

액체추진제 로켓엔진 연소기 저주파 동특성

하성업* · 정영석** · 김희태*** · 한상엽** · 조광래**

Low Frequency Dynamic Characteristics of Liquid-Propellant Rocket Engine Combustor

Seong-Up Ha* · Young-Seok Jung** · Hui-Tae Kim***
· SangYeop Han** · Gwang-Rae Cho**

ABSTRACT

With the mathematic linear model of a combustor which consists of a combustion chamber and injectors, the analysis of low frequency dynamic characteristics of a liquid-propellant rocket engine combustor was performed. Propellant mass flowrate was varied by combustion chamber pressure feedback, therefore low frequency oscillation was appeared. Increasing the time constant of a combustion chamber and injector pressure differences and decreasing combustion time delay increased the combustor system stability. The variation of injector time constant little affected stability. The system was always stable, when there was no combustion time delay. Increasing combustion time delay decreased oscillation frequency and damping ratio, and the system eventually became unstable.

초 록

분사기와 연소실만을 가지는 연소기의 수학적 선형모델을 가지고, 액체추진제 로켓엔진 연소기에 대한 저주파 동특성 분석을 수행하였다. 연소실의 압력변화가 추진제 유량변화로 되먹임되는 구조를 가짐에 따라 저주파 섭동을 나타냈으며, 연소실의 시정수가 증가할수록, 분사기의 차압이 증가할수록, 연소시간지연이 짧을수록 시스템은 안정하였다. 분사기 시정수 변화가 안정성에 미치는 영향은 크지 않았다. 연소시간지연이 없는 경우의 시스템은 항상 안정하였으며, 지연시간이 증가할수록 섭동 주파수 및 감쇠율은 줄어들며, 결국 시스템은 불안정하게 되었다.

Key Words: Rocket Engine(로켓엔진), 연소기(Combustor), 동특성(Dynamic Characteristics), 수학적 모델(Mathematical Model)

1. 서 론

로켓엔진 연소기에서 나타나는 동특성으로는 크게 저주파, 중주파, 고주파 특성으로 분류하는 것이 일반적이다. 이 중 고주파 동특성은 연소

† 2004년 7월 5일 접수 ~ 2004년 12월 13일 심사완료

* 종신회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

** 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단

*** 과학기술연합대학원대학교

연락처, E-mail: suha@kari.re.kr

현상과 연소실 형상에 따른 음향특성에 의해 나타나는 현상으로, 그 특성이 대단히 불안정하고 파괴적이어서, 그동안 국내에서 액체추진제 로켓연소기를 개발함에 있어 많은 관심을 기울여 왔다. 이에 반해서 저주파, 중주파 특성에 관한 연구는 상대적으로 미약하였다.

이중 저주파 동특성에 대한 일반적인 특징을 살펴보면, 저주파 섭동이 크게 나타나더라도 고주파 동특성과 같이 그 자체만으로는 파괴적인 특성을 나타내지는 않으나, 발사체 혹은 지상연소시험기 구조물과 공진할 수 있는 주파수 대역에 위치한다. 또한 이러한 큰 저주파 섭동으로 인하여 고주파 연소불안정성이 야기될 수 있는 것으로 알려져 있다. 그리고 고주파 동특성은 빠른 변화로 인하여 전체 추진기관시스템에 대해 비교적 독립적인 반면, 저주파 동특성은 전체 추진기관시스템 안정성에 큰 영향을 주는 인자이다.

본 연구는 추진기관 시스템 안정성 평가의 첫 단계로 로켓엔진 연소기에서의 저주파 동특성에 대한 모델을 수립하고 이에 대한 해석을 수행하고자 한다.

2. 본 론

2.1 모델

본 해석은 엔진시스템 중 연소기(combustor)만에서의 저주파 동특성에 그 초점을 맞추었다.

특히 분사기(injector)와 연소실(combustion chamber)간의 관계에 중점을 두었으며, 이중추진제(bi-propellant)를 사용하는 경우를 가정하여 Fig. 1과 같은 모델을 만들었다. 연소기 이전 구성품으로부터의 영향을 배제하고, 연소실과 분사기만의 관계를 명확히 하기 위하여, 매니폴드의 압력을 입력으로 하여 해석을 수행하였다.

2.2 수학적 전개

본 모델은 단일모드(엔진이 한 작동점에서만 동작)에서 동작하는 시스템을 가정하였으므로,

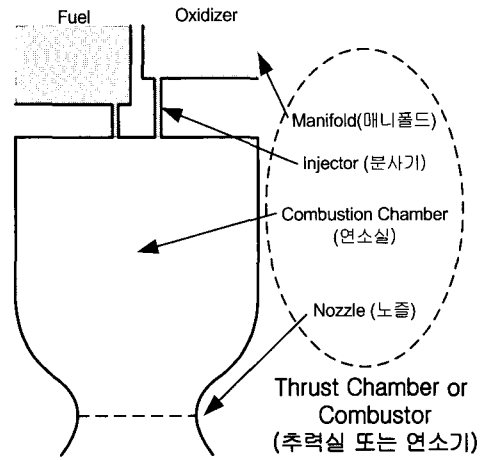


Fig. 1 Schematic Diagram

선형화를 통한 근사가 가능하다. 이에 동적 특성을 해석하기 위하여 연소실과 분사기에 대한 선형화 모델을 다음과 같이 수립하였다.

2.2.1 연소실 모델

연소실에서의 정상상태 평형은 다음과 같은 질량보존의 법칙에 의거하여 정리할 수 있다.

$$\dot{m}_{exhaust\ gas} = \dot{m}_F + \dot{m}_O \quad (1)$$

연소실의 정적인 특성은 식(1)과 같으나, 실제 시간에 따른 연소실의 변화를 보기 위해서는 식(2)와 같이 연소실 내의 연소가스량 변화가 고려되어야 한다.

$$\frac{d(m_{combustion\ gas\ in\ chamber})}{dt} + \dot{m}_{exhaust\ gas} = \dot{m}_F + \dot{m}_O \quad (2)$$

연소실의 특징을 살펴보면 연소실 내로 유입된 추진제가 기화, 혼합 및 연소하여 발생한 연소가스의 팽창에 의해 연소실 압력이 형성된다. 즉 연소실 모델에 있어 입력은 각각의 추진제질 유량, 출력은 연소실 압력으로 나타낼 수 있다. 따라서 식(2)의 좌변을 연소실 압력의 함수로 바꾸면 식(3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\left(\frac{V_c}{RT_c}\right) \frac{dP_c}{dt} + \left(\frac{A_t}{C^*}\right) P_c = \dot{m}_F + \dot{m}_O \quad (3)$$

이 식을 식(4)와 같은 미소변위 관계 및 식(5)와 같은 무차원화를 도입하고 정리하면 식(6)과 같이 나타낼 수 있다. 이러한 관계를 도입하는 이유는 미소변위 관계에 의해 식의 초기값을 영으로 만들어 라플라스(Laplace) 변환을 보다 간단히 할 수 있도록 하고, 무차원화를 통하여 각 변수간의 차수(order)를 맞추기 위함이다.

$$A = A_{normal} + \Delta A \quad (4)$$

$$\frac{\Delta A}{A_{normal}} = \overline{\Delta A} \quad (5)$$

$$P_c \text{ normal} \left(\frac{V_c}{RT_c} \right) \frac{d \overline{\Delta P_c}}{dt} + P_c \text{ normal} \left(\frac{A_t}{C^*} \right) \overline{\Delta P_c} = \dot{m}_F \text{ normal} \overline{\Delta \dot{m}_F} + \dot{m}_O \text{ normal} \overline{\Delta \dot{m}_O} \quad (6)$$

식(6)에서 좌변 첫째항의 계수는 식(7)의 관계를, 좌변 둘째항의 계수는 식(8)의 관계를 적용할 수 있다. 이상을 간단히 정리하면 식(9)와 같다. 이를 라플라스 변환을 하여 1차지연의 형태로 나타내면 식(10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{P_c \text{ normal} V_c}{RT_c} = m_{\text{combustion gas in chamber normal}} \quad (7)$$

$$\frac{P_c \text{ normal} A_t}{C^*} = \dot{m}_{\text{exhaust gas normal}} = \dot{m}_{\text{total normal}} \quad (8)$$

$$T_1 \frac{d \overline{\Delta P_c}}{dt} + \overline{\Delta P_c} = K_1 \overline{\Delta \dot{m}_F} + K_2 \overline{\Delta \dot{m}_O} \quad (9)$$

where

$$T_1 = \frac{m_{\text{combustion gas in chamber normal}}}{\dot{m}_{\text{total normal}}}$$

$$K_1 = \frac{\dot{m}_F \text{ normal}}{\dot{m}_{\text{total normal}}}$$

$$K_2 = \frac{\dot{m}_O \text{ normal}}{\dot{m}_{\text{total normal}}}$$

$$(T_1 s + 1) \overline{\Delta P_c(s)} = K_1 \overline{\Delta \dot{m}_F(s)} + K_2 \overline{\Delta \dot{m}_O(s)} \quad (10)$$

식(9)에서 나타나는 계수를 보면 미소변위관계(식(4))와 무차원화(식(5))를 통하여 매우 명확하게 정리가 됨을 볼 수 있다. 즉 이 시스템에서 각각의 추진제질유량(입력)에 대한 이득

(K : gain)은 각 추진제질유량의 전체추진제질유량에 대한 비율로 나타내어지며, 1차지연에 대한 시정수 (T : time constant)는 연소실 내의 가스질량의 전체추진제질유량에 대한 비로 나타내어진다.

2.2.2 연소실에서의 시간지연

실제 연소실에서는 추진제가 연소실 내로 유입되는 즉시 화학반응이 일어나지 못한다. 추진제가 기화, 혼합, 연소를 통하여 정상상태의 연소압과 연소온도에 도달하는 시간 등 시간지연을 나타내는 요소가 필요하다. 이 값은 통상 해석에 의하기 보다는 실험에 의해 판단되며, 이중추진제 중 kerosene/LOx와 같이 혼합, 기화 등에 상대적으로 긴 시간이 필요한 경우 주연소기는 1~2 ms 정도, 가스발생기는 2~3 ms 정도의 시간이 필요하다고 알려져 있다. 이중추진제 중 기화성이 빠른 극저온추진제 조합이나, 반응성이 빠른 접촉발화성 조합인 경우 이 시간은 상대적으로 보다 짧다.

이러한 시간지연요소는 연소실의 압력, 온도에 밀접한 영향을 받게 된다. 압력, 온도가 높을 경우 일반적으로 혼합, 기화를 촉진시키기 때문이다. 만일 본 모델에서 이를 고려한다면 온도를 일정하게 놓았으므로 압력에 의해 영향 받을 것이다. 그러나 이 때의 시간지연 변화는 어떠한 평균값에 대하여 음 혹은 양으로의 미소한 변화량만이 있을 것이므로, 시간지연을 상수로 보아도 저주파분석을 위한 선형화해석에서는 무리가 없다.

실제 식에서의 시간지연 표현은 연소실로 유입된 추진제가 시간 T_2 가 흐른 이후에 반응이 시작되는 것으로 정의된다. 즉 추진제 유입은 시간 t 에 일어났으나, 사건은 $t + T_2$ 에서 일어난다. 이를 시간에 대해 정리하면 식(9)를 식(11)과 같이 표현할 수 있다. 또한 이를 라플라스 변환하면 식(12)와 같다.

$$T_1 \frac{d \overline{\Delta P_c}}{dt} + \overline{\Delta P_c} = K_1 \overline{\Delta \dot{m}_F(t - T_2)} + K_2 \overline{\Delta \dot{m}_O(t - T_2)} \quad (11)$$

$$\overline{\Delta P_c(s)} = \frac{e^{-T_2 s}}{T_1 s + 1} (K_1 \overline{\Delta \dot{m}_F(s)} + K_2 \overline{\Delta \dot{m}_O(s)}) \quad (12)$$

2.2.3 분사기 모델

대부분의 분사기는 짧은 오리피스라고 생각할 수 있으며, 따라서 동적특성을 무시하는 경향이 있다. 본 연구에서는 연소기가 주안점이므로 이를 무시하지 않고 다루어본다.

관내 유동은 많은 경우 다음과 같이 표시할 수 있다. 오리피스 역시 작은 배관으로 생각할 수 있으므로 이 식을 기본으로 한다. 즉 형태가 결정된 오리피스(혹은 분사기)는 전후 압력차에 의해 흐르는 유량이 결정된다.

$$\dot{m} = C_D \rho A v = C_D \rho A \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} = C_D A \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (13)$$

먼저 모델에 대한 입력력 관계를 고려해 보아야 한다. 앞에서의 연소실 모델에 있어 입력이 추진제질유량이었으므로, 분사기 모델에서는 출력이 추진제질유량이어야 한다. 따라서 입력은 차압, 즉 매니폴드의 압력과 연소실 압력의 차이임을 알 수 있다. 따라서 정상상태식은 다음과 같다.

$$\frac{\dot{m}^2}{2\rho C_D^2 A^2} = P_m - P_c \quad (14)$$

입력이 압력이므로 압력변화에 대한 동적 방정식은 다음과 같다.

$$P_{dm} + \frac{\dot{m}^2}{2\rho C_D^2 A^2} = P_m - P_c \quad (15)$$

좌변 첫째항, 즉 동적인 압력변화량은 식(13)와 식(16)의 관계를 통하여 식(17)과 같이 질유량의 변화율로 나타낼 수 있다.

$$m = \rho A l \quad (16)$$

$$P_{dm} = \frac{F}{A} = \frac{ma}{A} = \frac{m}{A} \frac{dv}{dt} = \frac{\rho A l}{A} \frac{dv}{dt} = \frac{l}{C_D A} \frac{d(C_D \rho A v)}{dt} = \frac{l}{C_D A} \frac{d\dot{m}}{dt} \quad (17)$$

따라서 식(15)에서 압력을 입력항으로, 질유량을 출력항으로 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{l}{C_D A} \frac{d\dot{m}}{dt} + \frac{\dot{m}^2}{2\rho C_D^2 A^2} = P_m - P_c \quad (18)$$

연소실모델에서처럼 식(4)의 미소변위관계를 가지고 선형화하고, 식에서 미소변위의 제곱 ($\Delta \dot{m}$)²을 포함한 항을 무시하면 다음과 같이 정리된다.

$$\frac{l}{C_D A} \frac{d\Delta \dot{m}}{dt} + \frac{\dot{m}_{normal}}{\rho C_D^2 A^2} \Delta \dot{m} = \Delta P_m - \Delta P_c \quad (19)$$

또한 식(5)와 같이 무차원화 하고, 정리하면 다음과 같다.

$$T_3 \frac{d\Delta \dot{m}}{dt} + \Delta \dot{m} = K_3 \Delta P_m - K_4 \Delta P_c$$

where

$$T_3 = \frac{C_D \rho A l}{\dot{m}_{normal}} \quad (20)$$

$$K_3 = \frac{P_{m\ normal} \rho C_D^2 A^2}{\dot{m}_{normal}^2}$$

$$K_4 = \frac{P_{c\ normal} \rho C_D^2 A^2}{\dot{m}_{normal}^2}$$

이 식의 계수를 다시 정리하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T_3 = C_D \frac{m_{in\ orifice}}{\dot{m}_{normal}} = \frac{l}{v}$$

$$K_3 = \frac{P_{m\ normal}}{2(P_{m\ normal} - P_{c\ normal})} \quad (21)$$

$$K_4 = \frac{P_{c\ normal}}{2(P_{m\ normal} - P_{c\ normal})}$$

만일 유량계수를 고려하지 않은 경우 시정수는 연소실에서와 같이 단순히 질량 대 질유량의 비로 나타내어진다. 그러나 유량계수를 고려하면 질량 대 질유량 비에 유량계수가 곱해진 형태로 나타난다.

만일 분사기에서의 시정수를 무시하려 한다면 이 응답이 전체 시스템에 비해 충분히 작아야 한다.

2.3 해석

여기서는 연소기만의 동적 거동을 해석하고자 하였으므로, 오리피스 형의 분사기와 이 분사기

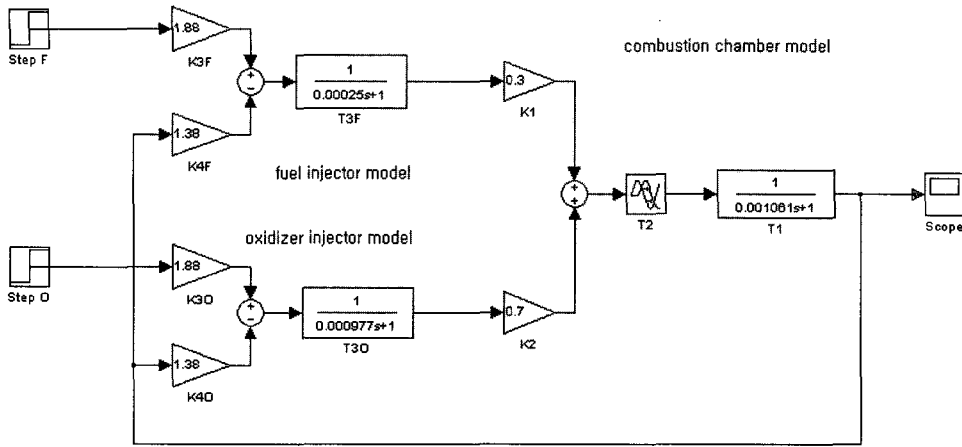


Fig. 2 Block Diagram

로부터 추진제를 공급받아 연소하는 연소기를 수학적으로 모델링하였다.

지금까지 유도한 연소실 모델, 시간지연 모델, 분사기 모델을 가지고 블록선도(block diagram)를 그려보면 Fig. 2와 같다. 그림을 보면 이중추진제를 사용하므로 산화제 및 연료 매니폴드 압력이 입력이며, 두개의 분사기를 가지고, 시간지연 및 연소실지연을 가지는 연소실 모델로 구성되며, 연소실 압력을 출력으로 하는 선도를 구성할 수 있다.

실제로 시간지연을 무시하는 것은 실질적인 해석이 못된다. 그러나 시간지연이 없는 모델은 수학적인 특성파악이 용이하고, 또 시스템의 기본특성이 되므로, 먼저 이에 대한 해석을 수행하고, 이어서 시간지연을 포함한 해석을 수행하도록 하겠다.

2.3.1 연소실에서의 시간지연을 무시한 해석

먼저 수학적 전개를 통하여 각각의 전달함수를 찾아보면 다음과 같다. 전달함수의 형태가 식(22)와 같이 나타낼 때, 전체 시스템은 식(23)으로 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 G_c &= \frac{1}{T_1s+1} \\
 G_F &= \frac{1}{T_{3F}s+1} \\
 G_O &= \frac{1}{T_{3O}s+1}
 \end{aligned} \tag{22}$$

$$\begin{aligned}
 \overline{\Delta P_c} &= G_c [K_1G_F(K_{3F}\overline{\Delta P_{mF}} - K_{4F}\overline{\Delta P_c}) \\
 &+ K_2G_O(K_{3O}\overline{\Delta P_{mO}} - K_{4O}\overline{\Delta P_c})]
 \end{aligned} \tag{23}$$

이를 입출력간, 즉 매니폴드 압력 및 연소실 압력으로 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \overline{\Delta P_c} &= \frac{G_cK_1G_FK_{3F}}{1+G_cK_1G_FK_{4F}+G_cK_2G_OK_{4O}} \overline{\Delta P_{mF}} \\
 &+ \frac{G_cK_2G_OK_{3O}}{1+G_cK_1G_FK_{4F}+G_cK_2G_OK_{4O}} \overline{\Delta P_{mO}}
 \end{aligned} \tag{24}$$

다시 식(22)의 관계를 가지고 정리하면,

$$\overline{\Delta P_c} = \frac{K_1K_{3F}(T_{3O}s+1)}{Eq_c} \overline{\Delta P_{mF}} + \frac{K_2K_{3O}(T_{3F}s+1)}{Eq_c} \overline{\Delta P_{mO}}$$

where

$$\begin{aligned}
 Eq_c &= (T_1T_{3F}T_{3O})s^3 \\
 &+ (T_1T_{3F}+T_1T_{3O}+T_{3F}T_{3O})s^2 \\
 &+ (T_1+T_{3F}+T_{3O}+K_1K_{4F}T_{3O}+K_2K_{4O}T_{3F})s \\
 &+ (1+K_1K_{4F}+K_2K_{4O})
 \end{aligned} \tag{25}$$

이 식에서 전달함수의 분모 (Eq_c)는 시스템의 안정성을 평가할 수 있는 특성다항식이다. 이 식은 3차 이상이 되므로 해석적으로 근을 표현하여 안정성을 판별하기는 어렵다. 그러나 이 식을 루스 배열(Routh array)로 전개하고, 시정수, 이득 등이 모두 양이라는 성질을 이용하면 시간지연을 무시한 이 시스템은 항상 안정함을 쉽게 확인할 수 있다. 이에 대한 계산과정은 생략한다.

2.3.2 해석 예

앞의 시스템에서 특성다항식이 3차이므로 1개의 실근과 2개의 허근, 혹은 3개의 실근(중근을 비롯해서)을 가지리라는 것을 알 수 있다. 2개의 허근을 가질 경우 시스템은 공진현상을 보이는 작은감쇠공정(under-damped process)을 보인다. 본 해석에서는 주파수 특성파악이 주안점이므로 2개의 허근을 나타내는 영역에 대해 관심을 가지고 있다.

만일 3차다항식이 쉽게 인수분해가 되지 않는 이러한 경우는 수학적으로 표현하기 곤란하다. 또한 변수가 9개나 되어 일일이 해석적으로 파악하는 것도 용이하지 않다. 이에 해석의 예로 KSR-III 발사체의 엔진인 KL-3에 대해 계산하여 보았다.

먼저 연소실에 대해 해석하여 보면 다음과 같다. 여기서 질량유량, 밀도, 압력, 연소실 크기 등은 설계치 혹은 작동치이며, 가스상수, 온도 등은 Propep에 의해 계산된 값이다.

$$\begin{aligned} \dot{m}_F &= 18 \text{ kg/s} \\ \dot{m}_O &= 42 \text{ kg/s} \\ P_c &= 1.38 \text{ MPa} \\ V_c &= 0.05430 \text{ m}^3 \\ R &= 368 \text{ J/kgK} \\ T &= 3200 \text{ K} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_1 &= \frac{1380000 \times 0.05430}{368 \times 3200} = 0.001061 \\ K_1 &= \frac{18}{18+42} = 0.3 \\ K_2 &= \frac{42}{18+42} = 0.7 \end{aligned} \quad (26)$$

연소실은 1차지연공정이므로 표현될 수 있다. 출력이 안정화 될 때까지의 시간은 정상상태의 98%에 대해 약 $4.2\text{ms} (=4T_1)$ 가 소요되며, 99%까지는 약 $5 \text{ ms} (=4.7T_1)$ 이 걸림을 알 수 있다.

실제로 입력량의 변화, 즉 산화제와 연료추진제 공급량의 변화는 산화제/연료비의 변화를 나타내므로 가스상수, 연소온도 등의 변화로 반영된다. 일부 연구에서는 이러한 변화율을 고려한 경우도 있으나, 추진제총질유량의 변화가 압력 변화에 미치는 영향에 비하면 상당히 작은 변화율이라 말할 수 있다. 따라서 저주파 동특성을 관심영역으로 볼 때 이러한 작은 변화를 무시하고 입력의 미소변화에 대한 선형화식에서 상수로 보는 것은 타당한 가정이라고 할 수 있다.

연료 및 산화제 각각의 분사기에 대해 시정수를 계산하여 보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} V_{IF} &= \Sigma \left(n \times \frac{\pi}{4} D^2 \times l \right) = 0.0000082713 \text{ m}^3 \\ \rho_F &= 790 \text{ kg/m}^3 \\ \dot{m}_F &= 18 \text{ kg/s} \\ C_{DF} &= 0.69 \\ T_{3F} &= \frac{0.69 \times 790 \times 0.0000082713}{18} = 0.00025 \end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} V_{IO} &= \Sigma \left(n \times \frac{\pi}{4} D^2 \times l \right) = 0.0000050311 \text{ m}^3 \\ \rho_O &= 1117 \text{ kg/m}^3 \\ \dot{m}_O &= 42 \text{ kg/s} \\ C_{DO} &= 0.73 \\ T_{3O} &= \frac{0.73 \times 1117 \times 0.0000050311}{42} = 0.000977 \end{aligned} \quad (28)$$

분사기 시정수를 연소실에서의 시정수와 비교하여 보면 연료측 분사기는 약 24%, 산화제측 분사기는 약 92% 수준이다. 즉 해석을 수행함에 있어, 비록 분사기의 크기는 작으나, 분사기의 동특성을 무시할 정도의 수준이 아니라는 뜻이다.

이는 결국 오리피스형 분사기의 길이/유속 비와 밀접한 관계를 가진다. 길이/유속 비가 작은 오리피스는 결국 오리피스 체적 내의 유체질량이 질유량에 비해 충분히 작게 되므로 매우 작은 시정수를 보이며, 따라서 종종 무시하기도 한다. 그러나 로켓엔진 연소기에서 사용하는 분사기와 같이 길이/유속 비가 큰 경우 이 시간은 무시할 수 없는 시간이 된다.

이 결과를 가지고 전달함수의 특성방정식을 구하고, 또 해를 구하면 다음과 같다.

$$s = -3462.12 \text{ and } -1251.96 \pm 1041.76i \quad (29)$$

즉, 일차지연과 2차지연의 결합된 형태로 나타난다. 이 3개의 해 중 복소근으로부터 다음과 같이 주파수와 감쇠율을 구할 수 있다. 여기서 w 는 감쇠진동주파수, w_n 은 비감쇠진동주파수, ζ 는 감쇠율을 나타낸다.

$$w = 1041.76 [rad/sec]$$

$$f = \frac{w}{2\pi} = 166 [Hz]$$

$$w_n = \sqrt{1251.96^2 + 1041.76^2} = 1628.70 [rad/sec]$$

$$\zeta = \frac{real}{w_n} = \frac{1251.96}{1628.70} = 0.769$$

(30)

이로부터 이 시스템은 감쇠율 0.769의 일정한 감쇠를 보이고, 또한 약 166 Hz의 진동응답을 나타내며 안정화함을 알 수 있다.

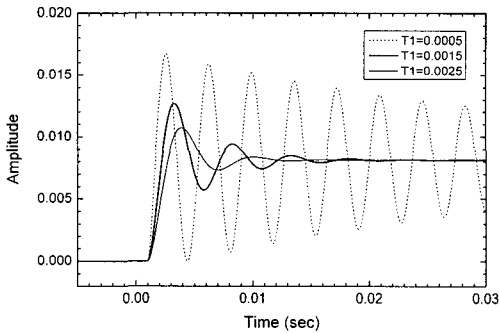


Fig. 3 Variations of Combustion Chamber Time Constant

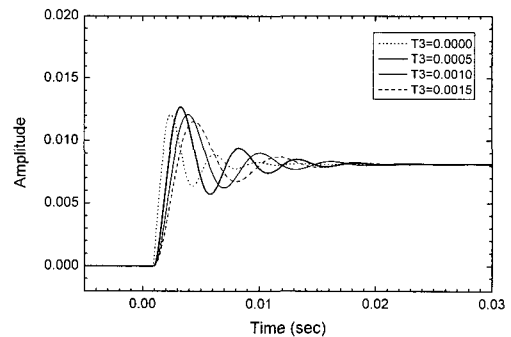


Fig. 5 Variations of Injector Time Constant

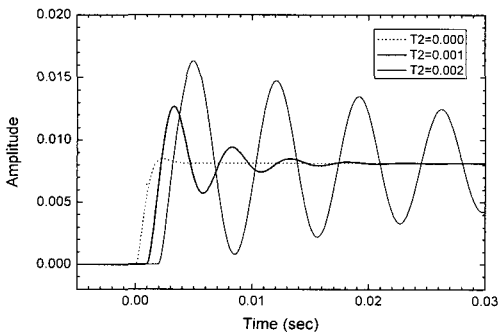


Fig. 4 Variations of Combustion Time Delay

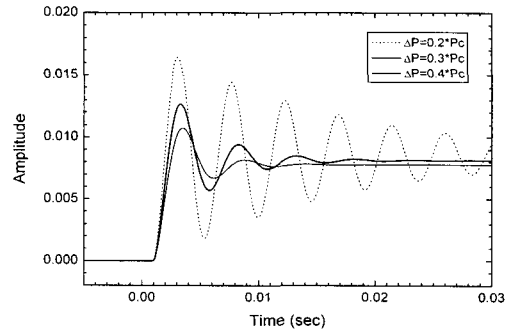


Fig. 6 Variations of Injector Pressure Difference

2.3.3 연소실에서의 시간지연을 고려한 해석

전체 추진기관 시스템을 모델링하여 이에 대한 수학적 선형안정성 평가를 하는 것은 매우 복잡하다. 전체 시스템이 아니더라도 비선형 요소인 시간지연을 고려한 연소기 해석만으로도, 앞서 시간지연을 무시한 경우와 같이 수학적으로 풀기는 용이하지 않다.

본 논문의 연소기 모델이 전체 추진기관시스템 모델의 부분모델임을 생각할 때 수학적이기 보다는 해석적으로 접근하는 것이 보다 타당하므로, 각 변수의 경향성 파악을 용의하게 하기 위해 다음과 같은 값을 가지는 모델을 가정하고, 이에 대한 사례분석을 통하여 변화경향을 파악하고자 한다.

$$\begin{aligned}
 T_1 &= 0.0015 \\
 T_2 &= 0.001 \\
 T_{3F} = T_{3O} &= 0.0005 \\
 K_1 &= 0.3 \\
 K_2 &= 0.7 \\
 K_{3F} = K_{3O} &= 2.167 \\
 K_{4F} = K_{4O} &= 1.667
 \end{aligned} \tag{31}$$

여기서 분사기의 이득은 차압이 연소압의 30% 수준일 때의 이득값이다.

이제 시간지연을 포함했을 때의 응답을 살펴보자. Fig. 3에서 6은 매니폴드압력의 1% (= 0.01) 계단입력(step input)을 주었을 때의 응답을 나타내고 있다. 그림에서 나타낸 변수의 범위는 대략 물리적으로 널리 사용되는 범위를 나타낸다.

Figure 3은 연소실 시정수(T_1)의 변화에 대한 응답특성을 나타낸다. 연소실 시정수의 증가는 연소기시스템을 안정화시킴을 알 수 있다. 즉 시스템 안정측면에서는 연소실의 크기가 클수록 큰 시정수를 가지게 되어 안정하게 된다.

Figure 4는 연소시간지연요소(T_2)의 변화에 따른 응답특성을 나타낸다. 지연요소는 전달치의 위상(phase)을 지연시키므로, 지연시간의 증가는 시

스템을 쉽게 불안정하게 만든다. 접촉발화성 추진제나 극저온추진제 조합과 달리 kerosene과 같은 탄화수소계 연료는 기화, 혼합, 연소 등에 상당한 시간(주연소기의 경우 1~2 ms 정도)이 필요하게 된다. 즉 어떠한 분사기를 사용하느냐에 따라 쉽게 불안정하게 될 수 있다는 뜻이다. 따라서 적절한 분사기의 선정 및 설계 등으로 이 시간을 최소화하여야 시스템의 안정성을 보장할 수 있다. 앞서 서론에서 언급하였듯 연소기의 저주파불안정 자체는 파괴적이지는 않으나, 구조물과의 공진 등으로 인하여 전체 시스템의 안정성을 해칠 수 있으며, 특히 음향모드를 가지는 고주파 불안정 연소를 유발시킬 수도 있기 때문이다.

Figure 5는 분사기 시정수(T_3)의 변화에 따른 응답특성을 나타내고 있다. 시정수가 증가함에 따라 주파수는 증가하는 양상을 보이며, 진폭은 약간 증가하였다가 감소하는 양상을 보였다. 그러나 분사기 시정수 변화가 시스템 안정도를 변화시키는 정도는 다른 변수들에 비해서 상대적으로 미비함을 볼 수 있다. 이는 시정수의 범위 때문인데 주연소기의 연소실의 경우 시정수의 범위는 통상 1~2 ms 정도를 보이는 반면, 분사기의 경우 일반적으로 1ms 이내의 시정수를 보이기 때문에, 연소실의 시정수가 수 배 크게 됨에 따라 분사기의 시정수 변화에 따른 응답변화는 상대적으로 작게 나타난다. 또한 연소실 시정수변화로 인한 연소실의 압력변화가 직접적인 출력인 반면, 분사기 시정수 변화는 다시 연소실의 1차지연공정을 거쳐 출력되게 되므로 출력이 보다 안정하게 된다.

Figure 6은 분사기 차압변화에 대한 응답특성을 나타내고 있다. 분사기의 차압이 클수록 시스템은 안정적이다. 식(21)에서 분사기의 차압이 증가할수록 되먹임의 이득인 K_1 가 감소하므로, 시스템에서의 불안정 요소의 감소함을 의미하며, 이에 따라 시스템은 안정하게 된다. 또한 다른 변수변화와는 달리 차압증가에 따라 정상상태 응답 값이 감소하고 있는 것도 눈여겨 볼만 하다. 이 역시 식(21)에서 매니폴드 압력에 대한 분사기 이득인 K_3 가 차압증가에 따라 감소하기 때문에 나타나는 현상이다. 이를 Fig. 7에 나타내었다.

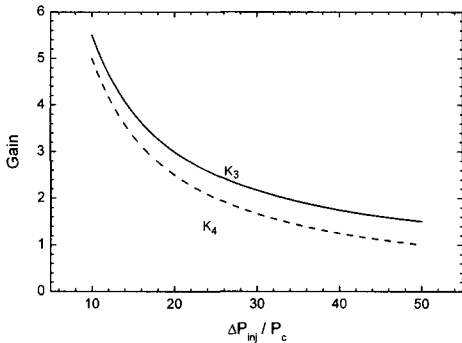


Fig. 7 Effect of Injector Pressure Difference to Injector Model Gains

해석에 사용된 모델 연소기의 응답은 해석영역 내에서 대체로 100~200 Hz 정도의 주파수 특성을 보여주고 있다. 연소실 및 분사기의 시정수, 분사기 차압변화에 의한 주파수 변화는 크지 않으나, 연소시간지연요소 변화에 따른 주파수 변화는 상대적으로 큰 편이었다. 모델을 가지고 시간지연이 없을 때의 값을 계산하여 보면 약 176 Hz의 주파수 성분을 나타낸다. 연소시간지연요소 값이 증가할수록 주파수는 시간지연이 없는 경우보다 확연히 느려지게 되며, 과도응답은 커지고, 감쇠는 줄어들다가, 결국에는 불안정해지게 된다.

연소실 시정수, 분사기 시정수와 분사기 차압은 설계자가 비교적 쉽게 제어할 수 있는 요소이다. 그러나 연소시간지연요소는 그리 간단히 제어할 수 있는 요소가 아니다. 특히 내, 외적인 요인으로 인하여 기화, 혼합, 연소반응 등에 소요되는 시간이 변화하여 지연요소 값이 실제 연소과정 중 크게 변화할 수 있으며, 이로 인하여 시스템이 동적으로 쉽게 불안정하게 될 수 있음을 이 결과로부터도 알 수 있다.

2.4 모델에 의한 계산결과와 시험결과의 비교

2.3.2절에서 시간지연이 없는 KSR-III 모델에 대해 수학적 해석을 통하여 주파수를 구해보면 약 166 Hz를 나타내었다. 동일한 모델을 가지고

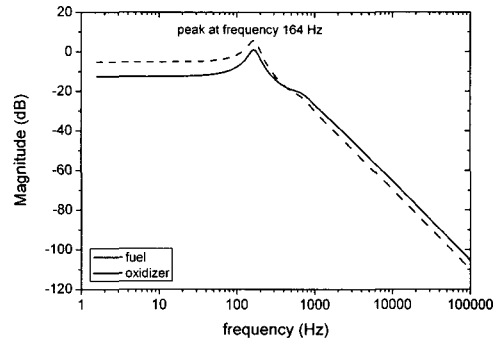


Fig. 8 Bode Diagram of KSR-III Combustor Simulation Model

0.0015 초의 연소시간에 대한 지연을 파데(Pade)의 4차 근사를 통해 고려하여 보면 시스템은 약 164 Hz의 응답을 나타내었으며, 이에 대한 보테선도(Bode diagram)를 Fig. 8에 나타내었다.

실물 엔진에 대한 연소시험 중 연소실의 동압이 측정되었다. 설계점 시험에 대하여 계측된 동압과 이 동압의 저주파 영역을 보다 명확히 하기 위하여 500 Hz 저대역통과(low pass filter-ing)시킨 결과를 Fig. 9에 나타내었으며, 이 동압에 대한 FFT 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 이 시험결과에 대한 두 그림을 보면 실제 연소시험에서 약 167 Hz의 저주파섭동이 있음을 관찰할 수 있으며, 이는 지금까지의 해석상 결과와도 유사하다.

2.5 결과에 대한 고찰

일반적으로 시스템적인 저주파 특성이 많이 나타나는 요소로는 추진제 공급배관을 든다. 그러나 본 해석에서는 공급배관 및 재생냉각 채널 등의 영향을 배제한 상태에서 연소기만의 특성을 파악하기 위하여, 분사기와 연소실만을 가지는 모델을 설정하여 동특성을 파악하여 보았다.

앞서 해석의 결과가 말해 주듯 저주파 안정성은 연소시간지연요소(기화, 혼합, 연소가 되어 연소가스가 정상적인 온도, 압력상태에 도달할 때 까지 걸리는 시간)가 가장 큰 영향을 미치고 있음을 확인할 수 있었다. 또한 저주파 안정성

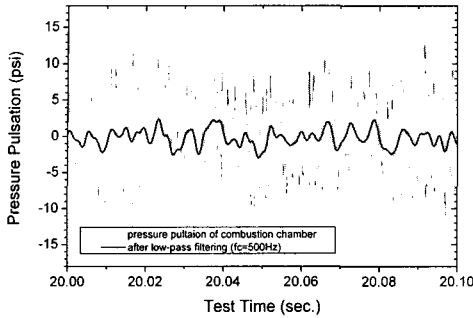


Fig. 9 KSR-III Engine Combustion Test Result (Combustion Chamber Dynamic Pressure)

확보에 있어서 이 시간은 가능한 짧아야 한다는 것도 알 수 있었다.

이 시간을 줄일 수 있는 요소로는 결국 적절한 분사기의 선정 및 설계가 가장 주된 요인이 된다. 빠른 기화, 혼합 및 연소를 이루면서도 외란에 대해 영향을 적게 받는 분사기의 설계를 통하여 지연을 최소화 할 수 있다.

충돌형 분사기와 동축형 분사기를 예로 살펴보면, 시간지연요소의 측면에서만 볼 때, 동축형 분사기가 일반적으로 보다 유리하다는 것을 쉽게 생각할 수 있다. 충돌형 분사기의 경우 그 기본과정은 액주(column)형태의 분사, 두 액주간 충돌에 의한 액막(sheet)형성 및 혼합 시작, 그리고 액막의 분열, 기화, 연소 과정을 겪게 된다. 이 때 충돌, 분열 등은 분사기면으로부터 상당한 거리를 이동한 후 이루어지게 되므로 이로 인한 시간지연이 발생할 뿐 아니라, 연소상태 등에 의한 외란에 의해 충돌점이 쉽게 변화하는 등의 취약점을 보이게 된다. 특히 충돌점이 어긋나게 되는 경우 시간지연이 크게 증가되어 시스템의 안정성을 크게 해치게 된다. 또한 동중충돌(like impinging)이 아닌 이종충돌(unlike impinging)인 경우 두 액주의 운동량, 기화특성 등이 다름으로 인해 이상적인 액막 형성이 어려울 수 있다. 이에 반해 동축형의 경우 분사기 출구와 근접한 곳에서 빠른 혼합, 기화를 통해 시간지연이 짧아짐은 물론 외란의 영향을 덜 받게 되므로 보다 안정할 수 있다.

추진제의 조합 측면에서 살펴보면 국내 개발추

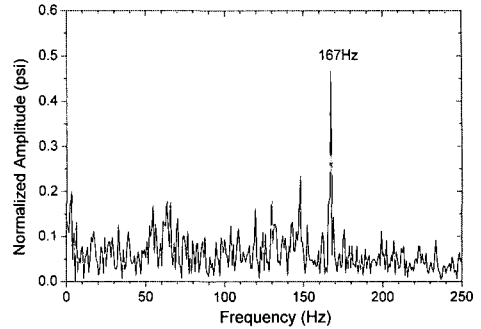


Fig. 10 KSR-III Engine Combustion Test Result (FFT of Combustion Chamber Dynamic Pressure)

진기관의 추진제인 kerosene/LOx 조합의 경우 보다 불리하다. 접촉발화성 추진제 조합과 극저온추진제 조합의 경우 빠른 기화 및 연소로 인하여 지연시간은 비교적 짧다. Kerosene/LOx의 조합에서도 LOx는 극저온성으로 인하여 빠르게 기화된다. 그러나 kerosene은 탄화수소계로서 미립화, 기화, 연소 등에 상당한 시간이 소요되며, 이로 인하여 연소시간지연요소가 비교적 큰 값을 나타내게 되어 불안정한 영역에 보다 가까운 상태에서 운영되게 된다.

지금까지의 해석은 주로 연소기의 측면에서 살펴 본 해석이었다. 본 해석에서 직접 다루지는 않았으나 가스발생기의 경우 이 문제는 연소기에 비해 보다 심각하다. 연소기의 경우 추진제의 혼합비는 대부분 완전연소비(stoichiometric ratio) 부근에서 운영되나, 가스발생기의 경우에는 대부분 연료과다영역에서 운영이 된다. 따라서 기화, 혼합, 연소 등에 보다 긴 시간이 소요됨에 따라, 비록 가스발생기 연소실의 시정수가 주연소기 연소실의 시정수보다 통상 크게 설계되더라도, 주연소기에 비해 더 쉽게 불안정해질 수 있다. 따라서 가스발생기의 설계에서는 이러한 연소지연에 따른 저주파 안정성 영역 확보를 보다 고려할 필요가 있다.

3. 결 론

추진기관시스템 동특성 평가의 일환으로 연소

기의 저주파 안정성에 대한 분석을 위하여, 분사기와 연소실만을 가지는 선형모델을 구성하여 분석을 수행하였다.

연소기시스템은 연소실 압력변화가 유량변화로 되먹임 되는 구조를 가짐에 따라 저주파 섭동을 나타냈으며, 시스템의 안정성은 연소실의 시정수가 증가할수록, 분사기 차압이 증가할수록, 연소시간지연이 짧을수록 안정하였다. 분사기 시정수가 안정성에 미치는 영향은 크지 않았으며, 연소시간지연요소가 미치는 영향은 매우 컸다.

특히 연소시간지연요소가 없는 이상적인 경우 시스템은 항상 안정하였으며, 지연시간이 증가할수록 주파수 및 감쇠율은 줄어들며, 결국 시스템은 불안정하게 되었다.

참 고 문 헌

1. David T. Harrje (editor), "Liquid Propellant Rocket Combustion, Instability," NASA SP-194, 1972
2. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Vol. 147 Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, 1992
3. 조광래 외 다수, "발사체용 추진기관 성능개량 탐색연구, 로켓엔진 추력제어기술 개발, 제 1차년도 최종보고서," 한국항공우주연구원, 2004
4. H. Lefebvre, "Atomization and Sprays," Hemisphere Publishing Corporation, 1989
5. NASA Report, "Liquid Propellant Gas Generators," SP-8081, NASA, 1972
6. Martin Summerfield, "A theory of Unstable Combustion in Liquid Propellant Rocket Systems," ARS Journal, September, 1951
7. Y.C. Lee, M.R. Gore and C.C. Ross, "Stability and Control of Liquid Propellant Rocket Systems," ARS Journal, March-April, 1953
8. Avandelino Santana Junior and Luiz Carlos Sandoval Goes, "Dynamic Modeling and Stability Analysis of a Liquid Rocket Engine," (journal name is unknown)