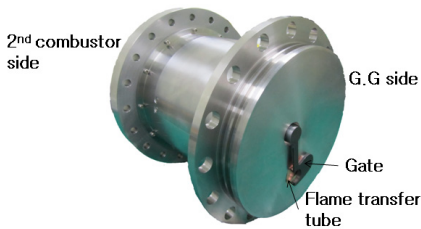


Fig. 1 Design of flow rate control valve

3. 연소시험 및 결과

3.1 시험 방법

앞 절의 설계결과를 바탕으로 가스발생기 구조물을 제작하고, strand burner 시험을 통해 물성이 확보된 고체연료를 충전하여 가스발생기를 제작하였다. 시험 중 가스발생기 내부 압력형성을 위해 유량조절밸브 구조물을 적용하는 대신 가스발생기 출구에 화염이송튜브와 끝단의 오리피스를 장착하여 시험을 수행하였는데, 화염이송튜브는 유량조절밸브 내부의 화염이송튜브와 동일한 형상을, 오리피스 형상은 실제 밸브에서 게이트 동작에 의해 형성되는 유로의 형상을 모사

하도록 제작되었다.

시험은 시험용스탠드에 가스발생기를 고정하고 소형 파이프로 점화기를 이용하여 점화를 수행하는 방식으로 이루어졌고, 시험 중 가스발생기 내부의 압력과 온도를 측정하였다. 아래 Fig.2는 연소시험의 한 장면으로서 가스발생기와 화염 형상을 보이고 있다.

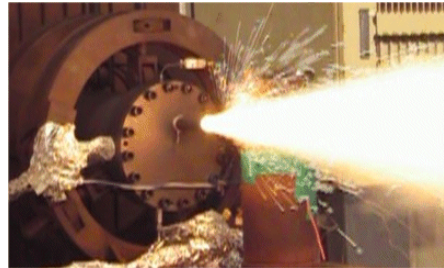


Fig. 2 Gound test of gas generator

3.2 시험 결과 및 분석

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

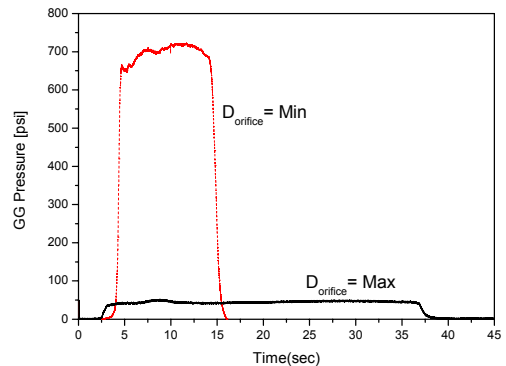


Fig. 3 Pressure of GG with different orifice diameter

동일한 연료량을 충전한 두 시험결과에서 압력은 11배, 연소시간은 3.2배의 차이를 보여준다. 이를 바탕으로 Saint robert's Law에 사용된 계수를 평가하면 두 시험결과를 공통으로 만족하는 계수를 찾을 수 없다. 또한 계산된 가스발생

량과 주어진 오리피스 면적을 고려하여 노즐에서의 초킹 관계식으로부터 가스발생기 내부압력을 추정하면 측정값 대비 160 ~300% 과도한 값을 얻게 된다.

측정된 압력과 유사한 결과를 도출하는 모델을 얻기 위하여 고체추진기관에 사용되는 해석 기법을 이용하여 시험결과를 분석하였다. 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 예측결과를 얻을 수 있다.

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

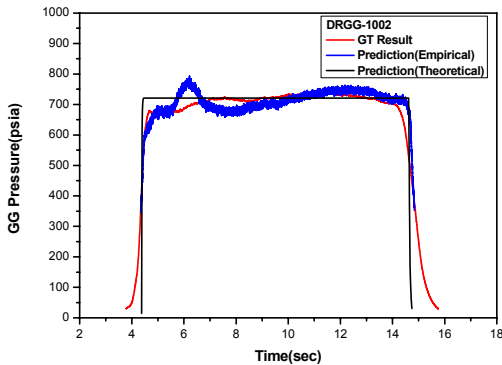


Fig. 4 Result of pressure estimation with modified relation factor

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.

4. 결 론

덕티드로켓 추진기관에 사용되는 불완전연소 가스발생기를 설계/제작하고 연소시험을 수행하여 그 특성을 연구하였다. 가스발생기는 추진시스템 설계조건을 고려하여 요구되는 불완전연소 가스 생성량을 만족시킬 수 있도록 설계하였고, 가스발생기 내부에는 산화제 함량을 줄이는 대신 금속연료 함량을 증가시켜 불완전연소가 발생하는 고체연료를 개발, 충전하여 연소시험을 수행하였다.

연소시험결과 고체연료 물성측정 표준시험 결과와 상이한 연소특성을 보일 뿐만 아니라 완전연소가스를 모델로 하는 일반적인 고체추진기관 해석모델을 통한 연소결과를 예측은 시험결과와 상당한 차이가 있어 별도의 해석모델이 요구되는 결과를 보여주었다.

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