

# 극초음속 썰기 유동의 Viscous Interaction

Hypersonic Viscous Interaction of Wedge Flows

○ 김규홍<sup>1)</sup>, 노오현 (서울대학교)

Kim, K. H., Rho, O. H.

This paper describes the viscous interaction of Hypersonic Wedge Flows using Roe FDS and AUSM+. For this purpose we developed the frozen and the equilibrium code and numerically simulated the viscous interaction by changing the surface temperature and the mach number. We used curve fitting data in NASA Reference Publication 1181, 1260 to calculate equilibrium properties. We compare the equilibrium flow with the frozen flow. We conclude that the mach number and the surface temperature are significant parameters, as the surface temperature and the mach number increase the viscous interaction becomes stronger, and we must consider high-temperature effects in hypersonic flow

## 1. 서론

각국에서 활발히 연구되고 있는 극초음속여객기, 셔틀등 높은 고도에서 극초음속으로 비행하는 비행체는 큰 운동에너지로 인해 비행체 주위에 강한 충격파가 생기고, 점성경계층내의 점성소산 작용으로 매우 높은 온도로 가열된다. 이 고온기체환경에서의 기체분자는 병진운동에너지, 회전운동에너지외에 진동에너지와 화학반응에너지를 가지게된다. 이에 의해 유동장은 아음속, 초음속영역과는 상이한 현상을 보여주게 된다. 그러므로 극초음속유동해석시 열량적 완전기체의 적용은 무의미해지게 되고 고온효과를 고려한 기체상태를 선택해야 한다.

이 고온효과에 대한 고려는 비평형유동, 평형유동으로 다시 나뉘어 질수 있는데, 비행체의 비행 조건 즉, 비행고도에 따른 밀도, 압력 그리고 비행속도등에 따라 결정해야 한다. 평형유동이 되기 위해서는 압력과 밀도가 어느정도 높아 분자간의 충돌이 활발해야 한다. 분자간의 충돌횟수가 작아지면 분자의 반응속도가 유동속도를 따라가지 못해 비평형 효과가 나타나게 된다. [1]에 따르면 대략 속도 4 km/s 이상, 고도 40 km 이상인 상태에서 비행할때 비평형 효과를 고려해야 된다. 비행체에 쉽게 적용될수 있는 형상인 썰기(Wedge)형상에 대해 연구하였다. 지배방정식은 Laminar, Full Navier-Stokes Equation을 사용하였다.

## 2. 지배방정식

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{1}{Re_c} \left[ \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right]$$

$$p = (\gamma - 1)\rho e$$

$$q = \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial h}{\partial n}$$

## 3. 수치해석기법

### 3.1 공간차분

#### 3.1.1 Roe FDS

점성경계층을 해석해야 되는 많은 문제에서 널리 사용되고 있는 수치기법으로 해의 정확도가 어느 정도 인정되고 있다. 그러나 엔트로피조건을 만족시키지 못해 팽창충격파, Carbuncle Shock등 비물리적인 현상을 보여주는 단점이 있다. 이런 단점은 Entropy Fixing으로 보완될 수

1) 서울대학교 (151-742, 서울시 관악구 신림동 서울대학교 항공우주공학과, Tel:02-880-7391)

있으나 문제마다 Entropy Fixing 정도가 다르므로 여전히 문제점을 안고 있다.

이번에 사용한 Entropy Fixing은 Harten-Yee + AR 보정과 Isotropic & Anisotropic Form 을 같이 사용하였다.

○ Harten-Yee + AR보정

$$\delta^* = \delta^{**} \times \min(1/AR^n, 1), n = 1$$

○ Isotropic & Anisotropic Form

Isotropic form (body-normal  $\eta$  direction) :

$$\delta = \frac{\delta^*}{J} [ |U| + |V| + \frac{a}{2} ( |\nabla\xi| + |\nabla\eta| ) ]$$

Anisotropic form (streamwise  $\xi$  direction) :

$$\delta = \frac{\delta^*}{J} \lambda^{(\xi)} \left[ 1 + \left( \frac{\lambda^{(\eta)}}{\lambda^{(\xi)}} \right)^2 \right]$$

$$\lambda^{(k)} = | \vec{u} \cdot \nabla k | + a | \nabla k |$$

본 연구에서 계산한 썩기 문제는 여러 Entropy Fixing에 대해 비교적 안정되게 계산되었으나, 약간씩 다른 결과를 내었다.

### 3.1.2 AUSM+ (Advection Upstream Splitting Method)

AUSM의 가장 큰 특징은 비점성플럭스를 대류항과 압력항으로 분리하여 계산하는 것이다.

이 기법의 장점으로 가장 부각되는 것은 밀도가 항상 양의 값을 가지는데 있다. 이런 장점으로 극초음속 유동을 해석할때 생기는 강한 충격파로 인한 큰 수치진동, 벽면에서 발생하는 큰 Stiffness에서도 밀도는 항상 양의 값을 가지게 되어 계산이 가능하게 된다. 또한 무딘물체의 정체점 근처에서 Roe FDS가 보여주던 Carbuncle Shock과 같은 비물리적인 현상이 나타나지 않는다. 그러나 충격파 주위에서 압력과 밀도의 Overshoot를 보여주고, 벽면 근처에서 압력이 진동하는 문제점을 안고 있다. 이 수치기법은 최근 이런 단점을 보완하기 위해 계속 개량되고 있으며, 진동 억제를 위한 방법들이 여러 논문에서 소개되고 있다. [2]

### 3.2 평행유동의 물성치 계산

실제 유동중 엔탈피가 작은 유동에서는 분자가 진동 또는 화학반응을 할 만큼 충분한 에너지를 가지지 못하므로 동결 유동으로 가정할 수 있다. 본 연구에서는 동결 유동을 열량적 완전기체로 생각하였다. 동결 유동은  $\gamma$ ,  $C_p$ ,  $C_v$  가 일정한 값을 가지게 되고 내부에너지와 엔탈피는 온도만의 1차 함수 형태를 가진다. 그러나 엔탈피가 큰 유동은 분자의 진동에너지와 화학반응에너지를 무시할수 없게 되고, 이에따라 공기구성분자가 바뀌게 되어  $\gamma$ 값이 온도와 압력의 함수로 주어진다.  $C_p$ ,  $C_v$  역시 온도와 압력의 함수로 주어진다. 내부에너지와 엔탈피 역시 온도와 압력의 함수로 주어진다. 그러나 온도에 따라 단조 증가 경향은 변함이 없다.

본 연구에서는 평행 유동을 선택하였으며 각각의 물성치들은 진동에너지, 화학반응 에너지까지 고려된 NASA Reference Publication 1181, 1260에 주어져 있는 Curve Fit Data를 사용하였다.

### 3.3 시간전진, 공간정확도

시간전진은 내재적 기법을 사용하였다.

공간정확도는 MUSCL을 이용한 3차 Order가 사용되었으며, 제한자는 Van Albada, Minmod Limiter가 사용되었다.

#### 4. Viscous Interaction

Viscous Interaction은 점성경계층발달이 비점성 유동을 변화시키고 이 변화된 비점성 유동이 점성경계층 유동을 변화시키는 현상이다.

Viscous Interaction은 Pressure Interaction과 충격파-경계층 Interaction으로 구분 할 수 있는데 작은 의미에서 Viscous Interaction은 주로 Pressure Interaction을 말한다. 본 연구에서는 Pressure Interaction에 중점을 두었다.

압축성유동에서는 비압축성유동과 달리 벽면 근처의 온도가 점성경계층발달에 영향을 주게되므로  $\delta \propto M_e^2 / \sqrt{Re_x}$ 로 표현된다. 점성경계층은  $M_e^2$ 에 비례하므로 특히 극초음속유동은 초음속 유동에 비해 점성경계층두께가 매우 크다. 극초음속유동은 점성경계층두께가 매우 크므로 이에 따른 외부압력변화 역시 무시할 수 없게 된다. 즉 Viscous Interaction 강도가 커지게 된다.

Viscous Interaction에 미치는 주요 Parameter를 살펴보면,

○ Laminar or Turbulent ○ 마하수 ○ 레이놀즈 수 ○ 벽면온도 ○ 화학반응  
로 요약할수 있다.

$\bar{\chi} = M_e^3 \times \sqrt{C_w} / \sqrt{Re_x}$  인 similarity Parameter를 도입하여 해석할 수 있다.

○ 강한 상호작용 :  $\bar{\chi} > 3$  인 유동, Displace Thickness의 증가율이 큰 경우(Wedge에서는 경계층이 급격히 증가하는 앞전에 해당)

○ 약한 상호작용 :  $\bar{\chi} < 3$  인 유동, Displace Thickness의 증가율이 작은 경우

Viscous Interaction은 점성경계층이 어떻게 발달하느냐에 따라 결정되는데 이를 CFD를 통해 연구해 보았다. 본 연구에서는 Laminar 유동만 다루었으며, 화학반응은 동결유동, 평형유동을 다루었다.

#### 5. 결과 및 토의

##### 5.1 검증

○ 24° Ramp 유동

유동조건은  $M_\infty = 14.1$ ,  $T_\infty = 72.7 K$ ,  $T_{wall} = 297.22 K$ ,  $P_\infty = 10.1 N/m^2$ ,

$Re/x = 2.4 \times 10^5 / m$  이다. 동결 유동으로 해석하였다.

평판 앞전, 유동 박리 시작점, 유동 재부착점 부근에서 Viscous Interaction이 강함을 알수 있다. 앞전에서는 Non-Slip조건에 의해 점성경계층이 발달하게 된다. 이에 따라 앞전에서 표면 압력은 점성경계층의 영향으로 큰값을 가지게 된다. 유동이 후방으로 흐름에 따라 Viscous Interaction강도가 작아져 표면 압력은 일정한 값을 가진다. Corner 부근에서 압력의 증가로 역압력 구배가 형성되는데 24° Ramp면 유동박리 현상을 보는데 충분한 각도이다. 유동박리 현상에 따른 점성경계층의 급격한 증가로 벽면 압력이 높아지게 된다. 유동박리 구간에서는 다시 일정한 압력을 가진다. 유동 재부착 부근에서는 유동 재부착 현상과 유동 박리에 따른 압축 충격파와 재압축 충격파간의 상호작용 현상이 있다. 또한 앞전에서 발생한 충격파가 점성경계층 안에 입사 되는데 이에따른 충격파-경계층 상호작용 현상이 있다. 충격파가 점성 경계층에 입사됨에따라 압력이 크게 올라가게 되고 이런 압력 분포의 영향으로 점성 경계층 두께에 큰 영향을 미친다. 강한 순압력 구배에 따른 점성 경계층

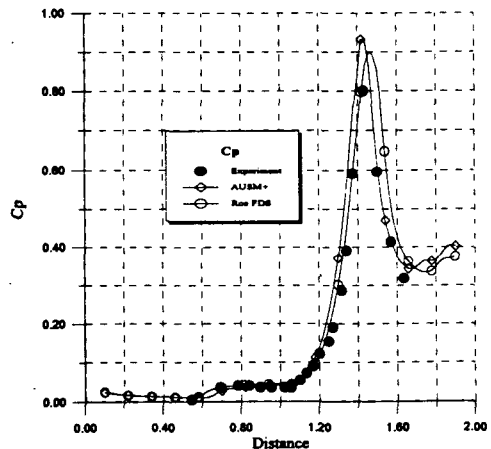


Fig. 1 Surface Pressure Distribution

두께의 감소를 볼수 있다. 표면 마찰저항은 유동 박리 구간에서 음의 값을 가지고 충격파가 입사한 지점에서 최대값을 가지게 된다. 이 지점에서 유동은 큰 순압력 구배에 의해 가속되기 때문에 그림 2 에서와 같이 Skin Friction, Stanton Number가 매우 큰 값을 가지게 된다.

유동이 후방으로 흐름에 따라 점성경계층은 다시 발달하나 그 절대치는 매우작다. 이에 유동의 압력 분포는 비점성 유동의 결과와 거의 같게 된다. Roe FDS와 AUSM+ 모두 유동박리구간을 비교적 정확히 예측하였으며 가장 정확도가 요구되는 충격파가 입사되는 위치 역시 비교적 잘 잡아냄을 알수 있다.

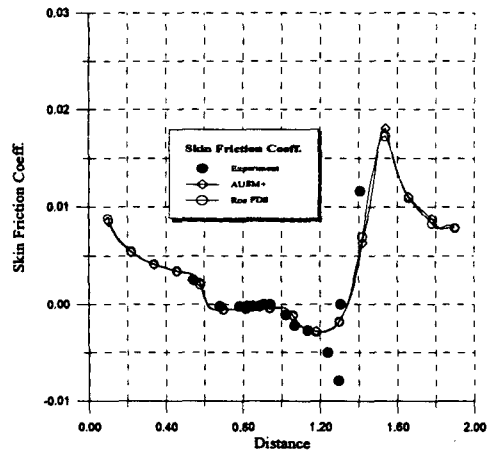


Fig. 2 Skin Friction Coefficient Distribution

### 5.2 동결유동에서의 $T_{wall}/T_{\infty}$ 에 따른 Viscous Interaction

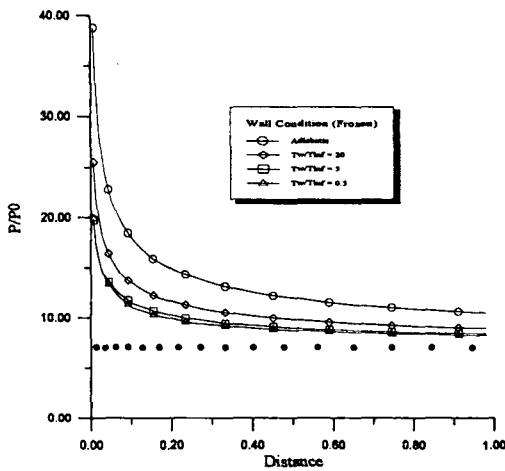


Fig. 3 Pressure Distribution at Wall (M=20)

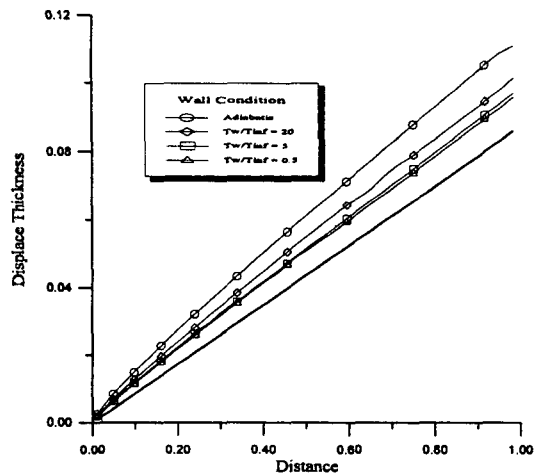


Fig. 4 Displace thickness (Wedge Angle = 5 deg.)

그림 4에서 보듯이  $T_{wall}/T_{\infty}$ 이 커짐에 따라 벽면근처에서 점성소산작용으로 생기는 에너지가 벽면을 통해 빠져나가는 양이 줄어들게되므로 그 만큼의 에너지가 점성경계층을 두껍게 하는데 쓰이게 된다. 점성경계층 두께가 커짐에 따라 그에따른 Viscous Interaction강도의 증가로 벽면 압력은 더 커지게 된다. 그림3에서 보듯이 유동이 후방으로 흐른 뒤에도 단열벽면,  $T_{wall}/T_{\infty} = 20$ 인 벽면 압력은 비점성 압력분포와 상당한 차이를 보이고 있다.

Table 1. Pressure Difference (Frozen Flow)

$T_{wall} / T_{\infty}$	0.5	5.0	20.0	Adiabatic
$\frac{(P_{N-S} - P_{Euler})}{P_{Euler}}$	0.1786	0.2143	0.2857	0.5000

### 5.3 평형유동에서의 $T_{wall}/T_{\infty}$ 에 따른 Viscous Interaction

평형유동 역시 동결유동과 마찬가지로  $T_{wall}/T_{\infty}$ 이 커짐에 따라 경계층 두께가 커지게 된다.

이는 내부에너지와 엔탈피가 온도, 압력에 따라 단조적으로 변하므로 동결유동과 같은 경향을 나타낼 것으로 생각된다.

Table 2. Pressure Difference (Equilibrium Flow)

$T_{wall} / T_{\infty}$	0.5	5.0	20.0	Adiabatic
$\frac{(P_{N-S} - P_{Euler})}{P_{Euler}}$	0.1429	0.18571	0.2714	0.3571

#### 5.4 평형유동과 동결유동 비교

평형 유동은 동결유동과 비교해 보았을 때 진동에너지, 화학반응에너지가 추가 되었다. 같은 자유류조건에 같은 물체주위의 유동이므로 병진운동에너지로부터 결정되는 온도는 평형유동이 낮게 된다. 그리고 대략 2000 K 이상이면 산소가 해리 되기 시작하는데 화학반응이 일어나는 평형유동은 밀도가 동결 유동에 비해 매우 커지게 된다. 이로 인해 충격파 파각이 동결유동에 비해 크게 줄어들게 된다. 충격파 파각이 줄어들기 때문에 충격파 강도가 작아져 평형유동의 압력은 동결유동의 압력보다 작게 된다. 이런 비점성유동 성질 외에 점성경계층 내부에서는 상대적으로 에너지 mode가 많은 평형유동이 온도가 덜 상승하게 되고 이에 따라 점성경계층 두께가 동결 유동에 비해 작게 된다. 점성경계층 두께와 관련된 Viscous Interaction의 강도가 동결유동보다 작기 때문에 압력상승이 동결유동에 미치지 못한다. 이러한 이유들로 평형유동의 압력은 동결유동에 비해 많이 작게 된다. 평형유동의 Skin Friction계수, 벽면 Heating Rate는 점성경계층이 상대적으로 작으므로 동결유동에 비해 큰 값을 가진다.

#### 5.5 Wedge 각도에 따른 Viscous Interaction

Wedge각도가 커짐에 따라 점성경계층 두께가 작아진다. 이는 충격파 파각 각도가 커짐에 따라 점성경계층 밖의 마하수가 작아짐에 따른 결과이다. 이에 따라 Viscous Interaction 강도는 줄어들게 된다. 경향은 이러하나 실제로 Wedge 각도가 15°, 30° 일때는 점성경계층 두께는 평판의 경계층두께와 비교해보면 매우 작기 때문에 Viscous Interaction이 거의 이루어지지 않게되어 비점성 압력분포와 거의 같다.

#### 5.6 Wedge형 Airfoil

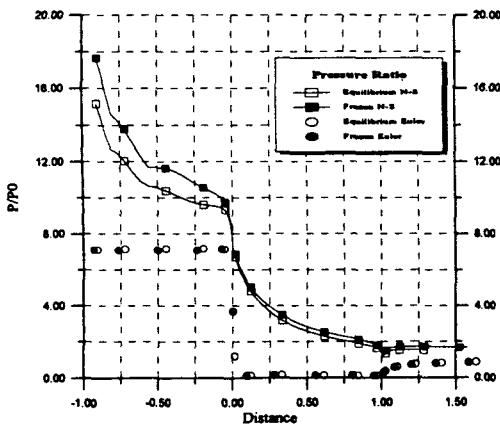


Fig. 5 Pressure Distribution at Wall (M=20)

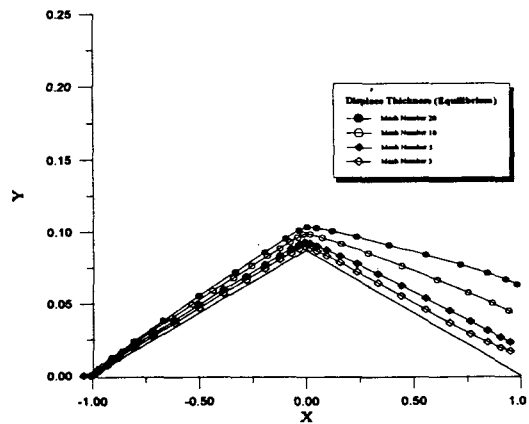


Fig. 6 Displace Thickness

마하수 10 이상에서 비점성 압력분포와 많은 차이를 보여주고 있고, 마하수 20에서는 동결유동

과 평형유동의 차이도 보여 주고 있다. 압력이 팽창하는 부분에서는 점성경계층이 매우 커져 비점성해와는 상이한 벽면 압력 분포를 보여주고 있다. 비점성 결과에서는 압력이 팽창하는 곳에서는 자유류 압력보다 낮은 압력을 가지고 Airfoil끝에서 다시 자유류 압력으로 복원되는 모습을 보여 주고 있으나 마하수 20인 동결유동, 평형유동에서는 점성경계층이 매우 크기 때문에 압력 팽창부근에서 자유류 압력보다 큰 압력을 가지고 있다. 이는 마하수 10 이하에서 비점성 압력 분포와 비슷한 압력분포를 보여준 것과 비교하면 주의 할 만한 결과이다. 즉 초음속 유동에서는 유동 박리 현상이 없는 유동장이면 비점성 압력분포와 비슷한 결과를 보여주나 극초음속 유동은 유동 박리외에도 높은 온도로 인한 큰 점성경계층 두께에 의해서도 비점성 압력분포와 큰 차이를 보여 주게 된다. 마하수 20인 유동에서 평형유동과 동결유동을 비교해보면 앞의 연구 결과에서 보았듯이 평형유동의 압력분포가 동결유동 압력분포에 비해 약간씩 작은 값을 가진다.

## 6. 결론

Viscous Interaction은 점성 경계층발달로 해석 할수 있으며 마하수가 점성경계층에 가장 영향을 많이 미치는 Parameter로 생각되며 벽면온도 또한 상당한 영향을 미친다. 레이놀즈 수는 상대적으로 약한 Parameter라 생각되는데 이는 마하수와 벽면온도는 온도에 민감한 Parameter인 반면 레이놀즈 수는 운동량에 밀접하게 관련된 Parameter이기 때문이라 생각된다. 평형유동과 동결유동을 비교해 보면 평형유동이 점성경계층 두께가 작다. 간략히 정리해 보면 Viscous Interaction 강도는 마하수가 클수록, 레이놀즈수가 작을수록, 벽면온도가 클수록 커진다. 그리고 동결유동이 평형유동보다 Viscous Interaction강도가 더 크다.

극초음속 유동장을 해석할 때 유동의 Viscous Interaction을 고려하여 지배방정식을 선택해야 한다. 세장형 물체를 다룰 경우 Viscous Interaction 강도가 크기 때문에 비록 압력분포라도 비점성 결과를 사용하기에는 무리가 있다. 반면 무딘물체의 정체점부근 또는 Wedge 각도가 큰 물체 같이 충격파 파각이 큰 물체는 비점성 압력분포와 거의 같음을 알수 있다.

이번 연구는 Laminar 유동만 다루었으나 Turbulent유동 역시 점성경계층두께 경향은 Laminar 유동과 비슷하기 때문에 마하수, 레이놀즈수, 벽면온도에 따라 비슷한 결과를 보여 줄 것으로 생각된다. 전체적으로 Turbulent유동의 점성경계층 두께가 Laminar유동의 점성경계층 두께보다 크므로 Viscous Interaction이 좀 더 활발할 것이라 생각된다. 추후에 연구해 볼 과제가 될 것이다.

## 7. 참고문헌

- [1] Rakich, J. V., Stewart, D. A., and Lanfranco, M. J., AIAA Paper 82-0944, St. Louis, MO, June (1982)
- [2] Liou, M. S., "Progress Towards an Improved CFD Method : AUSM+", AIAA-95-1701-cp
- [3] Anderson, J. D., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill, (1989)
- [4] Greene, F. A., and Gupta, R. N., "Viscous Equilibrium Computations Using Program LAURA", Spacecraft and Rockets J., 29-5 (1992), p.627.
- [5] Bertin, J. J., "Hypersonic Aerothermodynamics", AIAA education series (1994)
- [6] 노오현, "점성유체역학기초", 박영사, (1992)
- [7] 노오현, "최신 압축성 유체역학", 회중당, (1982)
- [8] White, F. M., "Visous Fluid Flow", McGraw-Hill, (1991)
- [9] Gaitonde, D., and Shang, J. S., "Accuracy of Flux-Split Algorithms in High-Speed Viscous Flows", AIAA J., 31-7 (1993), p.1215.
- [10] Schroder, W., and Hartman, G., "Implicit Solutions of Three-Dimensional Viscous Hypersonic Flows", Computers Fluids, 21-1 (1992), p.109.
- [11] Power, G. D., and Barber, T. J., "Analysis of Complex Hypersonic Flows with Strong Viscous/Inviscid Interaction", AIAA J., 26-7 (1988), p.832.
- [12] Vincenti, W. G., and Kruger, C. H., "Introduction to Physical Gas Dynamics", Wiley