

KSR-III 추진기관 공급계 동특성 해석

정영석* · 조인현* · 정태규* · 권오성*

Dynamic Characteristic Analysis of KSR-III Propulsion Feeding System

Young-Suk Jung, In-Hyun Cho, Tae-Kyu Jung, Oh-Sung Kwon

Key Words: KSR-III, propulsion system(추진기관), dynamics(동특성), feeding system(공급계)

Abstract

KSR-III propulsion system designed in KARI has a gas-pressurization system for propellant feeding system. This system uses a regulator for the control of the ullage pressure of propellant tank and a venturi for passive control of propellant flowrate. This system seems to be very reliable, but the flowrate of propellant varies according to the change of acceleration with the rocket flight. In this paper, dynamic characteristic of KSR-III propulsion feeding system was analyzed in flight condition. The purpose of this research is to find the variation of o/f ratio and propellant flowrate change for certification condition of engine reliability test.

기호설명

- ΔP : 추진제탱크와 연소실 압력차 ($psia$)
- Δh : 추진제의 표면과 엔진 인젝터사이 수두 (m)
- ρ : 추진제 밀도 (kg/m^3)
- a : 비행 가속도 (m/sec^2)
- h : 추진제 레벨 (m)
- v : 추진제 선속 (m/sec)
- K : 압력손실계수 ($\frac{2\Delta P}{\rho v^2}$)
- P_c : 엔진 연소실 압력 ($psia$)
- T_{gc} : 엔진 연소실 지상 추력 (ton)
- m_{tot} : 총 추진제량 (kg/sec)

1. 서론

KSR-III는 국내 최초로 개발되고 있는 과학관 측용 액체추진로켓이다. KSR-III 추진기관의 공급계는 대기온도상태의 헬륨을 가압제로 사용하는 가압방식으로 구성되어 있다. 추진제로는 LOX(Liquid oxygen)(산화제)와 JetA-1(연료)를 사용하고 가압제로는 기체 헬륨을 사용한다.

가압 방식의 공급계의 구성은 가압시스템, 추진제 공급 시스템, 점화시스템, 정화 시스템, 공압 시스템, 추진제/가압제 배출 시스템으로 구성되어 있다.

KSR-III 추진기관은 가압시스템에 압력 조절기를 사용하였고 추진제의 유량 조절을 위해서는 venturi를 사용하고 있다. 이 시스템의 장점은 가장 간단한 시스템으로 구성하여 구조가 간단하고 작동 신뢰도가 높다는 것이고 단점은 추진제의 유량 조절이 지상과 비행 중에 동일하게 유지될 수 없다는 점이다. 추진제 탱크에 가속도가 가해질 경우 벤츄리 상단의 압력이 변동하는 것과 동

*한국항공우주연구원 추진기관연구부

일하게 작용하므로 비행속도가 커질수록 추진제는 더 많이 엔진으로 이동하게 된다. 이와 같은 가속도에 의한 추진제의 질유량 변화는 설계 추진제량과 설계 공연비의 변화를 초래하여 결국 엔진이 비설계점에서 작동하게 한다.

이 논문에서는 KSR-III 추진기관 공급계에 대한 사양과 각 세부 시스템에 대한 설명을 하고 있으며 추진기관의 정확한 필요 사양을 결정하기 위해 로켓이 비행 중에 가속도의 영향에 어떻게 변화하는지에 대해 추진제의 변화, 엔진의 압력 변화, 추력변화등의 요인을 주요 인자로 하여 1차원적으로 분석, 검토하였다.

2. 본 론

2.1 KSR-III 추진기관 공급계 구성

2.1.1 가압 가스 방식 추진기관

가압가스방식은 압축가스식, 액체 가스발생기식, 고체 가스발생기식으로 나뉜다. 일반적으로 가압가스방식은 연소실 압력이 커질수록 추진제 탱크의 압력도 커지므로, 그 두께가 두꺼워져서 비효율적이 된다. 따라서 연소실 압력이 비교적 크지 않은 추력이 약 10t 내외에서 많이 사용되고, 시스템이 터보펌프식보다 구조가 매우 간단하므로, 작동의 신뢰도는 매우 높다.

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

KSR-III 구성은 공급계에서 가압식을 사용하고 있으며 Table 1과 같은 특성을 특성을 지니고 있다.

Table 1 KSR-III propulsion system characteristic

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

로켓은 추진기관(엔진, 추진제 공급시스템, 가압 시스템등), 추진제 탱크, 헬륨 탱크, 로켓 외피, 추력 벡터 시스템, 엔진 구동 시스템, 과학탐재부, 제어부로 구성되어 있다.

KSR-III 액체추진기관 공급 시스템 구성도는 Fig.1과 같다.

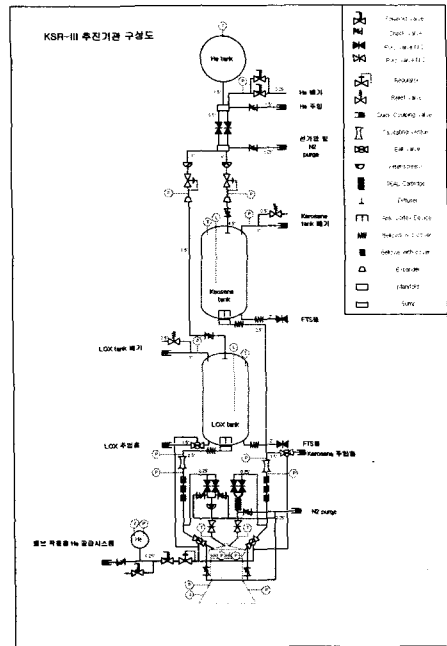


Fig.1 KSR-III Propellant feeding system

2.1.2 가압 시스템

가압 방식에는 헬륨 공급방식과 제어 방식에 따라 나누어 질 수 있는데 KSR-III의 경우 이 중 가장 간단하면서 신뢰도가 가장 높고, 개발 기간이 가장 짧은 대기온도 헬륨-단일 레귤레이터 사용 방식을 채택하고 있다.

대기온도 상태의 헬륨을 헬륨 탱크에 4500psia까지 충전하며 350psia의 추진제 탱크 압력을 맞추기 위해 단일 레귤레이터를 사용하게 된다. 연소가 진행되는 동안 헬륨이 추진제 탱크로 이동되면서 헬륨 탱크내 헬륨의 압력과 온도는 계속 떨어지게 된다. 이 경우 다른 가압 방식에 비해서 가압가스의 양이 더 많이 필요하게 됨으로 효율적인 면에서는 좋지 않지만 부품 수량이 타 방

식보다는 적게 됨으로 신뢰도는 가장 높다.(Fig.2)

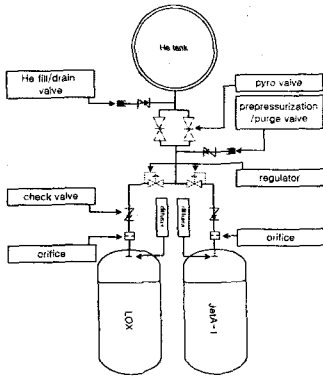


Fig.2 KSR-III Pressurization system

2.1.3 추진제 공급, 배출 시스템

추진제 공급 시스템은 sump, 밸브류, 추진제 배관, 벨로우즈, on/off 볼밸브등으로 구성되어 있다.

추진제 충전부는 추진제를 발사대에서 로켓으로 충전한 후 로켓의 발사가 이루어지면서 동시에 분리되는 밸브가 구성되어 있다. 이것은 발사 직전까지 추진제의 비상 배출을 하기 위함이다.

추진제의 엔진으로의 공급부는 점화순서에 따라 추진제를 공급하기 위해 공급라인의 최종부에 ON/OFF 볼밸브로 구성되어 있으며 수동적 유량 제어를 위해 VENTURI가 공급부의 직선구간에 설치되어 있다.

이 유량 제어 방식은 구성 부품의 설계 문제와 허용 가능한 유량구간이 있는 경우 개발에 있어 가장 신뢰성이 높다고 할 수 있다.

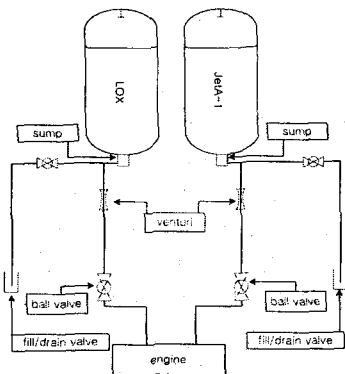


Fig.3 KSR-III Propellant feeding/drain system

2.2 동특성 해석의 목적, 범위

2.2.1 동특성 해석 목적

KSR-III 추진기관 유량 공급방식은 주배관부의 venturi를 통해 설정 유량을 맞추도록 설계되어 있다. 이 경우 로켓의 비행시 가속도와 추진제의 수두에 의해 탱크의 유체 표면으로 힘이 가해지므로 실제 venturi 상단으로의 가해지는 압력이 탱크내 가압 압력보다 더 커지게 된다. 이 경우 유량 변화와 엔진의 연소실 압력, 추력이 모두 변화하게 된다. 추진제의 유량 변화는 엔진에 공급되는 추진제의 양과 공연비를 변화시켜서 결국 로켓 엔진의 안정성에 매우 큰 영향을 주게 된다. 이 논문에서는 추진제의 유량 변화등을 정량적으로 예측하여 엔진의 안정성이 보장되어야 할 유량 범위를 제시하기 위해 수행하였다.

2.2.2 해석 범위 및 방법

해석의 범위는 가압부를 제외한 추진제탱크, 주배관, 엔진까지이며 가압부의 압력은 항상 유지되도록 하였다. 기본 분석을 위한 기본 형상 및 크기, 기본 설계값은 그림 Fig.4와 Table 2에 나와 있다.

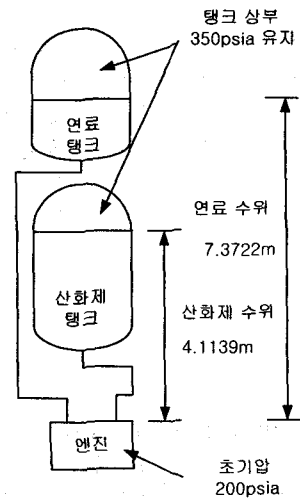


Fig.4 The scope of analysis

Fig.4와 같이 연료 탱크가 산화제 탱크의 상부에 위치하고 추진제의 초기 수위는 연료 7.3722m, 산화제 4.1139m로 설정하였고 각 추진제의 표면에서 엔진 인젝터부분까지를 수위의 설

정값으로 하였다.

Table 2 Initial value

항목	초기 설정값
추진제 탱크 압력	350psia
초기 연소실 압력	200psia
충전된 산화제 높이(엔진상단부터)	4.1139m
충전된 연료 높이(엔진상단부터)	7.3722m
초기 산화제 질량유속	40.9kg/sec
초기 연료 질량유속	17.5kg/sec
산화제 밀도	1152kg/m ³
연료 밀도	810kg/m ³
연소시간	59sec

Fig.5는 분석의 순서도를 표현한 것이다.

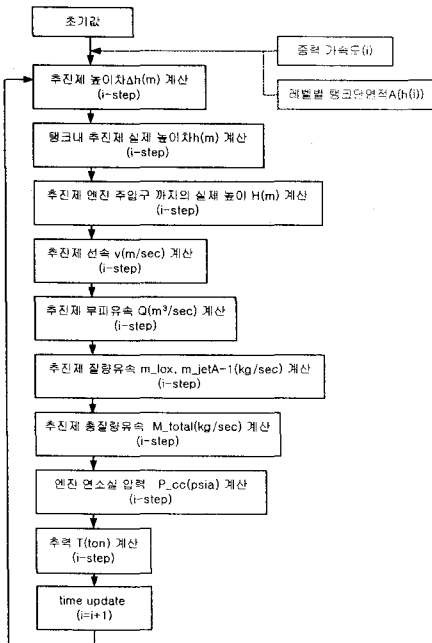


Fig.5 The flow chart for dynamic analysis of the feeding system of KSR-III

가속도의 계산은 추력과 고도 등 여러 데이터를 통해 각 시간 간격(0.1sec)마다 계산되어져야 하나 여기서는 추력이 일정하다는 가정으로 59초 총구간에 대해 계산한 가속도 데이터를 이용하였

다.

Fig.6의 가속도 데이터는 로켓의 내탄도 분석을 통해 구해진 값을 사용하였다.

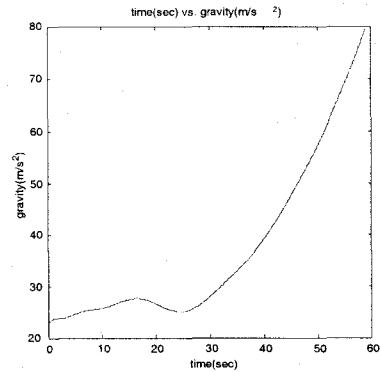


Fig 6. Acceleration of KSR-III

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 사용한 식은 아래와 같다.

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

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

탱크 출구, 배관, 벤츄리, 유연 배관, 벨로우즈, 밴드 부분, 밸브, 엔진 매니폴드, 엔진 인젝터 등에서 발생하는 압력차의 실제 모델로 구성할 때 모두 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.

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

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

이 모사를 위해서 압력 손실 계수(K*)는 탱크 압 350psia, 초기 추진제 수두, 연소실 압력 (200psia)을 가정하고 산화제 유량(40.9kg/sec), 연료 유량(17.5kg/sec)이 나오도록 압력손실계수의 값을 구했다.

2.3 해석 결과

Fig.7은 각각 LOX와 JetA-1의 탱크내 level 변화를 나타낸 것으로 변화의 폭이 LOX가 JetA-1보다 크게 나타났다. 이것은 LOX의 질유량이 JetA-1의 질유량 보다 크기 때문이다. 최종 연소 종료시점에 탱크내 추진제의 level이 탱크 하단에서 잔류하고 있음을 알 수 있다.

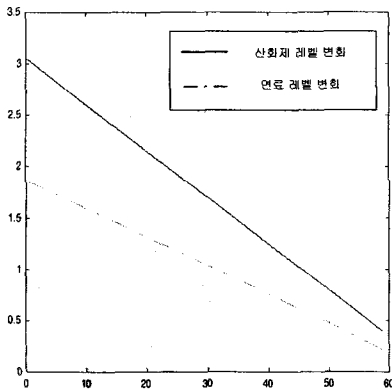


Fig.7 Change of propellant level in tank

Fig.8은 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/sec의 유속까지 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 유

량 증가가 추진제 탱크와 엔진사이의 차압 증가에 의한 유량 감소 비율보다 더 큼으로 비행이 진행 될수록 유량이 증가함을 보이고 있다.

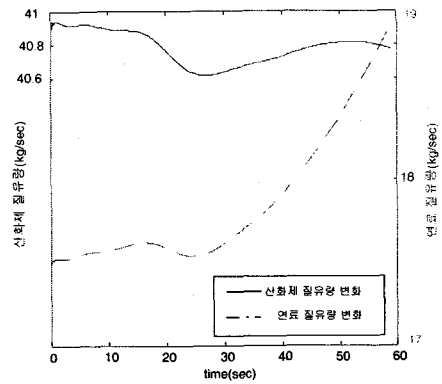


Fig.8 Change of mass flowrate for Propellant

Fig.9은 시간별 공연비를 나타내는 그림이다. 이것은 엔진의 허용 공연비를 결정하는 것으로 초기 2.34에서 2.16까지 변화하는 것으로 나왔으며 초기의 공연비는 가속도가 영향이 적은 경우는 변화폭이 작다가 가속도가 높아지면서 o/f ratio가 급격히 작아짐을 볼 수 있었다.

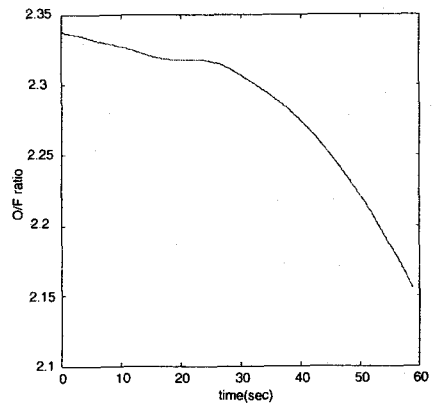


Fig.9 Change of o/f ratio

Fig.10은 엔진의 지상추력 변화를 나타낸 것으로 가속도에 따른 유량 증가로 인해 추력이 더 커짐증가함을 알 수 있고 Fig.11은 추진제 량이 증가함에 따라 나타나는 연소실의 압력이 상승하

는 현상을 볼 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 추력 및 압력 감소가 유발된다.

연소실압은 25초시 약 1psia정도가 줄어든 들었다. 25초 이후에는 가속도가 커짐에 따라 추력 및 연소실 압력이 증가하여 최종 연소 종료시점까지 추력은 12.23ton, 연소실 압력은 204.5psia로 증가하였다.

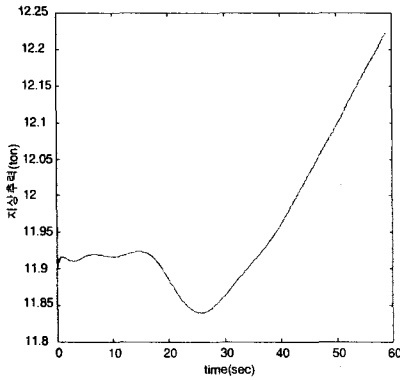


Fig.10 Change of ground thrust for KSR-III

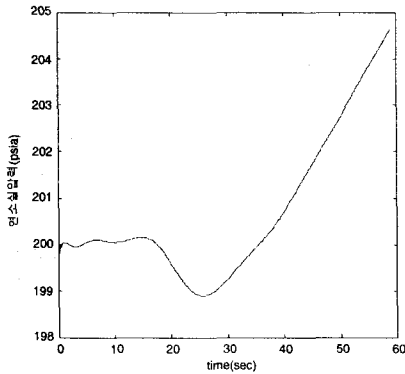


Fig.11 Change of pressure in engine

추진기관 공급계의 동특성 해석 결과는 최종 Table 3과 같다.

Table 3 The result of simulation

항목	최저 변화값	최대 변화값
산화제 유량(kg/sec)	40.62	40.95
연료 유량(kg/sec)	17.5	18.9
o/f ratio 변화	2.16	2.34
연소실 압력 변화(psia)	199	204.5
지상 추력 변화(ton)	11.85	12.23

4. 결론

1차원적 해석결과는 Table.3과 같이 나왔으며, 이 결과는 현재 제작/시험 중인 KSR-III 엔진의 신뢰성을 확인하기 위한 시험범위를 정할 수 있는 기초 자료로 공연비 변화폭과 추진제유량 변화폭을 제시하게 된다.

엔진의 신뢰성 확인을 위한 탈설계점 시험은 이 자료를 바탕으로 수행하게 된다.

앞으로 더 진행할 연구과제는 추진제 탱크에서 부터 엔진까지를 하나의 압력손실항으로 계산하였던 부분을 실제 각 배관, 밸브에 대한 모델을 만들어 각 부분에서 일어나는 현상을 정확히 모사하고 좀더 정량적으로 신뢰할 수 있는 결과를 얻고자 한다.

참고문헌

- (1) 채연석 외, 2000, "3단형 과학로켓 개발사업 (II)", 제 1권, pp.435~776.
- (2) Dieter K Huzel and David H. Huang, 1992, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", vol.147, AIAA, pp.1~153.