

EFP 설계의 전산 해석

Computational Analysis of EFP Design

최 서 원* 강 호 철** 홍 종 태*** 이 상 길****

Choi, Seo-Won, Kang, Ho-Chul, Hong, Jong-Tae, Lee, Sang-Kil

ABSTRACT

Supersonic flows over an EFP(explosively formed projectile) have been calculated by a high-order conservation law scheme and two-layer $k-\epsilon$ model on hybrid viscous unstructured mesh. To verify the accuracy and robustness of the developed code, two basic flows about airfoils are computed and results are compared with existing experimental data and computational results. The comparisons confirm the validity of the code and justify our use for such a highly supersonic and viscous flow over a blunt body. Complex flow features of supersonic flows over an EFP are clearly captured and show agreements with the flow visualization. From the interaction of oblique shocks near the surface of flare, flow structures, that were not identified by previous experimental results, are discovered as a result of present computation.

1. 서 론

최근 지능형 탄의 개발이 가속화됨에 따라 자탄에 사용되는 EFP(Explosively Formed Projectile)에 대한 연구가 활발해지고 있다. 특히 지난 10년간 폭발에 의해 EFP가 성형되는 과정에 대해서 집중적인 연구와 개발이 진행되어, 현재 일부 국가에서는 설계에 의해 정해진 형상대로 EFP가 성형되는 것이 부분적으로 가능하게 되었다.⁽¹⁾ 그러므로 추후 EFP를 사용한 무기체계는 더욱 다양해질 것으로 전망되며, 성능 또한 지금보다 훨씬 더 진보하게 될 것으로 예측된다.

EFP의 장점은 같은 화학에너지로 가장 큰 운동에

너지를 얻을 수 있다는 것이다. 또한 기존의 무기체계와 같이 발사를 위한 복잡한 장치가 필요 없고 단지 Liner와 지지대만 있으면 발사가 가능하므로 EFP의 시스템 구성은 매우 단순하다. 따라서 현재 관통자탄으로 사용되는 지능형 자탄은 모두 EFP를 사용하고 있으며, 네덜란드(TMO)에서는 불발탄의 제거를 위한 시스템으로도 개발하고 있다. EFP의 단점은 공력 특성이 좋지 않아서, 일반적으로 큰 항력계수와 짧은 static margin을 가지는 것이다. 그러므로 EFP는 발사 후 급격히 감속하여 유효사거리가 짧고 (현재 약 1,000 caliber로 제한됨), 정확도가 떨어지는 약점이 있다. 비행안정성을 확보하기 위해서는 EFP의 머리부분을 무겁게 하여 무게 중심을 앞으로 이동하거나, Flare를 확대시켜 압력 중심을 뒤로 이동시키는 두 가지 방법을 사용할 수 있다. 한편 진보된 성형 기술을 사용하여 뒷부분에 fin 형상을 만드는 방법도 최근에는 시도되

* 홍익대학교 기계공학과

** 홍익대학교 대학원

*** 국방과학연구소

**** 육군사관학교 무기공학과

고 있다.⁽²⁾ 모든 경우에 있어서 충분한 static margin을 확보해야만 하는데 그 이유는 폭발에 의해 성형되는 EFP가 정확한 형상의 대칭을 얻을 수 없기 때문이다. 유효사거리를 현재의 1,000caliber 이상으로 연장할 경우 세밀한 형상의 차이도 모두 설계에 고려되어야 한다. 최적 형상을 도출하기 위해서는 실험 또는 전산해석에 의존해야 하는데, 2000m/s 또는 마하 7 정도의 고속으로 비행하는 EFP에 대한 실험은 초음속 풍동 설비와 고가의 실험비용이 요구된다. 그러나 최근 컴퓨터 하드웨어 및 소프트웨어의 급격한 발전으로 인해 비용 및 해석 결과의 질에 있어서 전산해석은 실험을 능가하는 바람직한 접근 방법으로 간주된다.

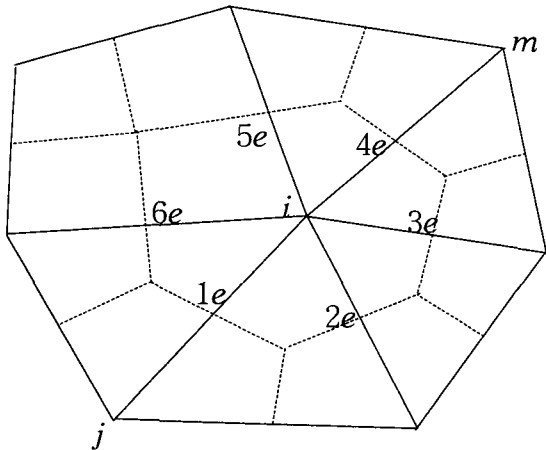
본 연구에서는 75mm EFP charge로부터 발사된 전형적인 탄자의 형상을 Fig. 1과 같이 parametrize 하여 이 탄자 주위의 초음속 정상 유동장을 레이놀즈 평균 압축성 나비어스톡스 전산해를 사용하여 해석하였다. EFP 유동의 전산 해석은 초음속 외부유동장이 가지는 특성 즉 충격파와 난류 경계층 그리고 난류 후류 등을 모두 고려해서 실시되어야 한다. 그러므로 기본 알고리즘은 고차 정확도를 가지고 보존 법칙을 따르는 유한체적법을 사용하였으며, 계산영역은 효율적인 비정렬 격자를 사용하여 분할되었다. 기본 알고리즘은 본 연구실의 in-house code를 따르고 있으며, 자세한 설명을 위해서는 Choi et al.⁽³⁾을 참고할 수 있다. 비정렬 격자의 장점은 고체에서 멀리 떨어진 비점성 영역에서의 격자수를 늘리지 않으면서 유동의 변화가 많은 고체 경계 주위에 격자를 밀집시킬 수 있어서 효율적인 계산을 수행할 수 있고, 복잡한 형상의 격자계도 쉽게 생성할 수 있다는 것이다.⁽⁴⁾ 그러나 고속 점성유동의 계산에서 발생하는 얇은 경계층 현상을 구현하기 위해서 anisotropic mesh를 사용할 경우 cell의 distortion이 커져서 정확도가 떨어지게 된다. 이러한 단점을 보완하기 위해서 고체경계 부근에서는 정렬된 사각형 격자를 사용하고 고체에서 멀리 떨어진 영역에서는 비

정렬 격자를 사용하는 복합 점성 격자가 채택되었다.⁽⁵⁾ 벽면 근처의 사각형 격자는 multi-surface 기법 등을⁽⁶⁾ 사용하여 nearly-orthogonal grids로 만들었으며, 정확한 난류계산을 위해 사용된 two-layer $k-\epsilon$ model⁽⁷⁾의 계산을 효율적으로 수행하기 위해 벽면으로부터 첫 격자점의 평균 수직 거리가 탄 길이의 10^{-6} 정도 되도록 격자를 밀집시켰다. 난류의 계산에서 높은 마하수 유동에서 발생하는 압축성 효과를 고려하기 위해 Sarkar⁽⁸⁾의 생성항 수정을 채택하였다.

격자의 의존도를 파악하기 위해 다양한 크기의 격자들을 사용하였으며, 격자의 벽면 밀집도 또한 변화시켜서, 본 계산의 결과가 grid-independent solution임을 확인하였다. 코드의 신뢰도를 확보하기 위해 몇 가지 기본 압축성 유동들에 대한 계산을 수행한 후 검증된 기존 결과들과 비교하여 본 계산에 사용된 코드가 빠르고 정확함을 확인하였다.

2. 복합 점성 격자계의 구성과 Solver

Flux의 계산과 보존 변수들의 저장이 edge-based nodal scheme을 통해 이루어진 본 코드의 기본 알고리즘은 복합 점성 격자계를 사용한 solver를 쉽게 구성할 수 있다. Control volume 은 Fig. 1에서 격자점 i 를 중심으로 한 점선들로 이루어지며, 보존 변수들은 i 에 모두 저장된다. 모든 flux는 검사체적의 경계인 점선들을 통과하는 양으로 계산되며, 이는 mixed element들의 edge들을 통해 구할 수 있다. (1e, 2e, ..., 6e in Fig. 1) 그러므로 각각 다른 형상의 삼각형 및 사각형 요소가 모두 동일하게 취급될 수 있다. 공간차분에는 Fig. 1의 control volume들에 적용되는 유한체적법이 사용되었으며, 압축성 유동의 특성에 적합한 근사 리만해법들을 적용하였다.^(9,10) 고차정확도를 얻기 위해 MUSCL⁽¹¹⁾ 개념을 비정렬 격자에 맞게 수정하여 사용하였다.(Fig. 1의 m, j 점들사용) 고차 해법을 충격파와 같은 불연속

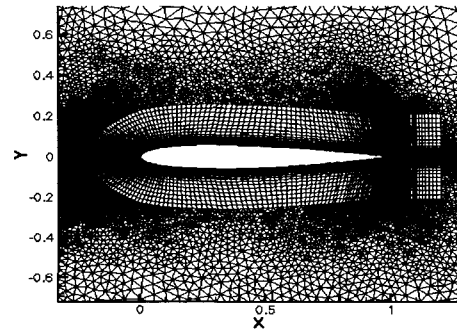


(Fig. 1) Control volume and its boundaries (dotted lines) with mixed elements (solid lines)

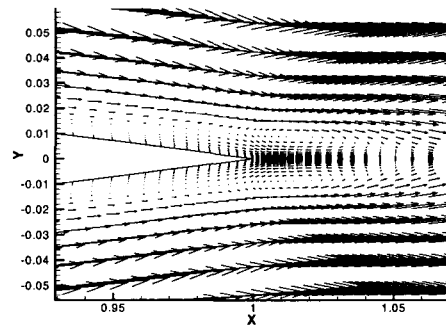
영역에 사용했을 때 생기는 인위적인 요동을 막기 위해 플럭스 제한자를 사용하였다. 다양한 제한자가 적용되었으며^(12,13), 제한자의 사용과 고차 해법을 결합을 일반화하면 Green-Gauss 정리에 의한 해의 재구성 방법과 동일하게 된다.⁽¹⁴⁾ Fig. 10의 EFP 형상에서 일반적인 근사 리만해법을 사용하면 Flare의 tip 부근에서는 인위적인 팽창 충격파가 발생할 수 있다. 이러한 오류를 막기 위해 Harten의 entropy fix⁽¹⁵⁾를 적용하였다.

3. 코드의 검증

사용된 전산 코드의 신뢰도를 검증하기 위해서 실험치가 존재하고 이미 많은 전산해석이 시도되었던 기본 유동들에 대해서 계산을 수행하였다. 기본 유동은 NACA 0012 airfoil의 이음속 유동장과 RAE 2822 airfoil의 천음속 유동장을 계산하였으며, 기존의 전산 해석과 실험 데이터에 대한 비교를 실시하였다. Fig. 2에 부분적으로 보이는 계산격자는 two-layer $k-\epsilon$ 모델을 사용하기 위해 NACA 0012 airfoil 주위에 구성된

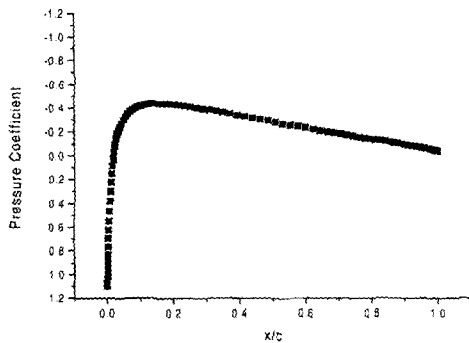


(Fig. 2) A part of hybrid viscous mesh about a NACA 0012 airfoil with 14,313 nodes and 28,400 triangles

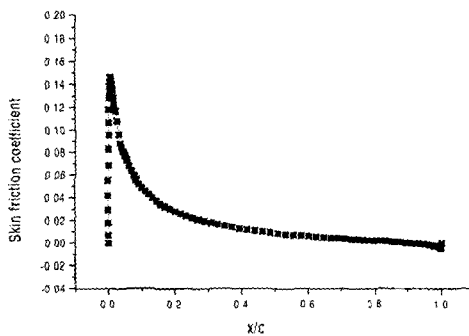


(Fig. 3) Velocity vectors in the wake region at the trailing edge of a NACA 0012 airfoil for case: Mach number=0.5, Reynolds number=5,000

복합 점성 격자로서 고체 주위에서는 elliptic solver와 smoothing으로 사각형격자를 생성하고 멀리 떨어진 영역에서는 Delaunay triangulation에 의해 생성된 삼각형격자를 연결하였다. 벽함수를 사용하지 않고 벽면 근처의 난류 경계층을 정확히 계산하기 위해서 사용된 two-layer $k-\epsilon$ 모델이 효과적으로 적용되려면 벽면 근처의 격자가 아주 조밀해야 한다.⁽¹⁶⁾ 본 계산에서는 평균 벽면으로부터 첫 격자점의 거리가 airfoil chord의 10^{-6} 이 되도록 하였으며 더 이상 가까이 붙여도 계산결과에 차이가 없음을 확인하였다. Fig. 3는 Trailing Edge 영역에서의 속도 벡터들을 보여주며 전산



(Fig. 4) Pressure coefficient variation along the surface of a NACA 0012 airfoil for case: Mach number=0.5, Reynolds number=5,000, $\alpha=0^\circ$

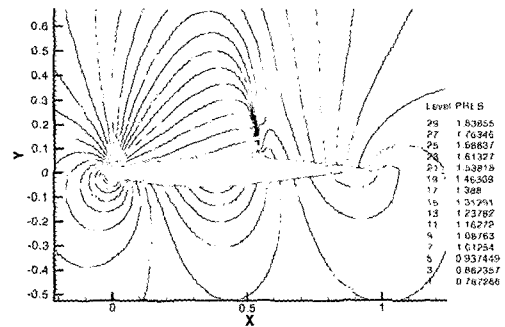


(Fig. 5) Skin friction coefficient variation along the surface of a NACA 0012 airfoil for case: Mach number=0.5, Reynolds number=5,000, $\alpha=0^\circ$

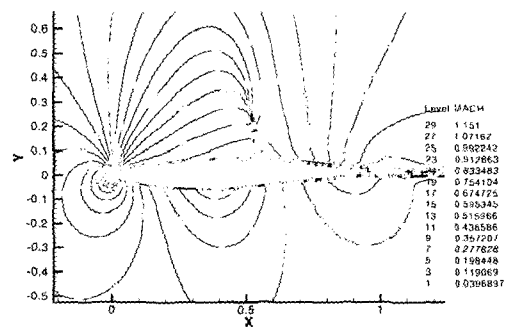
코드가 이 부근에서 발생하는 얇은 후류들을 정확하게 재현하는 것을 알 수 있다. Fig. 4와 Fig. 5는 본 계산에서의 압력계수 C_p 와 벽면 마찰계수 C_f 를 도시하여 검증된 기존의 계산⁽¹⁷⁾과 비교한 것을 보여주며, 두 계산이 잘 일치함을 알 수 있다. Mavriplis et al⁽¹⁷⁾의 계산이 본 계산에서 보다 두 배 이상 많은 격자수를 사용하여 CRAY-2 Supercomputer에서 수행된 것임을 감안하면 본 계산에서 사용된 코드가 얼마나 효율적인지를 유추할 수 있다.

두 번째 유동은 AGARD 03 Case로 널리 알려진

RAE 2822 airfoil 주위의 난류 천음속 유동이다($M=0.73$, $Re=6,500,000$, $\alpha=4^\circ$) 이 유동은 airfoil의 중간에 생기는 shock wave와 leading edge에서부터 발달한 난류 경계층의 상호 간섭으로 인해 매우 복잡한 유동 구조를 가진다. 따라서 정확한 난류 계산과 shock wave를 구현할 수 있는 high-order conservation scheme이 동시에 적용된 전산 코드를 사용해야만 정량적으로 일치된 계산 결과를 얻을 수 있다. 계산 격자는 Fig. 2와 비슷한 복합 점성 격자를 사용하였으며 23,728 개의 node와 47,152 개의 요소로 이루어져 있다. 이 계산의 결과로 Fig. 6과 Fig. 7은 각각 압력과 마하수의 등고선을 보여

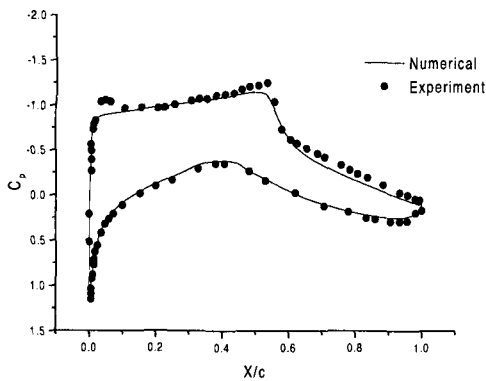


(Fig. 6) Pressure contours about an RAE 2822 airfoil for case: Mach number=0.73, Reynolds number=6,500,000, $\alpha=4^\circ$

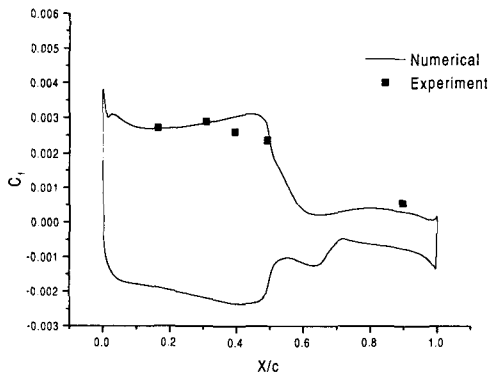


(Fig. 7) Mach number contours about an RAE 2822 airfoil for case: Mach number=0.73, Reynolds number=6,500,000, $\alpha=4^\circ$

준다. 여기서 chord 중간에서 약간 하류에 위치한 수직 충격파가 선명하게 재현됨을 알 수 있으며, 이러한 현상은 천음속 유동에서만 나타나는 특이한 현상이다. 실험치⁽¹⁸⁾와 비교된 airfoil 상·하면에서의 압력계수 C_p 와 벽면 마찰계수 C_f 가 Fig. 8 과 Fig. 9 에 각각 도시되었으며 본 계산의 정확성이 충분히 입증된다고 볼 수 있다.



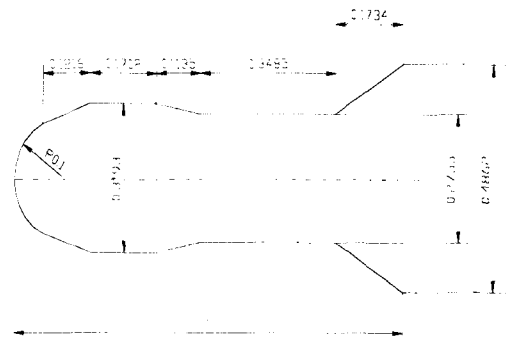
(Fig. 8) Comparison of pressure coefficient for flow about an RAE 2822 airfoil for case: Mach number=0.73, Reynolds number=6,500,000, $\alpha=4^\circ$



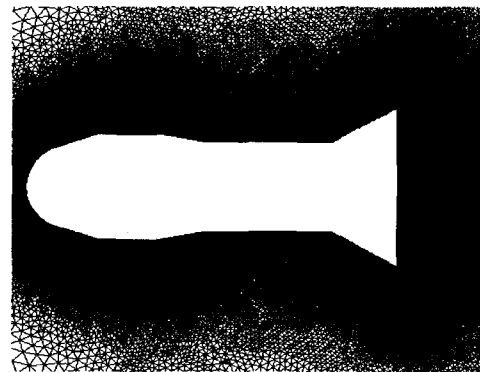
(Fig. 9) Comparison of skin friction coefficient for flow about an RAE 2822 airfoil for case: Mach number=0.73, Reynolds number=6,500,000, $\alpha=4^\circ$

4. 계산 결과

본 계산에서 사용된 EFP의 형상은 75mm EFP charge 로 발사된 전형적인 탄자의 형상을 parametrize 한 것이며⁽¹⁾, 그 제원은 Fig. 10 과 같다. 이 형상은 폭발 성형의 특징을 잘 보여주고 있는데, tantalum이 plastic flow 와 같은 과정을 거쳐 shock wave에 의해 성형되면서 생기는 특성이다. 전방의 head 부분은 뭉툭하게 형성되고 이 부분이 무거운 것은 무게 중심을 앞으로 이동시켜 비행안정성에 도움을 주나 큰 항력을 제공하는 단점이 있으며, 후방의 flare 는 압력 중심을 뒤로 이동시켜 역시 비행안정성을 높여주지만 큰 항력을 제공한다.



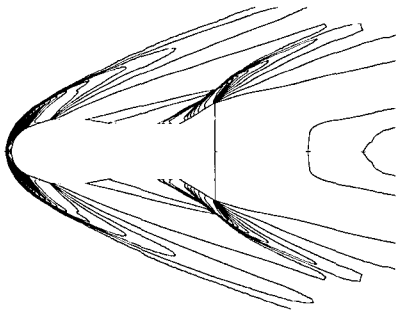
(Fig. 10) Geometry of an explosively formed projectile



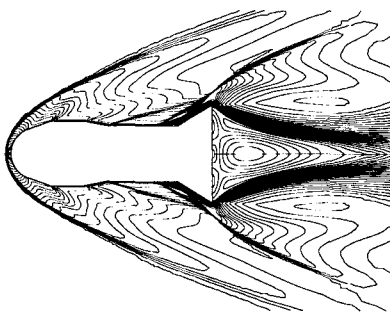
(Fig. 11) A part of viscous unstructured mesh about an explosively formed projectile with 38,951 nodes and 77,278 elements

Fig. 11에 표시된 복합 점성 격자에는 모두 38,951 개의 node 와 77,278 개의 요소가 사용되었으며, 계산의 대상은 받음각이 없다.

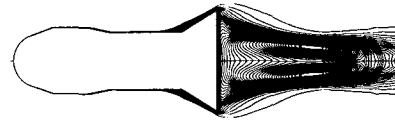
는 마하수 4.16의 초음속 유동이다. Fig. 12와 Fig. 13 은 각각 압력과 마하수의 등고선인데 여기서 blunt leading edge를 갖는 초음속 유동에서 볼 수 있는 detached bow shock wave를 볼 수 있다. Flare 주위에서는 벽면에서 발생한 두 개의 경사파가 고체 경계에서 멀어지면서 하나의 경사파로 합쳐지는 것을 알 수 있다. 이는 Mikhalev and Warken⁽¹⁾의 interferogram 가시화 사진에서 볼 수 없는 자세한 유동 구조이며, 전산 해석의 강점 인 벽면 근처에서의 높은 공간 해상도를 보여준다. Fig. 14 에서는 난류 운동에너지가 난류 후류에 집중되고 있음을 알 수 있다.



(Fig. 12) Pressure contours about an EFP for case: Mach number=4.16, $\alpha=0^\circ$



(Fig. 13) Mach number contours about an EFP for case: Mach number=4.16, $\alpha=0^\circ$



(Fig. 14) Turbulent kinetic energy contours about an EFP for case: Mach number=4.16, $\alpha=0^\circ$

5. 결론

본 연구에서는 압축성 시간평균 나비에-스톡스 방정식의 전산해로 초음속 EFP 유동을 해석하였다. 복합 점성 격자계를 사용한 유한체적법이 계산 알고리즘의 기초를 이루고, 고차 보존해법과 two-layer $k-\epsilon$ 난류모델이 압축성 및 난류 유동의 정확한 계산을 위해 적용되었다.

드의 검증을 위해 기본 유동인 NACA 0012 및 RAE 2822 airfoil 주위의 유동에 대해서도 계산을 수행하였으며, 실험 데이터와 기존의 수치해석 결과 등과 비교하여 결과가 잘 일치함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 국과연 과제 UD970021AD-WS13에 의해 지원되었으며, 다방면으로 지원을 아끼지 않으신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. A. N. Mikhalev, D. Warken, "Experimental Investigation of Aerodynamics and Flow Pattern of Typical Explosively Formed Projectile", 15th International symposium on Ballistics, Jerusalem, EB15, 1995, pp.

- 419-426.
2. F. Lesage, E. Y. Fournier, M. J. Raw, B. J. Rozon, "Experimental and Computational Investigations on the Aerodynamic Performance of an Explosively Formed Projectile", 14th International Symposium on Ballistics, Québec, EB2, 1993, pp. 587-596.
 3. S. W. Choi, H. C. Kang, S. K. Lee, "Simultaneous Internal/External Flow Calculation of a Solid Fuel Ramjet Projectile: a Design Analysis," KSME International Journal, Vol. 12, No. 3, 1998, pp. 479-485.
 4. V. Venkatakrishnan, "A Perspective on Unstructured Grid Flow Solvers," ICASE Report 95-3, 1995, pp. 1-36.
 5. R. P. Koomullil, B. K. Soni, C.-T. Huang, "Navier-Stokes Simulation on Hybrid Grids," AIAA Paper 96-0768, 1996, pp. 9.
 6. C. A. J. Fletcher, Computational Techniques for Fluid Dynamics 2, Springer Series in Computational Physics (2nd ed.), Springer-Verlag, 1991.
 7. B. Mohammadi, J. H. Saiaç, "Turbulent Compressible Axisymmetric Flows Computation with the $k-\epsilon$ Model," Computational Fluid Dynamics. Vol 1, 1993, pp. 125-133.
 8. S. G. Sarkar, G. Erlebacher, M. Y. Hussaini, H. O. Kreiss, "The Analysis and Modelling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence," J. Fluid Mech., Vol. 227, 1991, pp. 473-493.
 9. P. L. Roe, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," J. Comput. Phys., Vol. 43, 1981, pp. 357-372.
 10. P. Batten, U. C. Goldberg, M. A. Leschziner, "Average-state Jacobians and Implicit Methods for Compressible Flows," J. Comput. Phys., Vol. 137, 1997, pp. 38-78.
 11. B. Van Leer, "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme V. A Second Order Sequel to Godunov's Method," J. Comput. Phys., Vol. 32, 1979, pp. 101-136.
 12. R. J. LeVeque, Numerical Methods for Conservation Laws, Birkhäuser Verlag, Basel, 1992
 13. G. D. Van Albada, B. Van Leer, "Flux Vector splitting and Runge-Kutta Methods for the Euler Equations," ICASE Report 84-27. 1984
 14. M. Aftosmis, D. Gaitonde, T. S. Tavares, "Behavior of Linear Reconstruction Techniques on Unstructured Meshes," AIAA J., Vol. 33, No. 11, 1995, pp. 2038-2049.
 15. A. Harten, J. M. Hyman, "Self Adjusting Grid Methods for One-Dimensional Hyperbolic Conservation Laws," J. Comput. Phys., Vol. 50, 1983, pp. 235-269.
 16. N. T. Frink, "Assessment of an Unstructured-Grid Method for Predicting 3-D Turbulent Viscous Flows," AIAA Paper 96-0292, 1996.
 17. D. J. Mavriplis, A. Jameson, L. Martinelli, "Multigrid Solution of the Navier-Stokes Equations on Triangular Meshes," AIAA-89-0120. 1989.
 18. P. H. Cook, M. A. McDonald, M. C. P. Firmin, "Aerofoil RAE 2822 Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," AGARD Advisory Report 138. 1979.