

<RAE "A" 날개-축대칭 동체> 비행체 형상에 대한 천음속 점성 유동의 수치적 연구

Computational Study on Turbulent Viscous flow around RAE "A" Wing Axi-Symmetric Body Configuration

⁰임 예훈¹⁾, 장 근식¹⁾, 정 희권¹⁾, 권 장혁¹⁾, 박 민우²⁾

Y. H. Im , K. S. Chang, H. K. Jeong, J. H. Kwon, M. W. Park

The Computer code KAIST-ADD LUFUNS has been developed to solve 3D compressible turbulent flow. This method employs Harten-Yee's modified upwind scheme in the explicit part and Steger-Warming Splitting in the implicit part. Flow past RAE wing-body aircraft has been computed for three different flow conditions. The results have shown good comparison with the experimental data. Baldwin-Lomax turbulence model is used for this computer code.

1. 서론

CFD를 도구로 하여 다양한 항공기 주위의 유동장을 해석하고 그 결과를 항공기 공력 설계의 data base로 사용하고자 하는 욕구는 과거 수십 년간 항공기 개발 회사들에서 꾸준히 증폭되어 왔다. 초기에는 작은 컴퓨터 메모리와 느린 계산 속도의 탓으로 천음속 미소 섭동 방정식, 완전 포텐셜 방정식을 푸는데 만족해야 했으나 점차 비점성 Euler 방정식을 풀어 강한 충격파를 수반한 엔트로피 구배가 있는 유동장을 해석할 수 있게 되었다. 그러나 오일러 해법은 경계층의 두께나 난류의 성장 등에 대한 정보를 가지고 있지 않고 마찰계수와 같은 물리량들을 산출할 수가 없으며, 점성과 비점성 영역간의 상호작용과 같은 현상들도 규명할 수가 없어 비교적 큰 박리 영역을 갖는 형상의 항력을 구할 수가 없었다. 따라서 박리 영역이 크지 않은 경우에 사용이 가능한 박층(Thin layer) Navier-Stokes 방정식을 주로 해석 하여 왔으나 최근에는 대용량 컴퓨터에의 접근이 이전보다 쉬워짐에 따라 완전한 full Navier-Stokes 방정식을 이용하여 3차원 항공기 주위의 유동장을 해석하려는 노력이 국내외에 본격적으로 대두되었다. 국내에서는 3차원 날개 주위의 압축성 난류 유동에 대한 연구가 저자들이 참여한 국방과학연구소 장기 기초 제 2단계 연구중에 이루어졌다[1-2]. 본 논문은 이러한 선행 연구 결과를 바탕으로 하여 <RAE "A" 날개-축대칭 동체> 비행체 형상에 대한 연구 결과를 실고 있다. 본 연구에서는 실험 결과가 존재하는 RAE 날개-동체 형태의 항공기에 대해 첫 번째로 마하수 0.8, 레이놀즈수 1.0×10^6 , 받음각 0도와 2도를 각각 계산하고 두 번째로는 마하수 0.9 레이놀즈수 1.0×10^6 , 받음각 0도에 대해 계산하고 이들을 실험 결과와 비교하였다. 난류 모델로는 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다.

2. 지배 방정식 및 수치기법

1) 지배방정식

3차원 Navier - Stokes 방정식을 계산 영역에서 쓰면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \bar{G}_v}{\partial \zeta}$$

1) 한국과학기술원 항공우주공학과, (305-701)대전광역시 유성구 구성동 373-1.

2) 국방과학연구소 3-1-2

여기서

$$\begin{aligned}\bar{Q} &= \frac{Q}{J}, \quad \bar{E} = \frac{1}{J}(\xi_1 Q + \xi_x E + \xi_y F + \xi_z G), \\ \bar{F} &= \frac{1}{J}(\eta_1 Q + \eta_x E + \eta_y F + \eta_z G), \quad \bar{G} = \frac{1}{J}(\xi_1 Q + \xi_x E + \xi_y F + \xi_z G), \\ \bar{E}_v &= \frac{1}{J}(\xi_2 E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v), \quad \bar{F}_v = \frac{1}{J}(\eta_x E_v + \eta_y F_v + \eta_z G_v), \\ \bar{G}_v &= \frac{1}{J}(\xi_2 E_v + \xi_y F_v + \xi_z G_v).\end{aligned}$$

J는 Jacobian이며 Q는 유동 변수 벡터, E,F,G는 3차원 유속벡터, E_v, F_v, G_v는 점성 유속 벡터이다.

2) 수치 기법

시간 차분법으로는 LU 근사 인자화를 채택하였으며, 공간 차분법으로는 음성항에는 Steger-Warming[3]의 Flux Splitting 방법을 1차의 Upwind차분 형태로서 취하고, 양성항은 Harten-Yee[4]의 Flux Difference Splitting 계열의 Upwind-TVD기법을 사용하여, 전체적으로 TVD 성질을 만족하는 2차의 Implicit-Upwind 스킴이 되도록 만들었다. 정상해의 수렴 증진을 위해 국소시간 진행법을 사용하였다.

3. 계산 결과

RAE 날개-동체 주위의 압축성 난류 유동

항공기 날개-동체 주위의 유동장을 해석하기 위한 예제로 실험 결과가 존재하는 RAE "A" 날개와 결합된 축대칭 동체 주위의 유동을 택하였다. RAE "A" 날개는 RAE 101 익형을 기본으로 하고 있으며 가로세로비 6.0, 테이퍼비 1/3, 앞전 후퇴각 36.65도, 뒷전 후퇴각 22.34도의 제원을 가지고 있다.

3-1. 유동 I : M=0.8, α=0.0도, Re=1.0*10⁶

입구 마하수 0.8, 레이놀즈수 1.0*10⁶, 받음각이 0도 일 때에 대해 계산하였다. 사용한 격자계는 O-H 형으로 165*42*54이다. 첫 번째 격자점은 y⁺=3.0 정도에 위치한다. 그림 1에는 날개의 각 지점에서의 압력계수 곡선을 Treadgold[5] 등의 실험 결과와 비교한 것이다. 날개 전 지역에서 충격파는 발생하지 않으며 압력은 연속적으로 변해 대략 x/c = 30% 정도에서 최소 C_p값을 가진다. 날개 전 지역에서 실험 결과와 잘 일치하는 것을 관찰할 수 있다. 그림2는 3차원적으로 본 등압력선도이다. 그림 3은 동체와 날개 표면에서의 등압력 선도이다. 그림 4는 동체에서의 압력계수곡선을 Vasta et al. 의 계산 결과와 비교한 것이다. Vasta의 계산 결과는 동체 앞 부분에서 실험결과와 차이를 보이고 있는 반면 본 연구에서는 동체 앞 부분에서도 실험 결과와 잘 일치한다.

3-2. 유동 II : M=0.8, α=2.0도, Re=1.0*10⁶

날개-동체 형상의 항공기 2번째 계산 예제로 마하수 0.8, 받음각 2.0도 레이놀즈수 1.0*10⁶의 경우에 대해 계산하였다. 계산 격자계는 165*42*54*2 이다. 난류 천이는 경험치에 의해 날개의 3%에서 발생하는 것으로 하였다. 그림 5는 날개의 각 지점에서의 압력계수 곡선을 나타낸 것이다. 날개 전 영역에 걸쳐 실험 결과와 잘 일치하고 있다. 그림6은 3차원적으로 바라본 등압력 선도이며 그림 7은 날개와 동체 표면에서의 등압력 선도이다.

3-3. 유동 III : M=0.9, α=0.0도, Re=1.0*10⁶

입구 마하수 0.9, 레이놀즈수 1.0*10⁶, 받음각이 0도인 경우에 대해 계산하였다. 그림 8에는 날개의 각 지점에서의 압력계수 곡선을 Treadgold[5] 등의 실험 결과와 비교한 것이다. 날개 전 지역에서 실험 결과와 잘 일치하는 것을 관찰할 수 있다. 그림 9는 날개와 동체 표면에서의 등압력 선도이다.

4. 결론

Upwind TVD LU 근사 인자화 기법을 사용한 컴퓨터 코드를 개발하고 <RAE "A" 날개-축대칭> 동체 비행체 형상에 대한 천음속 유동장에서 압축성 난류 유동을 해석하였다. 난류 계산 모형으로서 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다. RAE 날개-동체 주위의 유동장을 서로 다른 3가지 조건하에서 계산하였으며 계산 결과 유동이 그리 복잡하지 않은 날개와 동체 앞 부분에서의 공력 자료들은 실험결

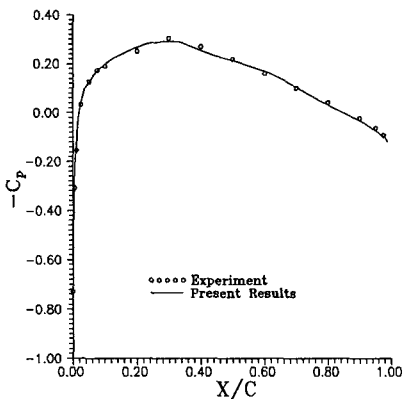
과와 잘 일치하였으나 유동현상이 복잡한 동체와 날개의 접합 부분에서는 복잡한 난류 유동장에서 난류 점성 계수를 정확히 계산 할 수 없는 Baldwin-Lomax 난류 모델의 한계로 인해 실험 자료와 다소 상이한 계산 결과를 보였다. 항공기 동체 주위의 유동과 같은 복잡한 3차원 난류 유동장을 계산하는데는 많은 격자가 필요하며 메모리와 계산 시간의 증가는 필연적이다. 계산 시간의 획기적인 감소를 위해서는 parallel processing 에 대한 연구가 추후 필요하다.

후 기

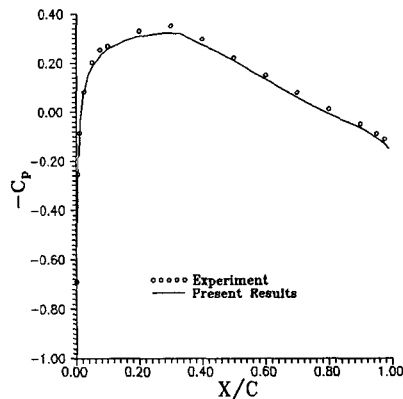
본 연구는 94년 11월부터 97년 6월까지 수행된 국방과학연구소 장기기초 연구과제 "3차원 유동해석 기법에 관한 연구"의 결과 중 일부를 밝힙니다. 연구가 가능하도록 지원해 주신 관계자들과 기술 협의에 도움을 주신 많은분들께 감사드립니다.

참고 문헌

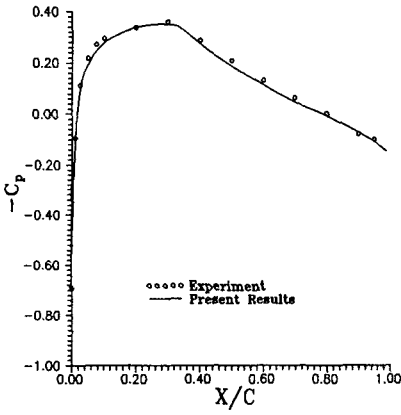
- [1] 임 예훈, 장 근식, 정 희권, 권 장혁, 박 민우 "항공기 날개 주위의 3차원 압축성 Navier-Stokes 유동 해석," 한국항공우주학회 춘계학술대회, pp 117-121, 1996
- [2] 정 희권 "Covariant 라플라스 방정식을 이용한 경계에 근사적으로 직교하는 삼차원 격자 형성 방법 개발," 한국과학기술원 박사학위 논문, 1997
- [3]. Beam, R.M. & Warming R.F., "An Implicit Finite-Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation-Law Form," Journal of Computational Physics, Vol.22, 1976
- [4]. H.C. Yee and A. Harten, " Implicit TVD Schemes for Hyperbolic conservation Laws in curvilinear coordinates," AIAA Paper 85-1513, 1985
- [5]. D. A. Treadgold, A. F. Jones and K. H. Wilson., " Pressure Distribution Measured in the RAE 8ft*6ft Transonic Wind Tunnel on RAE Wing 'A' in combination with an Axi-Symmetric Body at Mach Numbers of 0.4, 0.8 and 0.9," AFARD-138-B4, 1979
- [6]. S. Agrawal & V.N. Vasta & T.A. Kinard, " Transonic Navier-Stokes Flow Computations Over Wing-Fuselage Geometries", Journal of Aircraft Vol. 30, No. 5, pp 791-793, Sept.-Oct. 1993



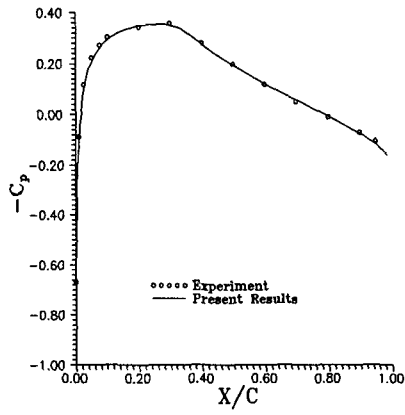
(a)



(b)



(c)



(d)

그림 1. 마하수 0.8, 받음각 0.0도, 레이놀즈수 1.0×10^6 일 때 RAE 날개의 압력계수 곡선
(a) $y/b=25\%$, (b) $y/b=40\%$, (c) $y/b=60\%$, (d) $y/b=85\%$

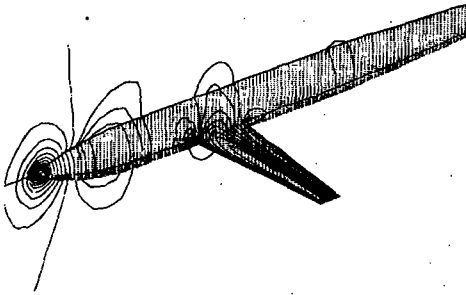
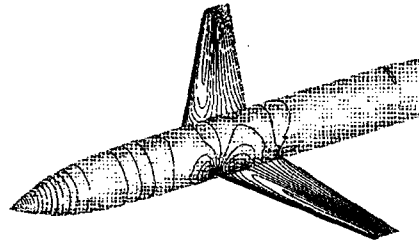
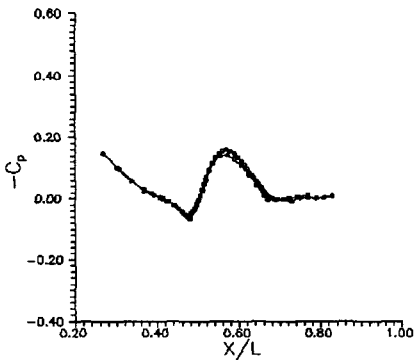


그림 2. $M=0.8$, $\alpha=0.0$ 도, $Re=1.0 \times 10^6$ 일 때
등압력 선도

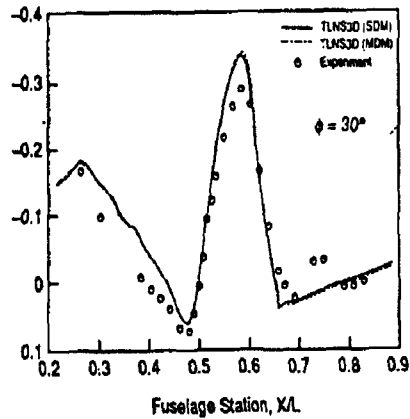


Pressure Contours on the surface of Wing-Body
(Mach No=0.8, AOA=0.0, $Re=1.0e6$)

그림 3. 날개와 동체 표면에서의 등압력 선도



(a)



(b)

그림 4. $M=0.8$, $\alpha=2.0$ 도, $Re=1.0 \times 10^6$ 일 때 동체($\phi=30$ 도)에서의 압력계수 곡선 분포
(a) 현재 계산 결과, (b) Vasta의 계산 결과

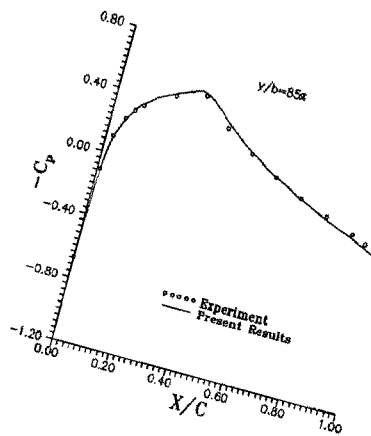
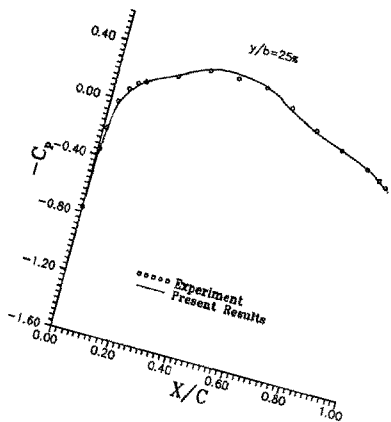
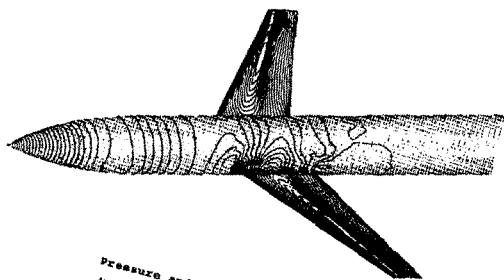


그림 8. 마하수 0.9, 받음각 0.0도, 레이놀즈수 1.0×10^6 일 때 RAE 날개의 압력계수 곡선
 (a) $y/b=25\%$ (d) $y/b=85\%$



Pressure and Mach No. Contours
 (Mach No=0.9, AOA=0.0, Re=1.0e6)

그림 9. 날개와 동체 표면에서의 등압력 선도