

< 논문 >

덕트내 초음속 유동에서 열폐색에 의한 모듈 간의 간섭

김장우[†] · 구경완* · 한창석*

(2005년 9월 9일 접수, 2006년 12월 7일 심사완료)

The Interaction Between Modules Caused by Thermal Choking in a Supersonic Duct

Jang-Woo Kim, Kyung-Wan, Koo and Chang-Suk, Han

Key Words: Supersonic Flow(초음속 유동), Viscous Fluid(점성유체), Thermal Choking(열폐색), Engine Unstart(엔진 불시동), Interaction(간섭)

Abstract

Airframe-integrated Scramjet engines of NASA Langley type consist of a compressor, a combustion chamber and a nozzle. When some disturbances occur in one module of the engine, its influences are propagated to other modules. In this study, it is investigated numerically how shock waves were caused by thermal choking in one module propagate upstream and how they influence adjacent modules. The calculations are carried out in 2-dimensional supersonic viscous flow model using explicit TVD scheme in generalized coordinates. The adverse pressure gradient caused by heat addition brings about separation of the wall boundary layers and formation of the oblique shock wave that proceed to upstream. This moving shock wave formed one module blocks the flow coming into the adjacent modules, which makes the modules unstarted.

———— 기호설명 ————

1. 서론

- \bar{m}_h : 가열영역 내 유입 질량유량(kg/s)
- \dot{q} : 격자점 (i, j)의 가열량(J/m²·s)
- R_{O_2} : 공기 중 산소의 질량분율
- C_H : 연소시 소비되는 수소의 질량분율
- q_{H_2} : 수소의 단위 질량당 발열량(J/kg)
- ψ : 당량비
- u : x 방향 속도 성분(m/s)
- ρ : 공기 밀도(kg/m³)

차세대 극초음속 항공기의 추진 시스템으로서 연구되고 있는 스크램제트(Scramjet ; Supersonic Combustion Ram Jet) 엔진의 다양한 형태 중 NASA Langley의 기체 일체형(airframe integrated Scramjet engine) 모델이 있다. 이 모델은 inlet, 연소실, 노즐로 구성되는 모듈(module)이라 불리우는 몇 개의 요소가 기체 하면의 후방에 장착되는 형식의 엔진이다. 이러한 형태의 엔진의 경우, 기체의 하면에서 공기가 일정정도 압축되어 엔진 내부에서의 압축이 어느정도 경감되며, 엔진 후방의 기체 하면에서 연소가스의 팽창을 돕는 구조적 장점을 가지고 있다.⁽¹⁾

그러나, 기체하면을 따라 주류(main stream)에 비해 상대적으로 고온인 두꺼운 경계층이 발달하여

[†] 책임저자, 회원, 호서대학교 디스플레이공학부
E-mail : jwkim@office.hoseo.ac.kr
TEL : (041)540-5925 FAX : (041)540-5929

* 호서대학교 국방과학기술학과

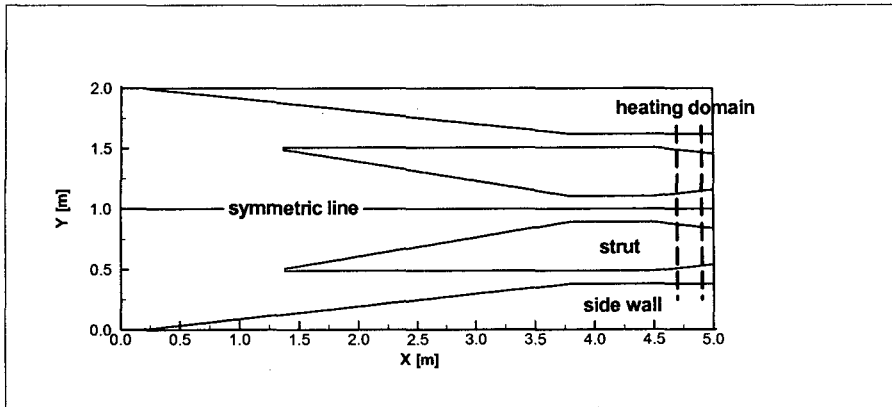


Fig. 1 Schematic diagram for computational domain

주류와 함께 엔진 내부로 유입되어 서로간의 간섭을 통해 복합폐색(compound choking) 현상이 발생할 수 있는 단점을 가지고 있으며, 또한 각 모듈이 인접하여 있으므로, 하나의 모듈 내부에서 발생한 요란(disturbance)이 인접한 모듈에 전파되어 모듈간의 비정상적인 간섭을 발생시켜 엔진 전체가 불시동(unstart)의 상태에 도달할 가능성이 있다.^(2,3)

이와 같은 배경 하에 본 연구는 엔진의 안정성과 제어성의 측면에서 매우 중요한 모듈간의 간섭에 의한 동적특성을 밝히기 위해 수치해석적 방법을 이용하여 모듈간의 비정상적 간섭의 구조를 해명하는 것을 목적으로한다. 실제 엔진은 3차원적 구조를 가지고 있으나, 본 연구에서는 인접한 모듈간의 요란의 전파에 초점을 맞추어 2차원의 스트러트(strut)를 가지는 간단한 모델을 상정하여 압축성 점성류에 대해 수치해석을 수행한다. 또한, 실제 엔진의 연소실내 가열량이 급격히 증가하는 것을 가정하여, 이것에 의해 발생하는 열폐색(thermal choking) 현상과 충격파의 전파에 의한 인접 모듈의 영향을 해명한다.

스크램제트 엔진의 동적 특성 중 열폐색에 의한 비정상적 현상에 대한 기존의 연구는 비점성류에 대한 것⁽⁴⁾과 간단한 실험 장치를 통해 열방출 패턴, 압력 손실, 열폐색의 한계치 등을 조사한 것,⁽⁵⁾ 본 저자들에 의한 것^(6,7) 등이 있으나, 점성류에 대해 열폐색에 의한 요란이 인접 모듈에 미치는 영향에 대한 연구는 전무하다.

2. 계산 방법

계산 대상의 모델은 Fig. 1과 같이 $Y = 1\text{m}$ 인

횡축을 경계로 상하에 각각 1개의 스트러트와 측벽(side wall)으로 구성되는 대칭구조이므로 실제 계산은 대칭선 이하의 부분에 대해서만 행한다. 스트러트에 의해 분기되어 형성되는 2개의 유동영역 후반부에 각각 가열영역을 설정하여 서로 다른 열량을 가하여 스트러트와 측벽(side wall) 사이의 유로(하부유로)에서 열폐색을 발생시키고, 대칭선과 스트러트 사이의 유로(상부유로)에서 유체의 유동은 시동(start)상태로 가정하여 열폐색이 발생하지 않는 열량을 가한다. 이때 가해지는 열량은 실제 엔진의 수소 연소에 대신하여 다음과 같이 구한다.

단위시간당 가열 영역으로 유입되는 질량 \dot{m}_h 에 대해 단위시간당 총 발열량 \dot{Q} 는 다음 식과 같다.

$$\dot{Q} = \dot{m}_h R_{O_2} C_H q_{H_2} \psi \quad (1)$$

여기서, 공기 중 산소의 질량분율 R_{O_2} 는 0.22, 수소의 완전 연소시 소비되는 산소에 대한 수소의 상대적 질량분율 C_H 는 0.125이며, 수소의 단위 질량당 발열량 q_{H_2} 는 $1.20915 \times 10^8 \text{ J/kg}$ 이다, 그리고 당량비 ψ 는 수소의 연소시 소비되는 산소의 질량 분율을 나타내며, 당량비 1은 가열영역으로 유입되는 공기 중의 모든 산소가 수소와 반응하는 것을 의미한다.

스크램제트 엔진에서는 측벽으로부터 분사된 수소가 하류로 확산되면서 연소하기 때문에 연소영역과 연소영역내 발열량의 분포를 명확히 재현하는 것이 어려우므로 본 연구에서는 가열영역내의 가열량의 분포를 일정한 것으로 가정하여

식 (1)에서 구한 총발열량 \dot{Q} 를 가열면적으로 나누어 등분포 시킨다. 그러므로, 격자점 (i, j) 에 가해지는 열량 \bar{q}_{ij} 는 이 격자점을 포함하는 주위의 미소체적이 A_{ij} 일 때, 이 미소체적에 가해지는 열량 \dot{Q}_{ij} 를 A_{ij} 로 나눈 값이 된다.^(6,7)

본 연구의 대상인 점성을 포함하는 압축성류에 대한 지배방정식에는 에너지 방정식의 우변에 가열항⁽⁷⁾을 부가한 Navier-Stokes 방정식⁽⁸⁾을 사용하고, 이것을 불연속면을 포함하는 유동장에 대한 고해상도 차분 해법 중의 하나인 Yee-Harten의 풍상형 TVD법^(9,10)에 의해 계산한다. 시간 정확도 (time accuracy)를 연산자 분할법(fractional step)⁽⁸⁾을 이용하여 2차 정확도로 하여 열폐색의 천이현상을 시간에 따른 충격파의 전파가 인접 모듈에 미치는 영향의 관점에서 관찰한다. 공기는 열적 완전기체 (thermally perfect gas)로 가정하여 비열을 JANAF table⁽¹¹⁾에 기초하여 온도의 함수로서 구한다.

난류모델로는 비평형 대수모델로서 레이놀즈 전단응력의 변화에 대한 상미분방정식을 통해 난류의 대류와 확산 등과 같은 변천효과(history effect)를 고려할 수 있는 Johnson-King 비평형 난류모델을 채용하였다.^(12,13)

비정상 계산의 초기조건으로 이용되는 정상해를 얻기위해, 유로의 유입 경계면에 대해서는 지표로부터 20,000m의 대기 조건인 정온도(static temperature) $T_1=221.5[K]$, 정압력(static pressure) $P_1=2607.7[Pa]$ 로 하고, 마하수 $M_1=3$ 의 균일류를 가정한다. 그리고 출구 경계에서는 유동장의 상태량과 속도 성분을 내부 격자점으로부터 0차 외삽에 의해 구하며, 상측 경계(Fig. 1의 대칭선)는 경계면에 수직인 유동장의 상태량과 속도 성분의 미분 값을 0으로 하는 대칭조건을 적용시킨다. 또, 고체 벽면(스트러트와 측벽)에는 no-slip 조건을 이용하고, 단열면으로 가정한다. 비정상 계산에 대하여서도 동일한 조건을 이용하여 결과를 구한다.

계산격자는 경계면에 수직이 되도록 생성하여 수치오차를 최소화 했으며, 사용된 총 격자의 수는 121×44 이다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 2의 (a)는 비정상 계산의 초기조건으로 이

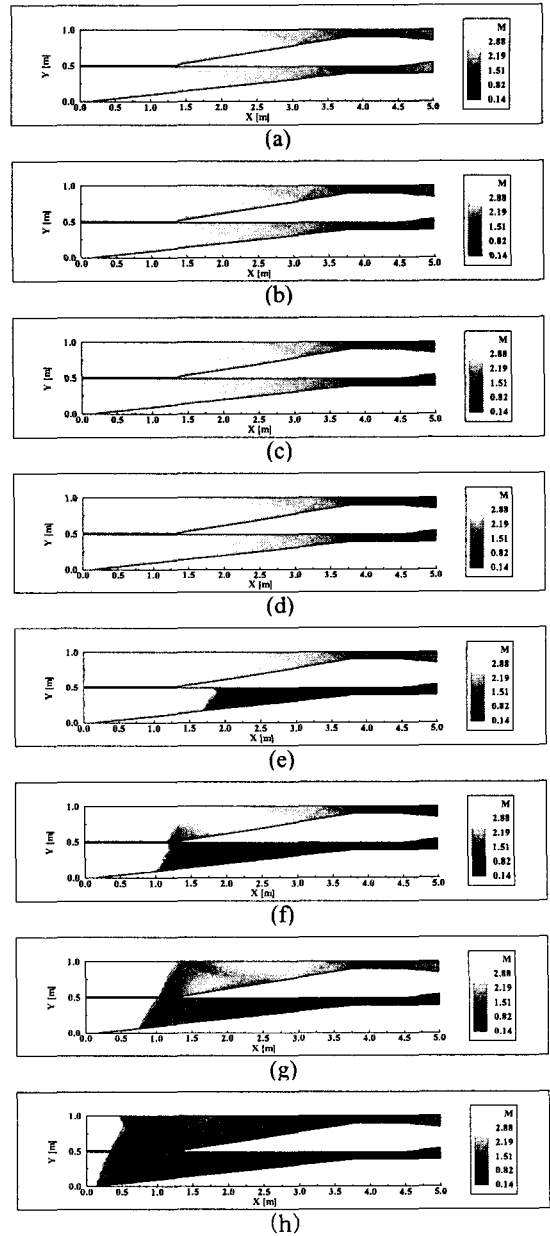


Fig. 2 Time-dependent change of Mach number contours caused by heat addition

용되는 정상해(가열량이 0 즉, $\psi = 0$)에 대한 마하수 분포를 나타낸 것으로, 유로의 변화에 의해 초음속 유로 내부에 경사 충격파가 형성되며, 노즐 단면적의 감소와 형성된 경사 충격파의 영향으로 유입류가 압축되는 과정에서 운동 에너지가 압력에너지와 열에너지로 전환되어, 상, 하부유로

의 가열영역(Fig. 1의 heating domain)에서 입구의 압력 2607.7[Pa], 온도 221.5[K], 밀도 0.041kg/m³에 비해 각 물리량이 각각 약 8.0배, 1.7배, 4.7배와 약 7.1배, 1.6배, 4.3배 증가한다.

(b)는 가열 개시후 0.16 ms가 경과하였을 때의 유동장을 나타낸다. (a)처럼 형성된 유동장의 상, 하부 가열영역에 가열량을 각각 $\psi = 0.01$ 과 $\psi = 1.0$ 으로 증가시키면 가열량이 급격히 증가되는 하부 가열영역의 끝 부분에 수직 충격파가 형성되어 시간의 경과와 더불어 빠른 속도로 가열 영역 내부의 상류측으로 이동하는 비정상성을 나타낸다. 또, 충격파 전후로 수배의 압력 차가 발생하며, 충격파 후방에서 가열 영역의 끝부분까지 아음속의 영역되고, 가열 영역의 끝 부분을 통과하며 음속 1로 된 유체는 노즐의 유로 확장의 영향으로 가속되어 마하수 약 1.3의 초음속으로 회복된다. 상부 가열영역의 경우 가열량이 적어 열폐색 현상이 발생하지 않으므로 유로 전체가 초음속의 상태로 유지되고, 가열영역의 중앙에서 압력과 온도가 각각 약 1500Pa, 25K 상승하며 마하수는 약 0.07 감소한다.

유동장 (a)의 마하수 분포를 이용해 계산한 이론 국소 한계당량비(ψ_{lim})⁽⁷⁾는 상부의 가열영역에서 0.018이며, 하부의 가열영역에서 0.017이다, 따라서 상부영역에는 유동장이 지닌 열용량의 약 56%에 해당하는 열을 가한 것이며, 하부영역에는 열폐색을 유도하기위해 유입되는 공기 중의 모든 산소가 수소와 반응하는 것을 가정하였으므로 열용량의 수십배에 해당하는 열을 가한 것이다.

(c)는 가열 개시후 약 3.0 ms가 경과하였을 때의 유동장으로서 주류에 비해 상대적으로 유동의 저항이 적은 경계층의 내부를 통해 역압력 구배가 전달되며, 스트러트 하부보다 측벽 상에서 조금 빠르게 전파됨을 알 수 있다. 이것은 스트러트 하부보다 측벽에서 경계층이 더 발달된 초기 유동장(a) 형상의 영향으로 사료된다.

약 5.0 ms 후의 결과인 (d)에서는 박리된 경계층에 의해 경사 박리 충격파(separation shock wave)가 형성됨을 알 수 있다. 이것은 역압력 구배에 의한 경계층의 박리가 유동장 전체의 구조에 영향을 미치는 것을 나타내며, 이로 인해 열폐색이 상류 쪽으로 전파되는 속도는 점차 감소된다. 경사 충격파의 선단과 측벽의 접점을 기준으로 하였을 때, 열폐색로 인해 하부유로 가열영

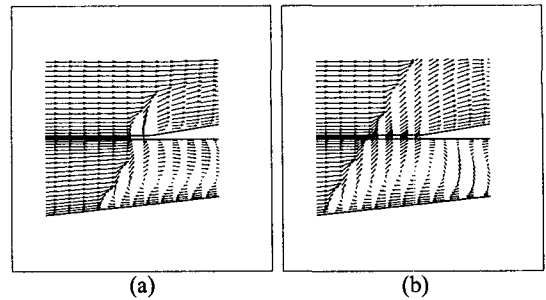


Fig. 3 Magnifications of velocity vector for (f) and (g) of Fig. 2

역의 끝 부분으로부터 x축의 3.5 m 지점까지 충격파가 이동하는데 소요되는 시간보다, 3.5 m 지점으로부터 2.7 m 지점까지 이동하여 (e)와 같은 유동장(가열 개시후 약 12.4 ms)이 형성될 때까지 소요되는 시간이 약 2.5배 길다.

(f)는 가열 개시후 약 14.9 ms가 경과하였을 때, 유동장의 형상을 나타내며, 가열영역 A에서 발생한 열폐색의 영향이 스트러트와 측벽사이의 유로를 역류하여 상류 측으로 전달되어 인접한 모듈에 까지 영향을 미치고 시작하였[Fig. 3(a)], 약 16.1 ms 경과 후인 (g)로부터 하부유로로부터 발달된 경사충격파가 유로의 전 영역에 걸쳐 형성됨을 알 수 있다[Fig. 3(b)].

(f)~(h)는 가열영역에서 발생한 압축파가 입사 경사충격파 뒤에 유입되어 이 충격파를 강화시켜 수직충격파로 발전하는 일련의 과정을 보이는 계산 결과로서 가열 개시후 유동장이 (h)와 같은 형상으로 천이하는데 소요되는 시간은 약 20.3 ms이다.

일반적으로 초음속 유동의 경우 가열영역에서 열폐색이 발생했다는 정보가 유로의 입구까지 전달되기 위해서는 충격파의 이동에 필요한 시간만큼의 시간지연이 존재하며, 이 지연시간 동안 입구로 유입된 유량을 해소하기 위해 Fig. 3의 (a)와 (b) 같이 하부영역으로부터 상부영역으로의 토출 및 큰 규모의 와(vortex)가 발생하는 비정상적 유동장이 형성된다.

Fig. 4는 하부유로(스트러트와 측벽 사이)와 상부유로(대칭선과 스트러트 사이)의 가열영역 입구로 유입되는 질량유량을 각 시간대 별로 나타낸 것으로, 열폐색이 발생하는 하부유로의 경우, 가열영역의 끝 부분에서 수직 충격파가 형성되어

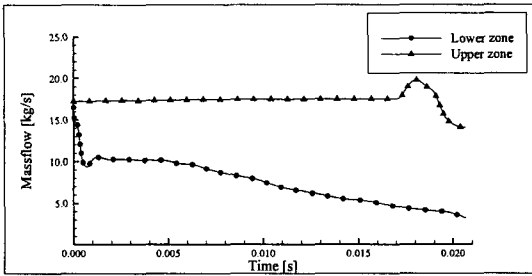


Fig. 4 Changes of massflow for lower and upper zone

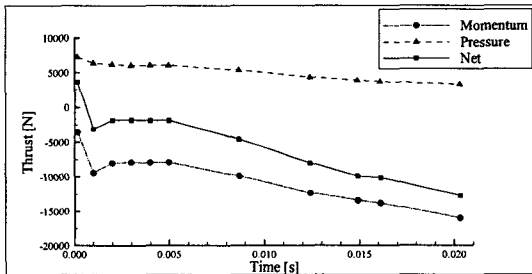


Fig. 5 Variations of thrust with lapse of time

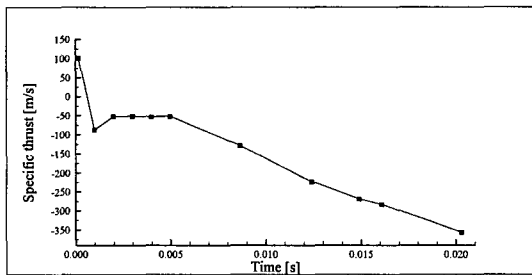


Fig. 6 Change of specific thrust

매우 짧은 시간(약 0.02 ms) 안에 가열영역 내부의 상류측으로 이동하여 가열영역의 입구에 도달한 후, 유동저항으로 작용하여 유입 질량유량을 급격히 감소시켜 Fig. 5에서 알 수 있는 바와같이 추력(thrust)의 감소를 유발한다. 이러한 질량유량의 감소 추세는 가열영역 내부에서 수직 충격파의 형태였던 역압력 구배가 가열영역의 입구를 통과하여 상류방향으로 이동하면서 경계층 내부를 통해 경계층 박리(boundary separation)를 수반하며 상류측으로 전달되는 형태로 전환되어 유로의 일부분에서 유속이 상승하여 급격히 완화된다.

경계층의 박리를 동반하는 이 역압력 구배의 영향이 가열영역의 입구를 통과하여 분리부

(isolator ; 유로의 면적이 일정한 영역)에 도달하는 동안 진동하며 소폭 상승하는데 이것은 경계층의 박리에 의한 역류영역의 발생과 소멸에 의한 질량유량의 변동에 의한 것이라 생각된다. 또 역압력 구배의 영향이 분리부를 통과하는 동안 질량유량은 거의 일정한 값을 유지한 후 분리부의 입구(상류방향)를 통과하면서 완만하게 감소한다.

열폐색이 발생하지 않는 상부유로의 경우는 일정한 질량유량을 유지하나, 열폐색에 의해 하부유로의 유동장과 간섭이 발생하기 시작하는 가열개시후 약 14.9 ms[Fig. 3(f)]를 전후로 하여 하부유로로부터 공기가 유입되어 상부유로의 가열영역에 도달(약 17.3 ms)하여 가열영역의 입구에서 계산한 질량유량이 상승한다. 이와같은 질량유량의 상승 추세는 경사충격파가 유로의 전 영역에 걸쳐 형성된 후에도 일정시간 지속되며, 이것은 가열개시로부터 약 16.1 ms 경과 후의 결과인 Fig. 4(b)에서 하부유로로부터 상부유로로 유입되는 속도벡터로부터 확인할 수 있다.

Fig. 5는 시간의 변화에 따른 추력의 변화를 도시한 것으로 Momentum과 Pressure는 각각 운동량, 압력의 변화에 기인한 추력의 성분을 나타내며, Net은 이것들의 합인 정미추력(net thrust)을 나타낸다. 또 하나의 추력성분으로 검사체적 내의 유체 운동량의 비정상적 변화에 의한 것도 존재하나 그 양이 아주 작아 무시한다.

유입 질량유량의 감소와 더불어 압력변화에 의한 추력 성분은 크게 변하지 않으나, 운동량에 의한 추력 성분이 급격히 감소하여 정미추력 또한 크게 감소하고, 이 정미추력이 (-)의 값을 가지게 되어 저항으로서 작용하므로, 결국 압력에 의한 추력 성분도 점차적으로 감소하게 된다. 이러한 과정을 통해 엔진은 추력을 얻기 위해 필요한 질량유량을 얻지 못하게 되어 불시동 상태가 된다.

Fig. 5에는 추력변화의 전체적인 경향만을 도시하였으나, 지배방정식 자체의 파동방정식적 성격에 의해 추력이 불규칙하게 진동하며 감소하고, 국소적으로 레이놀즈수도 변화하여, 비정상정의 정도에 영향을 미친다.

Fig. 6은 정미추력을 유로의 입구조건을 이용해서 (2)에 의해 계산된 값으로 나눈 단위질량당 추력, 즉 비추력을 나타낸다.

$$\int_A \rho u dA \quad (2)$$

여기서 ρ 는 공기 밀도, u 는 x 방향 속도 성분, 그리고, A 는 면적을 나타낸다.

일반적으로 동일한 가열량에 대해 가열영역 상류측 면적에 대한 하류측 면적의 비(가열영역의 확장비)를 크게 하여 압축된 유체를 충분히 팽창시키면 압력의 변화에 기인한 추력의 성분이 증가하고 열폐색도 지연시킬 수 있으나, 본 연구의 계산 모델에 대한 계산결과로부터는 하나의 모듈 내부에서 발생한 요란이 인접 모듈에 전파되고, 추력을 급격히 감소시켜 수십 ms의 짧은 시간에 엔진 전체를 불시동(unstart)의 상태에 도달시킨다는 사실을 알 수 있다. 즉, 유입유량의 변화로 인한 추력의 변화가 유로의 형상에 의존하고, 열폐색 현상에 의한 유동장의 천이 과정도 실제 연소장의 형태에 영향을 받을 것으로 예상되나, 본 연구로부터 얻은 결과는 열폐색 현상이 인접모듈에 미치는 영향과 변화의 경향을 알 수 있는 정성적인 의미가 있다.

4. 결 론

스트러트(strut)를 가지는 간단한 유로의 2차원 모델을 상정하고 압축성 점성류에 대해 열폐색(thermal choking) 현상에 의해 야기되는 충격파의 전파에 의한 인접 모듈간의 비정상적 간섭에 대해 수치해석을 수행하였으며, 본 연구로부터 도출된 결론은 아래와 같다.

(1) 충격파가 상류로 이동하여 인접한 모듈과 간섭하여 유동장 전체가 불시동 상태로 천이하는데 필요한 시간은 약 20 ms 정도의 매우 짧은 시간이다.

(2) 가열에 의한 고온, 고압으로 형성된 역압력 구배의 영향이 상류쪽으로 전파되는 속도는 분리부를 통과하여 경사충격파가 형성되면서 약 2.5 배 감소다.

(3) 인접한 모듈과 간섭은 인접 모듈로의 공기의 토출 및 큰 규모의 와(vortex)가 발생하는 비정상적 유동장의 형태로 나타난다.

(4) 열폐색에 의해 형성된 충격파가 상부로 이동하면서 1 ms 이내의 짧은 시간 안에 운동량에 의한 추력 성분이 약 5000 N 정도 급격히 감소하여 정미추력이 발생하지 않고 저항으로 작용하여 엔진의 안정성이 급격히 저하되기 시작한다.

후 기

이 논문은 2006년도 호서대학교 학술연구조성비에 의해 연구되었음.

참고문헌

- (1) White, M. E., Drummond, J. P. and Kumar, A., 1987, "Evolution and Application of CFD Techniques for Scramjet Engine Analysis," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 5, pp. 423~439.
- (2) Heiser, W. H. and Pratt, D. T., 1994, "Hypersonic Airbreathing Propulsion," *AIAA Education Series*, Washington, D. C., pp. 76~86.
- (3) Heiser, W. H., McClure, W. B. and Wood, C. W., 1994, "Simulating Heat Addition via Mass Addition in Constant Area Compressible Flows," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 1, pp. 167~171.
- (4) Onodera, T. and Kaji, S., 1994, "2-Dimensional Numerical Analysis of the Interacting Between Scramjet Engine Modules," *Journal of The Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 42, No. 480, pp. 53~59.
- (5) Yoon, Y., Donbar, J. M., Huh, H. and Driscoll, J. F., 1996, "Measured Supersonic Flame Properties: Heat-Release Patterns, Pressure losses, Thermal Choking Limits," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, No. 4, pp. 718~723.
- (6) Kim, J. W. and Chung, J. D., 2002, "A Numerical Study on Characteristics of Unsteady Flows Caused by Heat Addition in a Convergent-Divergent Duct," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 26, No. 6, pp. 765~771.
- (7) Kim, J. W. and Chung, J. D., 2005, "A Study on Transient Characteristics of Flow Caused by Heat Addition in Supersonic Nozzle," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 29, No. 1, pp. 80~86.
- (8) Anderson, D. A., Tannehill, J. C. and Pletcher, R. H., 1984, "Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer," *Hemisphere Publishing Corporation*, New York, pp. 479~489.
- (9) Roe, P. L., 1981, "Approximate Riemann Solvers, Parameter vector and Schemes," *Journal*

- of *Computational Physics*, Vol. 43, No. 1, pp. 357~372.
- (10) Yee, H. C. and Harten, A., 1987, "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinate," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, pp. 266~274.
- (11) Stull, D. R. and Prophet, H., 1964, JANAF Thermochemical Tables, U. S. *Department of Commerce*, Washington, D. C.
- (12) Johnson, D. A. and King, L. S., 1985, "A Mathematically Simple Turbulence Closure Model for Attached and Separated Turbulent Boundary Layers," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 11, pp. 1684~1692.
- (13) Noguchi, Y. and Shiratori, T., 1994, "Behavior of the Johnson-King Turbulence Model in Axisymmetric Supersonic Flows," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 7, pp. 1394~1398.