

KSR-III 추진기관 공급계 개발

이대성*, 조인현*, 정태규*, 강선일*, 김용욱*, 정영석*, 권오성*, 정동호*, 오승협*

Development of KSR-III Propulsion Feeding System

D.S.Lee*, I.H.Cho*, T.K.Jung*, S.I.Kang*, Y.W.Kim*, Y.S.Jung*, O.S.Kwon*, D.H.Jung*, S.H.Oh*

ABSTRACT

The development process of KSR-III propulsion feeding system is subscribed. The purpose of propulsion feeding system is to feed a certain amount of propellant from propellant tank to engine by the end of combustion. Pressure-fed liquid rocket, KSR-III has the unique characteristics of both pressure regulator and cavitation venturi as a passive flow control device. Main parameters of feeding system are confirmed by both water test and CFD(전산유체) technique. Flow control effect with venturi is confirmed by water test. Initial stabilization characteristic of pressure regulator is confirmed by real propellant test. And, to avoid the effect of resonance between rocket and feeding system, this article deal with POGO(포고) analysis to the feeding system.

초 록

KSR-III 추진기관 공급계 개발과정을 기술하였다. 추진기관 공급계는 추진제 탱크로부터 엔진입구까지 일정한 유량의 추진제를 연소 종료 시점까지 공급해 주는 것을 목적으로 한다. 가압식 로켓인 KSR-III의 추진기관 공급계는 압력 레귤레이터와 수동적 유량조절기구인 케비테이션 벤츄리로 특징지어진다. 추진제 공급계 특성은 수류시험과 CFD 기법을 병행하여 확인하였다. 벤츄리에 의한 유량 제어 효과를 수류시험을 통해 확인하였다. 레귤레이터 초기 안정화 특성을 시험을 통해 확인하였다. 또한 발사체와 공급계 사이의 공진 현상을 피하기 위하여 공급계에 대한 POGO 해석을 수행하였다.

Key Words : 공급계, 벤츄리, 레귤레이터, 배관특성, CFD, 동특성, POGO

1. 서 론

KSR-III는 상온의 헬륨가스를 가압제로 사용하며 추진제로는 LOX(액체산소)와 JetA-1(연료)를 사용하는 가압방식의 액체추진 로켓이다. 엔진 입구에 일정한 추진제를 연소 종료시점까지 안정적으로 제공하기 위하여 가압 시스템에는 고압, 저압 압력 조절기를 사용하고 추진제 공급시스템에는 수동적 유량제어기구인 벤츄리를 사용하였다. 이러한 구조가 간단하고 작동 신뢰도가 높은 가압식 로켓 공급 시스템을 개

발하여 KSR-III의 추진기관 시스템에 적용, 연소시험을 성공적으로 수행하였다.

추진기관 공급계는 연소 중 안정적으로 엔진에 추진제를 공급해 주어야 한다. 연소실의 연소압 200 psia를 맞추기 위하여 연소실로부터 추진제 탱크에 이르기까지 Flowmaster를 사용하여 압력 분포를 설정하였다. 설정된 압력 분포는 Fluent를 사용한 CFD 방법으로 비교 분석하였고 수류 시험을 통하여 실질적인 구성품 설계로 보완하였다.

엔진 점화시 연소실의 압력은 대기압에서 설계

* 조인현, 한국항공우주연구원(KARI)

ihcho@kari.re.kr, 대전광역시 유성구 어은동 45번지 항공우주연구원 추진기관연구부

압력(200psi)까지 광범위하게 변화한다. 이에 따라 엔진에 공급되는 추진제가 설계점과 달라질 수 있다. 이러한 현상을 막기 위하여 케비테이션 벤추리를 사용하여 연소실의 압력 변화에 따라 공급되는 질유량이 크게 달라지지 않는 시스템을 구현하였다.

비행 중 가속도의 영향에 의해 추진제 공급유량이 변할 경우, 연소 불안정성이 발생할 가능성이 있고 경우에 따라서는 엔진이 정지할 수도 있다. 또한 공급계와 발사체 상호간의 고유진동모드가 일치하는 경우 POGO현상이 발생하여 payload에 손상을 주거나 엔진 불안정성을 야기하여 발사체가 제 성능을 발휘하지 못할 수 있다. 이러한 현상이 나타날 수 있는지 POGO 해석을 통하여 확인하였다.

본 논문에서는 이와 같은 과정을 통하여 개발한 KSR-III 추진기관 공급계 개발과정에 대하여 기술하였다.

2. 본 문

2.1 KSR-III 추진기관 공급계 구성

KSR-III 추진기관 공급계는 He 가스로 추진제를 가압하는 가압 시스템, 연료와 산화제를 엔진에 공급하는 추진제 공급시스템, 그리고 기타 점화, 퍼지, 배출 시스템 등으로 구성되어 있다. 본 논문에서는 로켓엔진에 추진제를 공급하는 추진제 공급시스템 개발과정에 대해서 설명한다.

가압가스를 이용하는 방식에는 압축 가스식, 액체 가스발생기식, 고체 가스 발생기식으로 나눌 수 있다. 가압 가스방식은 연소실 압력이 커질수록 추진제 탱크의 압력도 커지므로, 중량 증가에 따라 하여 비효율적이 된다. 따라서 연소실 압력이 비교적 크지 않은, 추력이 약 10ton 내외인 발사체에서 많이 사용되는 것으로 알려져 있다. [1,2]

KSR-III의 개발 단계에서는 사용가능한 터보 펌프가 없었고 액체로켓에 대한 개발 경험도 일천하여 가장 간단하면서도 신뢰성이 높은 가압가스 방식을 공급계 시스템으로 선택하였다.

추진제 공급 시스템은 섬프, 벤추리, 배관, 중단밸브로 구성하였다. 배관에는 엔진 김벌링을 위하여 3축으로 유연배관을 배치하고 초기 유량제어 목적으로 벤추리를 적용하였다. KSR-III 추진기관 공급계에 대한 구성도는 다

음 Fig.1과 같다. Fig 2에 추진제 탱크를 포함한 공급계 3차원 형상을 보여준다.

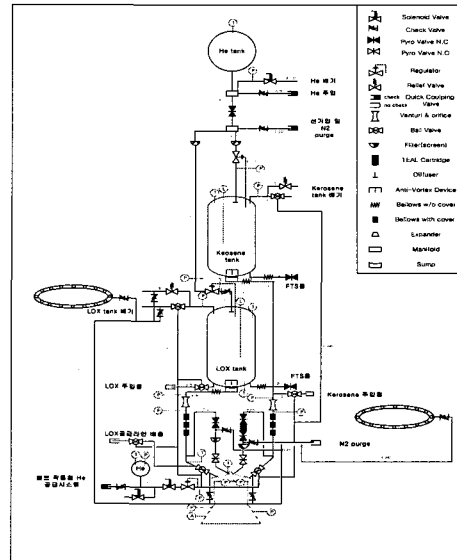


Fig1. KSR-III Propellant feeding system

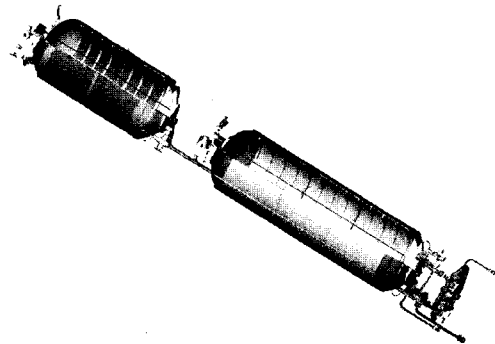


Fig. 2 추진시스템 3차원 CAD 모델

2.2 추진제 공급계 차압 설정

추진제 공급계의 목적은 설계 유량과 압력의 추진제가 엔진 입구에 비행시간 동안 설계 조건대로 공급되는 것이다. 엔진의 요구 조건은 다음 Table 1과 같다.

Table 1. 엔진 설계 요구조건

	엔진입구유량	분사기 차압	매니폴드 차압
연료	17.96 kg/s	67.6 psi	4.4 psi
산화제	42.04 kg/s	60.3 psi	8.8 psi

즉, 엔진 매니폴드 입구에서의 유량과 압력은

다음 Table 2와 같아야 한다.

Table 2. 엔진 입구 설계 요구조건

	엔진입구유량	엔진입구 압력
연료	17.96 kg/s	272 psi
산화제	42.04 kg/s	269.1 psi

상기 조건에 맞추어 필요한 압력분포를 FlowMaster를 사용, 구하였다.(Fig 3) 설정한 연료의 차압 선도는 다음 Fig 4와 같다. 상기 차압을 바탕으로 추진제 탱크의 최대 작동압은 380 psia로 요구되었다.

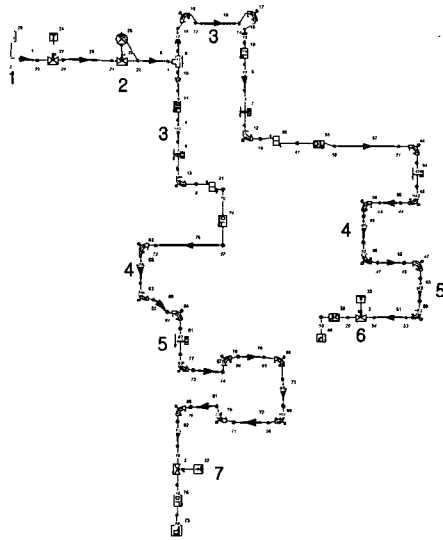


Fig. 3. Feeding System Flow-Master Model

1 : 가압탱크, 2: 레귤레이터, 3: 배관, 4:벤츄리, 5: 배관, 6: 연료중단밸브, 7: 산화제중단밸브

2.3 배관내 유동 CFD 해석

FlowMaster는 1차원적인 계산이라서 배관 내부의 정성적인 유동 형태를 파악하기 위하여 Fluent를 사용하여 배관 내 유동을 계산하였다.

2.3.1 수치모델

공급계 시스템에는 추진제 탱크에서 배관을 연결하는 섀프, 벤츄리, 벨로우즈등이 포함된다. 본 해석에서는 실제로 크지 않은 벨로우즈의 단면 변화를 무시하고 해석하였다. Fig. 5에 LOX 배관의 형상을 보여준다. 해석은 Fluent v5.3을 사용하였다. 3차원 Navier-Stokes 방정식을 k-e 난류모델과 함께 사용하였으며 에너지 방정식을 동시에 풀었다. 유동은 single

phase, 비압축성, 정상상태로 간주하였다.

유동장에 대한 기준조건은 table 3에 보여지는 바와같다.

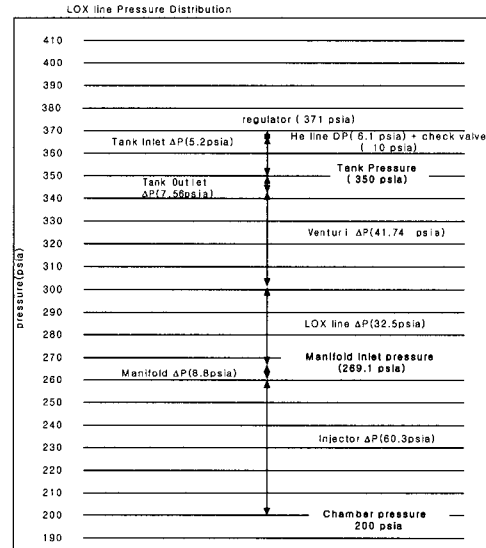


Fig. 4. 산화제 공급계 압력분포



Fig. 5. LOX feedline configuration

Table 3. LOX Inlet Condition

	산화제	연료
질량유동률	42.04 kg/m ³	17.96 kg/m ³
입구압력	350 psi	350 psi
입구온도	-172 C	15 C
입구밀도	1080.2 kg/m ³	796.7 kg/m ³

유로에서 유동에 대한 정상상태의 지배방정식은 좌표계에 관계없이 다음과 같이 기술된다.

$$\text{div}(\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

$$\text{div}(\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = \text{div} \mathbf{T} + \rho \mathbf{b} \quad (2)$$

$$\text{div}(\rho \phi \mathbf{v}) = \text{div}(\Gamma \text{grad} \phi) + S_\phi \quad (3)$$

여기에서 ρ 는 유체의 밀도, \mathbf{v} 는 속도벡터, ϕ 는 임의의 스칼라 량으로 난류강도 및 소산률이 이에 해당한다. \mathbf{b} 와 S_ϕ 는 운동량과 스칼라 량에 대한 생성항을 나타내며 운동량에 대해서는 중력을 예로 들 수 있다. 난류해석에는 표준 $k-\epsilon$ 이 적용되었으므로 스칼라 량에 대해서는 난류생성과 소산에 관련된 항들이 생성항을 이룬다. 뉴턴유체의 경우 응력텐서는 속도와 압력으로부터 다음과 같이 기술된다.

$$\mathbf{T} = -(p + \frac{2}{3} \mu \text{div} \mathbf{v}) \mathbf{I} + 2\mu \mathbf{D} \quad (4)$$

μ 는 점성계수, \mathbf{I} 는 단위 텐서, p 는 압력, \mathbf{D} 는 변형률 텐서를 나타낸다.

위의 식을 적분하여 이산화 방정식을 구성하고 이에 대한 해를 구하는 작업을 반복하여 최종적으로 수렴된 해를 구하는 유한체적법을 사용하였다. 특히 대류항의 차분은 수치해의 정확도에 큰 영향을 미치므로 정확성과 안정성이 잘 알려진 QUICK 기법을 적용하였고 확산항에는 중앙차분법을 사용하였다. 하지만 전체적인 수렴성을 고려하여 난류강도와 소산률에 대해서는 안정성이 높은 상류도식을 채택하였다. 전체 유동영역에서 각 방정식에 대한 유수의 합이 10^{-3} 보다 작아질 때를 수렴판정 조건으로 하였으며 동시에 지정된 특정 위치에서 각 변수의 변화가 없음을 확인하였다.

입구에서 유속은 일정하게 주어졌고 입구면에 수직인 방향의 성분만을 가진다. 입구에서 난류강도는 입구 평균유속의 10%를 주었고 이때 소산률은 다음의 식을 적용하여 구하였다.

$$\epsilon_{in} = C_\mu^{0.75} k_{in}^{1.5} / l \quad (5)$$

여기에서 C_μ 는 표준 $k-\epsilon$ 난류모형에서 사용되는 계수이고 l 은 입구의 난류 길이척도로서 수력직경의 10%를 적용하였다. 출구에서는 유동이 방향성을 가지므로 지배방정식의 특성이 국부적으로 지배방정식이 포물선형태의 특성을 가지는 것으로 간주하여 입구에서의 유량이 보존되도록 유량은 일정하게 유지하면서 다른 종속변수는 외삽하였다.

난류유동에서의 열전달률은 Gosman 과 Ideriah가 제시한 다음의 관계식을 이용하여 계산할 수 있다.

$$h_w = \frac{\rho C_\mu^{1/4} k^{1/2}}{\phi_P^+} \quad y_P^+ > 11.63 \quad (6)$$

$$h_w = \frac{\mu}{\sigma_\phi \delta n} \quad y_P^+ \leq 11.63$$

위 식에서 k , σ_ϕ , δn 은 난류강도, 프란틀 수, 벽에서 미소체적 중심까지의 수직거리를 나타내며 나머지 변수는 다음과 같이 정의된다.

$$y^+ = \frac{\rho C_\mu^{1/4} k^{1/2} y}{\mu} \quad (7)$$

$$\phi_P^+ = \sigma + \phi^t \left[v_P^+ + P \left(\frac{\sigma_\phi}{\sigma_\phi^t} \right) \right] \quad (8)$$

σ_ϕ^t : turbulent Prandtl number

$$P \left(\frac{\sigma_\phi}{\sigma_\phi^t} \right) = 9.24 \left\{ \left(\frac{\sigma_\phi}{\sigma_\phi^t} \right)^{3/4} - 1 \right\} \times \left\{ 1 + 0.28 \exp \left(-0.007 \frac{\sigma_\phi}{\sigma_\phi^t} \right) \right\} \quad (9)$$

2.3.2 해석 결과

LOX 배관내의 압력 분포는 Fig 6에 보여지는 바와 같다. 섹프부의 높은 압력(350psi)는 출구로 유동이 지나가며 감소하는 경향을 보인다. 섹프에서 벤츄리 입구까지의 압력 강하는 약 15 psi 정도로 완만한 감소를 보인다. 벤츄리 입구에서 벤츄리 목 부위까지는 급격한 압력 감소를 보이다 벤츄리 출구에서 압력을 회복한다. 벤츄리 목에서는 섹프 입구에 비하여 약 180 psi 정도까지 압력강하 하였다 확대부에서 압력을 회복하고 이후 엔진 연결부까지 거의 유지한다. 섹프부에서 엔진 연결부까지의 전체적인 압력 감소는 약 69 psi 정도로 나타났다. 이는 Flow Master의 계산치 73.5 psi와 약 4.5 psi 정도가 차이가 난다. 배관 내의 벨로우즈, 벽면 마찰 등을 CFD 계산에서는 정확히 입력하기가 어렵기 때문에 상기 계산 결과는 어느 정도 유사하다고 할 수가 있다. 보다 더 정확한 값은 수류시험을 통하여 확인 할 수 있었다.

또한 계산을 통하여 KSR-III 추진제 배관의 유동형태를 살펴볼 수 있었다. 벤츄리 부에서 큰 압력 및 속도 구배를 보이며 섹프부, 엔진 연결부에서 약한 압력 및 속도 구배를 보여준다. 전반적으로 유동의 박리는 관찰되지 않는다. 엔진 연결부에서의 유동은 큰 교란이 없으나 안쪽에서 바깥쪽을 향하는 약한 성층화 된 속도 및 압력 구배를 보여준다. LOX 배관부의 전체적인 압력 손실은 약 69 psi 이며 엔진 연결부에서의 평균 속도는 약 11.1 m/sec 이다.

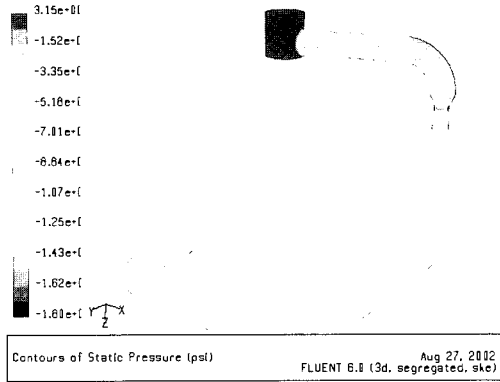


Fig. 6. 압력분포 (LOX 주배관)

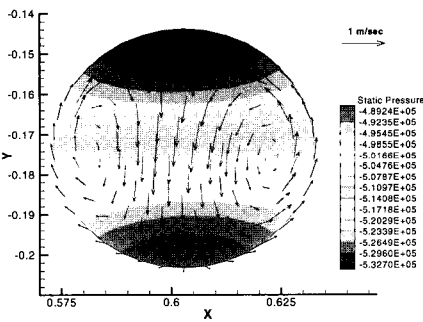


Fig. 7. Velocity and pressure of engine interface

2.4 PTA-1 수류시험[3]

PTA-1 수류시험은 물을 사용한 시험을 연구원 내에서 수행하여 1차적인 공급계 시스템을 확인 하고자 실시 하였다. 산화제 배관 및 연료 배관 특성, 레귤레이터의 압력 조절 능력, 추진제 배관부의 유량 조절 능력을 파악하였다. 추진제 배관 특성은 이론적인 배관 해석 결과와 시험 데이터를 통해 나온 압력 손실 계수(K)를 비교 검토하며 이루어졌고 또한 각 배관부 구성 부품(배관, bend, venturi, 밸브 등)의 압력 손실 계수(K)를 측정하였다.

2.4.1 압력 손실 계수

압력 손실 계수는 배관 및 유체를 흘리는 각종 배관 및 밸브의 특성을 나타낼 때 사용하는 것으로 식 (10)과 같이 베르누이 방정식에 각 연결 배관과 밸브의 특성을 나타내는 압력 손실항을 덧붙히게 된다.

$$P_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} + \rho g h_1 = P_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} + \rho g h_2 + K \frac{\rho v^2}{2} \tag{10}$$

- P_1 : 상단압력(정압)
- P_2 : 하단압력(정압)
- v_1 : 상단유속
- v_2 : 하단유속
- ρ : 유체밀도
- g : 중력가속도
- h_1 : 상단압축정높이 - 기준하단부
- h_2 : 하단압축정높이 - 기준하단부
- K : 전체손실계수
- v : 최종단축정유속

각종 배관 및 밸브에서 나오는 압력 손실은 여러 이유(마찰, 유동 변화 등)로 생기지만 이를 모두 식으로 표현하기보다는 가장 간소화시키면서 실제 각 밸브 및 배관의 특성을 1차원적으로 가장 잘 표현할 수 있다.

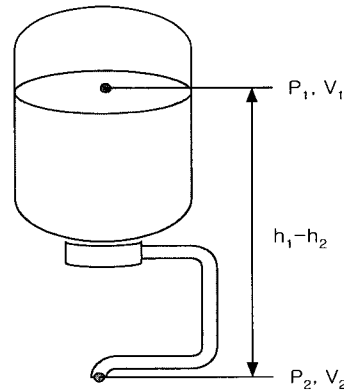


Fig. 8. Tank-tube 압력손실

배관 및 밸브가 연결된 곳은 식 (2)와 같이 압력손실계수의 합의 형태를 구현가능하며 기본 배관 설계시 가장 많이 이용한다.

$$K = K_{\pi pe} + K_{bend} + K_{bellows} + K_{venturi} + K_{valve} \tag{11}$$

- $K_{\pi pe}$: 직선배관의 압력손실계수
- K_{bend} : 곡관의 압력손실계수
- $K_{bellows}$: bellows의 압력손실계수
- $K_{venturi}$: venturi의 압력손실계수
- K_{valve} : valve의 압력손실계수

특정 부분의 압력손실계수의 계산에 필요한 것은 식 (10)에서 보는 바와 같이 상단압(정압)과 상단 유속, 하단압(정압)과 하단 유속이며 유체의 밀도이다. 이와 같은 기본 데이터를 통해 현재 설계된 산화제와 연료 배관의 압력 손실 계수를 계산하여 설계값과 비교함으로써 배관의

특성을 알 수 있게 된다.

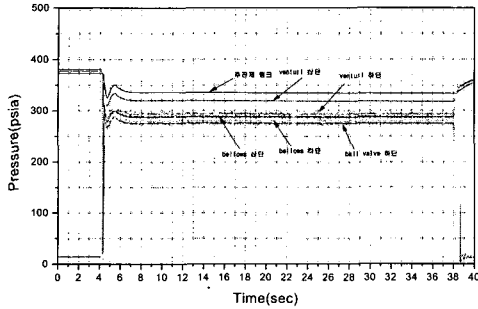


Fig. 10. 연료라인 압력변화

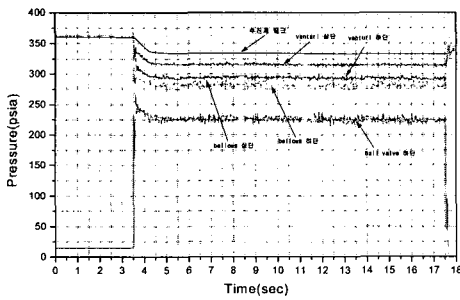


Fig. 11. 산화제라인 압력변화

시험 데이터에서 나온 압력 손실 계수는 4차 시험에 걸쳐 나온 데이터의 평균으로 계산하였다. 설계 데이터는 pipe, bend, bellows, 탱크 출구 등에 대해 압력손실계수를 문헌을 통해 얻었다. 연료 라인의 설계압력 손실계수는 7.74였고 실험치는 8로 거의 유사한 값을 구하였다.

2.4.2 레귤레이터 특성

추진기관 공급계에서 레귤레이터와 벤추리는 엔진으로 유입되는 유량을 조절하는 중요한 역할을 하고 있다. 레귤레이터의 특성파악을 위하여 많은 시험이 수행되었고 다음 Fig에 추진제 ullage 부피 변화에 따른 레귤레이터 특성을 보여준다.

시험 결과에 보이는 바와 같이 추진제가 90% 이상이면 안정화되는 시간이 2초 이내로 나타난다. 그러나 추진제가 90% 보다 덜 채워지는 상황이면 안정화 시간이 길게 나타난다. 이의 개선을 위해 수정된 레귤레이터의 유량 계수를 3.8에서 6.2로 개선하여 PTA-2에서 실추진제로

확인하기 위한 시험을 수행하였다.

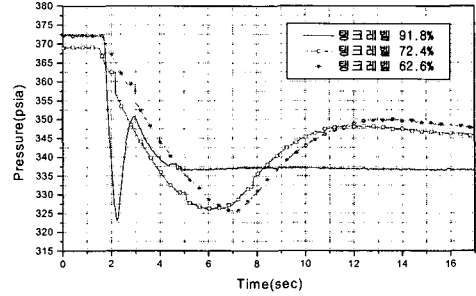


Fig. 12. 레귤레이터 특성

2.4.3 벤추리 특성[4]

벤추리의 유량조절 능력을 검증하기 위하여 서로 다른 유량을 배출하면서 시험을 수행하여 벤추리의 성능특성을 확인하였다. PTA-I 시험 설비는 엔진이 붙어있지 않고 지원설비에서 엔진의 차압을 감당하도록 설비가 되어있다. 추진제가 배출되는 라인의 맨 끝단에 오리피스 역할을 하는 글로브 밸브가 장착되어 있고, 볼밸브 하단에서 글로브 밸브까지의 지원설비가 엔진차압을 모사하게 된다. 본 시험에서는 지원설비의 글로브 밸브의 개도를 변화시킴으로서 유량을 조절하였고, 각각의 시험에 대하여 차압 데이터를 얻음으로서 벤추리의 성능 특성 곡선을 얻을 수 있었다. 총 11회의 시험결과를 기록하여 유량(\dot{m})과 차압(ΔP) 선도를 작성하였다. 시험결과 차압이 증가함에 따라 유량이 같이 증가하다가 약 18kg/s에서부터는 차압이 증가하여도 유량은 증가하지 않았다. 이는 벤추리에서의 cavitation 발생을 나타내고 있으며 벤추리의 유량조절 능력을 보여주고 있다. Fig. 11은 연료 벤추리의 성능특성 곡선을 나타내고 있다.

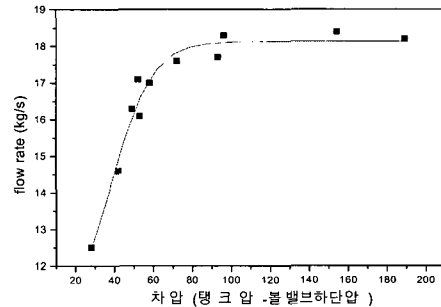


Fig. 13. 연료벤추리 성능특성 곡선

탱크압력과 볼밸브 하단압력 사이의 차압이 60~190psi인 구간에서 유량조절 능력을 보여주고 있다. 유량이 약 17.5kg/s인 지점에서부터 완만한 상승을 보여 약 18kg/s대에서는 더 이상 증가하지 않았다. 이로써 벤추리의 유량 조절 능력을 확인할 수 있었다.

2.5 PTA-2 수류시험

PTA-2에서 실제 추진제로 수류시험을 수행하여 정상적으로 추진 공급계가 작동하는지 확인하였다. Table 3에 추진기관 공급계 주요 특성을 보여준다.

Table 3. 추진기관 공급계 주요 특성

추진제 혼합비	2.34 (o/f)
산화제 유량	42.04 kg/sec
연료 유량	17.96 kg/sec
산화제 탱크 압력	350psia
연료 탱크 압력	350psia
헬륨 탱크 압력	4500psia
연소 시간	57sec

다음 Fig 14, 15에 가압부와 추진제 공급부의 주요 결과를 보여 준다. 각 결과는 공급계가 정상적으로 설계, 구성 되었음을 보여준다.

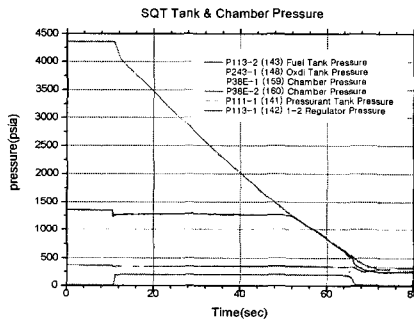


Fig. 14. 실추진제 수류시험 - 가압부압력

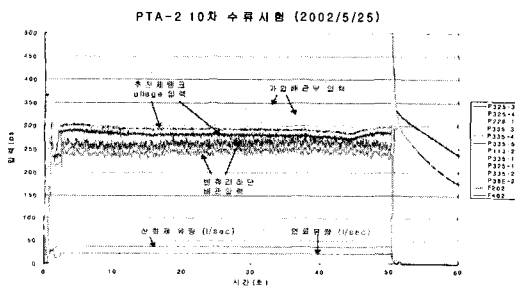


Fig. 15. 실추진제 수류시험 - 추진제부 압력

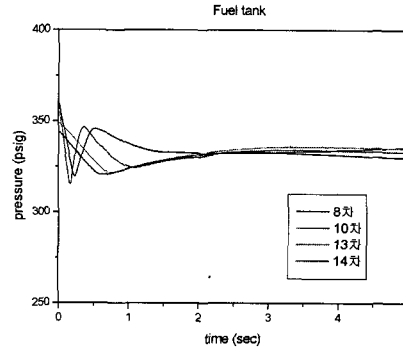


Fig. 16. 연료 tank 압력 비교

다음에 추진제 탱크의 ullage(얼리지) 부피 변화에 따른 레귤레이팅 특성을 살펴보았다. Fig 16은 연료 tank 압력의 압력 선도이다. 8차와 10차는 설계대로 97% 연료가 충전되었을 때의 시험 데이터이고 13, 14차는 연료를 79% 채웠을 경우의 시험 데이터이다. 안정화 되는 과정은 다르나 그 시간은 거의 동일하다고 볼 수 있다. 즉, 1.5초를 전후해서 조절압은 안정화 되는 것을 관찰 할 수 있다. 위의 결과에서 보여 주듯이 PTA-I에서 ullage volume을 증가시켰을 경우, 압력의 안정화가 빠르게 이루어지지 않은 것에 반해서 이번 PTA-2의 실추진제 수류 시험에서는 안정화가 이전 수류 시험과 거의 같은 시기에 이루어지고 있는 것을 볼 수 있다.

2.6. 공급계 POGO 해석

KSR-III 엔진은 개발과정에서 연소불안정 현상으로 많은 어려움을 겪었다. 액체 로켓에 나타나는 연소불안정 현상은 나타나는 주파수별로 크게 세가지로 분류한다(sutton table 9-1) 이중 저주파 대역 (10-400 Hz)의 특성을 가지는 chugging 혹은 공급계 불안정 현상은 공급계의 탄성체 특성과 로켓 구조물 자체의 탄성 특성이 공진을 일으켜서 발생하는 현상이다. 또한 공진까지는 이르지 않는 않더라도 추진제 공급 유량에 교란을 일으켜서 저주파 연소 불안정 및 이로인한 로켓의 길이방향 진동을 야기할 수도 있다. 이를 POGO 불안정이라 하며 비행체의 성능에 영향을 미치고 몇몇 발사체의 임무 실패 원인이 되기도 하였다. POGO는 발사체 전체의 구조적 진동 및 추진제 공급계 진동과 엔진 연소의 불안정성을 동시에 고려해야 한다. 그러나 본 연구에서는 KSR-III의 실험

데이터 부족으로 인해 추진제 공급계만의 동특성을 다루었다. [Fig.17]

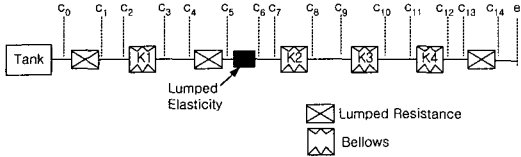


Fig.17. Pipeline Diagram

Fig.17에서 C₀, C₁사이에는 연료 및 산화제 탱크 출구에서의 압력손실 모델이고, C₄, C₅사이에는 케비테이션 벤츄리 모델이다. 또한 C₅, C₆사이에는 벤츄리에서 발생하는 케비테이션을 모사하는 모델이다.

2.6.1 수학적 해석 모델

KSR-III 추진제 공급계 동특성 해석을 위한 수학적 모델은 다음과 같이 세가지로 구성된다.[5~7]

- (1) Lumped resistance model (c0-c1, c4-c5, c13-c14)

탱크 출구, 벤츄리, 밸브와 같은 유동 저항체를 나타내는 수학적 모델

- (2) Lumped elasticity model (c2-c3, c5-c6, c7-c8, c11-c12)

벨로우즈와 벤츄리 하단에서 발생하는 케비테이션을 모사하는 수학적 모델

- (3) Distribution of the friction (c1-c2,c3-c4,c6-c7,c8-c9,c10-c11,c12-c13,c14-e)

배관내의 마찰에 의한 에너지 손실을 고려하는 모델

2.6.2 해석 결과

KSR-III 공급계는 전술한 바와 같이 유량을 레귤레이터 및 케비테이션 벤츄리를 사용하여 조절한다. 벤츄리 후단의 케비테이션 입자의 크기는 압력 및 온도에 따라 변하며 KSR-III의 경우 정량적으로 측정된 데이터가 없기 때문에 러시아의 경험치를 사용 케비테이션 입자의 크기를 관련 러시아 전문가로부터 구하여 POGO 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

해석 결과 케비테이션 입자의 부피가 작아짐에 따라(V=0.5×10⁻³m³ → 0.5×10⁻⁴m³) 산화제 및 연료 배관의 고유진동수는 커지고 있는 것을 알 수 있다.[Fig.18~19] 그러나 케비테이션 입자의 부피가 10배 작아져도 고유진동수의 변화는 2% 이내였기 때문에 케비테이션 입자에 의한 POGO 특성 변화는 무시할 수 있다고 판단된다.

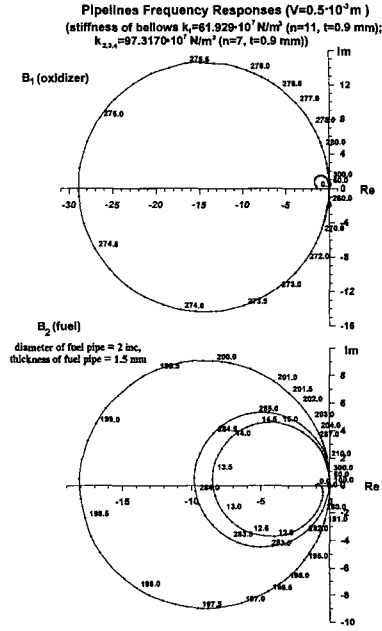


Fig. 1

Fig. 18. Bellows thickness 0.9t (V=0.5×10⁻³m³)

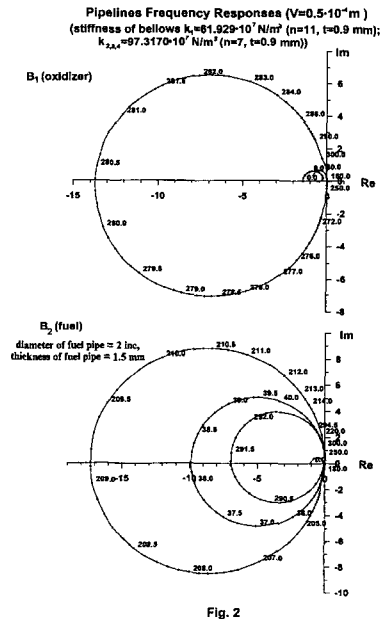


Fig. 2

Fig.19 Bellows thickness 0.9t (V=0.5×10⁻⁴m³)

벨로우즈의 POGO 제어 효과를 보기 위해 벨로우즈의 강성 변화에 따른 공급 배관의 고유진동수 변화를 분석하였다. 벨로우즈의 두께를 0.9mm에서 0.6mm로 줄였을 경우, 같은 캐비테이션 입자 크기에서 고유진동수가 산화제 배관의 경우 274.7Hz에서 155.7Hz로 크게 줄어드는 것을 볼 수 있다. 연료 배관의 경우도 198.7Hz에서 111.7Hz로 크게 줄어들었다.[Fig.18/ Fig.20]

따라서 벨로우즈의 강성을 변화시켜서 POGO 현상을 효과적으로 제어할 수 있음을 알 수 있다. KSR-III는 비교적 작은 로켓으로서 고유진동수가 100Hz 미만일 것으로 판단하였다. 상기 계산 결과를 바탕으로 주배관 내 벨로우즈의 두께를 0.9 mm로 결정하였다.

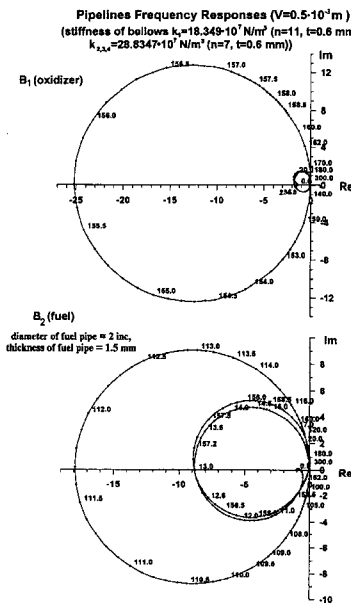


Fig.20. Bellows thickness 0.6t (V=0.10⁻³m³)

3. 결 론

KSR-III 추진기관 공급계 개발과정을 기술하였다. FlowMaster를 사용하여 공급계의 압력 선도를 구한 후 CFD 기법과 물을 사용한 수류시험 및 실추진체를 사용한 수류시험으로 공급계통에 대한 성능을 확인하고 부분품에 대한 보정을 수행하였다. 캐비테이션 벤츄리의 특성을

시험을 통해 확인하였다. 추진제 탱크의 ullage 부피 변화에 따른 압력 레귤레이터 특성을 시험으로 확인하였다. 초기 레귤레이터 설계는 탱크 ullage 부피가 크면 안정화하는데 10초 이상의 긴 시간이 필요하나 수정한 레귤레이터는 ullage 부피가 21%이어도 1.5초 이내의 안정화 특성을 보여준다. 또한 POGO 해석을 통해 벨로우즈 강성을 조정함으로써 공급계의 동특성을 제어할 수 있음을 알 수 있었고 주배관 설계에 반영하였다.

일련의 FlowMaster를 사용한 초기 설계와 Fluent를 사용한 확인, POGO 해석 과정과 수류시험 과정을 통하여 국내 최초 액체로켓 추진기관 공급계에 대한 개발을 수행하였다.

본 논문은 과학기술부 지원 3단형 과학로켓 개발사업의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Dieter K Huzel and David H. Huang, 1992 "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", vol.147, AIAA, pp.1~153.
2. Ring, E. "Rocket propellant and Pressurization Systems", Prentice-Hall, Inc, 1964
3. 권오성, 정영석, 정태규, "KSR-III 추진기관 공급계 PTA-I 종합수류시험", KARI-PSI-TN-2001-001, Dec., 2001
4. 조원국, 문운완, 권오성, 조인현, "액체로켓 추진제 공급계에서 캐비테이션 벤츄리의 유량제어 특성" 한국항공우주학회 제30권 제6호, 2002, pp46~52
5. Bohdan W. Rubin. S., "Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets", 1993.
6. Rubin, S., "Space Vehicle Design Criteria (Structures): Prevention of coupled Structure -Propulsion Instability(POGO)" NASA SP-8055, Oct, 1970.
7. 정태규, 정영석, 조인현, 권오성, 정동호, 이대성, "KSR-III 추진기관 공급계 동특성 해석, 한국추진공학회지, 제5권 제4호 2001년 12월, pp 75~82