

비행용 가스발생기 모사배관 도출 및 연소불안정 제어를 위한 음향해석

김홍집*, 김성구**, 최환석***

An Acoustic Analysis for the Determination of a Simulating Duct and for the Suppression of Combustion Instabilities in a Flight Model Gas Generator

Hong-Jip Kim*, Seong-Ku Kim**, Hwan-Seok Choi***

Abstract

An acoustic analysis of a fuel-rich gas generator for the drive of a turbopump in a liquid rocket engine has been performed and the length of a simulating duct has been determined by comparing the resonant frequency of unstable acoustic modes to simulate an actual flight model gas generator. To simulate more realistically, a realistic short-length simulating duct has been determined by considering 1 or 2 wavelength of the unstable modes. Duct-length adjustment to turbopump can be a method to suppress a combustion instability problem by decoupling of acoustic mode and combustion characteristics. This method has been set up and validated with acoustic analysis and hot firing tests.

초 록

고성능 로켓엔진의 터보펌프를 구동하기 위한 연료 과농 가스발생기에 대하여, 연소 불안정 발생시 모사배관을 각각의 음향모드 공진주파수를 모사하는 방법을 통하여 결정하였다. 관심 있는 음향모드의 몇 파장만을 모사하여 실제 연소시험에 바로 적용할 수 있는 짧은 길이의 배관도 제시하였다. 가스발생기에서의 연소불안정을 제어하기 위한 하나의 방안으로서, 모사배관의 길이를 바꾸어 분사기의 동특성과 연소실의 공진 음향 모드를 서로 분리시켜 상호작용이 일어나지 않게 할 수 있으며, 이러한 특성은 연소시험을 통해 확인되었다. 비행용 가스발생기의 연소시험과 연소불안정 제어를 위한 일련의 방안으로서 모사배관을 결정하는 방법을 확립하였다.

키워드 : 가스발생기(gas generator), 공진주파수(resonant frequency),
모사배관(simulating duct), 연소불안정(combustion instability),
터보펌프(turbopump), 분사기 동특성(injector dynamic characteristics)

* 연소기그룹/khongjip@kari.re.kr

** 연소기그룹/kimsk@kari.re.kr

*** 연소기그룹/hschoi@kari.re.kr

1. 서 론

고성능 액체로켓엔진에서 추진제를 추력실로 공급하는 터보펌프(turbo pump)를 구동시키는 방법으로, 연료와 산화제의 일부를 가스발생기에서 연소시키고, 이를 통해 얻어지는 고온의 가스로 터빈을 구동시키는 가스발생기(gas generator) 사이클이 널리 사용되고 있다[1,2]. 일반적으로 가스발생기에서 연소가스의 출구온도는 터빈 블레이드의 재질과 열적 손상을 고려하여 1150~1200K 이하로 제한된다. 따라서 kerosene과 액체 산소(LOx)를 액체 추진제로 사용하는 경우에도 연소온도를 낮추기 위해 O/F비를 0.3~0.5 사이에 있는 연료 과잉(fuel-rich) 조건 내에서 결정하게 된다.

Kerosene을 탄화수소계 연료 중 $C_{11}H_{21}$ 로 가정하여, 이 O/F비를 당량비로 환산하여 보면 약 6.8~11.3정도로, 산화제가 완전연소 시킬 수 있는 연료의 양보다 아주 많은 연료가 공급됨을 의미한다. 가스발생기에서는 연소압이 높고 질소가 없는 순산소 연소(pure-oxygen combustion)임을 감안하더라도 당량비가 O(10)에 가깝다는 것은 연료가 극단적으로 과잉 공급되는 연소 영역(extremely fuel-rich regime)이다. 따라서 물성치의 평가가 상대적으로 용이하지 못하여, 주로 실험 데이터를 기본으로 설계치를 외삽(extrapolation)하는 방법이 주로 이용된다[3].

우주 발사체 기술을 보유한 선진국의 경우에는 대부분 터보펌프를 이용하여 발사체를 운용하고 있어 1950년대부터 가스발생기에 대한 개발을 수행해 왔으며, 현재 운영중인 staged combustion closed cycle 엔진에서 산화제 과잉 영역에서 작동하는 preburner까지 매우 높은 수준의 가스발생기 개발 기술을 보유하고 있다. 국내에서는 건국대와 항우연이 충돌형 F-O-F 분사기를 채택한 저압 가스발생기를 학술용으로 설계/제작/시험한 바 있으나[4], 동축형 분사기를 적용한 경험은 전무한 실정이다. 그러므로 우리나라와 같이 가스발생기에 대한 경험이 상대적으로

부족한 경우에는 초기 개발에 있어 상당한 난점(물성치 평가, 터빈 재질, 연소불안정)이 있을 수 있다는 것을 의미한다. 따라서 가스발생기의 운전 중에도 연소불안정과 같은 원치 않는 현상이 발생하여 추진시스템 전체의 개발 지연을 야기할 수 있으므로 설계 단계에서부터 이에 대한 대비책을 마련하는 것이 필요하다.

가스발생기는 주 연소기에 비해 축방향 길이가 긴 기하학적 특성으로 인하여, 축방향의 음향모드와 결합된 연소 불안정 현상이 주로 관측된다[1,2]. 따라서 이러한 불안정 현상이 발생되지 않도록, 유해 음향모드가 형성되지 않게 특정 위치에 honeycomb이나 교반링(turbulence ring) 등과 같은 부가적인 장치를 적용하기도 한다[1,2,4,5]. 이러한 부가적인 장치의 설치 위치가 불안정의 제어에 있어 매우 중요한 인자로 알려지고 있다.

본 연구에서는 30톤급 엔진용의 가스발생기에 있어, 실제 비행용(flight model; FM)과 같이 터보펌프로의 분배관까지 모두 고려하여 가스발생기 전체의 음향학적 특성을 파악하고, 이로부터 분배관을 고려한 단품 연소시험에 적합한 배관을 모사하여 연소시험에 적용될 수 있도록 하였다.

2. 해석방법

대상 가스발생기는 연료와 산화제로 kerosene과 LOx를 사용하며, Fig. 1과 같이 동축 혼합형 이중와류 분사기(Recess No.=0.5)가 37개 배치되어 있다. 이에 대한 보다 상세한 제원은 Table 1과 참고문헌[6]에 제시되어 있다. 그 기하학적 형상은 Fig. 2에 도시된 바와 같이 연소실 내부의 직경은 95mm 출구까지의 거리는 약 236mm로서, 가스발생기만의 종횡비, $L/d=2.5$ 로 매우 크다. 실제 비행모델에서는 가스발생기의 출구부분 직경은 터보펌프로의 배관 입구 직경과 동일하게 52mm이나, 가스발생기만의 실험에서는 노즐목 부분에서 choking 조건을 만족시키게 하기 위하여 직경 28mm의 adapter를 설치하였다.



Fig. 1 Injector head(RN 0.5)

가스발생기는 주 연소기와 달리 터보펌프의 터빈 구동이 주목적이다. 따라서 터빈 블레이드가 가스발생기로부터 공급되는 연소가스에 의해 손상을 입지 않도록 국부적인 고온지역(hot streak)이 생기지 않게 해야 한다. 통상 가스발생기의 설계에서는 출구 온도 즉 터빈 입구 온도(turbine inlet temperature; TIT)가 중요한 인자로서, 그 값은 약 1200K 이하이다[1,2]. 더불어 터빈으로 들어오는 유체의 물성치를 최대한 일정하게 설계하는 것이 제일 중요하다. 따라서 일반적으로 음향해석에서 채용하는 일정 물성치 가정

Table 1. Specification of a gas generator

Specification	
O/F ratio [-]	0.33
Total Pressure [MPa]	5.78
Total Temperature [K]	900
Total Mass Flow Rate [kg/s]	4.4
Length/Diameter [mm/mm]	180/95
Molecular Weight [kg/kmol]	27.00
Specific Gas Constant [J/kg-K]	307.92
Specific Ratio, γ [-]	1.121
Gas Density [kg/m ³]	20.85
Sonic Velocity [m/s]	557.4
Residence Time [ms]	6

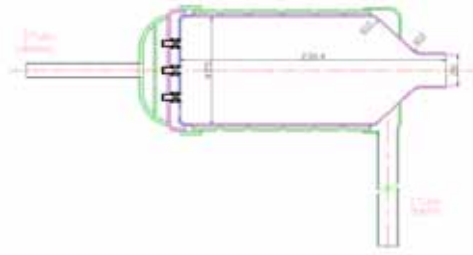


Fig. 2 Schematic of a gas generator only

이 유효하다. 본 연구에서는 온도, 기체상수, 음속과 같은 물성치를 평형계산[6]을 통하여 얻어지는 Table 1의 값을 사용하였다. 본 연구에서는 먼저 가스발생기만을 고려한 음향해석을 수행한 뒤, 실제 FM과 같이 터빈 블레이드에 분배하기 위한 배관까지 고려한 결과를 통하여 단품 연소 시험에 필요한 모사 배관을 결정하는 순서로 진행되었다.

3. 결 과

3.1 가스발생기만 고려한 경우

Figure 2는 현재 항우연에서 개발중인 재생냉각 방식 가스발생기의 기하학적 형상을 나타내며, 이에 대하여 약 35000개의 요소(elements)를 이용하여 음향해석을 수행하였다. 가스발생기 내부의 가스 물성치를 Table 1과 같이, $\gamma=1.121$, $R=307.92$ J/kg-K, $T=900$ K로 하였으며 따라서 음속은 약 557.4m/s이다. 이 때의 음향학적 응답 특성을 Fig. 3에 도시하였다. 그림에서 알 수 있듯이 170 Hz에서 가스발생기 내부 유체의 bulk 모드가 관찰되었으며, 1387 Hz에서 1차 축방향 진동 모드(1L)가 나타난다.

가스발생기만을 사용한 실제 연소시험에서는 Fig. 4에서와 같이 1275Hz 정도에서 연소불안정 현상이 발견되었다[6]. 이를 음향해석의 결과와 비교해 보았을 때, 1차 축방향 음향모드와 상호

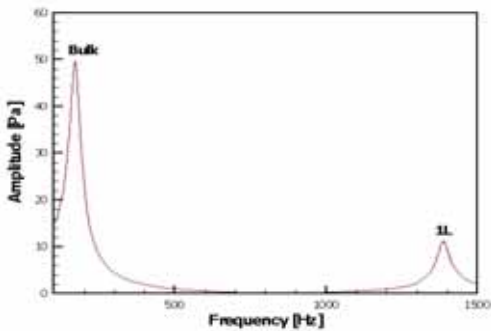


Fig. 3 Acoustic Characteristics of Gas Generator only

작용을 일으켰음을 알 수 있다. 물론 음향해석과 연소시험에서의 공진 주파수 차이는 가스발생기 내부의 유체 물성치 차이에 의해 기인하는 것으

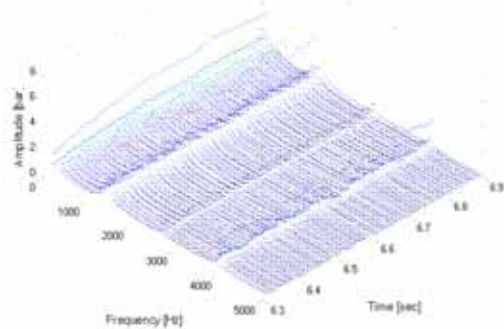


Fig. 4 Waterfall of Frequency Response Characteristics in the Experiment of Gas Generator only[6].

로, 주된 이유는 가스발생기의 과농 연소 조건에 의한 비평형 화학반응 효과 때문으로 여겨진다. CEA[7]와 faket[8] 등과 같은 통상의 설계코드에서는 평형 화학반응을 가정하여 물성치를 평가하는데, 가스발생기와 같이 매우 과농한 연소조건에서는 이러한 가정이 유효하지 않다. 일반적으로 발사체 개발 선진국에서는 물성치의 현실적인 평가를 위하여 평형 화학반응 가정을 통해 얻어지는 시스템적 설계 결과에 실험치를 보정하여 해석하는 것으로 알려져 있다[3].

통상 비행용 가스발생기에서의 연소불안정 현상은, 앞서 언급한 대로 터빈까지의 분배관을 모두 다 고려해야 함이 옳다. 또한 일반적으로 단

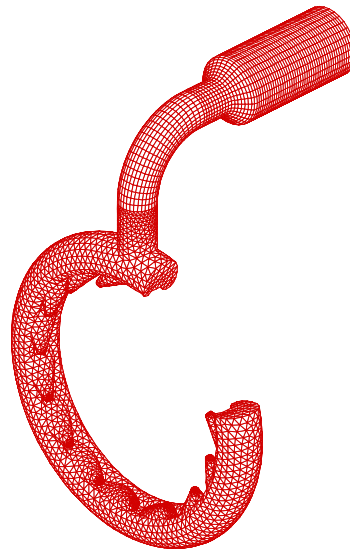


Fig. 5 Geometrical configuration of a gas generator and distributing duct

품 검증 시험에서는 실제 FM에서의 분배관을 설치하고 시험하기 보다는, 이를 모사하는 배관을 채용하는 것이 보다 더 일반적이다[4,5]. 그러므로 연소불안정과 같은 현상을 올바르게 모사하기 위해서도 분배관을 모두 고려한 음향해석을 통해 본 시스템에 적합한 모사배관을 설계하는 것이 필수적이라 하겠다.

3.2 분배관까지 고려한 경우

비행용 추진시스템에서 가스발생기는 Fig. 5에서와 같이 90도로 꺾어지는 곡관을 통해 터보펌프의 각 터빈 블레이드에 분배시키는 배관과 환형으로 연결된다. 여기서 환형 배관 중에 빠져있는 부분($\Delta\theta \sim 45^\circ$)은 터빈을 구동하기 위한 시동기(starter)가 위치하는 부분으로 격막으로 막혀 있다. 앞서 언급한 대로, 가스발생기만의 연소시험을 통하여 Fig. 4와 같은 1L 모드 of 연소불안정이 발생함을 확인하였다. 이로부터 현재 가스발생기에서 채용된 분사기의 동특성이 1275Hz

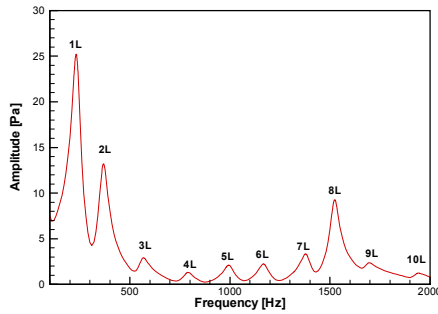


Fig. 6 Acoustic Characteristics of a FM Gas Generator

정도의 섭동에 민감한 것을 알 수 있으며, 모사배관을 제대로 설계하기 위해서는 이런 공진주파수를 바탕으로 해야 한다.

먼저 비행모델인 실물형과 같은 기하학적 형상으로 음향해석을 수행하여 그 결과를 Fig. 6과 Table 2에 도시하였다. Figure 4와 같은 가스발생기의 연소시험 결과를 고려해 볼 때, 연소장과의 상호작용에 의하여 연소불안정이 일어날 가능성이 높은 음향모드는 6L, 7L, 8L 모드로 여겨진다. 음향해석과 실제 연소시험에서의 물성치의 차이를 선형적으로 고려하여 보정한다면 Table 2에도 나타냈듯이 6L 모드는 약 1070Hz, 7L은 1270Hz, 8L은 1400Hz로, 이 중에서 실제 FM에서는 7L 또는 8L 모드의 연소불안정 발생 가능성이 높다고 하겠다.

이번에는 발생할 가능성이 높은 음향모드의 음향장에서의 진폭을 살펴보았다. Figure 7은 7L, 8L 모드의 음향섭동 진폭의 contour를 도시한 그림이다. 연소 시험 결과를 바탕으로, 주파수의 관점에서는 7L 모드의 발생가능성이 높을 것으로 생각이 된다.

물론 이와 같은 음향해석은 음향장과 연소장과의 상호작용을 고려하지 못하기 때문에, 가스발생기가 안정/불안정한 영역으로 쉰이될 것인지에 대한 정보를 주지는 못한다. 그러나 FM에서의 음향학적 특성과 음향장에서의 패턴을 고려해 볼 때, 7L 모드는 그 진폭이 크지 않으므로 오히려 큰 문제가 발생하지 않을 수도 있다.

Table 2. Resonant Frequencies of Longitudinal Acoustic Modes in FM

mode	6L	7L	8L
freq. [Hz]	1167.5	1378.0	1524.0
Linear Correction	1073.2	1266.7	1400.9

이러한 특성은 가스발생기 부분에서 음향장을 살펴본다면 쉽게 파악이 가능하다. 7L 모드의 경우 가스발생기의 노즐목에서 choking 조건이 만족되지 않는 반면에, 8L 모드의 경우에는 노즐목 근처에서 choking 조건이 만족되는 것을 Fig. 7로부터 알 수 있다. 이렇게 되면 가스발생기만을 고려했을 때, 두 경우의 음향장 양상이 매우 비슷하게 되고, 따라서 8L 모드가 7L에 비하여 진폭이 크게 나오게 되는 것이다.

비록 속단하기는 하지만 채택된 분사기의 동특성이 동일하다는 가정 하에서, Fig. 5의 FM과 같이 분배관이 모두 설치된 가스발생기의 경우에는 가스발생기만의 연소시험에서 나타났던 연소불안정 현상이 발생하지 않을 수도 있을 것으로 예상된다. 이러한 가정은 당연히 선정된 모사배관을 이용하여 실 연소시험을 통해 최종적인 검증이 필요할 것이다.

3.3 모사배관의 결정

발생 가능성이 높은 불안정 모드의 공진주파수에 맞춰서 Table 3과 같이 모사배관을 결정하였다. 모사배관의 길이에 대하여 각각의 음향모드의 공진주파수를 파악한 다음, 이를 선형으로 내삽(interpolation)하여 그 길이를 산출하였다. 대상으로 삼은 음향모드들은 모두 1210~1245mm 사이에서 모사가 되는 것으로 나타났다. 여기서 연소장과의 상호작용에 의한 6L 모드의 발생 가능성은 낮아보이므로, 7L과 8L 모드만을 고려하여 살펴보면, 모사배관의 길이는 약 1220mm 정도로 보여진다. 이렇게 결정된 모사배관 ($L_{eq}=1220\text{mm}$)에 대하여 음향 해석을 수행하여

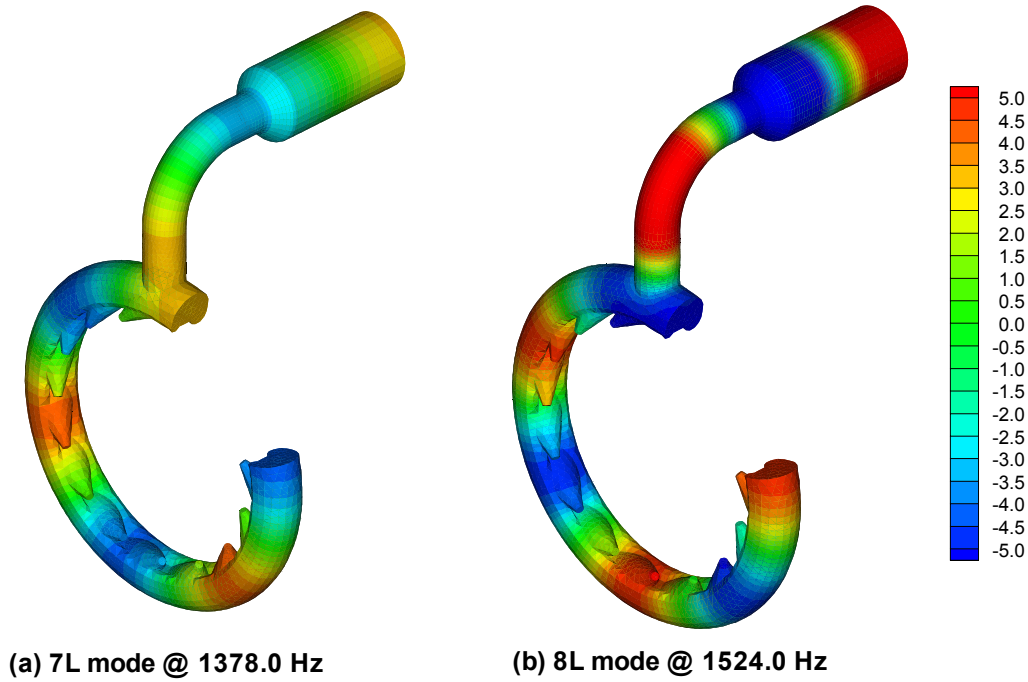


Fig. 7 Amplitude Contour of Acoustic Fields in Flight Model Gas Generator

실제 FM에서의 값과 비교하여 Fig. 8에 도시하였다. 그림에서 알 수 있듯이, 저차 음향모드에서는 공진주파수가 일치하지 않지만, 고차 음향모드 특히 7L과 8L 모드의 경우에는 근사적으로 일치하는 것을 알 수 있다. 따라서 모사배관으로서 채택하여도 무방할 것으로 생각된다.

그러나 일반적인 모사배관으로서는 길이가 너무 길기 때문에 주파수에 맞춰서 짧게 만드는 것이 현실적이다. 다시 말하면, 문제가 되는 음향모

드를 두 번째나 세 번째의 배(anti-node)에서 choking 조건을 만족시키면 원하는 음향 모드의 주파수를 모사할 수 있다. 이를 기반으로 7L과 8L 모드의 모사를 위한 길이를 결정하면, 추가 제작해야하는 부분은 각각 128mm, 92mm이다.

Table 3. Equivalent Axial Length for simulating duct with respect to possible unstable modes

	6L	7L	8L
Flight Model	1167.5Hz	1378.0Hz	1524.0Hz
L_{eq} [mm]	1241mm	1212mm	1223mm

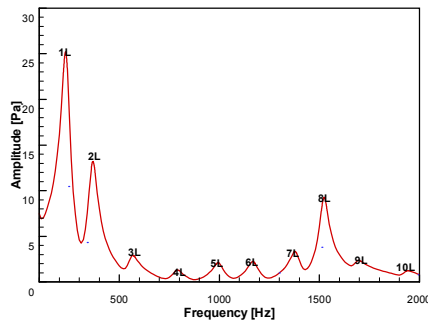


Fig. 8 Comparison of Acoustic Characteristics in Flight Model(solid line) and Simulating Duct Cases($L_{eq}=1220mm$, dotted line)

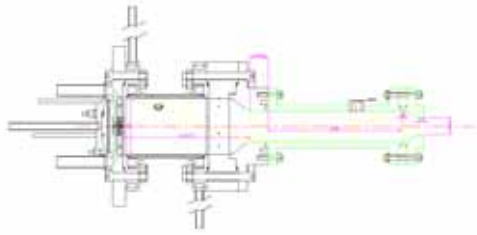


Fig. 9 Geometrical Configuration of Gas Generator and a certain duct

한가지 유의할 점은 고차의 축방향 음향모드의 경우에는 분사기면 부분의 음향모드의 파장과 노즐 쪽의 음향모드의 파장을 달라질 수 있으며[9], 이에 대한 검증은 사실상 매우 어렵다는 점이다. 이러한 특성은 연소시험을 통하여 파악할 수는 있으나, 만약 시험에서 불안정 현상이 발생하지 않으면 파악 또한 어렵다. 현재로서는 파장이 같다는 가정 하에서 모사배관의 길이를 결정하고 시험으로 파악 가능한 범위까지 분석하는 것이 최선의 방법일 것이다.

3.4 배관길이 조절을 통한 연소불안정 제어

터보펌프로의 배관 길이는 다소 유동적이며, 배관길이의 조절은 연소불안정 제어를 위한 하나의 방법이다. 따라서 앞서 선정된 모사배관을 이용한 시험에 앞서, Fig. 9에 도시된 바와 같은 길이의 덕트를 연결하여 연소시험을 통하여 불안정 제어 가능성에 대하여 검토하였다.

실제 연소시험을 통하여 어떠한 연소불안정 현상도 발견되지 않았고[6], 이를 음향해석의 관점에서 설명해 보았다. 위와 같은 모사 덕트가 연결됨으로서 실제 choking은 노즐의 맨 끝 부분에서 발생하게 된다. 따라서 전체 가스발생기 부분의 길이에 맞춰 음향장이 발생할 것으로 보인다. Figure 10은 이러한 형상에서의 음향모드 특성을 도시한 그림이다. 그림에서 알 수 있듯이 1L 모드는 약 500Hz, 2L 모드는 1210Hz, 3L 모드는 1580Hz의 공진주파수를 가진다. 따라서 분

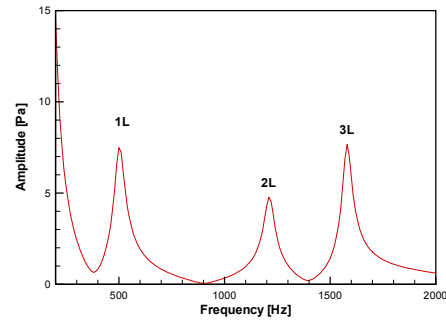


Fig. 10 Acoustic Characteristics under the Geometrical Configuration of Fig. 9

사기의 동특성이 1387Hz(실험에서는 1275Hz) 근처라고 생각할 때, 실험에서 사용된 기하학적 형상에서는 연소장과 상호작용이 발생하지 않게 된다. 따라서 유해한 음향모드에 의한 연소불안정 현상이 발생하지 않을 것이다[10].

위와 같은 결과로부터, 가스발생기와 터보펌프 사이의 배관 길이를 조정함으로써 연소불안정 현상을 제어할 수 있음을 확인할 수 있다. 현재 항우연에서 개발 중인 가스발생기와 터보펌프는 아직 상세한 사양이 결정된 상태가 아니다. 또한 가스발생기에 사용될 분사기가 명확하게 결정된 상태도 아니므로, 현 상황에서 모사배관의 길이를 결정하고 연소불안정 현상을 제어하기 위한 방안을 마련하는 것은 시기상조이다. 하지만 이러한 절차를 통하여, 향후 결정될 가스발생기 사양과 배관의 길이에 따라 모사배관을 결정할 수 있고, 또한 연소불안정 현상이 발생시 이에 대한 제어 방법으로 배관의 길이를 수정하는 것도 하나의 해결책이 될 것으로 생각된다.

4. 결 론

로켓엔진의 터보펌프를 구동하기 위한 연료 과농 가스발생기에 대하여 음향해석을 수행하여, 연소 불안정 발생시 이를 보다 정확하게 모사할 수 있는 모사배관을 도출하였다. 일반적으로 가스발생기에서의 연소불안정 현상은 기하학적 특

성으로 인하여 축방향의 음향모드와의 상호작용으로 발생한다. 현재 개발중인 가스발생기의 경우, FM에서는 7L 또는 8L 모드의 연소불안정이 발생할 가능성이 있다. 각각의 음향모드 공진주파수를 모사하는 방법을 통하여 모사배관의 길이를 결정하였다. 보다 현실적인 방법으로 관심 있는 음향모드의 몇 파장만을 모사하여 실제 연소시험에 바로 적용할 수 있는 짧은 길이의 모사배관도 제시하였다.

가스발생기에서의 연소불안정을 제어하기 위한 하나의 방안으로서, 모사배관의 길이를 바꾸어 분사기의 동특성과 연소실의 공진 음향 모드를 서로 decouple시켰다. 이로서 음향장과 연소장과의 상호작용이 일어나지 않게 할 수 있으며, 이러한 특성은 연소시험을 통해 확인되었다.

FM용의 가스발생기의 정확한 연소시험과 연소불안정 제어를 위한 일련의 방안으로서 모사배관을 결정하고, 그 길이를 변화시키는 방법을 확립하였다. 따라서 이러한 절차들은 향후 결정될 가스발생기용 분사기 및 터보펌프와의 상세 설계 사양에 따라 편리하게 적용될 수 있을 것으로 생각된다.

참 고 문 헌

1. Douglass, H. W., Schmidt, H. W., Levinson, L., "Liquid Propellant Gas Generators," NASA SP-8081, 1972.
2. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992.
3. Lebedinskiy, E. V., Mosolov, S. V., Tararyshkin, V. I., Fedotchev, V. A., Terentyeva, I. A., and Shcheglovitov, M. Y., "AnaSyn for Windows 2.0 - First Acquaintance," Keldysh Research Center, 2003.
4. 한영민, 김승한, 문일윤, 김홍집, 김종규, 설우석, 이수용, 권순탁, 이창진, "충돌형 분사기 형태의 액체로켓엔진용 가스발생기 연소 성능시험," 한국추진공학회지, 제 8권, 제 2호, 2004, pp. 10~17.
5. 棚次巨弘 등, "액수/액산펌프용 가스제너레이터의 개발연구," NAL TP/Misc RPT JPN0015.
6. 김승한, 한영민, 서성현, 문일윤, 이광진, 김종규, 송주영, 김인태, 설우석, 이수용, "액체로켓엔진용 실물형 1.5MW급 가스발생기 개발," 제5회 우주발사체기술 심포지움, 2004년 5월, pp. 74~81.
7. McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1996.
8. 조남경, 이수용, 한영민, 정용갑, 문일윤, 김승한, 고영성, 김영한, "로켓 엔진 후류처리 장치 설계 국외전문가 자문 보고서," KARI-SPD-TN-2001-011, 2001.
9. 손채훈, "배플이 장착된 로켓엔진 연소기의 음향장 해석," 대한기계학회논문집(B), 제 26권, 제 1호, 2002, pp. 966~975.
10. 김성구, 최환석, 박태선, 김용모, "시간지연 모델을 이용한 액체로켓엔진의 축방향 비선형 연소불안정 해석," 제24회 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2005, pp. 281~287.