

論文

농후 연소 가스발생기의 연소실험과 성능해석

권순탁*, 이창진**

Combustion Test and Performance Analysis of
Fuel Rich Gas Generator

Suntak Kwon* and Changjin Lee**

ABSTRACT

A series of combustion test was done to verify the optimization result of a gas generator for a 10 ton thrust liquid rocket engine. An injector element is F-O-F impinging type injector and the test was conducted with kerosene/LOX propellants. Test results of combustion temperature and pressure show a very good agreement with optimal design result and verify that the design method was properly established. And turbulence ring revealed its effectiveness in enhancing combustion gas mixing and temperature difference in the radial direction showed only less than 15K. Also turbulence ring induced only 3.2% pressure loss in the combustion chamber, which is far less than conventional level observed in a gas turbine engine. Axial temperature distribution also shows that turbulence ring could effectively reduce about 10% or more in gas generator length if its location is properly selected.

초 록

추력 10 tonf 액체로켓용 가스발생기를 최적설계하고 설계 검증을 위한 연소 실험을 실시하였다. 연소실에 사용된 인젝터는 F-O-F triplet 충돌형 인젝터 이었으며 추진제는 kerosene/LOX을 사용하였다. 측정된 연소 온도와 압력은 최적 설계에서 얻은 설계 값과 매우 유사한 값을 나타내어 최적설계가 적절히 이루어 졌음을 확인하였다. 그리고 난류 고리를 설치하여 연소가스의 혼합을 촉진시킨 결과, 연소실 압력은 3.2% 감소에 그친 반면, 반경 방향 온도분포는 편차가 15K 이하로 줄어들어 우수한 온도 분포 특성을 나타내었다. 또한 후단부에서 축 방향 온도분포를 측정한 결과 최적 설계로부터 얻은 가스발생기 길이를 10% 줄일 수 있음을 발견하였으며 난류고리의 위치를 적절히 조절한다면 그 이상의 길이 감소도 가능한 것으로 판단하였다.

Key Words : Liquid rocket(액체로켓), Gas generator(가스발생기), Fuel-rich(연료과농), combustion(연소), Turbulence ring(난류 고리)

1. 서 론

액체 추진로켓에서 터보펌프에 의한 연료 공급 방식은 탱크압력을 저압으로 유지할 수 있으므로 구조 중량을 감소시켜 로켓성능을 향상시킬 수 있는 장점이 있다. 때문에 액체추진 로켓의 대형화와 성능증가를 위한 터보펌프 시스템 개발은 필수적이다[1].

† 2004년 8월 23일 접수 ~ 2004년 12월 28일 심사완료

* 정희원, 현대자동차 상용디젤엔진설계팀

** 정희원, 건국대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

가스발생기는 펌프와 연결된 터빈 구동을 위한 고 엔탈피(high enthalpy) 연소가스 생성을 목적으로 하며 추진제의 일부(1~5%)를 사용한다. 또한 터빈 블레이드의 열적부하를 줄이기 위하여 농후 또는 희박연소를 이용하며 연소온도를 900~1000K로 유지한다. 그러나 연소가 불완전하여 연소실 벽면 또는 인젝터 부근에 열 집중이 발생하면 과도한 열 손상을 입힐 수 있으며 농후연소로 인한 검댕(soot)이 발생하여 터빈 블레이드 성능을 저하시키기도 한다[2].

한편, 연료와 산화제의 혼합비, 연소실 직경의 선정과 사용되는 최적의 추진제 사용량 계산은 설계단계부터 고려되어야 한다. 이것은 주 엔진으로 유입되는 연료를 사용하여 가스발생기가 연소하기 때문에 가스발생기에서 연료 사용량을 최소화하고 주 엔진의 성능을 최대화 하여야 하기 때문이다. 따라서 가스발생기 설계는 주 엔진의 성능을 최대화 하고 가스발생기에서 연료 사용량을 최소화 하는 최적화 관점에서 접근하여야 한다. 이를 위하여 최적화 방법을 이용한 가스발생기 최적 설계가 반드시 이루어져야 하며 최종적으로 연소 실험을 통한 성능을 검증하여야 한다. 가스발생기 성능은 여러 인자들을 계측함으로써 판단할 수 있으며 특히, 인젝터의 연료 분사 형태, 설계 점(design point)에서 연소 온도와 연소 압력, 축 방향/반경 방향 온도 분포, 검댕(soot) 발생량, 연소압력의 진동으로 인한 연소불안정 유무 등은 성능을 판단할 수 있는 중요한 인자들이다.

그러나 가스발생기에 관한 이전 연구들은 경제적인 재사용 가스발생기를 만들거나 LOX/LCH4등을 사용하기 위한 가스발생기 인젝터 설계 등에 관한 연구들이 대부분이었다[1-5]. 따라서 로켓 시스템 일부로서 가스발생기를 설계한 연구는 발표된 사례가 없었다. 물론 로켓 시스템을 실제로 제작하기 위하여 가스발생기, 터보 펌프 시스템, 로켓 주 엔진을 모두 고려하여 설계하여야 하지만 가스발생기 등은 기술이전에 매우 민감한 분야이므로 기술 선진국으로부터 공개된 연구 논문은 찾아보기 매우 어려운 실정이다[3-5].

본 연구에서는 추력 10 tonf 급 액체추진 로켓의 터보펌프 시스템을 구동할 수 있으며 RP-1/LOx를 추진제로 하는 open cycle 가스발생기에 관한 최적 설계 실시하였고[6] 그 결과를 검증하기 위하여 연소 실험을 수행하였다. 이때 사용된 인젝터는 분사특성과 혼합효율 등을 고려한 후 실험에 의하여 선정된 충돌형 인젝터를 사용하였다. 또한, 연소실험에서 가스발생기에 난류고리를 장착하여 연소실 길이, 반경방향의 온도분포와 압력강하 등을 측정하여 최적설계 결과와 비교하여 그 성능을 검증하였다.

II. 가스발생기 최적 설계

Table 1은 최적 설계된 가스발생기 크기와 성능을 나타내고 있다. 최적 설계에 관한 자세한 내용은 참고문헌 [6]에 언급되어있다. 최적 설계 결과에 의하면 가스발생기는 길이 293mm, 직경 52mm이며 원활한 실험 수행을 위하여 직경 20.1mm인 노즐을 부착하였다[6]. 이때 노즐은 실험을 원활하게 위하여 임의로 삽입된 부분으로 최적설계 결과와는 무관한 부분이다. 주 연소실 성능 (주 엔진의 비추력)을 최대화 할 수 있는 가스발생기 성능조건은 연소실 온도가 920K, 가스발생기 유입유량이 0.9kg/sec로 총 추진제 유량의 2.72%이다. 이 중 연료 유량은 0.67kg/sec, 산화제 유량은 0.23kg/sec이며 O/F비는 0.34이고 연소압력은 1.93MPa이다.

Table 1. Optimal Design Results of Gas Generator

Turbine power		160 kW
Combustion chamber	Total pressure	2.21MPa
	Mass flow rate	32.1 kg/s
	<i>I</i> _{sp}	323.05 sec
	Thrust	10.4 tonf
Gas generator	O/F	0.34
	Total pressure	1.93 MPa
	Total temperature	920 K
	Mass flow rate	0.90 kg/s
	Length / Diameter	293 / 52 mm

Table 1은 160kw의 동력을 발생하여 추력 10ton 로켓엔진의 터보펌프 시스템을 구동하는 가스발생기에 관한 최적 설계 결과이다. 이 결과에서 가스발생기 길이는 분사된 액적의 증발거리를 고려하여 선정하였으나 난류고리와 같은 난류 발생장치를 사용하면 그 길이를 줄일 수 있는 것으로 알려져 있다[7]. 따라서 연소실험에서는 난류고리에 의한 연소가스의 혼합 증진과 온도 분포를 측정하여 성능이 유지되는 최소한의 가스발생기 길이에 관한 예측을 하려한다.

III. 인젝터 선정과 Plate 배열

본 연구에서는 가스발생기에서 사용되는 유량과 O/F 범위에 적합하고 설계와 제작이 비교적 용이한 F-O-F 충돌형 인젝터를 선택하였다[7].

일반적인 연소기를 설계할 때 인젝터에서 발생하는 압력강하(pressure drop: Δ_p)는 연소실 압력의 20%정도인 것으로 알려져 있으나 가스발생

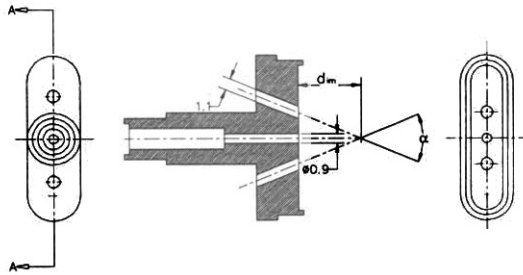


Fig. 1. Configuration of injector element

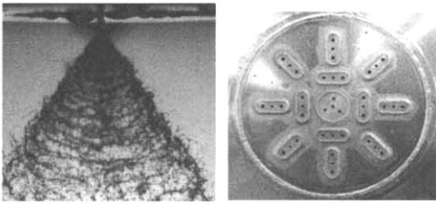


Fig. 2. CCD pictures of spray pattern of selected injector and injector plate

기의 경우는 연소압력이 일반 연소기에 비하여 낮으므로 연료의 압력강하는 0.7MPa, 산화제는 0.65MPa로 설정하였다. Fig. 1은 연소 실험에 사용된 요소 인젝터의 단면을 보여주고 있다.

요소 인젝터는 총돌각 45°, 총돌거리 6mm이며 연소가 예상되는 지점에서 가장 양호한 분사각과 분사상태를 보여주었다. 인젝터 설계에 관한 내용과 실험결과는 참고문헌 [8,9]에 자세히 언급되어 있다. Fig. 2는 실험에 사용된 총돌각 45, 분사거리 6mm인 요소 인젝터의 분사형태와 최종적으로 결합된 인젝터 면을 CCD 카메라로 찍은 사진이다.

IV. 연소 실험

가스발생기 설계는 펌프와 터빈 그리고 가스발생기 사이의 열역학 관계를 고려하여 이루어졌으며 연소실에 부착되는 노즐은 고려하지 않았다. 그러나 가스발생기의 연소실험을 진행하기 위하여 노즐을 부착하여야 하기 때문에 편의상 노즐 수축부 형상을 썸뿔(wedge)형으로 결정하여 가스발생기에 부착한 후 실험하였다. 따라서 연소가스가 통과하는 면적(effective area)이 노즐 수축부로 인하여 줄어들어 실험이 진행되는 연소압력이 설계압력보다 높아졌다. 이를 보정하기 위하여 설계 압력을 변경하거나 노즐 크기를 수정하는 두 가지 방법이 있지만 실험기간 등을 고

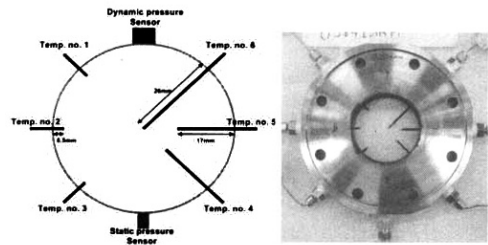


Fig. 3. Sensor locations for pressure and temperature measurement

려하여 설계압력을 변경하여 실험을 진행하는 것으로 결정하였다. 다음 실험기준은 이러한 이유로 변경된 실험 조건이다.

- 연소실 압력(PGG) = 2.21 MPa
- O/F비 = 0.35
- 예상 연소온도 = 941K

Fig. 3은 온도, 압력 측정을 위하여 가스발생기에 설치한 링(instrument ring)을 보여주고 있다. 정압력 센서는 난류고리에 의하여 발생하는 압력강하를 측정하며, 열전대는 인젝터면에서 35mm, 점화포트에서 265mm 하류 방향에 설치하였다. 동압센서도 인젝터면에서 265mm 하류 방향에 정압력센서와 같은 위치에 설치하여 연소 압력을 측정하였다.

열전대는 외경 1.59mm(1/16in)인 k-type이며 온도 측정부는 반응시간과 측정 정확성을 고려하여 노출 형으로 하였다. 온도센서는 인젝터에서 분사되는 연료와 산화제의 총돌 점과 일치하는 축 방향 위치에 설치하였으며 1, 2, 3번 열전대는 3열 인젝터의 위치에 중심을 두었고, 4, 5번 열전대는 2열 인젝터를 기준으로 하였으며, 6번 열전대는 연소실의 중앙 온도를 측정할 수 있도록 하였다. 각 실험에서 실험시간에 따른 데이터는 연소실험 시작 후 정상상태(steady state) 구간인 1.5~5.5 sec 동안 값의 평균을 취하였다. 연소실의 반경방향 온도는 같은 위치인 1, 2, 3번 열전대의 온도를 사용하였으며 4, 5번 열전대의 온도는 산술평균을 구하여 사용하였다. 여기서 난류고리가 장착된 연소실을 실험한 경우에는 반경방향으로 온도분포가 균일하다가 가정할 수 있으므로 반경방향 평균 온도를 구하기 위하여 각 열전대의 온도에 대하여 산술평균을 취하였다. 그러나 난류고리가 장착되지 않은 경우 반경방향에 따른 온도구배가 심하고, 더욱이 같은 반경에서도 온도차이가 존재하므로 평균 온도는 고려하지 않았다.

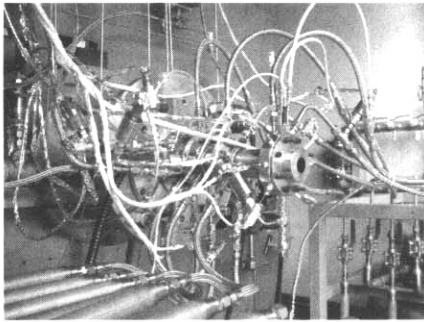


Fig. 4. Gas generator on the test stand ready for firing test

연소시험은 항공우주연구원에서 운영중인 소형 연소시험장(mReTF)의 연소시험장치를 사용하였으며 이에 관한 자세한 내용은 참고문헌[10]에 나타나 있다.

연소실 냉각은 펌프로 공급되는 물을 사용하였으며 Fig. 4는 물 공급 라인 및 센서 그리고 추진제 공급 라인 등을 모두 연결하여 test stand에 장착되어 실험대기 중인 가스발생기 사진이다.

점화는 torch ignitor에 spark을 발생시키고 가스 메탄을 공급한 후 가스 산소를 공급해 연소실 안에 먼저 torch 화염을 만들어 점화하는 torch 점화 방법을 사용하였다. 화염 발생으로 torch ignitor 내부 압력이 2bar 이상이 올라가면 가스발생기로 연료를 공급하고 약 0.3초 후에 산화제를 공급하는 순서를 밟아서 연소가 이루어지게 하였다. 그리고 가스발생기 연소가 연료가 과다한 농염 연소이므로 연소 종료를 위하여 질소를 배출(purge)하면 산화제 순간 공급으로 인해 연소가스의 온도가 매우 빠르게 올라간다. 이러한 경우가 발생하면 열전대 또는 가스발생기에 부착된 노즐이 파손될 염려가 있으므로 연료(kerosene)의 공급 중단 시기를 산화제보다 약 1.5초 후에 이루어지게 하였다. 점화 및 종료에 대한 연소시험 cyclogram은 참고문헌[11]에 자세히 언급되어 있다.

V. 연소실험 결과와 성능비교

Fig. 5는 연소온도와 특성속도에 대한 실험결과와 예측성능[1]을 서로 비교하였다. 결과를 살펴보면 실험이 수행된 O/F = 0.35에서 연소온도는 예측 값에 비하여 약 2.8% 큰 차이를 보이며 그 밖의 구간에서는 예측 값과 실험결과가 매우 유사한 경향을 보여주고 있다. 한편, 특성속도

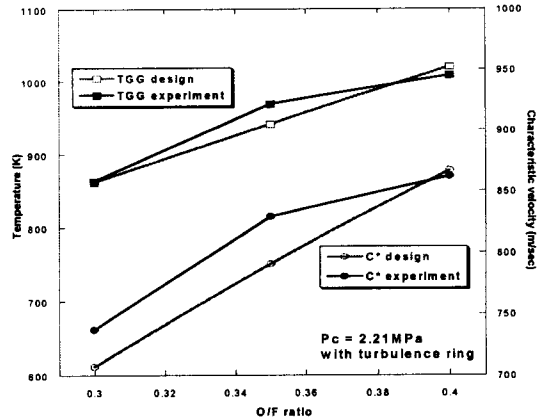


Fig. 5. Comparison of gas temperature and C* with design predictions

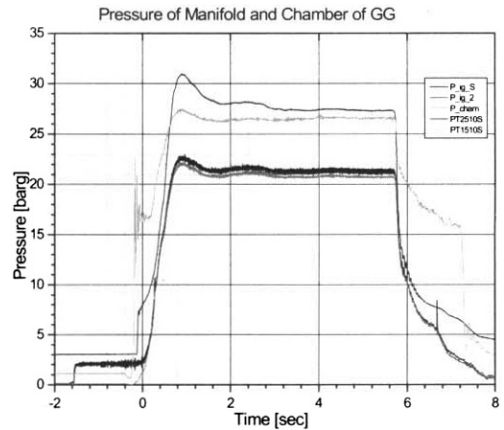


Fig. 6. Pressure at Manifold and Chamber

(characteristic velocity)는 O/F=0.35부근에서 최고 4.6%로 성능예측 값과 비교할 때 차이가 연소온도보다 큰 것을 알 수 있다. 이것은 특성속도가 연소온도뿐 아니라 분자량, 비열비 등 연소가스 물성 값에 의하여 결정되기 때문이다. 그러나 이러한 국부적인 온도 차이에도 불구하고 얻어진 결과에 의하면 실험 범위 안에서 전체적인 특성속도 분포는 성능예측과 매우 유사한 분포를 보여주고 있음을 알 수 있다. 따라서 설계에 사용한 연소온도, 비열비, 분자량 등은 가스발생기의 연소성능을 매우 잘 예측할 수 있는 매우 정확한 값을 확인하였다. 그러나 비 평형 화학반응에 의한 가스발생기의 연소가스 물성치에 관한 연구는 앞으로 지속적인 연구를 통하여 해결하여야 과제이다.

Fig. 6은 가스발생기 매니폴드와 연소실 압력을 보여 주고 있다. 연소시작 3초 후에는 안정된

압력을 나타내고 있으며 실험을 수행한 조건에서는 연소불안정 현상이 발견되지 않았다.

5.1 반경방향 온도분포

가스발생기에서 발생한 연소가스는 터빈 블레이드를 구동하여 연료펌프를 작동시킬 수 있는 동력을 발생시킨다. 따라서 터빈 블레이드의 열적 부하(thermal stress)를 감소시키기 위하여 연소가스는 반경/원주방향으로 균일한 온도 분포를 갖아야 한다. 이러한 목적으로 가스발생기 내부에 난류고리(turbulence ring)를 설치하여 연소가스의 혼합을 촉진하고 반경방향의 온도 분포를 균일하게 만들도록 한다. 본 실험에서는 난류고리를 연소실 벽면에 부착하여 반경방향 온도분포 균일성을 측정하였다. 반경방향 온도는 인젝터 면에서 265mm지점인 노즐 앞쪽에서 측정하였다.

Fig. 7에서는 난류고리를 장착한 경우와 그렇지 않은 경우의 반경방향 온도분포를 비교하였다. 이때 O/F비는 0.35이었으며 연소 압력은 설계 실험 조건(On design point)인 2.21Mpa와 탈 설계 조건(Off design point)인 1.86Mpa를 유지하면서 각각 실험하였다. 난류고리를 장착하지 않은 경우, 최대 연소온도는 1004.6K이고 가장 낮은 온도는 889.5K로서 온도편차가 115K이었다. 또한 반경방향으로 같은 위치(6.5mm)인 열전대 1, 2, 3 번의 온도편차는 44K로 나타났다. 그러나 인젝터 면으로부터 48.5mm(약 2in)지점에 난류고리를 장착하였을 경우, 같은 조건에서 연소온도의 편차는 19.2K이다. 이와 같은 경향은 연소 압력이 1.86Mpa인 연소 실험에서도 잘 나타나고 있으며 이 경우의 온도편차는 44K이고 벽면으로부터 6.5mm 열전대의 온도편차도 35K로 측정되었다. 따라서 난류 고리가 있는 경우에는 온도편차 12.6K이고, 벽면에서 온도편차는 1.4K로 줄어 들었다. 이 결과로부터 난류고리를 사용하여 난류연소를 발생시키면 연소실 반경방향의 온도분포가 균일해짐을 확인하였다.

한편, 가스발생기의 연소과정은 열역학적으로 정압과정이며 압력강하가 발생하지 않거나 혹은 최소화 되어야 한다. 가스발생기 연소실에 난류고리를 장착하지 않은 경우 연소실 압력강하는 9Pa로 연소실 총압력의 0.5% 미만 수준이다. 그러나 난류고리를 장착할 경우 압력 강하는 0.056MPa로 증가하여 전체압력의 약 3.2% 정도를 차지하였다. 일반적으로 가스터빈 연소실에서 발생하는 압력강하가 연소압력의 5~7% 수준임을 고려할 때, 본 연구에서 측정된 난류고리에 의한 연소압력 강하는 연소성능에 크게 영향을 주지 않을 것으로 판단할 수 있다.

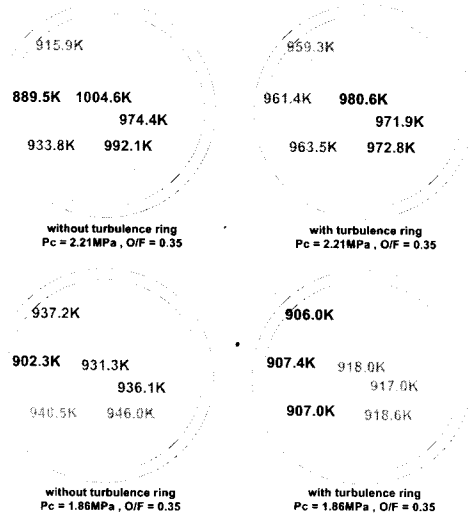


Fig. 7. Radial temperature distribution with/without turbulence ring

5.2 축 방향 온도분포

최적설계에서 가스발생기 길이는 액적 크기와 분사속도 등을 이용하여 결정하였다. 따라서 연소를 충분히 발생시킬 수 있는 연소실 길이는 실험에 의하여 결정되어야 한다. 본 실험에서는 연소실 축 방향으로 서로 다른 세 위치에서 온도를 측정하여 가스발생기 연소실 길이 감소 가능성을 살펴보았다. 가스발생기의 축 방향 온도 측정위치는 인젝터 면으로부터 222.5mm(No. 1), 265mm(No. 2), 315mm(No. 3) 지점으로 하였다.

Fig. 8은 난류고리를 장착한 후 측정한 가스발생기 연소실의 축방향 온도분포를 보여주고 있다. 1번 측정 위치에서 연소실 중앙과 벽면의 온도편차는 45K이다. 이 온도차이는 연소실 후단으로 갈수록 작아져 2번 측정위치에서는 19K, 3번 위치에서는 13K이다. 이것은 난류고리에 의하여 혼합된 연소가스가 연소실을 지나면서 하류 방향으로 진행할수록 혼합되어 균일한 온도분포를 나타내고 있기 때문이다. 1번 위치에서 2번 위치로 진행할수록 연소실 중앙의 온도는 거의 일정($\Delta T \approx 1K$)하다. 그러나 벽면으로부터 17.0mm떨어진 지점의 온도는 1번 위치에서 2번 위치로 갈수록 약간 상승($\Delta T \approx 4K$)하며 6.5mm 지점에서 온도는 크게 상승하는 데($\Delta T \approx 25K$) 이것은 아직 화학반응이 종료되지 않았기 때문에 발생하는 것으로 판단된다.

그러나 2번 위치에서 3번 위치로 갈수록 연소실 반경 모든 지점에서 온도가 하강한다. 이것은 화학반응이 끝난 후 벽면을 통한 냉각이 진행되

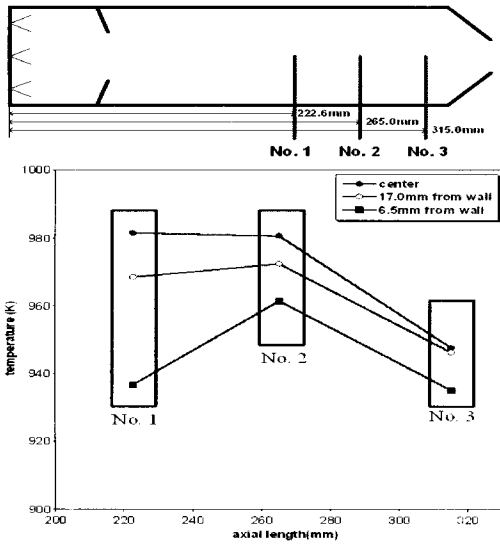


Fig 8. Axial temperature distribution and sensor location with turbulence ring

는 것을 의미한다고 판단된다. 따라서 연소가 종료된 이 부분은 생략하여도 가스 발생기의 성능에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 여겨진다. 따라서 설계된 가스발생기 길이 293mm는 축 방향 온도분포 결과를 고려할 때, 265mm 지점에서 화학반응이 끝나는 것으로 판단되며 가스발생기의 길이는 약 12% 줄일 수 있다.

VI. 요약 및 결론

가스발생기 최적설계를 검증하기 위한 연소실험을 실시하였다. 연소실 압력, 온도, 특성속도는 설계 예측 값과 실험 값이 매우 유사하였다. 따라서 연소실험 결과 설계 단계에서 연소성능을 예측하기 위한 참고문헌의 연소가스 물성 값은 적절히 활용되었음이 확인되었다. 연소실 벽면에 난류고리를 장착한 장착하였을 때 그렇지 않은 경우보다 연소실의 반경방향 온도분포가 균일하였으며 이를 이용하면 벽면 열 손상을 방지할 수 있고 균일한 엔탈피의 연소가스를 생성할 수 있다. 난류고리를 장착하였을 때 연소실 압력은 약 3.2% 정도 감소하였다. 그러나 이 압력 강소는 가스터빈 연소실에서 발생하는 압력 강하와 비교하였을 때 매우 낮은 값으로 연소성능에 크게 영향을 주지 않는 것으로 판단할 수 있다. 난류고리를 장착한 연소실의 축 방향 온도분포를 측정 한 결과 액적의 증발만을 고려하여 열역학적으로 계산된 연소실 길이보다 대략 10% 정도 더 감소

될 수 있음을 확인하였다. 그리고 참고문헌과 비교 결과, 난류고리 크기, 위치를 적절히 조절하면 추가적인 길이 감소가 가능한 것을 확인하였다.

참고문헌

- 1) D. K. Huzel, and D. H. Huang, Modern engineering for design of liquid propellant rocket engine, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol 147, AIAA, pp.53-55, 155-218.
- 2) Y. D. Won, Y. H. Cho, S. W. Lee, and W. S. Yoon, "Effect of Momentum Ratio on the Mixing Performance of Unlike Split Triplet Injectors", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 4, pp.847~854, 2002.
- 3) M. R. Long, V. G. Bazarov, and W. E. Anderson, "Main Chamber Injector for advanced Hydrocarbon Booster Engines", AIAA paper 2003-4599, AIAA/ASME/SAE/ASEE 39th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
- 4) V. I. Naumov, V.G. Kriukov, A. L. Abdullin, and A.V. Demin, Modeling of Combustion and Flow in the Combustors of Rocket Gas Generators, AIAA paper 2003-126, 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, 2003.
- 5) S. Zurbach, J. L. Thomas, P. Vuillermoz, L. Vingert, and M. Habiballah, Recent Advances on LOX/Methane Combustion for Liquid Rocket Engine Injector, AIAA paper 2002-4321, AIAA/ASME/SAE/ASEE 38th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2002.
- 6) 권순탁, 이창진, "액체로켓의 농후 가스발생기 최적설계", 한국항공우주학회지, 제32권 5호, pp91-96, 2004.
- 7) "Liquid Rocket Gas Generator", Space Vehicle Design Criteria, NASA SP 8081, 1974.
- 8) "Liquid Rocket Engine injectors", Space Vehicle Design Criteria, NASA SP 8089, 1974.
- 9) 권순탁, 이창진, 김승한, 한영민, 가스발생기용 F-O-F 충돌형 인젝터 분사특성, 한국항공우주학회지, 심사중, 2004.
- 10) 김영한 등, "KSR-III 축소형(I) 엔진의 연소시험", 한국항공우주학회지, 제30호 제8권, pp. 120-125, 2002.12.
- 11) 한영민, 조남경, 박성진, 이수용, 이대성, "KSR-III 주엔진 연소시험 Cyclogram에 대한 고찰", 한국추진공학학회지, 제6권 제3호, pp.19-27, 2002.9.