

## RP-1 연료를 사용한 농후연소 가스발생기의 최적설계 및 연소해석

권순탁\*, 이창진\*\*

### Optimal Design and Combustion Analysis of Fuel-rich Gas Generator for Liquid Rocket Engine Based on RP-1 fuel

Suntak Kwon\*, Changjin Lee\*\*

#### ABSTRACT ④

The optimal design and combustion analysis of the gas generator for Liquid Rocket Engine (LRE) were performed. A fuel-rich gas generator in open cycle turbopump system was designed for 10tonf in thrust with RP-1/LOx combination. The optimal design was done for maximizing specific impulse of main combustion chamber with constraints of combustion temperature and power matching in turbopump system. Results of optimal design show the dimension of length, diameter, and contraction ratio of gas generator. The configuration of the gas generator and the condition for performance which can maximize the objective function were determined and found to meet the design constraints. Also, the combustion analysis was conducted to evaluate the performance of designed chamber and injector of gas generator. And the effect of the turbulence ring was investigated on the mixing enhancement in the chamber.

#### 초 록

액체로켓 엔진에 사용되는 가스발생기의 최적설계와 연소해석을 수행하였다. 추진제는 RP-1/LOx 이고, open cycle 터보펌프 시스템을 사용하였으며, 가스발생기는 농후(fuel-rich) 연소를 적용하였다. 최적설계의 목적함수는 주연소실의 비추력이 최대가 되는 것으로 하였다. 설계변수는 가스발생기의 O/F비, 유량(mass flow rate into gas generator), 터빈 노즐 출구 각, 부분분사비, 그리고 터빈 원주속도로서 이들을 이용하여 가스발생기의 열역학적 성능을 계산하였고, 설계제한조건인 가스발생기 연소실 총온도와 터빈-펌프의 출력일치(matching)를 만족하면서 목적함수를 최대화 할 수 있는 가스발생기의 형상과 성능조건을 확인하였다. 연소해석을 통하여 난류고리 장착에 따른 연소가스의 혼합길이와 연소실 직경을 검토하고, 반경방향의 온도분포 등을 살펴보았다.

#### 1. 서 론

액체추진로켓의 연료공급은 탱크가압방식 또는 터보펌프 공급방식을 사용한다. 터보펌프 공급방식은 엔진 시스템의 구조가 복잡해져 소

형로켓에 사용이 불리하나 연료탱크가 저압이므로 구조중량이 감소되어 성능이 향상되는 장점이 있다. 따라서 액체추진 로켓의 대형화와 성능증가를 위하여 터보펌프 시스템의 개발이 필수적이다[1].

가스발생기는 자체 냉각이 불가능하므로 연

\* 건국대학교 항공우주공학과 (Division. of Mechanical and Aerospace Engineering, Konkuk University)

\*\* 건국대학교 기계항공공학부 (Dept. of Aerospace Engineering, Konkuk University)

소온도 1000K 내외의 농후(fuel-rich)연소를 통하여 연소실과 터빈의 재료를 보호한다. 따라서 잉여연료의 증발과 연소실 후단의 온도균일성은 가스발생기의 설계와 실험에 있어 큰 이슈가 되고 있다[1]. Dennis[2]등은 난류고리의 위치와 가스발생기의 길이변화를 통하여 가스발생기 출구에서의 온도균일성과 열선(hot streak) 발생여부를 측정하였다. Mah[3]는 난류고리를 장착한 가스발생기의 운영범위를 실험적으로 예측하였다. 실험인자로는 O/F비, 연소압력을 설정하였으며 출구에서의 정온도와 특성속도가 급격히 강하하는 점을 측정하였다.

한편, 연료와 산화제의 혼합길이, 연소실 직경의 선정과 펌프구동을 위한 최적의 추진제량 계산은 설계단계부터 고려되어야 한다. 또한 연소해석을 통한 성능과 연소가스의 온도균일성 예측은 필수적으로 선행되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 RP-1/LOx를 추진제로 가스발생기의 최적설계를 수행하였다. 그리고 설계결과로 도출된 가스발생기 연소실의 벽면에 난류고리를 장착하여 연소실 길이, 반경방향 온도분포와 잉여연료의 증발률을 해석하여 가스발생기의 연소 특성을 살펴보았다.

## 2. 본 론

### 2.1 Code Description

가스발생기는 노즐 확산부가 장착되지 않은 주 연소실과 매우 유사한 형상을 가지고 있고, 연소실 압력, 온도, 밀도, O/F비 등의 인자로서 성능이 결정된다.

가스발생기의 연소실 압력은 연소실 입·출구에서의 질량보존(식 1)에 의하여 결정된다. 가스발생기에서는 농후연소에 대한 연소효율 보정이 필요하나 본 설계에서는  $\eta_c=1$ 로 가정하였다. 또한 연소온도, 비열비, 분자량, 밀도 등의 연소가스 물성값은 화학평형 code[4]에 의한 계산과 실험값이 많은 차이를 나타내므로 [1]의 실험결과를 사용하였다.

$$P_{GG} = \eta_c \cdot \frac{\dot{m}_{GG}}{A_t} \sqrt{\frac{R \cdot T_{GG}}{\gamma}} \cdot \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

가스발생기 길이는 추진제 특성과 액적 직경에 기초한 이론식에 의하여 결정되었다[5]. 그리고 터빈 출력은 1단 100% 충동형 터빈의 기하학적, 유체역학적 효율을 고려하여 계산하였고

펌프 효율은 같은 추진제와 터보펌프 시스템을 사용하는 다른 엔진의 값을 사용하였다[7].

### 2.2 Optimization Formulation

가스발생기 최적설계의 목적함수는 주 연소실의 최대 비추력이며 이를 위한 가스발생기 성능과 형상설계를 실시하였다. 사용된 목적함수, 제한조건과 설계변수는 [8]을 참조하기 바란다.

최적화 설계에 사용된 모듈은 상용 프로그램인 DOT V4.01의 SQP(Sequential Quadratic Programing)이다. SQP는 목적함수를 2차함수로, 제한조건을 1차함수로 근사하여 해를 구하고 계산과정의 오차는 반복계산을 통해서 줄여가며 최적화를 수행한다. .

### 2.3 Validation of Design Code

가스발생기 설계코드의 검증을 위하여 참고 문헌[2,7]을 이용하였다. 대상엔진은 발사고도 11.6km, 60,000lb<sub>f</sub>의 추력을 발생한다. 추진제는 RP-1/LOx를 사용하고 주 연소실 노즐의 팽창비는 15, 터빈은 1단 100%충동형이다.

이 엔진에 사용되는 각각의 설계값은 다음과 같다. 연료와 산화제 탱크의 압력은 각각 0.262MPa, 0.31MPa이고 주 연소실 압력은 4.364MPa이다. 펌프 출구에서는 연료와 산화제를 6.633MPa, 6.336MPa으로 상승시켜야하고 연료와 산화제 탱크에서의 유량은 각각 29.16kg/s, 63.19kg/s로 O/F비가 2.17이며 가압 시 펌프효율은 연료와 산화제가 59%, 68%를 사용하였다 [7]. 가스발생기 연소실 유동은 등엔트로피 과정이고, 펌프는 열역학적 성능만을 계산하였으며 터빈-펌프의 기계적 손실은 없다고 가정하였다. 터빈효율은 참고문헌[7]에 제시된 55%를 사용하였고 가스발생기 연소가스의 터빈 출구 정압

Table. 1 Comparison with Reference and Calculation Results

		Reference[4,9]	code
Turbine Power		879 KW	880KW
Combustion Chamber	O/F	2.34	2.32
	Mass Flow Rate	89.13 kg/s	89.33 kg/s
	Isp	310.5 sec	310.6 sec
Gas Generator	O/F	0.3	0.32
	Total Pressure	3.96 MPa	3.88 MPa
	Total Temperature	889 K	899 K
	Mass Flow Rate	3.22 kg/s	3.02 kg/s
Length / Diameter		21.6 / 8.9 cm	30.0 / 6.0 cm

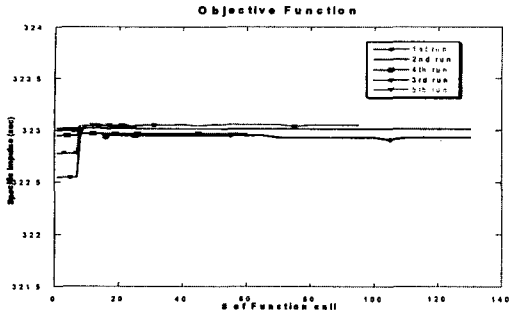


Fig. 1 History of Objective Function in the Optimal Design

력은 0.48MPa로 하였다. 위 요구조건에 따른 펌프의 필요출력은 879kW이고 터빈은 같은 출력을 발생시켜야 한다.

표 1은 설계결과와 참고문헌의 설계 값을 비교한 것이다. 펌프 구동을 위해 필요한 출력은 요구 값인 879kW를 만족하며, 주연소실의 비추력도 310.6sec로 참고문헌과 유사한 값을 가진다. 그리고 가스발생기의 연소실 압력, 질량유량과 연소 온도 등도 참고문헌과 큰 차이가 없음을 알 수 있다.

한편, 참고문헌[2]에서는 난류고리가 포함된 가스발생기의 길이를 제시하였으나 본 설계는 [5]의 이론식을 사용하여 길이를 계산하였기 때문에 본 연구의 가스발생기가 약28% 길게 나타났다. 그러나 난류고리는 가스발생기의 길이를 줄이는 효과를 가져오므로 본 연구에서 사용한 가스발생기 성능해석과 형상설계를 위한 code는 적절히 구성되어 있음을 알 수 있다.

#### 2.4 Optimal Design of Gas Generator for 10tonr Liquid Rocket Engine

검증된 설계code를 이용하여 10ton급 액체로켓 엔진의 비추력 최대화를 위한 가스발생기 최적설계를 실시하였다. 터보펌프 시스템은 open cycle, fuel-rich, 100% impulse turbine을 적용하였고 추진제는 RP-1/LOx이며 주 연소실 노즐의 팽창비는 50으로 하였다[9]. 주 연소실 압력은 2.0MPa이고, 이를 위해 연료와 산화제 펌프의 출구 압력은 각각 6.25, 4.25MPa를 유지해야 한다[1]. 그리고 전체 연료, 산화제의 유량은 22.4, 10.7kg/s이고 O/F비는 2.09이다. 펌프 효율과 터빈 각속도(RPM)는 [2, 7]의 터보펌프 시스템 사양을 사용하였으며 터빈 출구 정압력은

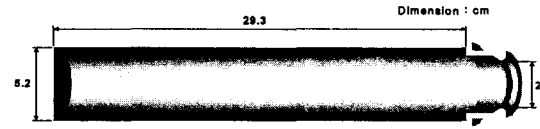


Fig. 2 Configuration of Gas Generator

0.5MPa로 결정하였다. 위 요구조건에 따라 추진제 이송을 위한 펌프출력은 160kW이다.

SQP의 단점인 국지적 최적화(local optimum)를 방지하기 위하여 설계변수의 시작점을 다양하게 하여 최적화를 실시하였고 그림 1은 설계변수 시작점의 변화에 따른 주 연소실 비추력의 최적화결과를 나타낸 것이다.

5회의 최적화를 실시하였을 때, 최적화의 목적함수는 329.9 ~ 331.1 sec의 범위로 수렴하였다. 그리고 가스발생기 유입유량은 전체유량의 2.72% ~ 3.96% 이고, O/F비는 0.305 ~ 0.337의 범위에서 수렴하였다. 이것은 최적화 모듈이 구배법 기반이므로 최적화 목적함수의 구배가 작을 경우 수렴성이 떨어지기 때문이라 판단된다. 또한, 가스발생기 유입유량이 가장 적은 경우를 선택하여 표 2에 최적화되지 않은 경우와 비교하였다.[9] 표2에서 터빈출력과 추력은 모두 요구조건에 만족하나 최적화한 경우의 가스발생기 유입유량이 약 28% 감소하여 주 연소실의 추력상승을 가져오므로 최적화 설계가 더 나은 결과를 보여주고 있음을 확인하였다.

따라서 주연소실 비추력과 추력을 최대화 할 수 있는 가스발생기의 성능조건은 연소실 온도가 920K, 가스발생기 유입유량이 0.9kg/s임을 알 수 있었다. 그리고 이를 위하여 가스발생기는 길이 29.3cm, 직경 5.2cm로 설계되었고 그림 2는 그 형상을 보여주고 있다. 그러나 가스발생기의 완전한 혼합을 위해 필요한 연소실 길이는

Table. 2 Results of Gas Generator Design

		Opt'	Not Opt'
Turbine Power		160KW	160KW
Combustion Chamber	O/F	2.21	2.27
	Mass Flow Rate	32.1 kg/s	31.9 kg/s
	Isp	323.05 sec	322.9 sec
	Thrust	10.4 tonr	10.08tonr
Gas Generator	O/F	0.337	0.31
	Total Pressure	1.93 MPa	1.71 MPa
	Total Temperature	920 K	880 K
	Mass Flow Rate	0.90 kg/s	1.25 kg/s
Length / Diameter		29.3 / 5.2 cm	30.2 / 5.7 cm

연소해석에 의하여 검증되어야 하고, 난류고리의 장착에 의한 연소가스 혼합을 증가와 그에 따른 가스발생기 길이의 감소 가능성 검토도 필요하다.

## 2.5 Combustion Analysis of Gas Generator

최적설계에 의하여 가스발생기의 형상이 설계되었다. 그러나 가스발생기는 농후혼합기를 연소하므로 잉여연료의 완전한 증발이 필요하다. 또한 출구에서 열 집중 발생을 방지하기 위해 반경방향 온도분포가 균일해야 한다.

한편, [10]에 의하면 가스발생기의 난류고리는 연소가스 혼합물과 온도균일성을 증가시킨다고 하나 이에 관한 정성적/정량적 결과는 제시되지 않은 상태이다. 따라서 본 연소해석에서는 난류고리의 위치, 전체 연소실에서 차지하는 단면적 등을 인자로 하여, 연소실 내의 길이방향, 반경방향의 온도분포, 연료와 산화제의 잔류여부, 특성속도, 그리고 특성길이 등을 비교하였다. 가스발생기의 인젝터는 가장 기본적인 충돌반각 22.5°의 F-O-F형 triplet-impinging type을 사용하였다. 그리고 난류고리는 인젝터 면으로부터 각각 5cm, 13cm 위치에 장착하였으며, 연소실 압력유지를 위한 소닉 노즐을 설치하였다.

가스발생기의 연소는 농후혼합기를 사용하므로 기존의 평형가정 또는 1단계 연소 가정에 의한 모델링은 무리가 있다. 따라서 비평형 연소를 적용할 수 있는 모델링 방법이 필요하다. 해석결과 난류를 발생시켰을 경우 온도집중이 약화되는 것을 볼 수 있었고 연소실 길이를 줄일 수 있는 요소가 존재하리라 예상된다.

## 3. 결 론

액체로켓 터보펌프 시스템에 사용되는 가스발생기 최적설계code를 개발하여 10ton급 로켓에 사용되는 가스발생기의 길이와 직경 등을 설계하였다. 추진제는 RP-1/LOx이고 가스발생기는 농후연소를 적용하였다. 최적설계에 의하여 주 연소실의 비추력을 최대화할 수 있는 가스발생기의 질량유량과 O/F비의 조건을 확인할 수 있었으며 그에 따른 가스발생기 형상설계를 할 수 있었다.

최적설계된 가스발생기의 기본형상에 관하여 연소해석을 실시하였으며 난류고리의 유무, 연소실 단면적에서 차지하는 비율, 그리고 길이방향 위치 등을 변화하면서 연소실 내의 혼합특성

과 연소특성을 살펴보았다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부 2002년 핵심우주개발사업 (과제번호 : M10138000010 - 02D0500 - 00810)에 의한 연구비 지원을 받았음을 밝히며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. K. D. Huzel, and H. D. Huang, *Modern engineering for design of liquid propellant rocket engine*, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol 147, AIAA, pp 53-55, 155-218 .
2. H. J. Dennis, Jr, and T. Sanders, "NASA Fastrac Engine Gas Generator Component Test Program and Results", AIAA paper 2000-3401, AIAA/ASME/SAE/ASEE 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000.
3. C. S. Mah, "Evaluating the Operational Limits of a Gas Generator", AIAA paper 2001-3990, AIAA/ASME/SAE/ASEE 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.
4. B J. McBride, and S Gorden, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA RP 1311, NASA Lewis Research Center, 1996.
5. P. Hill, and C. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2nd ed, Addison Wesley, pp584~588, 1992.
6. 최창호, 김진한, 양수석, 이대성, "액체로켓용 터빈시스템 설계", 항공우주기술, 제1권, 제1호, 한국항공우주연구원, pp163~172, 2002.
7. R. O. Ballard, and T. Olive, "Development Status of the NASA MC-1 (Fastrac) Engine", AIAA paper 2000-3898, AIAA/ASME/SAE/ASEE 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000.
8. 권순탁, 이창진, "농후혼합기를 사용한 액체로켓 가스발생기의 기초설계", 추계항공우주학술대회, 한국항공우주학회, pp991~994, 2002.
9. 이진근, 김진한, 양수석, 이대성, "터보펌프식 액체로켓엔진의 시스템 해석", 추계항공우주학술발표회, 한국항공우주학회, pp1093~1097, 2002.
10. "Liquid Rocket Gas Generator", Space Vehicle Design Criteria, NASA SP 8081, 1974.