

열음향 공진 점화에 대한 연구

서성현^{a,*} · 강상훈^b · 배종열^a · 이진영^a

Research about Thermoacoustic Resonance Ignition

Seonghyeon Seo^{a,*} · Sang Hun Kang^b · Jong Yeol Bae^a · Jin Young Lee^a^aDepartment of Mechanical Engineering, Hanbat National University, Korea^bDepartment of Aerospace System Engineering, Sejong University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: shseo@hanbat.ac.kr

ABSTRACT

The unique phenomenon that jet flow kinetic energy is converted to thermal energy through thermoacoustic resonance can be applied for the multiple ignition of liquid rocket engines. The present article includes the basic principle and theory behind the phenomenon as well as major outstanding, previous research works. The thermoacoustic phenomenon is affected by underexpanded jet flow characteristics from a nozzle, geometries of a nozzle and a resonance tube, and chemical composition of jet flow. The paper concludes with discussion what should be considered as crucial issues for the future research on the development of a multiple ignition system of liquid rocket engines.

초 록

초음속 유동의 운동에너지가 열에너지로 바뀌는 열음향 공진 현상을 활용하여 액체로켓엔진의 다중 점화를 위한 점화기 구현에 적용할 수 있다. 본 논문은 이와 같은 열음향 공진 현상의 기본 원리와 이론, 현재까지 진행된 주요 연구결과를 본문에 수록하였다. 열음향 공진 현상에 의한 열발생 특성은 초음속 노즐을 통해 분출되는 유동의 특성과 노즐과 공진관의 형상 그리고 에너지를 전달하는 기체의 종류에 의해 영향 받는다. 이와 같은 열음향 공진 현상을 적용한 액체로켓엔진을 위한 다중 점화기를 구성하는데 있어서 향후 연구 개발이 필요한 부분에 대한 논의를 진행하였다.

Key Words: Thermoacoustic(열음향), Resonance(공진), Heat Generation(열발생), Ignition(점화), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

우주발사체 액체로켓엔진은 연소기, 가스발생기 등의 연소장치 점화를 위한 부수적인 장치를 필요로 한다. 점화장치는 엔진 연소장치에 적용되는 추진제의 종류와 사용 회수 그리고 시스템 구성에 따라 적용하는 기술과 용도가 각기 다르

게 된다. 일반적으로 로켓엔진에 적용하는 점화 장치는 다음과 같이 분류할 수 있다.

고체로켓모터와 같이 고체 추진제를 활용한 발열원(pyrogen), 전기 스파크로 가스 추진제를 점화하여 점화원을 생성하는 스파크 토치(spark torch), 촉매로 물질 화학반응을 촉진하여 그 열로 점화를 실행하는 촉매(catalytic), 점촉발화 물질을 활용하는 자동 점화성(hypergolic), 레이저 빔을 초점을 맞추어 스파크를 발생시키거나, 물질을 분해하여 점화를 시키는 레이저(laser), 또는 이와 같은 점화기술을 복합적으로 활용하는 하이브리드(hybrid) 방식이 있다[1].

이와 같은 점화 기술 방식에 덧붙여 유동과 열간 에너지 변환을 활용하여 로켓엔진 점화에 적용하고자 하는 열음향(thermoacoustics) 방식 점화기술이 있다[2,3]. 압력파가 열에너지로 변환되는 것은 로켓엔진을 포함한 고성능 추진시스템 연소에서 자주 발생하는 열음향 연소불안정(thermoacoustic combustion instability)에서 쉽게 확인할 수 있다. 본 현상과 반대로 음향에너지를 열에너지로 변환하는 원리를 활용한 것이 열음향 가스다이내믹 점화기(thermoacoustic gasdynamic igniter)가 된다. 본 열발생 개념을 도출한 학자들의 성을 따라 이 같은 열 발생 기구는 Hartmann-Sprenger 발생기로도 알려져 있다. 이 같은 열발생을 구현하는 방법은 과소팽창(underexpanded) 초음속 가스 제트유동을 공진관(resonance tube)내 유동과 연동하도록 하는 것이다[4]. 이때 공진관 내부에서는 강한 압력 섭동에 의해 전온도(stagnation temperature)가 상승하게 되는데 이전 결과에 의하면 상온의 공기로 1,265 K까지 온도가 상승한다고 보고되었다[5].

본 논문은 종전에 액체로켓엔진 연소장치에 사용된 점화기술과는 달리 부수적인 전기장치 필요 없이 가스 유동의 에너지 공진 변환에 의해 자발적으로 점화원을 발생시키는 열음향 가스다이내믹 점화기(thermoacoustic gasdynamic igniter)기술에 대한 소개와 개발 동향을 보고하고자 한다.

2. 본 론

2.1 원리

공진에 의한 열발생 현상은 다음과 같이 설명할 수 있다. Fig. 1에서 묘사된 것과 같이 음속 노즐과 초음속 노즐에서 분출되어, 팽창이 완전히 이루어지지 않은 상태의 유동은 압력 형태로 에너지를 보유하고 있다. 노즐에서 분출되는 제트유동의 마하디스크(mach disk)와 굴절충격파에 의해 경계를 이루는 압축구간(compression zone)에 공진관 열린 끝단이 위치할 때, 공진관 내부에서 충격파에 의한 연속적인 유동 압축으로 내부 기체의 전온도 상승이 이루어진다.

이렇게 공진관과 노즐사이의 거리는 공진 열발생을 위해서는 매우 중요한 인자가 되는데, 마하디스크의 축 방향 위치(X_m)는 이전 연구자에 의해 아래와 같은 수식에 의해 노즐 출구에서의 마하수(M_e)와 압력비($n=p_e/p_a$)를 통해서 결정될 수 있다[6].

$$\frac{X_m}{d_n} = [0.8 + 0.085(M_e - 2.1)^2] \times M_e(n - 0.5)^{0.5} \quad (1)$$

d_n : Diameter of nozzle exit

M_e : Mach number of nozzle exit

n : Pressure ratio(p_e/p_a)

p_e : Pressure of nozzle exit

p_a : Ambient pressure

X_m : Axial location of Mach disk

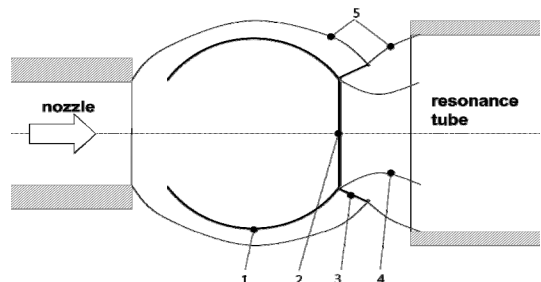


Fig. 1 Descriptive diagram of a nozzle jet flow structure, 1) incident shock, 2) Mach disk, 3) reflected shock, 4) and 5) jet boundaries.

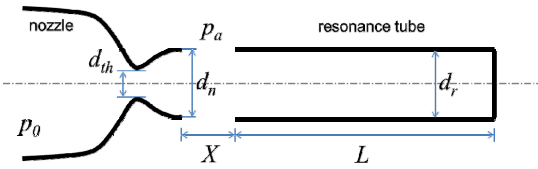


Fig. 2 General schematic of a combination of a nozzle and a resonance tube for thermoacoustic heating.

2.2 배경 이론

앞에서 보인 바와 같이 음향공진에 의한 열발생을 위해서는 Fig. 2에서와 같이 과소팽창 제트 유동을 분출하는 노즐과 노즐 출구로부터 일정 거리에 위치한 공진관이 필요하다.

공진관 내부에서 열발생 메커니즘을 살펴보면, Fig. 3과 같이 도식화를 통해 설명할 수 있다. 노즐 제트 유동으로부터 발생된 충격파가 공진관 내부에서 막힌 끝단으로 본 그림 상단에서와 같이 오른쪽으로 이동한 후, 막힌 끝단에서 반사하여 다시 공진관 열린 출구로 이동하게 된다. 이 때 충격파 반사 후 끝단 부위 기체의 온도 T_3 는 Eq. 2에서와 같이 표현될 수 있다. 이 같은 충격파가 마하디스크에서 다시 에너지를 얻어 이동을 반복하게 되면 진공관 내부 기체 온도가 증가하게 된다[7].

$$T_3 = \frac{[2kM_1^2 - (k-1)][(k-1)M_1^2 + 2]}{(k+1)^2 M_1^2} \times \frac{[2kM_2^2 - (k-1)][(k-1)M_2^2 + 2]}{(k+1)^2 M_2^2} T_1 \quad (2)$$

k : Ratio of specific heats

M_1 : Mach number before reflection

M_2 : Mach number after reflection

p_1 : Pressure in a resonance tube before reflection

p_2 : Pressure in a resonance tube

p_3 : Pressure in a resonance tube after reflection

T_1 : Temperature in a tube before reflection

T_2 : Temperature in a tube

T_3 : Temperature in a tube after reflection

V_1 : Velocity of shock wave before reflection

V_2 : Velocity of shock wave after reflection

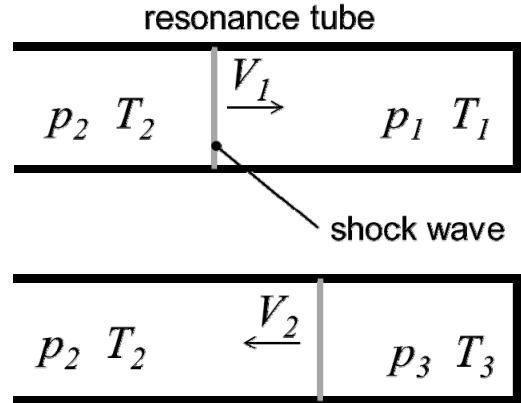


Fig. 3 Mechanism of stagnation temperature increase due to movements of a shock wave.

공진관에서 발생하는 기본 주파수 (fundamental frequency)가 $a/4 L$ 에 비례하는 것으로 나타났다. 여기서 a 는 음속, L 은 공진관의 길이이며, 이는 quarter-wave resonator와 같은 음향장 형태가 공진관 내부에서 발생하는 것으로 파악된다.

본 현상에 대한 초창기 연구를 수행한 Sprenger[5]에 의하면 공진관 내부의 압력섭동 세기(intensity of oscillations)는 주변 압력 대비 노즐 내부 전압(p_0/p_a), 공진관 내경 대비 노즐 출구 내경(d_n/d_r), 노즐 출구 내경 대비 노즐과 공진관 간격(X/d_n), 공진관 내경 대비 공진관 길이(L/d_r), 그리고 그 외 열전달 등에 의한 에너지 손실 요소에 영향을 받는다고 보고하였다. 또한 열 발생은 노즐과 공진관의 축 정렬도 영향 받는다고 보고하였다.

2.3 실험 연구

공진관 내부에서 발생하는 음향 섭동에 의한 열발생에 관한 주요 실험 연구결과를 정리하면 다음과 같다.

Kessaev등[8]은 노즐 압력비(p_0/p_a)가 6인 조건에서 실험을 진행하였으며, 이 조건에서 공진관 내부 압력 섭동이 가장 큰 것으로 보고하였다. 질소 (300 K)를 사용하였고, 공진관 내부 압력섭동의 peak-to-peak 값은 11.9 bar에 이르렀다. 공진관과 노즐 간 간격과 공진관 내경 크기 변화

에 따른 공진관 내부 온도 변화를 측정하였다. 초음속 노즐 유동에 의해 형성되는 normal shock 후방 중심에 위치한 아음속 유동을 둘러싼 초음속 유동이 가열 효과에 영향을 미치는 것으로 판단하였다.

Aref'ev 등[9]은 열음향 공진 점화를 통해 air/H₂, N₂O/H₂ 추력기 개발을 목적으로 연구를 실시하였다. 점화기 공진관 입구 단면적이 일정 각도로 축소되는 형상을 가졌으며, air/H₂ 혼합물의 경우, 압력으로 확인하였을 때, 추력기 작동 모드 진입 시간이 0.15초가 소요되었다. 이들은 가스다이내믹 점화 시스템에 영향을 미치는 주요 인자로 점화기의 노즐 목 직경과 추력기의 노즐 목 직경의 비, 그리고 기체 혼합비에 영향을 받는 것으로 결론지었다.

Sobieraj 와 Szumowski[10]는 공진관 입구 형상이 음향과 열적 특성에 많은 영향을 미치고, 또한 음향 모드 변환을 결정한다고 보고하였다. 오히려 노즐 출구 형상이 미치는 영향은 거의 무시할 만 하다고 하였다. 이전 연구결과에 의하면 공진관의 단면적이 축소되는 형상을 갖거나, 원통형을 가질 때 공진관 내부 전온도가 최댓값을 보인다고 보고하였다. 마이크로폰을 활용하여 유동이 두 가지 모드 사이에서 변환되는 것을 확인하였는데, 이를 screech 모드와 regurgitant mode로 구분하였다. 5개의 서로 다른 형상에 대해 실험하였고 공진 주파수가 10,000 Hz 대역에서 생성되었다. 노즐과 공진관 사이의 거리(X)가 작은 값을 가질 때는 screech mode(10,000 Hz 대역)에서 X가 큰 값을 가질 때는 regurgitant mode(1,000 Hz 대역)로 구분된다고 보고하였다. Screech mode일 때, 공진관 끝단 온도가 더 높으며, 공진관 입구 끝단이 일정 압력 비에서 X 값에 따른 mode 변화에 더 많은 영향을 미치는 것으로 결론지었다.

Pzirembel과 Fletcher[11]는 간단한 공진관 내부 압력 섭동에 의한 열 발생 실험을 수행하였는데, 실험인자로 제트 유동의 전압(p_0), 노즐과 공진관 사이의 거리(X), 공진관의 길이(L)를 선택하였다. 공진 열발생에 영향을 미치는 인자로는 노즐과 공진관의 크기와 형상, 작동 유체의 열역

학적 상태 그리고 공진관의 재질이라고 판단하였다. 특이사항으로는 노즐과 공진관과의 거리가 과소팽창 제트유동의 세 번째 압축 셀 (compression cell)안에 있을 때, 강한 섭동이 발생하는 것으로 보고하였다.

Niwa 등[12]은 기체산소로 열음향 공진을 형성시킨 후 케로신을 분사하여, 화염을 생성하였다. 이 같은 방법으로 점화가 0.1초 이내로 이루어졌다. 실험결과로 점화를 위해서는 산화제와 연료의 질량비가 1.2 이상이 유지되어야 한다고 보고하였다.

Song 등[13]은 수소/산소를 활용한 열음향 점화 실험을 실시하였다. 수소 주입 후 산소 주입에 따른 점화기 내부 온도 증가까지 모든 과정이 0.2초 이내에 이루어졌다고 밝혔다.

Yu 등[14]은 작동기체의 분자량과 기체 상수에 의해 열음향 공진 현상이 영향을 받는다고 하였다. 작동기체의 분자량이 작을수록 공진 주파수가 크고, 따라서 빠른 시간에 공진 가열이 이루어진다. 작동기체 압력이 증가할수록 빨리 공진이 이루어지고, 공진 가열 시간이 줄어든다. 헬륨은 단지 공진 가열에만 사용하고 실제 점화기는 산소/수소, 산소/케로신 추진제 조합을 사용하였다. 예를 들어, 헬륨의 압력이 28 bar인 경우, 공진 온도는 0.46 s 동안에 795℃에 이르고, 23 bar의 경우, 0.54 s 동안에 770℃에 도달하였다.

Sarohia 등[15]에 의하면, 공진 튜브의 공진 모드는 jet instability 모드, jet regurgitant 모드, 그리고 jet screech 모드, 이렇게 세 가지로 분류될 수 있다고 보고하였다. 만약 공진관의 길이(주파수)가 screeching shock wave의 oscillation에 튜닝되면 밀폐된 기체의 강하고 급격한 온도 상승이 발생한다. 즉 screech 모드에서 shock wave oscillation 주파수가 공진관의 축 방향 첫 번째 주파수와 유사할 때 최대 온도가 발생한다고 하였다. 모드 변화는 공진관 길이와 상관없이 없으며, 노즐 압력 비, 노즐 출구와 공진관 입구의 간격(X), 그리고 공진관 입구 형상에 영향을 받는 것으로 파악되었다. 모드 변화는 노즐의 전압력 변화에 따라 변경되었다. 모드 변화 시 압력

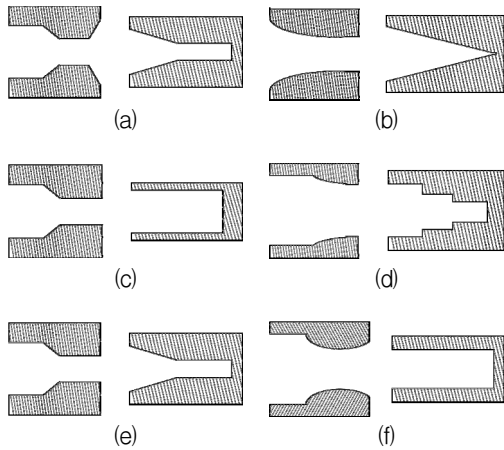


Fig. 4 Various combinations of a nozzle and a resonance tube from previous research works (nozzles on the left).

섭동의 주파수 또한 변동되었으며, regurgitant 모드일 때 주파수가 공진관 첫 번째 축 방향 공진주파수와 유사하였다. 가장 중요한 것으로 공진관 끝단 온도가 급상승하기 위해서는 공진관 내부 기체가 밖으로 토출되지 않아야한다는 것이다.

Marchan[16]은 실제 열음향 점화기 개발을 위한 구체적인 결과를 체계적으로 제시하였다. L/d_r 가 충분히 클 때 충분한 가열이 발생하는 것을 발견하였는데 이 같은 결과는 [17]에서도 보고되었다. 공진관 입구가 과소팽창 제트 유동의 압축부(compression area)에 위치할 때 고주파 섭동이 발생하며, 궁극적으로 가열이 이루어진다. 원뿔형 공진관이 가열에 효과적이며, 약 6도의 경사각이 최적 값인 것으로 보고하였다. 점화기 성능 비교 인자로 T_r/T_a 를 제시하였는데 T_r 은 공진관 바깥 표면 온도, T_a 는 공진관 초기온도(대기 온도)이다.

Butorin등[18]은 노즐 내경과 진공관 내경의 비(d_r/d_n)가 1.4에서 2.5사이를 공진 열발생에 최적화된 비율로 추천하였으며, 노즐 내부 전압이 최대 40 bar, 공기 유량이 최대 80 g/s까지 적용하였다.

Table 1에서 주요 실험연구에서 적용된 물리적 치수를 나열하였다.

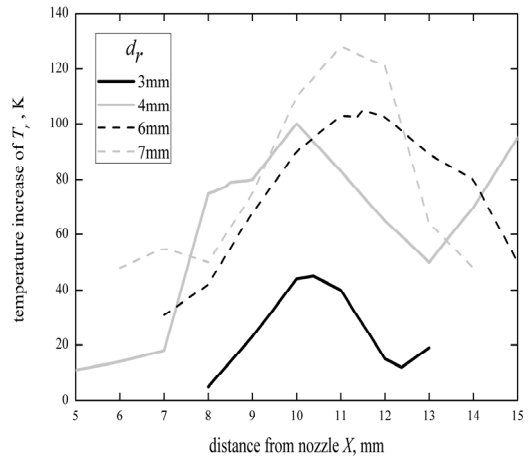


Fig. 5 Previous experimental results for temperature increase in a resonance tube[8].

Table 1. Outstanding dimensions of previous research works.

Ref.	d_r/d_n	X/d_n	L/d_r	p_0 (bar)
8	0.78 -1.8	1.3 -3.9	6.4-15	12.8
9	0.35	1	18.6	-
10	1	-	6.25	< 8
11	0.70	< 6	< 10	< 6.9
12	4	-	-	5 - 20
15	1.25	1-6	3-14	1.0-8.2
16	-	1.18 -2.08	1.25 -4.8	~ 8
17	1.25	1.5-5	-	< 34
18	2.66	-	-	< 40

2.4 점화기 구성

이 같은 열음향 현상을 점화기 열원으로 활용

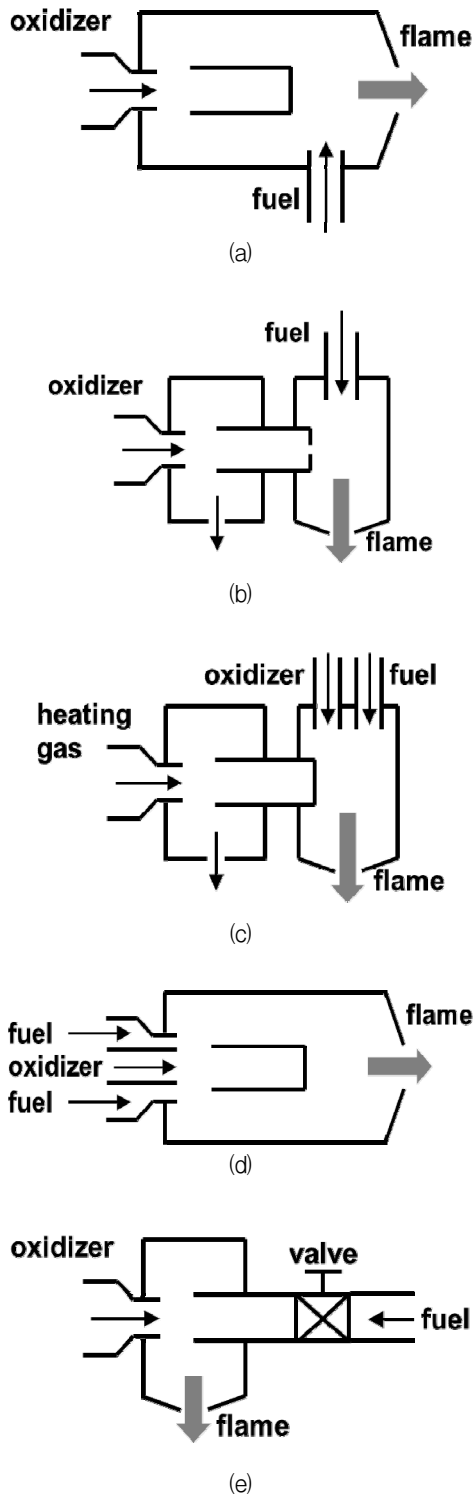


Fig. 6 Various configurations of thermoacoustic ignitors.

하기 위해서는 연소반응을 위한 추진제 또는 연료/산화제 혼합물이 필요하다. Fig. 6은 본 현상을 적용한 점화기의 구성 사례를 보여주고 있다.

크게 구분해보면 점화기는 열음향 열원을 발생시키는 기체가 산화제 또는 연료 중 하나인지, 아니면 이 둘의 혼합물인지, 또는 연료와 산화제도 아닌 제3의 기체인지에 따라 그 형태가 나눌 수 있다. 어떤 방식을 택할 것인지는 점화 시스템이 속한 엔진시스템 구성에 따라 바뀔 수 있을 것이다.

3. 맺음말

유동에너지와 열에너지간 공진변환을 활용한 우주발사체 액체로켓엔진 점화기는 스파크 발생을 위한 전기장치가 필요 없다는 것이 가장 큰 장점이다. 현재까지 연구에 의해 밝혀진 공진에 의한 열발생 현상에 영향을 미치는 인자로는 주변 압력 대비 노즐 내부 전압(p_0/p_a), 공진관 내경 대비 노즐 출구 내경(d_n/d_r), 노즐 출구 내경 대비 노즐과 공진관 간격(X/d_n), 공진관 내경 대비 공진관 길이(L/d_n), 공진 가스의 종류 (diatomic 또는 monoatomic 분자), 공진 가스의 초기 온도, 공진관의 입구 형상, 공진관 축소각, 공진관의 재질, 공진관과 노즐 사이의 축 정렬 정도 등을 들 수 있다. 공진 열발생을 활용하여 액체로켓엔진 주추진제 점화를 위한 화염을 형성하는 방법에는 여러 가지 형상안이 도출될 수 있으며, 궁극적으로 본 열음향 공진 점화기가 가져야 할 성능은 점화 지연 시간을 줄이고, 공진 열발생을 위한 노즐 압력비를 낮추면서 점화 신뢰도를 향상시키는 것이 최종목표가 된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단(미래창조과학부)의 우주핵심기술개발사업(NRF-2015M1A3A3A02013905)에 의해 지원받았습니다. 이에 감사드립니다.

References

1. Welland, W.H.M., Brauers, B.M.J. and Vermeulen, E.J., "Future Igniter Technologies," *In Space Propulsion Conference*, Bordeaux, France, pp. 7-10, May 2010.
2. Phillips, B., Pavli, A.J. and Conrad, E.W., "A Resonance Igniter for Hydrogen/Oxygen Combustors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 7, No. 5, pp. 620-622, 1970.
3. Marchese, V.P., Rakowsky, E.L. and Bement, L.J., "A Fluid Sounding Rocket Motor Ignition System," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 10, No. 11, pp. 731-734, 1973.
4. Hartmann, J., "On a New Method for the Generation of Sound Waves," *Physical Review*, Vol. 20, Issue 6, pp. 719-727, 1922.
5. Sprenger, H.S., "Uber Termische Effecte bei Resonanzrohren," *Mitteilungen aus dem Institut fur Aerodynamik*, No. 21, pp. 18-35, 1954.
6. Avduevskii, V.S., Ivanov, A.V., Karpman, I.M., Traskovskii, V.D. and Yudelovich, M.Ya., "Flow in Supersonic Viscous Under Expanded Jet," *Fluid Dynamics*, Vol. 5, No. 3, pp. 409-414, 1970.
7. Abramovich, G.N., *Applied Gas Dynamics*, Nauka, Moscow, Russia, Part 1, 1991.
8. Kessaev, K., Vidal, R. and Niwa, M., "Gas Jet Heat Release Inside a Cylindrical Cavity," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 46, No. 10, pp. 1873-1878, 2003.
9. Aref'ev, K.Y., Voronetskii, A.V. and Il'chenko, M.A., "Dynamic Characteristics of a Resonant Gas-Dynamic System for Ignition of a Fuel Mixture," *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 49, No. 6, pp. 657-661, 2013.
10. Sobieraj, G.B. and Szumowski, A.P., "Experimental Investigations of an Underexpanded Jet from a Convergent Nozzle Impinging on a Cavity," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 149, No. 3, pp. 375-396, 1991.
11. Przirembel, C.E.G. and Fletcher, L.S., "Aerothermodynamics of a Simple Resonance Tube," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 1, pp. 101-104, 1977.
12. Niwa, M., Santana Jr., A. and Kessaev, K., "Modular Ignition System based on Resonance Igniter," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 5, pp. 1131-1134, 2001.
13. Song, Y.N., Yu, N.J., Zhang, G.Z., Bin, M., Zhou, W.L. and Huang, X., "Investigation of Novel Hydrogen Oxygen Thruster for Orbital Maneuver in Space Station," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 18, No. 4, pp. 289-294, 2005.
14. Yu, N., Cai, G., Zhang, G. and Bin, M., "Experimental Research of Helium Resonance Heating Surface Igniter," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Cincinnati, OH, USA, AIAA 2007-5444, July 2007.
15. Sarohia, V., Back, L.H., Roschke, E.J. and Pathasarathy, S.P., "An Experimental Investigation of Fluid Flow and Heating in Various Resonance Tube Modes," *NASA JPL, TM 33-780*, 1976.
16. Marchan, A.R., "Small-Scale Supersonic Combustion Chamber with a Gas-Dynamic Ignition System," *Combustion Science and Technology*, Vol. 183, Issue 11, pp. 1236-1265, 2011.
17. Bouch, D.J. and Cutler, A.D., "Investigation of A Hartmann-Sprenger Tube for Passive Heating of Scramjet Injectant Gases," *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno,

-
- N.V., USA, AIAA-2003-1275, Jan. 2003.
18. Butorin, E.A., Kravtsov, Ya.I., Fiseiskii, V.A., Zaretskii, Ya.V., Mokrousov, G.P. and Chugunov, V.B., "Experimental Study of Gas-Dynamic Ignitor," *Translated from Khimicheskoe I Neftyanoie mashinostroenie*, No. 7, pp. 9-11, July 1988.