

액체로켓엔진에서 음향해석을 통한 허브-블레이드 배플 형상의 최적화

김홍집*·김성구*·설우석*
(2004년 3월 6일 접수, 2004년 6월 29일 심사완료)

Acoustic Analysis for Design Optimization of Hub-Blade Baffle in Liquid Rocket Engine

Hong Jip Kim, Seong-Ku Kim and Woo Seok Seol

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Acoustic Analysis(음향해석), Damping Factor(감쇠인자)

Abstract

Acoustic characteristics of combustion chamber having various baffle configurations are numerically investigated by linear acoustic analysis to suggest reliable baffle specifications in first stage of KSLV-I. To determine the configuration of baffles, an acoustic modal analysis as well as the macroscopic analysis has been done. Hub has another effect of suppressing transverse acoustic mode by confining flow in baffled compartment over general effect of increase in acoustic damping of radial acoustic modes. So, a sufficient number of hub needs to be installed to obtain acoustic damping capacity. 3-blade configuration designed to suppress the first tangential mode has relatively low damping capacity, compared to 5 or 6-blade one. Optimum value of axial baffle length has been determined by comparing acoustic characteristics of combustion chamber having various baffle lengths.

1. 서 론

로켓엔진은 고밀도의 연속적인 에너지를 생성하여 원하는 추력을 얻으나, 이와는 달리 내재적 감쇠 능력이 상대적으로 미약하다. 따라서 거의 모든 로켓엔진 개발과정에서 연소 불안정이 발생하며, 이로 인하여 성능 저하 및 심한 경우 엔진 자체의 파괴와 같은 치명적인 손상을 야기하는 등, 엔진과 발사체 개발 및 임무수행에 있어서 큰 장애 요인이 된다.⁽¹⁻⁵⁾ 이는 연소 과정에서 연소실 내부의 압력 섭동과 음향장과의 상호 작용

에 의해, 연소 과정으로부터 공급된 에너지가 연소실 내부 유동장의 압력 및 속도를 증폭시켜 발생하는 것으로 알려져 있다.⁽¹⁻⁸⁾ 이를 제어하기 위해서는 불안정을 야기한 음향 모드에 대한 파악이 필수적이며, 이를 바탕으로 엔진의 작동 조건에서 위해한 음향 모드를 감쇠·이동시키기 위한 제어기구를 개발하여 적용하고 있다.⁽¹⁻¹¹⁾

연소장과의 상호작용에 의하여 발생하는 연소 불안정 현상을 해석하기 위해서는 많은 개별적인 물리/화학적 과정을 모두 고려하여야 한다. 현재로서는 이러한 비정상 3차원 이상 난류 연소장을 제대로 모사하는 것은 매우 힘들다. 그러나 기존의 실험적 연구^(1,2)에 의하면, 배플과 같은 수동제어기구의 음향 불안정 억제 메커니즘은 비연소장 하에서도 충분히 분석 가능하다고 알려져 있다. 물론 비연소장에서의 음향 해석은 연소장에서 존재하는 음향과 증폭 기구를 고려할 수 없으므로, 배플에 의하여 완전히 안정된 영역으로 도달하는

† 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹
E-mail : khongjip@kari.re.kr
TEL : (042)860-2814 FAX : (042)860-2602

* 한국항공우주연구원 엔진그룹

지는 밝힐 수 없는 단점이 있다. 그러나 시간/경계적으로 적용 범위가 매우 유연하며, 정성적인 경향은 충분히 파악될 수 있다.

수동제어기구인 배플에 의한 음향 불안정 억제 메커니즘은 배플의 설치로 인한 음향학적인 특성의 변화, 배플로 나누어지는 영역내로의 유동 제한, 그리고 배플 표면에서의 점성 소산 등에 의한 음향 진동 감쇠로 알려져 있다.⁽⁴⁻⁸⁾ 한국항공우주연구원이 KSR(Korea Sounding Rocket)-III 개발 사업의 일환으로 배플을 장착하여 안정화를 이룬 바 있으나, 성능 및 안정성의 관점에서 최적화 과정을 거치지지는 않았다. 이와 더불어, 아직은 다양한 형태와 광범위한 작동 조건에서의 배플과 같은 수동제어기구에 대한 폭넓은 자료를 확보하지 못하고 있는 것이 사실이다.

본 연구에서는 KSR-III 엔진의 개발과정을 통해 확립된 비연소 음향해석 기법⁽⁸⁻¹⁰⁾을 이용하여, KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I 1단으로 고려되고 있는 엔진에 적용될 수 있는 허브-블레이드 배플의 형상을 고찰하였다. 음향 특성의 정량화를 위하여 각 음향 모드의 고유진동수의 변화와 음향 감쇠를 통하여 최적의 배플 설계에 대한 기본적인 정보를 제공하고자 하였다. 일반적으로 반경방향의 음향모드에 효과가 있다고 알려진 허브의 효과를 먼저 살펴본 뒤, 음향학적 감쇠 능력을 비교하여 필요한 블레이드의 개수를 결정하였다. 또한 배플의 축방향 길이를 다양하게 변화시켜 음향학적 감쇠 정보를 축적함과 동시에 최적의 배플을 선정하고자 하였다. 본 연구의 결과는 연소장과의 상호작용을 고려하기 위하여 최종적으로 연소 안정성 평가시험(Stability Rating Tests)을 통해 검증될 예정이다.

2. 해석 방법 및 대상

2.1 음향 해석

연소실내의 음향학적 거동은 섭동 성분이 매우 작다는 선형가정을 통해 다음과 같은 파동방정식(wave equation)으로 유도될 수 있다.⁽¹²⁾

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \frac{2}{c_0} \frac{\partial}{\partial t} (\mathbf{M} \cdot \nabla p') - (\mathbf{M} \cdot \nabla)(\mathbf{M} \cdot \nabla p') = 0 \quad (1)$$

여기서 \mathbf{M} 은 주유동의 마하수이다. 모든 음향학적 상태량들이 주어진 주파수 f 에 대하여 시간 t

에 따라 주기적이라는 가정(harmonic assumption)을 도입하면, 주파수 영역으로의 변환이 가능하게 되며 복소수로 표현함으로써 해석이 용이하게 된다. 이를 정리하면 다음과 같은 convected Helmholtz equation을 얻는다.^(12,13)

$$(1 - M_{x_j}^2) \frac{\partial^2 P}{\partial x_j^2} + i2k \left(M_{x_j} \frac{\partial P}{\partial x_j} \right) + k^2 P = 0 \quad (2)$$

여기서 $k = \omega / c_0 = 2\pi f / c_0$ 인 wave number이다. 식 (2)는 주유동의 효과가 고려되어 있으며, 이를 무시하면 일반적인 Helmholtz equation이 된다. 유한요소법(FEM)을 이용하여 지배방정식을 이산화하였으며, 결과적으로 나타나는 복소수 행렬식을 등가의 실수 행렬식(ERF: Equivalent Real Formulation)으로 변환하였다. 또한 대규모의 행렬식을 해석함에 있어 계산시간을 현저히 줄일 수 있도록, 수렴성이 보장되는 iterative solver인 ILUT 예조건화 기법을 사용한 GMRES⁽¹⁴⁾를 통해 해를 구하였다.

본 연구에서 사용된 수치해석 기법은 이전 연구⁽¹³⁾를 통해 자세히 검증되었으며, 유동장이 고려된 엄밀해,⁽¹²⁾ ANSYS 해석 결과,⁽⁸⁻¹⁰⁾ 그리고 상온에서의 음향 시험결과⁽¹¹⁾와의 비교하여 신뢰할 수 있는 예측 성능을 나타내었다.

배플의 음향학적 감쇠 효과를 나타내는 인자로, 가진을 갑자기 중지하였을 때 생기는 진폭의 소산율(decay rate)이나, 밴드폭(bandwidth)을 통하여 평가하는 감쇠인자(damping factor), η 가 사용된다.^(2,10) 본 연구에서는 밴드폭 방법으로 식 (3)과 같이 표현되는 감쇠 인자를 사용하였다.

$$\eta = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} = \bar{f}_2 - \bar{f}_1 \quad (3)$$

여기서 f_{peak} 는 분석하고자 하는 음향모드의 진동수 대역에서 가진음원에 대해 최대 응답(p_{peak})을 나타내는 주파수이고, f_1 과 f_2 는 진폭이 $p_{peak}/\sqrt{2}$ 이 되는 주파수($f_2 > f_1$)이다. 감쇠 인자는 f_{peak} 로 규준화된 주파수의 차이($\bar{f}_2 - \bar{f}_1$)로, 응답곡선에서 f_{peak} 를 중심으로 곡선의 벌어진 정도가 클수록 감쇠 인자가 큼을 의미한다.^(8-11,13) 경계면에서의 물성치인 흡수계수, β 는 실험⁽¹¹⁾에서의 결과와 맞추기 위하여 0.005로 하였다.

2.2 대상 연소실 및 배플의 종류

서론에서 언급한 바와 같이 비연소 음향해석

기법을 통하여 배플의 음향학적 특성과 감쇠 능력을 정량화하였다. 실제 연소 상황에서는 노즐 목에서 음속조건이 만족되므로 음향학적으로는 닫힌 끝단(acoustically closed end)이라고 생각할 수 있다.^(8-11,13,14) 따라서 해석 영역은 분사기 면에서 노즐 목까지로 한정할 수 있으며, 유체를 둘러싸는 모든 경계는 벽면 경계조건으로 가정하였다. 대상 유체는 상온·상압에서, 밀도는 1.21 kg/m^3 , 음속은 340 m/s 로 설정하였다.

해석 대상으로 삼은 엔진은 작동 연소압이 52.5 bar , 분사기 면에서 노즐 목까지의 축방향 길이, $L=526.930 \text{ mm}$, 연소실 지름, $D_{ch}=345.560 \text{ mm}$, 노즐 목의 지름, $D_{th}=190.224 \text{ mm}$, 수축비 $=3.3$ 으로, 수축부의 각도는 25° 이다.

가진 음원의 위치는 6개의 블레이드가 설치되는 경우를 기준으로 상온음향시험과 유사하게 분사기면의 5시 방향에 두었으며, 음원의 면적도 음향시험에 사용한 가진 스피커의 면적과 유사한, 분사기면의 면적을 기준으로 약 2% 정도로 하였다.⁽¹¹⁾ 음향 응답특성을 파악하기 위한 모니터링 위치는 최대의 응답특성을 가질 수 있도록 가진 음원에 대하여 반대편인, 11시 방향의 최외곽을 선택하였다.

적용한 배플은 전형적인 허브-블레이드 형태의 배플로, 허브는 반경방향, 블레이드는 접선방향의 음향모드를 억제하는 것으로 알려져 있다. 배플에 의하여 나누어지는 구획의 너비는 특정모드의 파장에 대하여 0.2~0.4 정도의 값이 적절하다. 이를 1T와 1R 모드에 대하여 적용하면, 허브는 1~2개, 블레이드는 5~9개의 값을 가지면 된다. 일반적으로 설계 단계에서 채택되는 러시아 자료⁽³⁾와 미국의 NASA⁽⁶⁾에 의하면 허브의 지름은 연소실 지름의 0.3~0.4 정도로, 120mm 정도가 적당하다. 허브를 1R 모드 압력섭동의 노드에 두는 것이 이론적으로 이상적이기는 하지만, 허브내에서 새로운 음향모드가 발생하는 등의 문제점이 발견되어 추천되고 있지는 않다.⁽⁹⁾

배플 블레이드 및 허브의 개수를 결정하는 단계에 앞서, 기본 연소실의 음향학적 특성을 파악하는 것이 필요하다. 무배플 기본 연소실의 공진주파수는 Fig. 1과 같다. Fig. 1에서 알 수 있듯이, 진폭의 측면에서 연소실에서의 유효모드를 살펴보면, 1T, 1TIL, 2T, 2TIL의 순이다. 복합모드인 1TIL과 2TIL은 순수모드인 T/L 모드의 음향학적

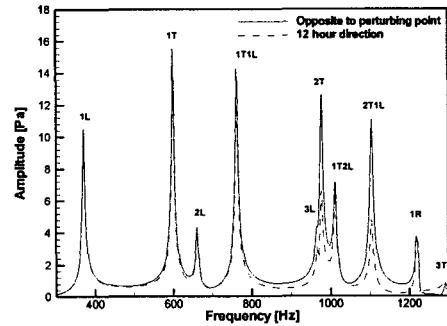


Fig. 1 Acoustic response characteristics in unbauffed combustion chamber

감쇠에 따라 증속적으로 감쇠될 것으로 예상되므로 크게 고려하지 않아도 될 것이다.

실제 연소상황에서의 음속으로부터 비교적 현실적인 연소상황에서의 공진주파수를 파악해 보았다. 화학평형코드⁽¹⁵⁾를 이용하면, O/F ratio = 2.381, $p_{ch} = 52.5 \text{ bar}$ 에서 음속은 약 1267 m/s 이다. 따라서 1T 모드의 공진주파수는 실제 연소 상황에서 약 2218 Hz 정도로 연소 불안정이 발생할 가능성이 매우 높을 것으로 예상된다. 물론 채택될 분사기의 동적 특성을 고찰해야만 연소불안정의 발생 가능성을 보다 확실히 파악할 수 있을 것이다. 하지만 예전의 KSR-III의 선례로 추측해볼 때, 1T 모드에 대한 제어는 매우 필요하다고 하겠다. 또한 여기서 특이하게 확인하여야 할 음향모드는 1R 모드이다. 1R 모드의 공진주파수가 상온에서 1219 Hz인데 실제 연소 상황에서는 약 4510 Hz로 연소장과의 상호작용이 일어날 가능성이 상대적으로 낮을 것으로 예상된다. 이에 따라 먼저 허브의 필요성에 대한 검토가 이뤄져야 할 것으로 생각된다.

추력의 감소를 최소화하기 위하여, 또한 연소 불안정에 있어 제일 유해한 모드로 인식되는 1T 모드의 확실한 감쇠를 위하여 블레이드의 개수를 3개로 하는 방안도 유효하다. 추가로 기존의 권고안에 따라 블레이드의 개수를 5개 내지는 6개로 고려할 수 있다. 충돌형 분사기를 사용하는 경우에는 분사기를 유연하게 배치하여 블레이드 개수를 5개로 할 수 있으나, 동축형 분사기를 채택하는 경우에는 5개보다는 6개의 블레이드를 배치하는 것이 추천된다.

이러한 관점에서 허브의 유/무에 따른 블레이

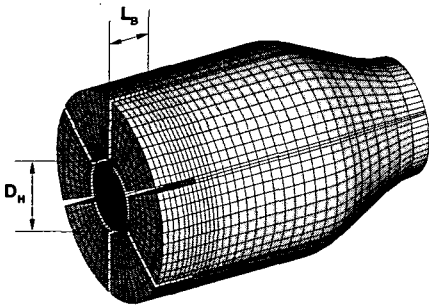


Fig. 2 Geometry and grid distribution of baffled combustion chamber for H1B6 configuration

드 개수 조합으로 (허브, 블레이드) = (0, 3), (0, 5), (0, 6), (1, 3), (1, 5), (1, 6)에 대하여 음향 해석을 수행하였다.

3. 결과

3.1 허브의 효과

앞서 언급한 바와 같이 1R 모드의 공진주파수가 매우 높으므로, 1R에 의한 연소 불안정의 발생 가능성이 매우 낮다고 하겠다. 따라서 허브의 필요성을 파악하는 절차가 필요하며, 이에 대하여 추력의 손실을 최소화하는 한가지 방법으로 허브의 유/무에 따른 음향학적 감쇠 특성을 파악하고자 하였다. 초기에 고려될 수 있는 블레이드 개수 3, 5, 6개의 경우에 대하여 허브의 효과를 살펴보았다. 격자계의 구성은 상용의 격자 생성기를 사용하지 않고, 배플이 설치될 로켓엔진 연소실만을 전용으로 하는 격자 생성기를 별도로 작성하여 사용하였다. 이에 따라 얻어지는 배플의 기하학적 형상 조합은 (허브, 블레이드) = (1, 6), (1, 5), (1, 3), (0, 6), (0, 5), (0, 3)이며, 이 중 H1B6(1, 6)의 형상을 Fig. 2에 도시하였다. 격자의 분포는 허브 및 블레이드 개수에 따라 미리 정해지며, 배플의 축방향 길이가 바뀌어도 변하지 않게 하였다. 다시 말하면, 미리 배플이 위치할 부분을 고려하여 무배플 기본 연소실을 구성한 다음에, 배플에 의해 사라지는 영역을 배제하는 방식을 사용하였다. 따라서 각각의 격자계에서 축방향 길이의 변화에 따른 격자의 차이는 없으므로 가진 음원의 면적, 모니터링하는 노드의 위치

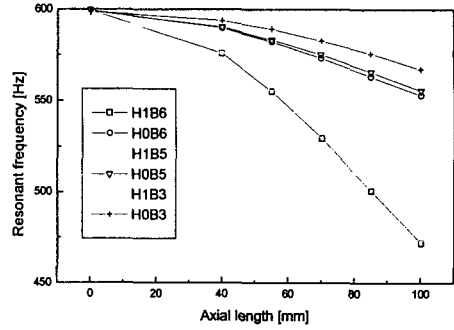


Fig. 3 Resonant frequency shift of 1T mode for various baffled combustion chamber

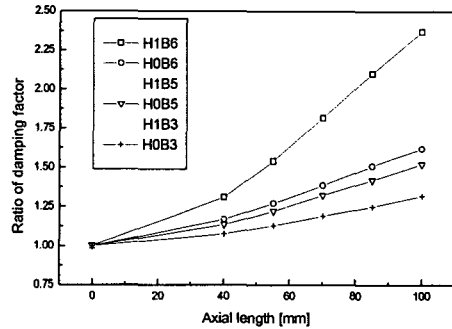


Fig. 4 Ratio of damping factor of 1T mode for various baffled combustion chamber

가 모두 동일하므로 직접적인 비교가 가능하다.

Fig. 3~4는 가장 유해한 모드로 인식되고 있는 1T 모드의 공진주파수 변이와 감쇠인자의 비를 나타낸다. Fig. 3에서 보듯이 허브가 없는 경우는 모두 공진주파수의 감소 정도가 허브가 있는 경우와 비교하여 상당히 미약하며, 블레이드의 개수를 늘이더라도 크게 차이가 없음을 알 수 있다. 또한 Fig. 4에서 알 수 있듯이 감쇠인자의 측면에서도 허브가 없는 경우는 배플의 축방향 길이가 증가하더라도 우수해지지 않음을 알 수 있다. 여기서 한가지 주목할만한 점이 있다면, 허브가 설치된 경우는 블레이드의 개수가 제일 작은 3개(H1B3)일지라도 허브없이 블레이드가 제일 많은 6개(H0B6)보다 공진주파수 변이 및 감쇠인자의 측면에서 더 우수하다는 것이다.

일반적으로 허브는 radial mode의 음향학적 감쇠를 위하여 적용하는 것으로 알려져 있다.⁽¹¹⁾ 그러나 위의 결과로부터 허브가 단지 radial mode

의 음향감쇠에도 효과가 있지만, 분사기면의 compartment를 나눔으로써 유동을 제한할 수 있어, tangential mode의 음향학적 감쇠에도 큰 효과가 있음을 확인할 수 있었다.

H0B6의 경우와 H1B3의 경우가, 분사기면에서 배플이 차지하는 면적이 매우 비슷하므로 배플의 냉각에 필요한 열적 load는 비슷한 상황이라고 할 수 있다. 그럼에도 불구하고 허브가 설치된 H1B3의 경우가 음향학적으로 더 우수한 특징을 보이고 있는 점은 특이할 점이다.

또 다른 예로서 H1B6 배플의 경우를, 허브를 설치하지 않고 블레이드를 분사기면의 중심까지 확장시키는 루빈스키 형태의 배플과 비교해 볼 수 있다. H1B6와 루빈스키 배플의 경우는 분사기면에서 차지하는 배플의 면적이 서로 거의 유사하다. 따라서 열적 내구성을 확보하기 위하여 필요한 냉각유량도 비슷하게 필요하게 된다. 다시 말하면 열적인 문제에 있어서는 두 경우가 동일하다고 하겠다. 그러나 감쇠인자에 있어서는 허브가 설치된 경우가 훨씬 더 유리함을 알 수 있다. 더불어 분사기면의 중심까지 배플을 설치하는 경우, 중심으로 갈수록 반경당 배플이 차지하는 면적이 커지므로 분사기면의 중심 근처에 분사기를 배치시키기에 애로점이 많이 발생할 수 있다. 이에 비해 허브를 설치하면 분사기배열이 상당히 용이해지게 된다. 따라서 허브의 필요성을 다시 한번 확인할 수 있다.

3.2 적용가능한 배플의 선정

배플 블레이드의 길이에 대해서는 추진제의 조합과 인젝터의 형상에 크게 영향을 받는 것으로 알려져 있으며, 이에 대해서는 대략적인 기준이 제시되고 있으나 상황에 따라 다르게 적용되기도 한다.⁽⁶⁾ 이 대략적인 기준을 적용하면 해당 연소실에서의 적절한 배플 길이는 70~100 mm 범위에서 존재하게 된다. 이를 기본으로 70 mm를 기준으로 40, 55, 70, 85, 100 mm를 대상으로 선정하였다.

허브가 없는 경우를 제외한 형상에 대하여 음향학적 감쇠 특성을 고찰하였다. 앞서 언급한 대로 블레이드의 개수를 3, 5, 6개로 하여, 공진주파수 및 감쇠인자비(DFR; ratio of damping factor)를 비교한 결과를 Table 1에 나타내었다. 표에서 알 수 있듯이 블레이드가 3개인 H1B3을 제외한

Table 1 Resonant frequency shift and ratio of damping factor of 1T for various baffle configurations

L_b [mm]	H1B3		H1B5		H1B6	
	f [Hz]	DFR	f [Hz]	DFR	f [Hz]	DFR
0	599.5	1.000	599.0	1.000	599.5	1.000
40	582.0	1.184	577.0	1.263	576.0	1.310
55	566.0	1.327	557.5	1.470	555.5	1.539
70	544.5	1.501	532.0	1.719	530.0	1.816
85	518.0	1.698	504.0	1.972	501.0	2.100
100	489.5	1.892	474.5	2.218	472.0	2.370

나머지 경우는 모두 공진주파수 변이와 감쇠인자의 측면에서 우수함을 알 수 있다. 따라서 1T 모드만의 안정성 확보를 위한 블레이드 3개의 경우는 채택할 수 없음을 확인하였다. 직접적인 비교가 될 수는 없지만, KSR-III의 경우 감쇠인자가 약 68% 정도 증가된 배플을 설치하여 연소불안정을 해결하였으며,⁽⁸⁾ pulse gun을 사용하여 동적 안정성 마진을 확보한 바 있다. 이를 기준으로 한다면 블레이드가 5개와 6개인 경우 모두 1T 모드의 감쇠인자 측면에서 채택 가능함을 알 수 있다. 물론 이것이 최종적인 채택안이 될 수는 없으며, 반드시 동적 안정성 마진을 확보하는 안정성 평가시험이 필요하다.

일단 상대적으로 분사기 배치에 따라 배열이 용이한 6개의 블레이드를 가지는 경우를 기본으로 하여 축방향 길이에 따른 음향학적 특성을 살펴보았다. Fig. 5은 축방향 배플의 길이 L_b 에 따른 여러 음향 모드들의 공진주파수를 나타내는 그림이다. 축방향의 음향모드들, 예를 들면 1L, 2L은 축방향 배플의 길이에 거의 영향을 받지 않는 것을 알 수 있다. 이는 허브와 블레이드가 횡방향의 음향모드를 감쇠시키는 구조를 가지고 있기 때문이다. 따라서 1T, 2T, 1R 모드와 같은 횡방향 모드는 L_b 가 증가함에 따라 공진주파수의 변이가 매우 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 이는 배플이 설치됨에 따라 음향 모드가 전파될 길이 배플면을 따라 상대적으로 증가하게 되어 파장이 길어지고, 따라서 공진주파수는 감소하게 된다. 음향학적으로만 살펴본다면 당연히 배플의 축방향 길이가 제일 긴 것이 감쇠 특성이 좋으

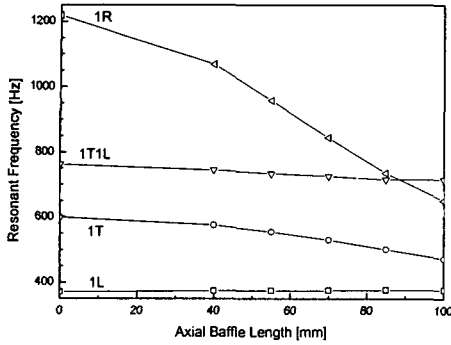


Fig. 5 Resonant frequencies of acoustic modes in H1B6 configuration for various axial baffle length

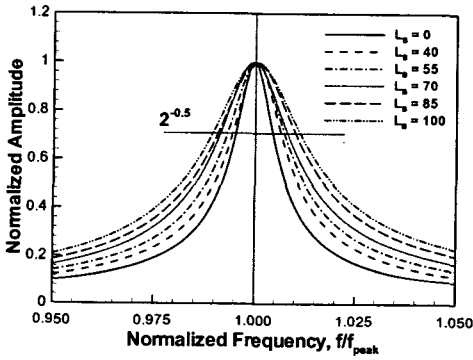


Fig. 6 Damping factor of 1T mode for various axial baffle length

나, 필요 이상으로 배플이 길어지면 추력 손실, 냉각 유량의 증가, 분무 효율의 저감 등을 야기하므로 전체적인 면에서는 좋지 않다. 따라서 이에 대한 고려가 동시에 이루어져야 할 것이다.

식 (3)과 같이 표현되는 감쇠인자를 사용하여 연소실 내의 음향학적 감쇠 특성을 정량화하였다. 이 중에서 가장 유해한 모드로 인식되고 있는 1T 모드의 감쇠 특성을 Fig. 6에 도시하였다. 감쇠인자의 크기를 육안으로 확인할 수 있도록 공진주파수와 최대 진폭으로 각각 normalizing하였다. 따라서 그림에서 진폭의 $1/\sqrt{2}$ 이 되는 부분의 폭이 넓을수록 감쇠 특성은 증가함을 의미한다. Fig. 6에서 알 수 있듯이 배플의 축방향 길이가 증가함에 따라 감쇠 인자의 크기가 증가하는 것을 알 수 있다.^(8-11,13)

Table 2 Damping factors and its ratio in H1B6 baffled chambers

L_B [mm]		0	40	55	70	85	100
1L	D.F.[%]	1.474	1.720	1.814	1.971	2.017	2.157
	DFR	1.000	1.167	1.231	1.337	1.368	1.463
1T	D.F.[%]	0.920	1.205	1.416	1.671	1.932	2.180
	DFR	1.000	1.310	1.539	1.816	2.100	2.370
1T1L	D.F.[%]	0.812	0.948	0.994	N/A	N/A	0.942
	DFR	1.000	1.168	1.224	N/A	N/A	1.160
2T	D.F.[%]	0.676	1.061	1.337	1.646	1.841	2.105
	DFR	1.000	1.570	1.978	2.435	2.723	3.114
1R	D.F.[%]	0.658	0.796	1.440	N/A	2.616	N/A
	DFR	1.000	1.210	2.188	N/A	3.976	N/A

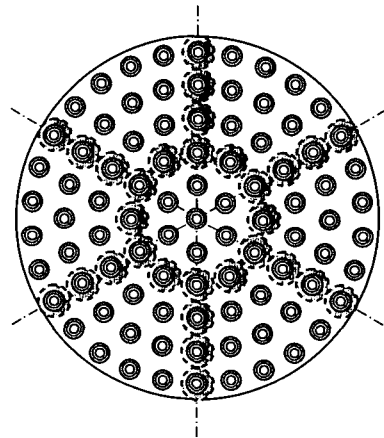


Fig. 7 Schematic example of baffled injector for coaxial injector array

다양한 음향모드에 대하여 감쇠특성을 Table 2에 정리하여 나타내었다. 앞서 살펴본 바와 같이 1T 모드의 경우에는 배플의 축방향 길이가 증가함에 따라 감쇠인자 또한 단조적으로 증가한다. 다른 음향모드들은 공진주파수 변이에 따라 또 다른 음향모드들과 중첩되기도 하는 등의 이유로 감쇠인자를 정량화하지 못하는 경우도 생기게 된다. 그러나 전반적으로 배플의 길이가 증가함에 따라 감쇠인자가 증가하는 양상을 보인다. 하지만 추력 감소, 냉각 유량의 증가, 분무 효율의 감소 등을 종합적으로 고려하여 최적의 배플을 선택하는 것이 중요하다. 현 시점에서 위의 결과와

Table 1로부터 5개나 6개의 블레이드를 가지는 경우에는 70mm 정도의 축방향 길이가 적당할 것으로 예상된다.

만약 동축형의 분사기가 채택이 된다면, 추력의 감소를 최소화하고, 배플면으로의 열부하를 감소시키기 위하여 배플형 분사기를 설치하는 것이 좋을 것이다. 이에 대한 개략도를 Fig. 7에 도시하였다. 배플형 분사기를 설치하는 경우, 무작정 배플의 길이를 늘이게 되면 배플면으로의 heat flux가 증가하여 분사기가 손상될 위험이 있다. 따라서 이에 대한 열해석이 반드시 필요하다. 위에서 제안한 배플의 길이와 더불어 열해석으로부터 얻어지는 길이와 서로 비교하여 길이를 결정하는 것이 좋을 것이다.

4. 결론

액체로켓엔진의 음향 안정성을 평가하기 위한 전용 해석코드를 개발하여, 연소압 52.5 bar로 설정된 연소실에 적용 가능한 배플의 형상을 선정하였다. 일반적으로 기존의 문헌에서 제안되고 있는 배플의 거시적 형상에 대한 고찰과 더불어 필요에 따라 특정 음향 모드만을 고려한 방법을 통하여 배플의 형상을 결정하였다.

배플이 설치되지 않은 기본 연소실에 대하여 유해 모드를 예비적으로 살펴보았다. 다른 횡방향 음향모드와는 달리 1R 모드의 경우 공진 주파수가 매우 높아 연소장과의 상호작용이 발생할 가능성이 낮아 허브를 제외하는 방법을 고려하였다. 또한 KSR-III 개발과정에서 연소불안정이 발생되었던 1T 모드만을 제어하기 위하여 블레이드 개수를 3개로 하는 방안도 고찰하였다. 배플의 축방향 길이는 다양하게 하여 음향학적 감쇠 특성을 정량화하여 최종적으로 배플을 선정할 수 있도록 하였다.

일반적으로 알려진 반경방향 음향 모드에 대한 허브의 역할보다는 유동을 제한함으로써 얻어지는 효과가 더 큼을 확인하였다. 허브가 없는 경우는 블레이드의 개수를 증가시키더라도, 허브가 있고 블레이드 개수가 작은 경우보다 음향학적 감쇠 특성이 낮음을 확인하였다. 또한 분사기면의 중심까지 차지하는 루빈스키 형태의 radial baffle의 경우에는 분사기 배치가 상대적으로 힘들어 애로점이 발생하게 되므로, 허브를 설치하

는 것이 매우 유리하다고 하겠다.

허브가 설치된 경우에 대하여 블레이드 개수를 3, 5, 6개로 변화시켜 가면서 감쇠 특성을 살펴본 결과, 3-블레이드 배플의 경우에는 같은 축방향 길이에 대하여 상대적으로 작은 음향 감쇠 특성을 보임을 확인할 수 있었다. 따라서 5 또는 6개의 블레이드를 가지는 배플을 제안할 수 있었다. 여기서 상세하게 블레이드의 개수를 결정하는 것은 분사기의 종류, 크기 및 배치를 고려하여야 한다.

분사기 배치가 상대적으로 용이한 6개의 블레이드를 가지는 경우에 대하여 축방향 길이에 따른 음향학적 감쇠 특성을 고찰하였다. 70 mm 정도의 축방향 길이를 가지는 배플이 음향 안정성 측면에서 우수한 감쇠 특성을 보이는 것을 확인할 수 있었다. 본 연구가 비연소장에서의 음향만을 고려하여, 실제 연소장에서 존재하는 음향과 증폭기구와 유동에 의한 효과를 고려하지 못하는 단점이 있으나, 수동제어기구의 설계의 타당성을 검증하는 단계로서는 매우 유용한 방법이라고 판단된다. 또한 본 연구와 같은 음향 해석을 통해 추천된 배플들에 대해서는 연소 시험과 펄스건과 같은 교란기구를 적용한 동적 안정성 평가 시험을 통하여 그 효용성이 검증되어야 한다.

후 기

본 연구는 과학기술부의 “소형위성발사체 (KSLV-I) 개발사업” 연구의 일부분으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Harje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), 1972, “Liquid Propellant Rocket Combustion Instability,” NASA SP-194.
- (2) Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R. and Preklik, D., 1995, in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* (Yang, V. and Anderson, W. E., eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, pp. 377~399.
- (3) Agarkov, A. F., et al., 2002, “Studies of Acoustic Combustion Stability Characteristics Using Different Injector Configurations and Damping

- Devices Under Model Operating Conditions as Applied to KARI Combustion Chambers,” *Report No. 512-2002-12 under Contract No. KARI-02-005*.
- (4) Yang, V., Wicker, J. M. and Yoon, M. W., 1995, in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Yang, V. and Anderson, W. E., eds)*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington DC, pp. 357~376.
- (5) Wicker, J. M., Yoon, M. W. and Yang, V., 1995, “Linear and Non-Linear Pressure Oscillations in Baffled Combustion Chambers,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 184, pp. 141~171.
- (6) NASA, 1974, “Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices,” *NASA SP-8113*.
- (7) Yoon, M. W. and Yoon, J. K., 1997, “Combustion Instability in Liquid Rocket Engines,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 25, No. 5, pp. 183~189.
- (8) Sohn, C. H., 2002, “A Numerical Study on Acoustic Behavior in Baffled Combustion Chambers,” *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 26, No. 7, pp. 966~975.
- (9) Sohn, C. H., Kim, S. K. and Kim, Y. M., 2004, “Effects of Various Baffle Designs on Acoustic Characteristics in Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine,” *KSME International Journal*, Vol. 18, No. 1, pp. 145~152.
- (10) Kim, S.K., Sohn, C. H. and Kim, H. J., 2004, “Acoustic Analysis of LRE Combustion Chamber with Various 5-Blade Baffles Under Non-Reacting Condition,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 2, pp. 74~81.
- (11) Ko, Y. S., Lee, K. J. and Kim, H. J., 2004, “Acoustic Tests on Atmospheric Condition in a Liquid Rocket Engine Chamber,” *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 28, No. 1, pp. 16~23.
- (12) Tsuji, T., Tsuchiya, T. and Kagawa, Y., 2002, “Finite Element and Boundary Element Modelling for the Acoustic Wave Transmission in Mean Flow Medium,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 255, pp. 849~866.
- (13) Kim, S.K., Kim, H. J. and Sohn, C. H., “Development of Analysis Code for Evaluation of Acoustic Stability of Rocket Engine Combustor with Various Designs,” accepted in *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 32, No. 6.
- (14) Saad, Y. and Schultz, M., 1986, “GMRES: A Generalized Minimal Residual Algorithm for Solving Nonsymmetric Linear Systems,” *SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing*, Vol. 7, pp. 856~869.
- (15) Kim, S.K., Park, T. S. and Moon, Y. W., 2003, “Development of Chemical Equilibrium CFD Code for Performance Prediction and Optimum Design of LRE Thrust Chamber,” *Proceedings of the 2003 KSPE Fall Conference*, pp. 57~60.