

로켓엔진 연소기 설계의 음향안정성 평가를 위한 해석코드 개발

김성구* · 김홍집* · 손채훈**

Development of Analysis Code for Evaluation of Acoustic Stability of Rocket Engine Combustor with Various Designs

Seong-Ku Kim* · Hong Jip Kim* · Chae Hoon Sohn**

1. 서 론

고성능 로켓엔진 개발하는 데 있어 필수불가결하게 야기될 수 있는 연소불안정을 해결하기 위해서는 먼저 연소기내에서 나타나는 여러 가지 음향학적 특성을 파악하는 것이 중요하다[1]. 한국항공우주연구원에서는 KSR-III 액체로켓 개발사업의 일환으로 배플 장착을 통해 연소안정화를 달성한 바 있다. 이 과정에서 상용해석코드인 ANSYS를 사용하여 다양한 예비 설계안에 대한 음향안정성 여분을 정량적으로 평가할 수 있도록 선형음향해석을 통한 평가방법론[2,3]을 수립하였으며, 향후 고성능 액체로켓엔진을 개발하는 데 있어 수동안정화기구(배플 또는 음향공)의 설계단계에서 비연소 상온음향시험[4]과 함께 유용하게 활용될 수 있을 것이다. 그러나 상용코드인 ANSYS를 사용하는 것은 라이선스 등급에 따른 해석격자수가 제한되며, 격자생성 및 후처리에 따른 불편함이 존재한다. 이와 더불어 ANSYS가 구조/진동 전용 코드인 까닭에 주유동이 존재하는 경우 또는 물성치의 공간상 불균일성, 그리고 다양한 경계조건을 고려할 수 없다는 해석상의 많은 제약이 따른다. 따라서 본 연구에서는 연소안정화와 관련된 보다 심화된 음향학적 거동들을 고려할 수 있는 동시에 설계자가 훨씬 빠르고 편리하게 활용할 수 있는

음향해석 전용코드를 개발하였으며, 다양한 측면에서 정확성과 효율성을 검증하였다.

2. 본 론

2.1 지배방정식 및 수치해석 방법

연소실내의 음향학적 거동은 섭동성분이 매우 작다는 선형가정을 통해 다음과 같은 주유동(mean flow)을 고려한 파동방정식(wave equation)으로 유도될 수 있다.

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

모든 음향학적 상태량들이 주어진 주파수 f 에 대해 시간 t 에 따라 주기적이라는 가정(harmonic assumption)을 도입하면, 주파수영역으로의 변환이 가능하게 되며 다음과 같은 convected Helmholtz 방정식을 얻을 수 있다.

$$(1 - M_x^2) \frac{\partial^2 \mathcal{P}}{\partial x^2} + (1 - M_y^2) \frac{\partial^2 \mathcal{P}}{\partial y^2} + (1 - M_z^2) \frac{\partial^2 \mathcal{P}}{\partial z^2} + i2k \left(M_x \frac{\partial \mathcal{P}}{\partial x} + M_y \frac{\partial \mathcal{P}}{\partial y} + M_z \frac{\partial \mathcal{P}}{\partial z} \right) + k^2 \mathcal{P} = 0 \quad (2)$$

여기서, $k = \omega/c_0 = 2\pi f/c_0$ 인 파동수이다. 복잡한 형상을 고려할 수 있도록 임의의 3차원 혼합요소(육면체, 사면체, 피라미드, 프리즘)를 사용하

* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

** 조선대학교 항공우주공학과 (Chosun University)

는 유한요소법(FEM)을 통해 식(2)를 이산화 하였으며, 결과적으로 나타나는 복소수 행렬식을 등가의 실수 행렬식(Equivalent Real Formulation)으로 변환하였다.

Figure 1은 KAA3D 코드를 이용한 음향해석 절차를 나타내고 있다. 상용 격자생성기를 통해 만든 비정렬격자계를 알맞은 데이터구조로 변화시켜 사용하거나, 필요에 맞게 개별적으로 작성한 격자생성프로그램을 통해 생성된 격자파일을 입력할 수 있다. ANSYS에서 사용하는 direct solver의 일종인 frontal solver는 수렴성의 제약이

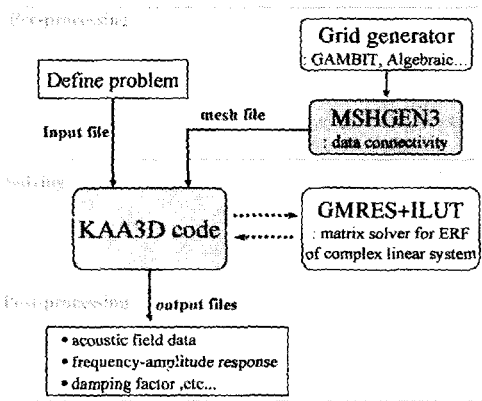


Fig. 1 Solution procedure of KAA3D code

없으나 격자수 증가에 따라 계산시간이 기하급수적으로 증가하므로, 몇 만 단위의 해석격자를 사용하는 경우 효율성이 급격히 감소하게 된다. 따라서 대규모의 행렬식을 해석하는 데 있어 계산시간을 현저히 줄일 수 있고 수렴성이 보장되는 iterative solver로서, ILUT 예조건화 기법을 사용한 GMRES를 통해 해를 구하였다. 또한 가진주파수를 변화시켜 가며 응답특성을 구한 후, 필요에 맞는 다양한 결과파일들을 출력하면서 계산이 종료되므로 별도의 후처리과정에 필요한 수고를 줄일 수 있다.

2.2 주유동이 존재하는 매질에서의 파동 전파

본 연구에서 사용한 수치해석 방법의 타당성

을 검증하기 위해 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 원관 내에 평면파가 전파하는 문제를 해석하였으며, 임의의 3차원 혼합 격자계를 사용하였다.

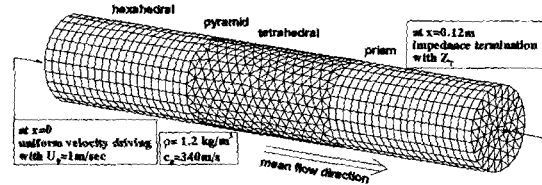


Fig. 2 Arbitrary grid distribution for validation.

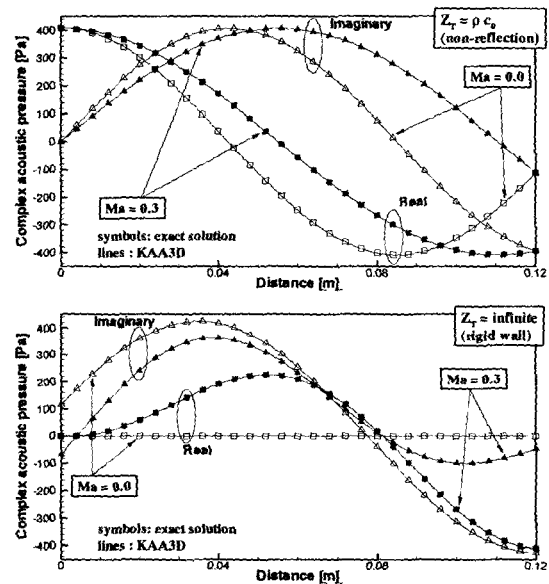


Fig. 3 Results of complex acoustic pressure with and without mean flow for non-reflecting (top) and rigid wall b.c. (bottom)

출구의 임피던스가 $Z_r = \rho c_0$ (비반사)와 $Z_r = \infty$ (완전반사)인 두 가지 경계조건에서 주유동 마하수가 0.3인 경우와 유동이 없는 경우에 대해, Fig. 3에서 보는 바와 같이, 엄밀해[5]와 정확히 일치하는 예측결과를 나타냄을 확인함으로써, 그 타당성을 확인하였다.

2.3 KSR-III 연소기의 음향특성

Figure 4는 무배플 KSR-III 엔진 연소실의 주파수 응답특성에 대한 해석한 결과이며 동일한

조건에서의 ANSYS 해석 결과와 정확히 일치하였다. 이 때, ANSYS로 약 20시간 걸리는 계산량을 KAA3D는 약 2시간만에 수행하여, 계산효율 측면에서 매우 유용함을 확인할 수 있었다.

연소실내의 음향안정성 여분은 band-width method에 의해 다음과 같이 정의되는 감쇠인자(damping factor) η 로 정량화 할 수 있다[1].

$$\eta = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} = \frac{\bar{f}_2 - \bar{f}_1}{f_{peak}} \quad (5)$$

여기서, f_{peak} 는 최대응답(p_{peak})을 갖는 주파수, f_1 과 f_2 는 $p_{peak}/\sqrt{2}$ 의 응답을 보이는 주파수이다.

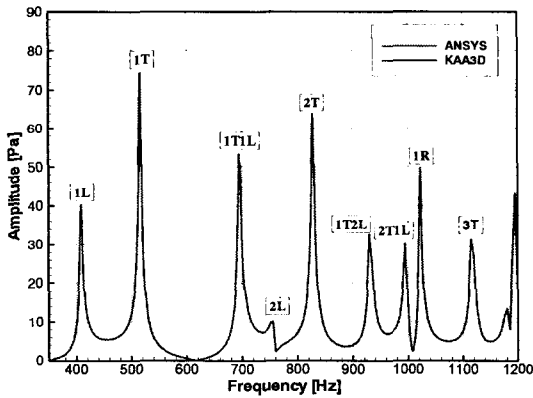


Fig. 4 Acoustic pressure responses of the un baffled KSR-III combustor

Table 1. Comparison of damping factors [%] for the un baffled KSR-III combustor

Mode	KAA3D	ANSYS	error [%]
1L	1.241	1.246	0.40
1T	0.911	0.915	0.44
1T1L	0.861	0.863	0.23
2T	0.673	0.677	0.59
1R	0.425	0.424	0.24

Fig. 4에 나타난 각 음향모드에 대해 감쇠인자를 계산한 결과를 Table 1에 나타내었으며, 두 예측 결과는 1%이내의 오차내에서 일치함을 알 수 있다.

2.4 배플 설계에 따른 음향안정성 평가

배플 길이 L_B 의 변화가 연소실내의 음향안정성에 미치는 영향을 평가하기 위해 Fig. 5와 같이 배플이 장착된 연소실 형상에 대해 KAA3D 코드를 이용한 선형음향해석을 수행하였다. 대표적 유해모드로 알려진 1T 모드의 응답을 정규화하여 Fig. 6에 나타내었다. 감쇠 인자는 f_{peak} 로 정규화된 주파수의 차이($\bar{f}_2 - \bar{f}_1$)로, 응답곡선에서 f_{peak} 를 중심으로 곡선의 벌어진 정도가 클수록 감쇠 인자가 크음을 의미한다. 배플 길이가 증가함에 따라 감쇠인자가 증가하게 됨을 알 수 있으며 이와 더불어 공진주파수의 변이도 길이가 증가함에 따라 단조 증가하였다.

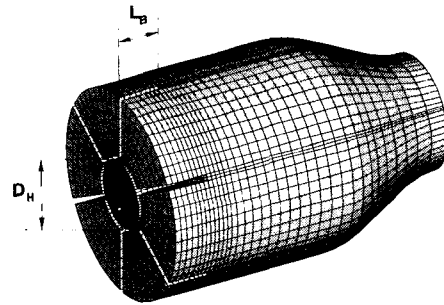


Fig. 5 Computational grids of baffled chamber

Table 2는 몇 가지 음향모드에 대해 고유주파수와 감쇠인자를 나타내고 있다. 전반적으로 종방향의 순수음향모드(1L)는 배플의 영향을 크게 받지 않는 것을 알 수 있다. 반면에 횡방향 모드의 경우 배플 길이가 증가함에 따라 고유주파수의 감소량과 감쇠인자가 증가하게 됨을 파악할 수 있다. 이를 통해 음향안정성 여분의 증가를 평가할 수 있다.

참고 문헌

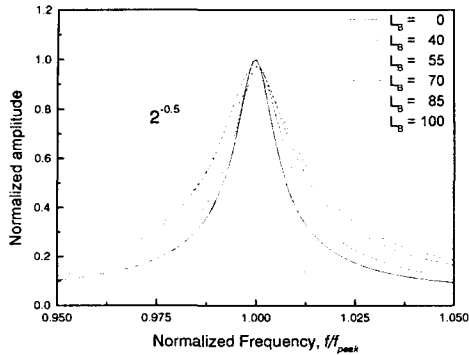


Fig. 6 Damping factor of 1T mode with various baffle length

3. 결론

로켓엔진 연소실의 음향특성 해석과 수동제 어기구 설계에 활용될 수 있는 음향해석 전용코드를 개발하였으며 다양한 측면에서 정확성과 유용성을 검증하였다. 향후 음향공 설계시 동조 주파수 및 감쇠능력에 대한 데이터베이스 구축, 그리고 분사기 배열에 따른 혼합비 분포 변화가 연소실내 음향특성에 미치는 영향과 같이, 연소 안정화와 관련된 다양한 음향해석 연구에 유용하게 활용할 수 있을 것으로 예상된다.

Table 2 Damping factors in baffled chambers

L _B	1L	1T	2T	1R
0	371.0 Hz	599.5 Hz	977.5 Hz	1219.5 Hz
	1.474	0.920	0.676	0.658
40	374.0 Hz	576.0 Hz	913.5 Hz	1068.0 Hz
	1.720	1.205	1.061	0.796
55	375.0 Hz	555.5 Hz	840.0 Hz	957.5 Hz
	1.814	1.416	1.337	1.440
70	375.5 Hz	530.0 Hz	759.0 Hz	844.0 Hz
	1.971	1.671	1.646	N/A
85	376.5 Hz	501.0 Hz	682.0 Hz	735.5 Hz
	2.017	1.932	1.841	2.616
100	377.0 Hz	472.0 Hz	616.0 Hz	651.0 Hz
	2.157	2.180	2.105	N/A

1. Yang, V. and Anderson, W.E (eds), "Liquid Rocket Engine Combustion Instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1992.
2. Kim, S.K., Kim, Y.M. and Sohn, C.H., "A Numerical Study on Effects of Various Baffle Designs on Acoustic Characteristics in Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine," Submitted to KSME International Journal, 2003
3. 손채훈, 김영목, "음향공이 장착된 로켓엔진 연소실의 음향장 수치해석," 한국추진공학회 2003년 춘계학술대회논문집, pp.249-252
4. 고영성, 이광진, 김홍집, "액체로켓엔진 연소실에서의 상온 음향 시험," submitted to Transactions of KSME(B), 2003년
5. Tsuji, T., Tsuchiya, T., and Kagawa, Y., "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, 2002.1.