

극초음속에 놓인 다이아몬드형 날개의 수치적 유동 해석

Numerical Analysis of Hypersonic Flow around a Diamond Type Wing

김성수¹⁾, 김종암¹⁾, 노오현¹⁾

Sung-soo Kim , Chongam Kim, Oh-hyun Rho

This paper describes aerodynamic heating on a hypersonic vehicle. For this purpose, the 2-D, and 3-D equilibrium code are developed. In order to obtain an accurate solution, AUSMPW+ is used for spatial discretization. Curve fitting data in NASA Reference Publication 1181, 1260 are used to calculate equilibrium properties. To observe aerodynamic heating phenomena, Reynolds number parametric study for diamond airfoil is done, 3-D full Navier-Stokes equation is computed and wall temperature distribution data are obtained. Analyzing these results, we conclude that Reynolds number and secondary flow are important factors in aerodynamic heating.

1. 서론

각국에서 활발히 연구되고있는 극초음속 여객기나 셔틀 등 지구를 재돌입하는 비행물체가 고고도를 극초음속으로 비행하는 경우, 비행체가 가지는 큰 운동에너지와 높은 포텐셜 에너지로 인해, 비행체 부근의 공기는 형성된 충격파를 지나거나 점성경계층 내의 점성소산 등의 현상으로 매우 높은 온도로 가열된다. 극초음속 비행에서 나타나는 이러한 고온기체 환경에서는 기체분자 진동에너지의 여기, 기체분자의 해리와 결합 등과 같은 화학반응이 일어난다. 그러므로 극초음속 유동에서는 공기를 아음속/초음속 유동 해석에서와 달리 더 이상 열량적 완전기체로 가정할 수 없으며 이와 같은 고온 효과를 고려하여야 한다.[1] 극초음속 유동을 해석하기 위해서 수치기법은 강한 충격파 포착능력과 되도록 적은 수치점성을 가져야 한다. 충격파 포착 능력이 떨어질 경우, 충격파 강도가 낮게 예측이 되거나 충격파 주위에서 해의 진동이 생기게 된다. 그리고 공간 차분에서의 과도한 수치 점성은 벽면에서의 열 전달량을 낮게 예측하게 되어 결과 예측이나 비행체 설계에 유용한 데이터를 제공할 수 없다. 이에 극초음속 유동의 해석에 적합한 공간 이산화로 AUSMPW+를 사용하였다. 다이아몬드 단면을 갖는 익형에 대하여 Reynolds 수 parametric study를 하여 viscous interaction 현상과 이에 따른 벽면 온도 분포를 알아보았고, 다이아몬드 형상의 익형을 갖는 delta wing에 대하여 유동을 계산하여 이 때의 유동 현상에 대하여 고찰, 해석하고 벽면의 온도 분포를 airfoil과 비교하여보았다. 지배방정식은 Equilibrium, Laminar, Full Navier-Stokes Equation을 사용하였다.

2. 지배방정식

3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식은 일반화된 곡선좌표계(generalized curvilinear coordinate)에서 보존형으로 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re_a} \left[\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right]$$

압력 p는 평형유동에서는 위의 이상기체 상태 방정식에 엔탈피와 내부에너지의 비를 이용한 새로운 $\tilde{\gamma}$ (equivalent specific heat ratio)를 사용하여, 수정된 상태방정식을 이용한다.

$$p = \rho \left[e_t - \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right] (\tilde{\gamma} - 1) = \rho e (\tilde{\gamma} - 1)$$

1) 서울대학교 항공우주공학과(151-742 서울특별시 관악구 신림동 산 56-1 Tel : 02-880-7381)

$$\tilde{\gamma} = \frac{h}{e}$$

3. 수치해석기법

3.1 공간 이산화

강건하면서 점성소산항이 적은 수치기법을 개발하기 위한 노력으로 AUSM 기법이 제시되었고 계속하여 수정된 형태의 AUSM 계열의 flux splitting 기법이 제시되었다.[2][3][4] 이 기법은 기존의 flux splitting 기법에 비해 불연속면과 경계층에서 정확한 해를 보장하여 극초음속 유동장을 해석하는데 있어 적합하다. 그러나 이러한 AUSM 기법들도 각각 단점이 있어서 AUSMD/V의 경우 여전히 수치점성이 과도한 경향이 있고 AUSM+의 경우 충격파에서의 overshoot와 undershoot, 벽면에서의 압력의 진동이 보인다. 이에 AUSM 기법을 토대로 이 기법의 장점을 살리고 단점을 극복한 새로운 flux splitting 기법인 AUSMPW, AUSMPW+ 기법 등이 제시되었다.[5][6] 이 기법은 기본적으로 advection 성질이 가지는 불연속면에서의 진동현상을 압력가중합수를 통해 적절히 제어하는 수치기법이다. 본 연구에서는 AUSMPW+를 이용하여 공간 이산화를 행하였다. AUSMPW+ 기법의 차분과정은 참고문헌 [6]을 참조하기 바란다.

3.2. 평형유동의 물성치 계산

실제 유동중 엔탈피가 적은 유동에서는 분자가 진동 또는 화학반응을 할 만큼 충분한 에너지를 가지지 못하므로 동결유동으로 가정할 수 있다. 그러나 엔탈피가 큰 유동은 분자의 진동에너지와 화학반응에너지를 무시할 수 없게 되고, 이에 따라 공기구성분자가 바뀌게 되어 γ , 정적비열과 정압비열이 온도와 압력의 함수로 주어진다. 본 연구에서는 각각의 물성치들을 진동에너지, 화학반응에너지까지 고려된 NASA Reference Publication 1181,1260에 주어져 있는 Curve Fit Data를 이용하였다.[7]

3.3 시간차분화, 공간정확도

본 연구에서는 시간에 대하여 Euler 후방차분한 내재적 기법을 사용하였다. 내재적 기법에서 나타나는 방정식 좌변의 block tridiagonal matrix는 AF-ADI기법을 사용하였다. 공간 정확도는 MUSCL을 이용한 3차 Order가 사용되었으며, Minmod 제한자를 사용하였다.

3.4. 경계조건

극초음속 유동이므로 유입류 조건은 자유류 값으로 고정시켰으며, 유출류 조건은 내부의 계산영역에서 외삽하여 구하였다. 벽면에서는 점성유동이므로 점착조건과 수직방향으로의 영압력구배조건이 사용되었다.

온도 조건은 radiative equilibrium 조건을 사용하였고, 이 조건은 벽면에서 복사에 의하여 나가는 heat flux와 유동에서 온도구배에 의하여 벽면으로 들어오는 heat flux양이 평형을 이룬다는 조건이다.[8] Radiative equilibrium 조건은 time-lagged 방법을 이용하여 적용되었다. 이 방법을 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$T_{wall}^{n+1} = \eta \left[\frac{q^n}{\epsilon \sigma} \right]^{1/4} + (1 - \eta) T_{wall}^n$$

ε : surface emissivity

σ : Stefan-Boltzmann 상수

η : relaxation factor

여기서 n 과 $n+1$ 은 global iteration level이다. Surface emissivity는 1.0의 값을 택하였다. 서틀 등의 표면은 보통 emissivity 0.9의 값을 가지고 여기서 약 10%의 변화를 갖고 있다. 따라서 문제에서 emissivity 1.0의 값을 택한 것도 타당할 것이라고 보인다. Relaxation factor η 는 수치해의 수렴을 위한 도구로 수치해의 진동을 막기 위해 준 값이다. 본 계산에서는 0.001에서 0.01의 값을 택하여 사용하였다.

4. 계산 결과 및 토의

극초음속 유동이 익형을 지날 때 다음과 같은 현상이 있다.

1. 앞전 부분에서 변위두께의 증가율이 크다. 따라서 비점성 유동이 지나가는 물체는 급격히 두께가 증가하는 형상을 갖는다. 이로 인해 leading edge 부분에서 충격파가 생성된다. 즉, 비점성 유동은 급격한 경계층 두께 증가에 강한 영향을 받는다.
2. 충격파로 인해 상승된 압력은 다시 경계층의 성장을 억제하는 효과를 가져온다.

위와 같은 현상을 viscous interaction이라 하고 그 정도를 나타내는 parameter로 $\bar{\chi}$ 가 있다. 이의 정의는 다음과 같다.[9]

$$\bar{\chi} = M_\infty^3 \sqrt{C_\infty} / \sqrt{Re_\infty}$$

$$C_\infty = \frac{\rho_w \mu_w}{\rho_\infty \mu_\infty}$$

보통 $\bar{\chi}$ 가 3보다 크면 strong interaction이라 하고 3보다 작으면 weak interaction이라 한다.

Reynolds 수가 감소할수록 viscous interaction의 정도는 커짐을 알 수 있다.

Reynolds 수 parametric study

Viscous interaction에 의한 벽면 온도의 변화를 보기 위하여 leading edge의 반각이 5°인 다이아몬드 형의 airfoil에 대하여 Reynolds 수 parametric study를 하였다.

· 유동 조건

$$M_\infty = 10, AOA = 0, P_\infty = 889.06 \text{ pa}, T_\infty = 228.49 \text{ K}$$

$$Re = 3.70 d4 \sim 2.76 d5 \text{ (11 cases)} \quad \varepsilon = 1.0$$

그림. 1에 계산 격자를 나타내었다. 반음각이 0도이므로 대칭조건을 이용하여 반만 계산하였다. Reynolds 수 parametric study를 한 결과는 모두 규칙적인 양상을 보이고 있으므로 11가지 case 중앙 끝의 Reynolds값에 해당하는 결과만을 도시하였다. 그림. 2를 보면 Reynolds 수가 감소할 때 변위 두께의 증가로 익형 두께가 증가한 것 같은 현상을 나타내고 있다. 그림. 3은 벽면 압력을 보이고 있다. 변위두께의 증가로 충격파의 세기가 강해지고 이로 인해 벽면 압력이 높아지는 것을 확인할 수 있다. 자유류의 운동에너지는 압력이나 내부에너지로 변환될 수 있다. 따라서 압력 상승이 많을수록 내부에너지의 증가량은 감소하게 된다. 그림. 4에서 볼 수 있듯이 벽면 온도는 압력이 높을수록, 즉, Reynolds 수가 작아서 viscous interaction이 클수록 작아지고 있다. 벽면 온도는 자유류 온도의 대략 2배에서 4배 사이이고 약 500K에서 900K의 값을 갖는다.

다이아몬드 airfoil을 갖는 날개 주위의 유동장

· 유동 조건

$$M_\infty = 10. \quad AOA = 0. \quad P_\infty = 889.06 \text{ } \mu\text{a}, \quad T_\infty = 228.49 \text{ } K$$

$$Re = 2.76 d5 \quad \epsilon = 1.0$$

그림. 5는 계산 격자이다. 날개의 형상은 60° 의 sweep back을 갖는 delta wing이다. 그림. 6은 표면 유선으로 유동의 기본적인 현상을 볼 수 있다. 처음에 유동이 날개와 만나면 앞의 익형의 결과에서 보듯 압력은 급격히 상승한다. 이 영향으로 인해 유동은 tip쪽으로 약간 꺾이게 된다. 그러나 압력은 다시 감소하게 되고 이러한 경향은 root쪽에서 먼저 일어나므로 유동은 다시 root쪽으로 꺾인다. 이러한 경향은 정점을 지난 후 유동이 팽창되면서 급격해지는데 날개가 delta 형상을 갖고 있어서 root쪽에서 먼저 팽창되기 때문에 생기는 현상이다. 이렇게 root쪽으로 모인 유동은 압축이 되어 다시 유동이 tip쪽으로 꺾이는 것이 보인다. 이러한 현상은 그림. 7의 등압선도에 반영되어있다. 그림. 8은 날개의 span방향으로 단면을 잘랐을 때 각 지점에서의 변위 두께를 나타낸 것이다. Tip으로 갈수록 앞전에서 변위 두께의 증가율이 커지는 것을 볼 수 있다. 이는 delta wing의 형상을 갖고 있으므로 앞전에서 tip쪽으로 유동이 빠져나가면서 생기는 현상으로 볼 수 있다. 그림. 9는 각 단면에서 벽면 압력을 나타낸 것이다. Reynolds 수 parametric study를 한 결과의 경향과 같이 tip쪽에서의 압력이 root쪽보다 큰 것이 보인다. 그림. 10은 벽면 온도 그래프이다. Reynolds 수 parametric study의 경향과 반대로 tip쪽에서의 온도가 root쪽에서의 온도보다 큰 것이 보이고 있다. 이는 tip쪽에서 root쪽으로 흐르는 2차 유동(secondary flow)의 영향으로 보인다. Root보다 높은 tip쪽의 압력은 tip에서 root쪽으로의 유동을 형성시키고 압력구배에 의하여 가속된 유동은 벽면 온도를 상승시키는 결과를 가져오고 있다.

5. 결론

일련의 수치해석을 통하여 극초음속 유동에서 Reynolds 수와 2차 유동(secondary flow)이 벽면 온도 분포에 미치는 영향을 알아보았다. 2차원 형상에 대하여 Reynolds 수 parametric study를 한 결과를 보면 Reynolds 수가 증가하면서 벽면에서의 온도는 높아지고 벽면 압력과 변위두께는 감소하고 있는 것을 볼 수 있다. 이것은 Reynolds 수가 증가하면서 viscous interaction의 정도가 낮아져서 벽면에서의 변위 두께가 작아지고 충격파의 세기가 약화되어 이로 인해 벽면의 온도가 증가하게 되는 것이다.

3차원의 결과에서는 2차원 유동에서 parametric study한 결과와는 달리 날개 tip으로 가면서 벽면에서의 압력과 온도가 모두 증가하는 것을 볼 수 있었다, 날개 tip으로 갈수록 각 단면에서의 Reynolds 수가 감소하고 이로 인해 viscous interaction이 강해져서 벽면 온도가 감소할 것으로 보이지만 날개 tip에서 root쪽으로의 2차 유동(secondary flow)이 생겨서 그 영향으로 온도가 상승한다.

6. 참고문헌

- [1] Bussing, T. R. A. and Eberhardt, S., "Chemistry Associated with Hypersonic Vehicle," *J. Thermophysics* Vol.3. No.3., July 1989, pp.245-253
- [2] Liou, M. S. and Steffen Jr., C. J., "A New Flux Splitting Scheme," *J. of Computational Physics* 107,1993,pp.23-39.
- [3] Liou, M. S., "Progress Toward an Improved CFD Method: AUSM+," AIAA Paper 95-1701-CP
- [4] Liou, M. S., and Wada, "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities", AIAA Paper 95-1701-CP

[5] Kim, K. H. and Rho, O. H., "An Improvement of AUSM Schemes by Introducing the Pressure-based Weight Functions," The fifth Annual Conference of the Computational Fluid Dynamics Society of Canada (CFD 97), 1997, pp.(14-33)-(14-38),

[6] Kyu Hong Kim, ChongAm Kim and Oh Hyun Rho, "Accurate Computation of Hypersonic Flows Using AUSMPW+ Scheme and Shock-Aligned Grid Technique."AIAA Paper No. 98-2442,1998

[7] Gupta, R. N., Lee, K. P., Thompson, R. A., and Yos, J. M., "Calculations and Curve Fits of Thermodynamic and Transport Properties for Equilibrium Air to 30000 K," NASA RP-1260, 1991

[8] Peter A. Gnoffo and K. James Weilmuenster, "Multiblock Analysis for Shuttle Orbiter Re-entry Heating from Mach 24 to Mach 12", Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 31, No. 3, May-June 1994

[9] Anderson, J. D., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill, 1989

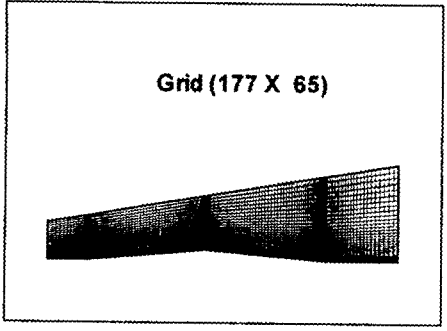


Fig. 1 계산격자

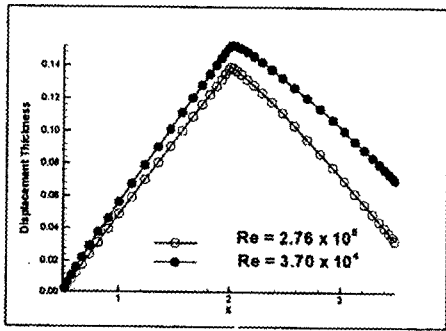


Fig. 2 변위두께

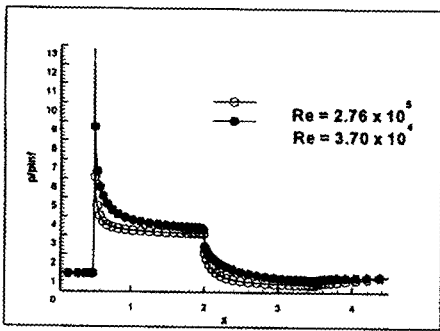


Fig. 3 벽면압력

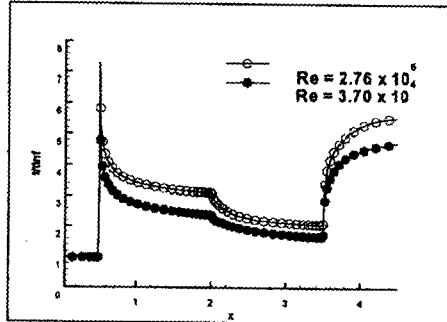


Fig. 4 벽면온도

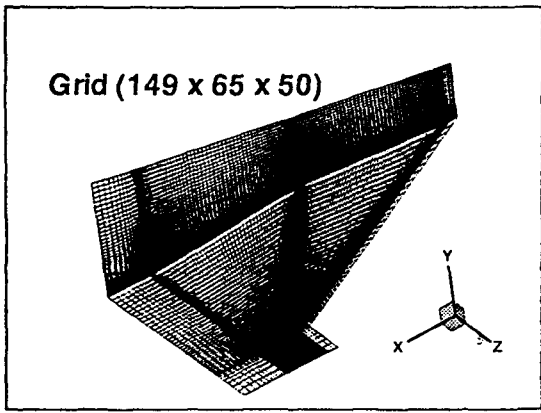


Fig. 5 계산격자

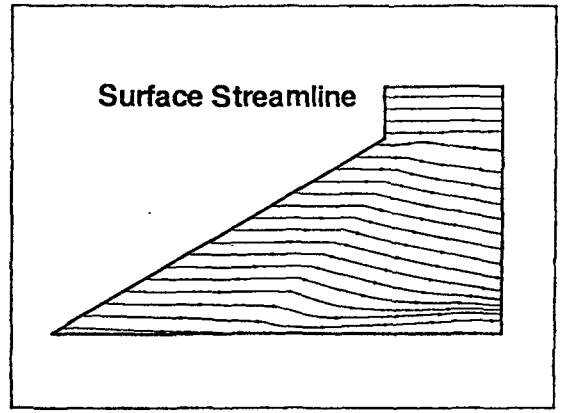


Fig. 6 Surface Streamline

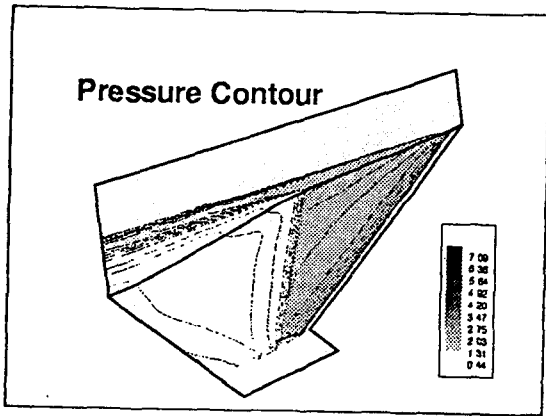


Fig. 7 압력 Contour

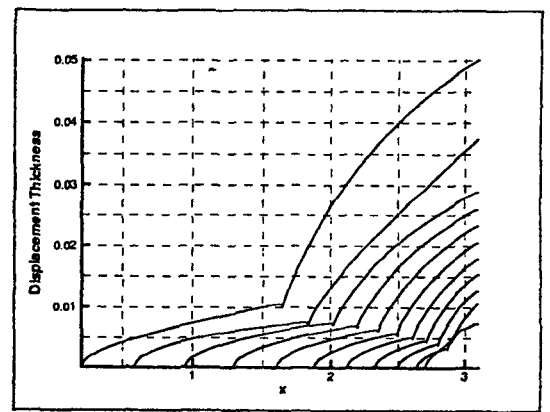


Fig. 8 변위두께

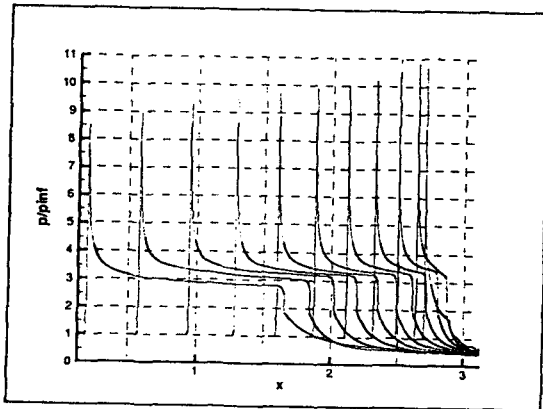


Fig. 9 벽면압력

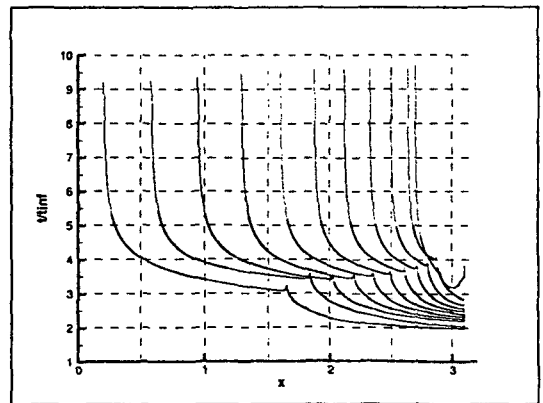


Fig.10 벽면온도