

우주 발사체의 포고현상 예측을 위한 공급/추진계의 파이프 압력모드 해석 기법 제안

이상구* · 이시훈* · 신상준*†

Proposal of Pipe Pressure Mode Analysis Method in Propulsion System for Predicting the Pogo of Space Launch Vehicle

SangGu Lee* · SiHun Lee* · SangJoon Shin*†

ABSTRACT

Among the factors considered in the design stage of a space launch vehicle using liquid propellant, research has been focused out on the pogo phenomenon, longitudinal dynamic instability. The pogo phenomenon refers to the instability that the longitudinal vibration of the launch vehicle structure causes a change in the pressure and flow rate of the fluids in propulsion system, and this change re-excites the fuselage structure. This mechanism constitutes a closed system to gradually increase the vibration of the launch vehicle. This paper specifically focuses on the dynamic analysis of pressure and flow changes in the propulsion system. Based on the example study of the space shuttle, the acoustic modal analysis of the propulsion system is performed to predict the modes of the supply line causing instability of the fuselage.

초 록

액체 추진제를 사용하는 우주발사체의 설계 단계에서 고려되는 사항 중 축방향 동적 불안정성인 포고현상에 관한 연구를 진행하였다. 포고 현상이란 발사체 구조계의 축방향 진동이 공급/추진계의 압력 및 유량의 변화를 유발하고, 이러한 변화가 구조계를 다시 가진하는 닫힌계를 구성하여 발사체의 진동을 점차적으로 증가시키는 불안정성을 말한다. 본 논문에서는 포고 현상 중 발사체 공급/추진계에서 발생하는 압력 및 유량의 변화에 대한 동적해석에 초점을 맞추었다. 우주왕복선의 연구사례를 바탕으로 공급/추진계의 음향모드 해석을 수행하여 구조계의 불안정성을 유발하는 공급라인의 모드를 예측하고자 하였다.

Key Words: Space Launch Vehicle(우주 발사체), Pogo Phenomenon(포고현상), Propulsion System(공급/추진계), Pipe Acoustic Mode(파이프 음향모드), Space Shuttle(우주왕복선)

1. 서 론

우주 발사체에는 구조 시스템과 추진 시스템의 연성으로 발생할 수 있는 여러 불안정성이 존재한다. 따라서 우주 발사체의 개발 과정에서 다양한 불안정성을 사전에 예측하는 것이 중요하다. 본 논문에서는 발사체의 여러 불안정 현상 중 축방향 진동 불안정성인 포고(pogo)현상에 대해 다룬다. 포고현상은 두께가 얇고 긴 구조를 가진 우주 발사체가 액체연료를 소모함에 따라 전기체 고유진동수가 증가하고, 공급/추진계의 음향모드와 구조의 고유진동수가 일치하였을 때 발생한다. 포고현상과 관련된 연구는 60,70년대부터 NASA를 포함한 미국 내 연구진에 의해 활발히 진행되었고[2-4], 90년대에 이르러서 또한 Michalopoulos[1]과 Oppenheim[5] 등에 의해 지속적인 연구가 수행되었다.

본 연구에서는 발사체 공급/추진계의 음향모드를 해석적 기법을 통하여 검증한다. 먼저 강체로 둘러싸인 헬륨기체의 음향모드를 검증한 후, 과거 우주왕복선의 연구에서 공급/추진계의 Interpump line의 음향모드를 예측하였던 사례를 바탕으로 실제 발사체의 공급/추진계를 모델링하는 연구를 수행한다.

2. 파이프 음향모드 해석방법 제시 및 검증

2.1 음향모드 검증 방법 제시

파이프 내의 압력 P 와 유량 Q 를 유체의 Inertance I 와 Compliance C , 그리고 Resistance R 와 함께 지배방정식 Eq. (1), (2)와 같이 표현할 수 있다. 지배방정식을 바탕으로, 1차원 파이프를 유한개의 요소로 나누어 각 요소마다의 압력과 유량에 관한 관계식을 구할 수 있다.

$$I_i \dot{Q}_i = P_i - P_{i+1} - R_{fi} |Q_i| Q_i \quad (1)$$

$$C_i \dot{P}_i = Q_{i-1} - Q_i; \quad i = 1, N \quad (2)$$

* 서울대학교 기계항공공학부

† 교신저자, E-mail: ssjoon@snu.ac.kr

Figure 1은 총 N 개의 요소로 표현된 파이프의 형상이다. 파이프 내 유체의 형상과 물성치 정보가 주어졌을 때 유체의 I , C , R 를 도출해낼 수 있기 때문에 지배방정식으로부터 유도되는 압력과 체적유량을 변수로 한 고유치 해석을 수행할 수 있다.

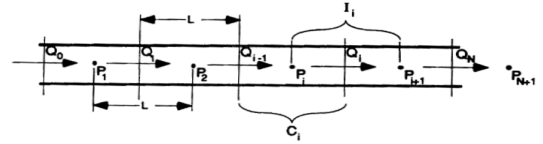


Fig. 1 Finite Element Model of a Straight Pipe[1]

2.2 검증 예제 대상물

우주왕복선 공급/추진계의 음향모드를 예측하기에 앞서, 단순한 직선 파이프를 예제로 하여 2.1절에서 언급하였던 유한요소해석 방법을 통한 검증을 수행하였다. 검증 모델은 Fig. 2와 같이 강체로 둘러싸인 파이프 내의 헬륨기체로 선정하였다.

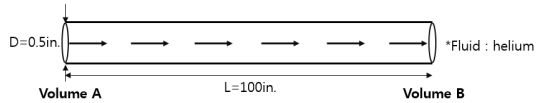


Fig. 2 Configuration of an Example Pipe

음향모드의 경계조건은 파이프 양 끝단 유체의 체적에 따라 결정된다. 예를 들어 Fig. 2에서 Volume A 혹은 B의 값이 무한히 작은 경우, 닫힌 경계 즉, 'closed'라 칭한다. 반면에 Volume이 무한히 큰 경우, 열린 경계 즉, 'open'을 의미한다. 파이프 양 끝단의 경계조건을 closed-open 시스템인 Case A와 closed-closed 시스템인 Case B로 분류하였고, 각 케이스마다의 Volume 값은 Table. 1과 같다.

Table. 1 Boundary Conditions at Both Ends of Pipe

Case \ $i n.^3$	Volume A	Volume B
A	0.00001(closed)	10000(open)
B	0.00001(closed)	0.00001(closed)

예제를 검증하기 위해 Case A의 경우를 유한요소 해석 대상으로 선정하였다. Figure 3을 살펴보면 파이프의 왼쪽 끝단이 'closed', 오른쪽 끝단은 'open' 조건임을 확인할 수 있다.

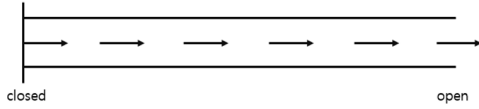


Fig. 3 Scheme of the Case A Model

2.1절의 지배방정식으로 유도되는 고유치해석 수식을 MATLAB을 활용하여 in-house 코드로 구축하였고, Table. 2와 같이 Case A의 1~3차 고유모드를 도출하였다. In-house 코드로 예측한 수치적 결과가 참고논문[1]에 제시된 해석적 결과와 최대 0.27% 이하의 오차로 나타났다.

Table. 2 Comparison of Numerical/Analytic Results

mode \ [Hz]	Present	Analytic solution[1]	Differ. (%)
1st	100.62	100.40	0.22
2nd	301.84	300.98	0.27
3rd	502.98	501.52	0.27

모드형상의 경우, Fig. 4와 같이 정규화된 압력의 진폭으로 표현이 되고, closed-open 시스템의 모드형상을 잘 도출해 내었음을 확인할 수 있다.

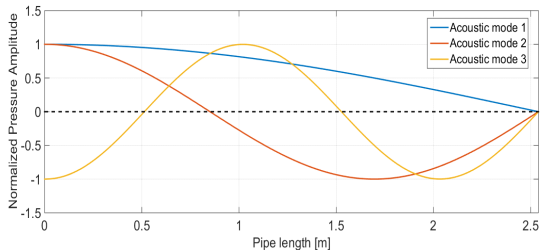


Fig. 4 First to Third Mode Shapes of the closed-open system

3. 우주왕복선 Inter-pump line의 음향모드 해석

우주왕복선의 전기체 구조모드와 액화산소 공급/추진계의 Interpump line의 음향모드가 서로 만났을 때, 구조 모드의 불안정성을 유발하는 사례가 존재한다. Figure 5를 살펴보면, Interpump line은 Low Pressure Oxidizer Pump(LPOP)의 입구부터 High Pressure Oxidizer Pump(HPOP)의 입구까지 이어지는 파이프를 의미한다. 따라서 파이프 양 끝단의 경계조건을 LPOP 입구의 Compliance C_{b1} 과 HPOP 입구의 Compliance C_{b2} 으로 조절하였다. 이를 바탕으로 구축한 in-house 코드로 Interpump line 음향모드를 수치적으로 예측하는 과정을 수행하였다.

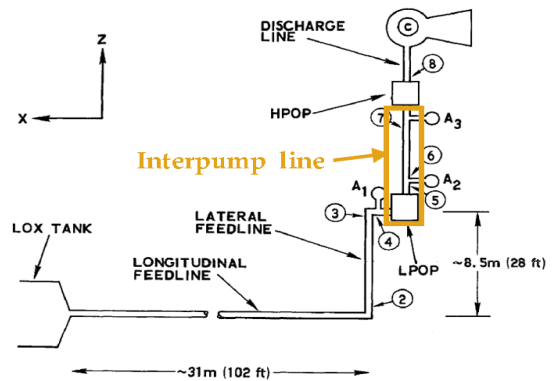


Fig. 5 Space Shuttle Interpump line in LOX system[2]

해석 결과의 모드형상을 비교하기 위해, 참고 문헌[2]의 End-burn 상태 즉, 완전 연소일 때의 Interpump line 모드형상을 Fig. 6에 제시하였다.

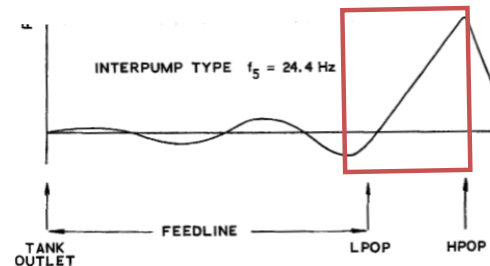


Fig. 6 Interpump line mode at End-burn[2]

Figure 7을 살펴보면, In-house 코드를 바탕으로 구한 End-burn 상태의 Interpump line 모드 형상이 Fig. 6과 거의 유사함을 확인할 수 있다. 특히 LPOP 입구부터 압력진폭이 지속적으로 증가하는 불안정 현상을 In-house 코드로 구현할 수 있다는 점에서 코드의 신뢰성을 확보할 수 있다.

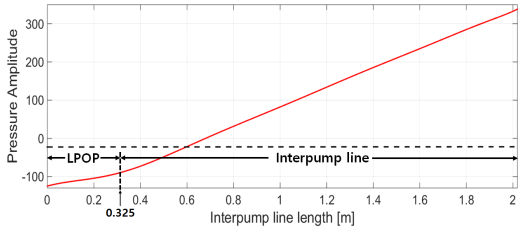


Fig. 7 Mode Shape of the Space Shuttle Interpump Line Mode at End-burn [In-house]

4. 결 론

우주 발사체에서 발생하는 포고현상을 예측하기 위해 공급/추진계의 음향모드를 구할 수 있는 In-house 코드를 개발하였다. 헬륨기체의 음향모드 검증을 수행하였고, 수치적 결과가 해석적 결과와 매우 일치함을 확인하였다. 실제 우주 발사체의 연구사례에 적용하기 위해 우주왕복선의 공급/추진계에서 interpump line의 음향모드를 예측하였다. 모드형상이 과거 우주왕복선 연구결과와 유사한 경향을 보임을 확인하였다.

본 연구를 통해 구축한 In-house 코드를 활용하여, Interpump line 모드 외에 우주왕복선 공급/추진계의 feedline type 모드를 추가적으로 검증함으로써 포고해석에 유용한 코드를 개발하는 것을 목표로하고 있다.

후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과입니다.

참 고 문 헌

1. Michalopoulos, C. D., Clark, R. W., Doiron, H. H., "Fourth Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop : Acoustic Modes in Fluid Networks," NASA Conference, 1992, Cleveland, Ohio, US.
2. Lock, M. H., and Rubin, S., "Passive Suppression of Pogo on the Space Shuttle", NASA CR-132452, 1974.
3. Anonymous, NASA Space Vehicle Design Criteria-Prevention of Coupled Structure-Propulsion Instability (POGO), NASA SP-8055, 1970.
4. Rubin, S., "Longitudinal Instability of Liquid Rockets Due to Propulsion Feedback (POGO), J. Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 8, 1966, pp. 1188-1195.
5. Oppenheim, B. W., and Rubin, S., "Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 30, No. 3, 1993, pp. 360-373.