

KSR-III 추진기관 공급계 동특성 해석

정태규*, 정영석*, 조인현*, 권오성*, 정동호*, 이대성*

Dynamic Characteristic Analysis of KSR-III Propulsion Feeding System

T.K. Jung*, Y.S. Jung*, I.H. Cho*, O.S. Kwon*, D.H. Jung*, D.S. Lee*

ABSTRACT

KSR-III propulsion feeding system is designed to feed a certain amount of propellant to engine by the end of combustion. The oscillation of propellant to engine would cause combustion instability and thrust oscillation and POGO phenomenon. This article deal with analysis performed such as the effect of rocket acceleration on the propulsion system and POGO analysis to ensure the performance of KSR-III

초 록

KSR-III 추진기관 공급계는 엔진에 일정한 유량의 추진제를 연소 종료 시점까지 공급해 주는 것을 목적으로 한다. 엔진으로 유입되는 추진제의 유량이 시간에 따라 변하게 되면 연소 불안정성, 추력의 변화 및 POGO 현상이 발생하여 발사체가 제 성능을 발휘하지 못 할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 KSR-III 추진기관 공급계의 동특성 해석을 통해 로켓 가속도가 공급계에 미치는 영향을 분석하였다. 또한 POGO라고 불리는 발사체와 공급계 사이의 공진 현상을 피하기 위하여 공급계에 대한 POGO 해석을 수행하였다.

1. 서 론

KSR-III는 가압방식의 액체추진 로켓으로서 상온의 헬륨가스를 가압제로 사용하며 추진제로는 LOX(액체산소)와 JetA-1(연료)를 사용한다.

추진기관 공급계의 구성은 가압시스템, 추진제 공급시스템, 점화시스템, 퍼지시스템, 배출시스템등으로 구성되어있다.

KSR-III 액체로켓 엔진에 일정한 추진제를 연소 종료시점까지 안정적으로 제공하기 위해 가압 시스템에는 압력 조절기를 사용하고 추진제 공급시스템에는 유량제어용 케비테이션 벤츄리를 사용하였다. 이러한 추진기관 공급계 시스템은 구조가 간단하고 작동 신뢰도가 높다는 것이 장점이다.

* 한국항공우주연구원(KARI)

추진기관 공급계는 비행 중 안정적으로 엔진에 추진제를 공급해 주어야 한다. 그러나 비행 중 가속도의 영향에 의해 추진제 공급유량이 변할 경우, 연소 불안정성이 발생할 가능성이 있고 경우에 따라서는 엔진이 정지할 수도 있다. 또한 공급계와 발사체 상호간의 고유 진동모드가 일치하는 경우 POGO현상이 발생하여 payload에 손상을 주거나 엔진 불안정성을 야기하여 발사체가 제 성능을 발휘하지 못할 수 있다.

본 논문에서는 이와 같은 문제점을 사전에 설계에 반영하기 위하여 KSR-III 추진기관 공급계에 대한 동특성 해석을 수행하였다.

2. 본 론

2.1 KSR-III 추진기관 공급계 구성

KSR-III 추진기관 공급계는 가압시스템, 추진제 공급시스템, 점화시스템, 퍼지시스템, 배출시스템등으로 구성되어 있다. 본 논문에서는 로켓성능에 직접적인 영향을 미치는 가압시스템과 추진제 공급시스템에 대해서 설명한다.

2.1.1 가압 가스 방식 추진기관

가압가스방식은 압축가스식, 액체 가스발생기식, 고체 가스발생기식으로 나뉜다. 일반적으로 가압가스방식은 연소실 압력이 커질수록 추진제 탱크의 압력도 커지므로, 중량이 증가하여 비효율적이 된다. 따라서 연소실 압력이 비교적 크지 않은, 추력이 약 10ton 내외인 발사체에서 많이 사용된다. 또한 시스템이 터보 펌프식보다 매우 간단하므로, 작동의 신뢰도가 매우 높다.

우리나라는 로켓의 초기 개발단계에 있으므로 이와 같은 터보펌프식 보다는 신뢰도가 높고 개발비용이 적게 드는 가압방식을 선정하여 KSR-III 추진기관 공급계를 개발하고 있다.

KSR-III 공급계 특성값은 Table.1과 같고 공급계 구성도는 Fig.1과 같다.

Table 1. KSR-III Propulsion System Characteristic.

진공추력	16.8ton
연소실 압력	200psia
추진제 혼합비	2.34(o/f)
산화제 유량	40.9kg/sec
연료 유량	17.5kg/sec
진공비추력	287sec
산화제 탱크 압력	350psia
연료 탱크 압력	350psia
헬륨 탱크 압력	4500psia
연소 시간	59sec

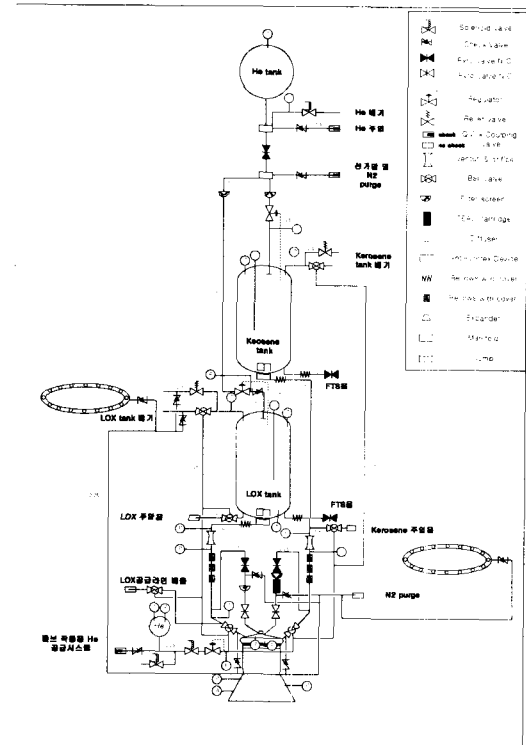


Fig1. KSR-III Propellant feeding system

2.1.2 가압 시스템

KSR-III에서는 가압시스템으로 신뢰도가 높고, 개발 기간이 짧은 대기온도 헬륨-단일 레귤레이터 사용 방식을 채택하고 있다.

헬륨 가압탱크의 압력은 4500psia이며 연소 종료 시점까지 탱크내의 압력을 350psia로 유지시키기 위해 압력 레귤레이터를 사용하게 된다. 연소가 진행되는 동안 헬륨이 추진제 탱크로 공

급되면서 헬륨 가압 탱크 내의 헬륨 압력과 온도는 계속 떨어지게 된다. 이러한 시스템은 다른 가압 방식에 비해서 더 많은 양의 가압 가스가 필요하므로 효율적인 면에서는 좋지 않지만 부품 수량이 타 방식보다는 적기 때문에 신뢰도는 가장 높다고 할 수 있다.

2.1.3 추진제 공급시스템

추진제 공급 시스템은 sump, 벤츄리, 추진제 배관, 벨로우즈, on/off 볼밸브 등으로 구성되어 있다.[Fig.2]

추진제 충전부는 추진제를 발사대에서 로켓으로 충전한 후 로켓의 발사가 이루어지면서 동시에 분리되도록 umbilical 밸브가 구성되어 있다. 이것은 발사직전까지 추진제의 비상 배출을 하기 위함이다. 추진제 탱크로부터 엔진으로의 추진제 공급부는 접화순서에 따라 추진제를 공급하기 위해 공급라인의 최종부에 ON/OFF 볼밸브가 구성되어 있으며 수동적 유량 제어를 위해 Cavitation Venturi가 추진제 공급배관의 직선구간에 설치되어 있다.

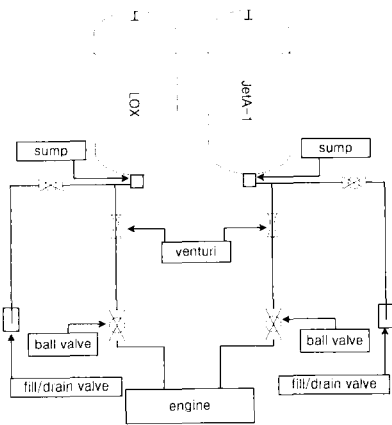


Fig.2 KSR-III Propellant feeding/drain system

2.2 추진기관 공급계 동특성 해석

2.2.1 동특성 해석 목적

KSR-III의 추진제 공급계는 주배관부의 venturi를 통해 설정 유량을 맞추도록 설계되어 있다. 이 경우, 비행 가속도에 의해 공급계 유체

에 힘이 가해지므로 실제 venturi 상단으로 가해지는 압력이 탱크내 가압 압력보다 더 커지게 된다. 이 경우, 엔진으로 유입되는 추진제 유량과 엔진의 연소실 압력 및 엔진 추력이 모두 변하게 되어 로켓 엔진의 안정성에 매우 큰 영향을 주게 된다. 따라서 추진제의 유량 변화등을 정량적으로 예측하여 엔진의 안정성이 보장되어야 할 유량 범위를 제시하기 위해 동특성 해석을 수행하였다.

2.2.2 해석 범위 및 방법

해석의 범위는 가압부를 제외한 추진제탱크, 주배관, 엔진까지이며 가압부의 압력은 일정하게 유지되도록 하였다.

Fig.3는 분석의 순서도를 표현한 것이다.

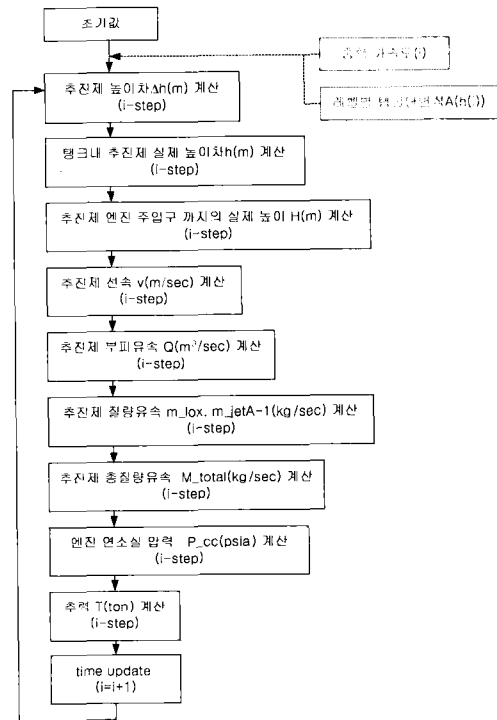


Fig.3 The flow chart for dynamic analysis of KSR-III feeding system

가속도의 계산은 추력과 고도 등 여러 데이터를 통해 각 시간 간격(0.1sec)마다 계산되어야 하나 여기서는 추력이 일정하다는 가정으로 59초 동안의 총 연소시간에 대해 계산한 가속도

데이터를 이용하였다. Fig.4의 가속도 데이터는 로켓의 내탄도 분석을 통해 구해진 값을 사용하였다.

엔진에 관한 데이터는 엔진 시험을 통해 나온 자료를 이용하였다. 엔진 연소실 및 추력의 경우 시험 자료를 바탕으로 총 추진제량의 변화에 따른 연소실의 압력 변화와 추력을 선형화(데이터 오차 범위 ±2%) 시켜 계산하였다. 계산에 사용 한 식은 아래와 같다.

$$P_c = 3.75 \times m_{tot} - 19.2 \quad (1)$$

$$T_{gc} = 0.25 \times m_{tot} - 2.7 \quad (2)$$

P_c : 엔진 연소실 압력 (psia)

T_{gc} : 엔진 연소실 지상 추력 (ton)

m_{tot} : 총 추진제량 (kg/sec)

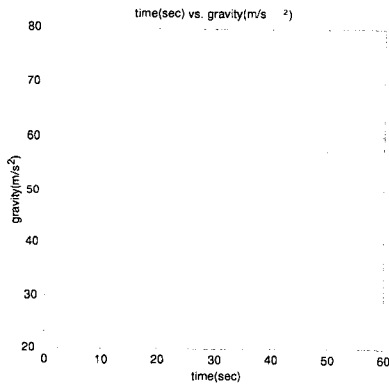


Fig.4 Acceleration of KSR-III

탱크 출구, 배관, 벤츄리, 유연 배관, 벨로우즈, 밴드 부분, 밸브, 엔진 메니폴드, 엔진 인젝터등에서 발생하는 압력차는 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$\Delta P = K_* \rho \frac{v^2}{2} \quad (3)$$

모든 구성품은 압력 손실을 일으키는 항목으로 볼 수 있기 때문에 탱크에서부터 엔진까지의 압력 변화는 추진제의 유속과 각 압력 손실항의 합으로부터 계산되어 진다.

$$\Delta P = \rho a \Delta h + K_* \rho \frac{v^2}{2} \quad (4)$$

$$K_* = K_{\tan k \text{ 출구}} + K_{\text{배관}} + K_{\text{flexible 배관}} + K_{\text{bellows}} + K_{\text{밸브}} + K_{\text{bend}} + K_{\text{엔진 manifold}} + K_{\text{엔진 인젝터}} \quad (5)$$

해석을 위해서 압력 손실 계수(K_*)는 탱크압 350psia, 초기 추진제 수두, 연소실 압력 (200psia)을 가정하고 산화제 유량(40.9kg/sec), 연료 유량(17.5kg/sec)이 나오도록 압력 손실계수를 구했다.

2.2.3 해석 결과

Fig.5은 산화제와 연료의 비행시간별 유량 변화를 나타내고 있다. 산화제 유량의 경우 초기 40.9kg/sec에서 최저 40.64kg/sec까지 변화하고 연료 유량의 경우는 초기 17.5kg/sec에서 18.9kg/sec까지 증가하는 것으로 나왔다.

산화제의 유량은 초기 유속과 별 차이 없이 진행되고 있다. 이것은 가속도 증가에 의한 유량 증가와 엔진 압력 증가에 의해 나타나는 추진제 탱크와 엔진 사이의 차압 감소에 의한 유량 감소가 평형을 이루어 유량의 큰 변화가 없음을 보이고 있다. 연료의 유량은 가속도 증가에 의한 유량 증가가 추진제 탱크와 엔진사이의 차압 증가에 의한 유량 감소 비율보다 더 크므로 비행이 진행 될수록 유량이 증가함을 보이고 있다.

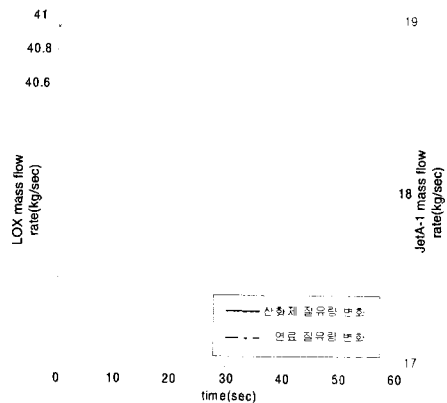


Fig.5 Change of Propellant mass flowrate

Fig.6은 시간별 공연비를 나타내는 그림이다. 이것은 엔진의 허용 공연비를 결정하는 것으로 초기 2.34에서 2.16까지 변화하였다. 가속도가

작은 경우에는 공연비의 변화 폭이 작지만 가속도가 급격하게 커지면서 공연비가 급격히 작아짐을 볼 수 있었다.

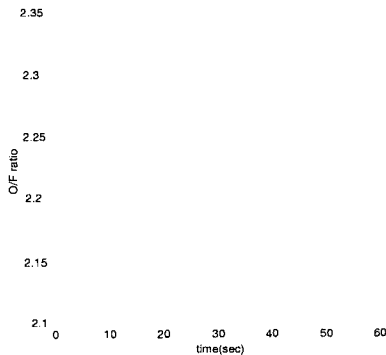


Fig.6 Change of o/f ratio

Fig.7은 엔진의 지상추력 변화를 나타낸 것으로 가속도에 따른 유량 증가로 인해 추력이 커지는 것을 알 수 있다.

초기 약 15초까지는 추진제 유입 질유량이 크지 않기 때문에 추력 및 압력 변화가 크지 않으나 15초~25초 사이 가속도의 크기가 줄어들어 따라 추진제 질유량 감소로 인해 추력 및 압력 감소가 유발된다.

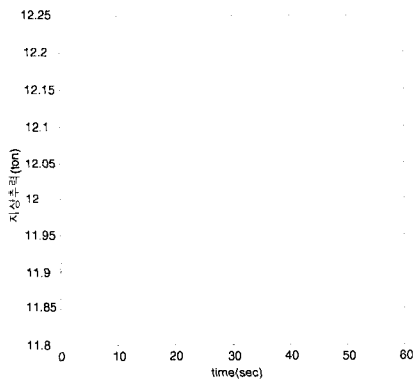


Fig.7 Ground thrust change of KSR-III

추진기관 공급계의 동특성 해석 결과는 Table 2와 같다.

Table 2. The result of simulation

항목	최소 변화값	최대 변화값
산화제유량 (kg/sec)	40.62	40.95
연료유량 (kg/sec)	17.5	18.9
O/F ratio 변화	2.16	2.34
지상 추력 변화(ton)	11.85	12.23

2.3 추진기관 공급계 POGO 해석

POGO의 어원은 용수철이 달린 죽마(竹馬) 놀이에서 유래가 된 것으로 발사체 분야에서는 발사체의 수직(longitudinal) 방향의 불안정성(instability)을 말한다. POGO의 발생원인은 다음과 같다. 공력 및 엔진 연소 노이즈에 의한 발사체의 진동이 공급계를 진동시키고 이것이 엔진 추력의 진동을 발생시킨다. 엔진 추력의 진동은 다시 발사체의 진동을 유발시키는데, 엔진과 발사체의 상호 작용을 통해 발사체의 고유진동수와 공급계의 고유진동수가 일치할 때 POGO라고 불리는 공진이 발생한다. 공진주파수는 발사체의 크기에 따라 수 Hz에서 100Hz 이상이 될 수도 있다.

POGO는 탑재물에 손상을 주거나 엔진 성능을 감소시킬 수 있다. 또한 우주 비행사가 탑승한 경우에는 우주 비행사가 비행 중에 심한 불편감을 느끼게 할 수도 있다.

일반적으로 공급계에 감쇠기를 달거나 벨로우즈를 사용하여 POGO문제를 해결할 수 있으며 최근에는 주로 벨로우즈를 사용하여 POGO를 제어하고 있는 추세이다. KSR-III에서도 엔진 개발을 위해서 벨로우즈를 채택하고 있는데, 벨로우즈가 효과적으로 POGO를 제어할 수 있는지를 본 해석을 통해 판단하고자 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.8]

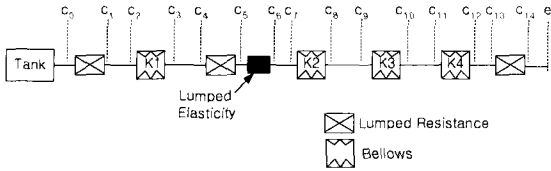


Fig.8 Pipeline Diagram

Fig.8에서 C₀, C₁사이의 연료 및 산화제 탱크 출구에서의 압력손실 모델이고, C₄, C₅사이의 케비테이션 벤츄리 모델이다. 또한 C₅, C₆사이의 벤츄리에서 발생하는 케비테이션을 모사하는 모델이다.

2.3.1 수학적 해석 모델

KSR-III 추진제 공급계 동특성 해석을 위한 수학적 모델은 다음과 같이 세가지로 구성된다.

(1) Lumped resistance model

(c0-c1, c4-c5, c13-c14)

탱크 출구, 벤츄리, 밸브와 같은 유동 저항체를 나타내는 수학적 모델로서 다음과 같은 식으로 표시된다.

$$P_k, u_k \quad \text{[Symbol]} \quad P_{k+1}, u_{k+1}$$

$$\bar{u}_k = \bar{u}_{k+1} \text{ (평균유속)}$$

$$\delta \bar{P}_{k+1} = \delta \bar{P}_k - h \delta \bar{u}_k \tag{6}$$

where, $h = \frac{2AP}{P}$

P는 엔진 연소실 평균 압력을 나타내며 $\delta \bar{P}, \delta \bar{u}$ 는 각각 무차원화 된 압력 및 속도의 Perturbation이다.

(2) Lumped elasticity model

(c2-c3, c5-c6, c7-c8, c11-c12)

벨로우즈와 벤츄리 하단에서 발생하는 케비테이션을 모사하는 수학적 모델이다.

$$P_k, u_k \quad \text{[Symbol]} \quad P_{k+1}, u_{k+1}$$

$$\bar{P}_k = \bar{P}_{k+1} \text{ (평균압력)}$$

$$\delta \bar{u}_{k+1} = -jw\epsilon T_v \delta \bar{P}_k + \delta \bar{u}_k \tag{7}$$

$$\epsilon = \tau \frac{P}{A_b} \frac{V}{A_b}, \tau = \frac{1}{A_b} \frac{\partial V}{\partial P}, T_v = \frac{V}{A_b u}$$

V : 벨로우즈 부피 또는 케비테이션 입자 크기

A_b : 벨로우즈 유효단면적 또는 배관단면적

w : 섭동 성분의 angular frequency

(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 모델로서 다음과 같은 식으로 표시된다.

$$\delta u_{n+1} = \cosh(jkL) \delta u_n - \beta^{-1} \sinh(jkL) \delta P_n$$

$$\delta P_{n+1} = -\beta \sinh(jkL) \delta u_n + \cosh(jkL) \delta P_n \tag{8}$$

where, $\beta^{-1} = \frac{P}{\rho u c^2 k}, k^2 = \frac{\omega^2 - f\omega}{c^2}$

$$c = \left(\frac{1}{c_0^2} + \frac{\rho D}{Et} \right),$$

상기식에서 L은 각 section에서의 배관 길이, c는 배관내 음속, c₀는 일반적인 음속, D는 배관 직경, E는 배관의 young's modulus, t는 배관 두께를 나타낸다.

2.3.2 해석 결과

Jet-A(연료) 배관과 Lox(산화제) 배관에 대한 해석을 수행하였다. 각 공급계 배관은 Fig.8과 같이 각각의 section별로 해당되는 수학적 모델로 표시된다.

KSR-III 공급계는 전술한 바와 같이 유량을 케비테이션 벤츄리를 통해서 조절하는데, 벤츄리 후단의 케비테이션 입자의 크기는 압력 및 온도에 따라 변하며 KSR-III의 경우 정량적으로 측정된 데이터가 없기 때문에 러시아의 경험치로 케비테이션 입자의 크기를 임의로 정하여 POGO특성에 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 있

다.[Fig.9~10]

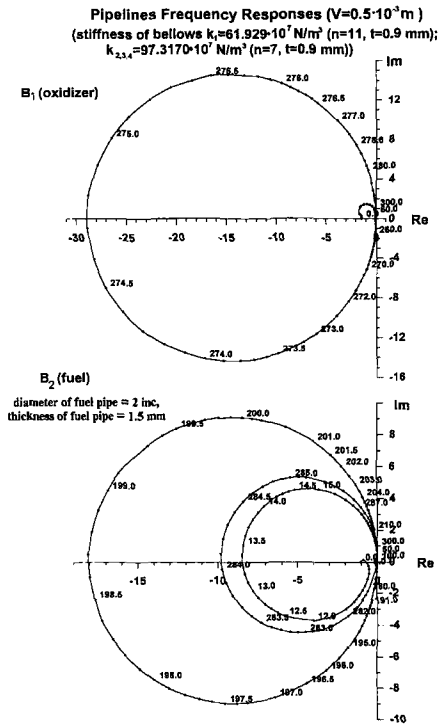


Fig.9 Bellows thickness 0.9t ($V=0.5 \times 10^{-3} \text{m}^3$)

그러나 케비테이션 입자의 부피가 10배 작아져도 고유진동수의 변화는 2% 이내였기 때문에 케비테이션 입자에 의한 POGO 특성 변화는 무시할 수 있다고 판단된다.

벨로우즈의 POGO 제어 효과를 보기 위해 벨로우즈의 강성 변화에 따른 공급 배관의 고유진동수 변화를 분석하였다.

벨로우즈의 두께를 0.9mm에서 0.6mm로 줄였을 경우, 같은 케비테이션 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.9/ Fig.11]

따라서 벨로우즈의 강성을 변화시켜서 POGO 현상을 효과적으로 제어할 수 있음을 알 수 있다.

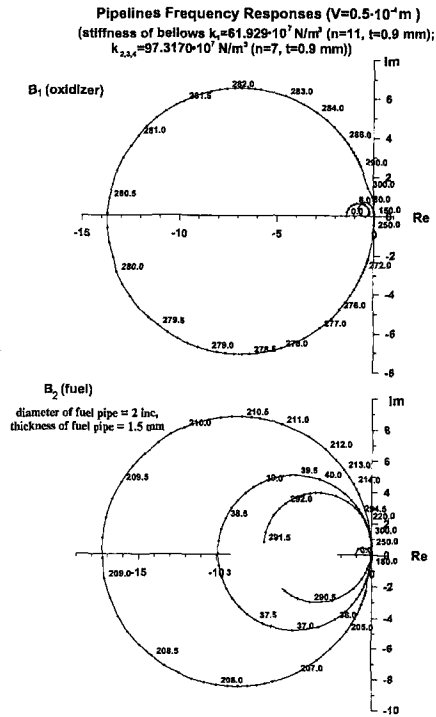


Fig. 2

Fig.10 Bellows thickness 0.9t ($V=0.5 \times 10^{-4} \text{m}^3$)

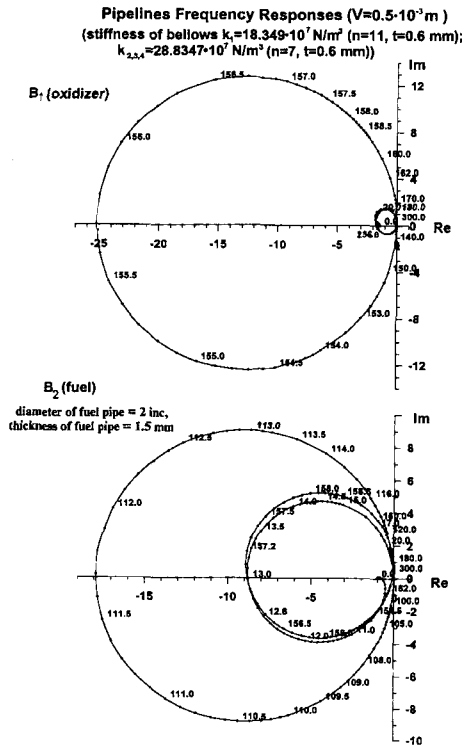


Fig.11 Bellows thickness 0.6t ($V=0.5 \times 10^{-3} \text{m}^3$)

3. 결 론

발사체의 비행중 가속도가 공급계에 미치는 영향은 Table.2와 같다. 이 결과는 현재 제작/시

험 중인 KSR-III 엔진의 신뢰성을 확인하기 위한 시험범위를 정할 수 있는 기초 자료로 공연비 변화폭과 추진제유량 변화폭을 제시하게 되며 엔진의 신뢰성 확인을 위한 탈설계점 시험을 이 자료를 바탕으로 수행하게 된다.

아울러 POGO 해석을 통해 벨로우즈 강성을 조정함으로써 공급계의 동특성을 제어할 수 있음을 알 수 있었다. 향후 발사체 전체의 구조적인 진동 모드 및 고유진동수에 대한 데이터를 확보한 후, 발사체의 수직 방향의 고유진동수와 공급계의 고유진동수가 일치하지 않도록 벨로우즈의 강성을 조정함으로써 POGO 현상을 사전에 방지할 수 있다. 본 연구를 기초로 하여 향후 발사체, 엔진, 공급계의 동특성을 모두 고려한 POGO 해석을 수행할 계획이다.

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. Bohdan W. Oppenheim and Sheldon Rubin, 1993. "Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets"
3. Rubin, S., "Space Vehicle Design Criteria (Structures): Prevention of coupled Structure-Propulsion Instability(POGO)" NASA SP-8055, Oct, 1970.