

2차원 적응벽면의 최적화에 관한 수치적 연구

장 병 희*1, 장 근 식*2

Numerical Investigation for the Optimization of Two-Dimensional Adaptive Wall

B. H. Chang and K. S. Chang

Wall interference is one of the major obstacles to increase the model size and data accuracy. There have been many treatments for wall interference including interference correction and adaptive wall test section. Recently, two-flexible-walled adaptive wall test section is concluded adequate for three-dimensional test. But proper location of target line and pressure holes are critical to its success. In this study, a new adaptive algorithm which dispenses target line and dependency of pressure hole distribution is suggested. The wind tunnel and free air tests are simulated by the numerical computation of Euler equations. The optimum wall shape is achieved by two variable optimization which is composed of two base streamlines. The wall interference is reduced well in the optimized result which is not sensitive to the base streamlines.

Key Words: 적응벽면(Adaptive Wall), 풍동(Wind Tunnel), 시험부(Test Section), 최적화(Optimization), 벽면간섭(Wall Interference)

1. 서론

2차원 풍동실험에서의 시험부 벽면간섭은 시험부의 두 벽면만을 자유흐름상의 유선형상으로 적응시켜줌으로써 제거 가능하지만 3차원 풍동 실험에서는 유선의 변형도 3차원적이므로 완벽한 벽면간섭 제거를 위해서는 각 벽면의 형상도 복잡한 곡률을 갖는 3차원 곡면이라야 할 것이다. 이와 같은 관점에서 실제로 시험부 벽면을 신축성이 있어 복잡한 곡률로 조작 가능한 고무 튜브(rubber tube)로 제작하여 시험하기도 하였다. 그러나 재질의 특성상 압력 하중에 의한 벽면의 변형(waviness)이 발생하여 새로운 벽면간섭 효과를 일으킬 수도 있다. 고무튜브의 대안

으로 변형 가능한 8개의 판으로 구성된 팔각 단면 시험부 방식, 일반적인 4각 단면을 사용하지만 상하벽면을 독립적으로 변형 가능한 몇 개의 띠로 분할하여 주는 방법도 있었다[1]. 그러나 광학측정이나 시험부 내부 접근이 곤란하며 복잡한 기계장치와 각 벽면의 연결부위의 처리로 인해 실용화가 어려웠다. 이와 같은 벽면 연결부위의 처리문제는 적응방식을 벽면형상 적응 대신 투과율 조절이 가능한 투과식벽면 방식으로 해결할 수 있으나 연속적인 투과율 조절의 난점으로 현재 2기 정도만 제작되어 연구되고 있다[1].

결국 기계장치가 간단한 2차원적 벽면 적응방식으로 3차원 실험에 적용하는 방법이 가장 현실적이며 실험 결과 효과적으로 알려져[2] 현

*1 정희원, 항공우주연구소

*2 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

재 3차원 실험을 위한 적응시험부는 주로 이와 같은 방식으로 연구되고 있다 [1]. 3차원 실험을 위한 최초의 2차원적 벽면 적응방식은 스펠이 짧고 좌우대칭인 모델에 대해 시험부 중심선을 목표선(target line)으로 택하여 목표선상의 벽면간섭을 최소화시키는 방법 [3]이었다. 그 후 목표선의 위치를 달리하거나 [4] 하나의 직선 대신 분할(segmented) 직선 [5]으로 벽면간섭 분포를 고려할 수 있도록 발전되었다. 그러나 개선된 이들 방법들도 벽면간섭량 판단을 목표선상의 압력오차를 기준으로 하고 있으므로 목표선의 위치와 형상에 따라 벽면간섭의 감소 정도가 좌우되는 등, 목표선 선택과 벽면압력 측정을 위한 압력공의 위치가 벽면간섭 제거의 성공에 관건이 된다 [1, 6]. 또한 이론적으로 구해진 influence coefficient의 검증을 위한 실험결과 정성적으로는 일치하지만 마하수가 커짐에 따라 오차가 커지므로 반복계산이 필요하게 된다 [7].

본 연구에서는 3차원 실험을 위한 적응벽면시험부로 기존 방식들과 같이 2차원적 적응방식을 사용하되 벽면간섭량 평가를 선상이 아니라 면상으로 하고 압력공의 밀도를 고려할 수 있도록 하여, 목표선과 압력공 위치의 영향을 배제하였으며, influence coefficient를 사용하지 않고도 최적 벽면형상으로 수렴되는 방법을 개발하는 데에 목표를 두었다. 결과 검증을 위해 시험부 유동과 자유흐름을 모두 비점성 압축성유동으로 전산해석을 적용하였다.

2. 지배방정식 및 수치해법

2.1 지배방정식

일반좌표계에서 시간에 따른 격자계의 변화는 없다고 가정할 때 3차원 Euler 방정식은 다음과 같은 형태로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

여기서 $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ 는 플럭스 벡터 E, F, G 의 일반좌표계로 변환된 형태이다. 식(1)을 선형화시키면 다음과 같은 delta form의 차분식으로 표현된다.

$$\left[\frac{1}{\Delta t} + \delta_\xi \frac{\partial \hat{F}}{\partial Q} + \delta_\eta \frac{\partial \hat{G}}{\partial Q} + \delta_\zeta \frac{\partial \hat{H}}{\partial Q} \right]^T \Delta Q = -[\delta_\xi \hat{F} + \delta_\eta \hat{G} + \delta_\zeta \hat{H}]^T = -R^T \quad (2)$$

2.2 수치해법

식(2)의 공간적분을 위해 계산셀에 대해 유한체적법을 적용시키면 $J, \Delta Q$ 은 계산셀의 중심에서의 평균값으로 적분되고 나머지 δ 로 표현되는 플럭스항 차분은 셀경계값들의 차분형으로 나타난다.

플럭스항의 차분시 강한 충격파와 같은 불연속 특성이 강해지면 유동특성에 따라 정보 전달 방향을 결정해 주는 풍향차분법이 효과적이다. 풍향차분법으로 Steger-Warming 이나 Van Leer의 Flux Vector Splitting(FVS)와 Roe [8]의 approximate Riemann solver를 사용하는 Flux Differencing Splitting (FDS) 방법이 최근 흔히 쓰이고 있다. FVS는 FDS보다 계산량이 적고 계산시간이 짧은 잇점이 있는 반면, 수치적 소산효과가 너무 커 충격파나 경계층 같은 구배가 크거나 불연속 면에서 오차가 커지는 경향이 있다. 따라서 본 연구에서는 Roe의 approximate Riemann solver를 이용한 FDS를 사용한다.

우변 첫째항을 i -셀 경계($i-1/2, i+1/2$)에서의 플럭스값을 이용하여 i -방향으로 차분하면

$$\delta \hat{F} = \frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi} = \hat{F}_{i+1/2} - \hat{F}_{i-1/2} \quad (3)$$

여기서 셀경계에서의 플럭스값은 식(4)와 같이 Roe scheme 으로 결정한다.

$$\hat{F}_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\hat{F}(Q^-) + \hat{F}(Q^+) - |\tilde{A}|(Q^+ - Q^-)]_{i+1/2} \quad (4)$$

이때 $|\tilde{A}|$ 는 Roe-averaged 된 $|A|$ 으로 식(5)와 같이 Jacobian 행렬 A 의 대각화 분해를 통해 얻는다.

$$A = \frac{\partial \hat{F}}{\partial Q} = T \Lambda T^{-1}, |A| = T |\Lambda| T^{-1} \quad (5)$$

경계에서의 유동변수는 식(6)과 같이 upwind-biased interpolation 으로 구하며 불연속면에서 wiggle을 억제하면서 고차 정밀도를 갖기 위해 limiter를 도입한다.

$$Q^- = Q_i + 1/4[(1-\kappa)\bar{\nabla}Q_i + (1+\kappa)\bar{\Delta}Q_i] \quad (6)$$

$$Q^+ = Q_{i+1} - 1/4[(1+\kappa)\bar{\nabla}Q_{i+1} + (1-\kappa)\bar{\Delta}Q_{i+1}]$$

여기서 $\bar{\nabla}Q, \bar{\Delta}Q$ 는 minmod limiter [9]로서 각각 $\minmod(\delta Q_i, \beta \delta^* Q_i), \minmod(\delta Q_i, \beta \delta^* Q_i)$, $\beta = (3-\kappa)/(1-\kappa)$ 을 의미하며 δ, δ^* 은 각각 backward, forward difference를 의미한다.

식(2)에 Beam & Warming의 AF (Approximate Factorization) 알고리즘을 적용하면 다음과 같이 세 방향에 따라 분리할 수 있다.

$$\left[\frac{I}{\Delta t} + \delta_{\xi} \frac{\partial \mathcal{F}}{\partial Q}\right] \Delta Q^* = -R^* \quad (7a)$$

$$\left[\frac{I}{\Delta t} + \delta_{\eta} \frac{\partial \hat{\mathcal{G}}}{\partial Q}\right] \Delta Q^{**} = \left(\frac{I}{\Delta t}\right) \Delta Q^* \quad (7b)$$

$$\left[\frac{I}{\Delta t} + \delta_{\zeta} \frac{\partial \hat{\mathcal{H}}}{\partial Q}\right] \Delta Q = \left(\frac{I}{\Delta t}\right) \Delta Q^{**} \quad (7c)$$

그러나 위 식은 3차원의 경우 5x5 block tridiagonal 행렬의 역을 구하는 과정으로서, scalar tridiagonal 행렬의 역에 비해 상대적으로 많은 계산시간을 요구한다. 이와 같이 block tridiagonal 행렬의 역 과정이 가지고 있는 연산량 측면의 문제점을 극복하기 위해 Pulliam & Chaussee의 대각화 알고리즘을 도입한다. 대각화 알고리즘은 식 (7)의 Jacobian 행렬을 상사변환을 통해 대각행렬로 변환시키는 것으로서 식 (7a)의 Jacobian 행렬을 대각행렬화시키면

$$A = \frac{\partial \mathcal{F}}{\partial Q} = T \Lambda T^{-1} = T(\Lambda^+ + \Lambda^-) T^{-1} \quad (8)$$

$$\Lambda^{\pm} = \frac{\Lambda \pm |\Lambda|}{2}, \quad \Lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4, \lambda_5)$$

$$\lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = \frac{\bar{U} |\nabla \xi|}{J}, \quad \lambda_4 = \frac{(\bar{U} + \bar{a}) |\nabla \xi|}{J}, \quad \lambda_5 = \frac{(\bar{U} - \bar{a}) |\nabla \xi|}{J}$$

여기서 \bar{U} 는 contravariant 속도 U 의 Cell 경계에서의 Roe-averaged 값 [8]을 의미한다. 위와 같이 얻어진 식 (8)을 식 (7a)에 대입하면

$$\left[\frac{I}{\Delta t} + \delta_{\xi} \Lambda^+ + \delta_{\xi} \Lambda^-\right] (T^{-1} \Delta Q^*) = -T^{-1} R \quad (9)$$

이 되고 3개의 eigenvalue가 중복되어 있으므로 3개의 scalar tridiagonal LU decomposition에 의해 ΔQ^* 가 구해진다. 식 (7b), (7c)에 대해서도 유사한 과정을 차례로 적용하면 ΔQ 가 차례로 구해지고

$$Q^{n+1} = Q^n + \Delta Q \quad (10)$$

으로 시간적분이 완료된다. 이때 시간간격 Δt 는 주어진 CFL 값으로부터 각 셀에 따라 다르게 구해지는데 정상유동의 경우 이와같은 local time step을 사용하여 수렴성을 높여 준다.

2.3 격자 구성 및 검증

3차원 계산을 위한 모델로는 ONERA M6 날개를 택하였으며 시험부에 설치되어 있는 형상은 Fig.1과 같다. 시험부의 크기는 받음각이 없을 때의 모델의 시험부 단면적 점유율이 투과식 천

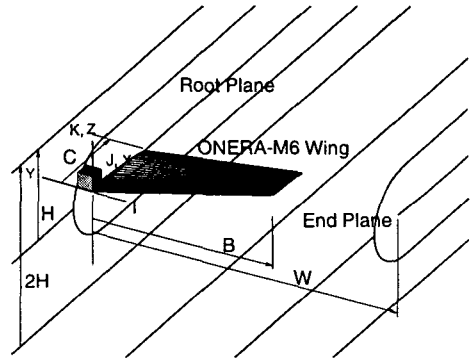


Fig.1 Configuration and coordinate system of the test section and the model.

음속 풍동시험에서 벽면간섭을 무시할 수 있는 한계인 1%가 되도록 하였다. 물론 본 연구에서는 시험부 벽면이 투과식 벽면이 아니므로 벽면 간섭 효과가 존재하게 된다.

계산격자의 구성은 날개 주위를 C-H격자로 감싸고, C-H격자와 시험부 상하 벽면 사이를 두개의 H-H 격자로 채워 주었다. 격자계의 연결은 격자점이 서로 일치하는 1 : 1 대응관계로 구성하여 정보 전달시의 보간 과정을 생략할 수 있도록 하였다. 격자점의 수는 반복되는 최적화 과정으로 인해 계산시간을 최대한 절약하여야 하므로 i, j, k 방향으로 C-H 격자를 27x97x17, H-H 격자를 27x65x17로 구성하였다.

이와 같은 다중블럭 구조의 성긴 격자 방식을 검증하기 위해 날개표면의 압력계수를 조밀한 C-H 격자(33x161x17), H-H 격자(33x97x33)로 구성된 다중블럭 격자와 하나의 C-O 격자(121x35x49)상에서의 계산치 및 실험치 [10]와 비교해 보았다. Fig.2에서 보는 바와 같이 조밀한 격자의 경우, 3개의 다중블럭으로 계산한 결과(Fine Grid)가 한 개의 C-O 격자를 사용한 결과(C-O Mesh)와 잘 일치하고 있으며 일반적인 3차원 Euler 계산 코드와 유사한 정도로 실험치에 접근해 있다. 다중블럭 구조의 성긴 격자에서의 수치계산 결과(Coarse Grid)는 격자 특성상 유동의 구배가 급격한 앞전이나 충격과 부근에서 조밀한 격자와 약간의 차이가 있으나 전반적으로 조밀한 격자의 결과와 일치하고 있으므로 본 연구의 성격상 계산시간 절약을 위해 채택하기로 하였다.

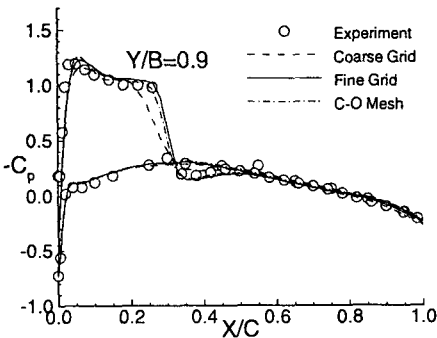


Fig.2 Evaluation of the numerical method and grid system in respect of surface pressure distribution. ($M_\infty = 0.84, \alpha = 3.06^\circ$)

3. 적응벽면 모형

3.1 적응벽면 형상

양력을 받고 있는 날개의 경우, 날개의 끝에서 발생한 날개끝와류(wing tip vortex)는 날개 안쪽(inboard side)에 내리흐름(down wash)을 만들고 날개 끝(wing tip)의 외부에서는 올려흐름(upwash)을 만들어 주게 된다. Fig.3은 $M_\infty = 0.84$ 인 자유흐름내에서의 ONERA-M6 날개 주위에 형성된 유선을 XZ-상에서 도시한 결과인데 날개 뿌리에서 가장 큰 내리흐름이 발생하며 뿌리에서 멀어질수록 내리흐름이 약화되어 날개끝 외부의 어느 지점에서 최대의 올려흐름이 발생하고 다시 약화된다.

그러나 2차원적 벽면적응 방식은 스펀위치에 관계없이 동일한 형상을 가져야 하므로 식(11)

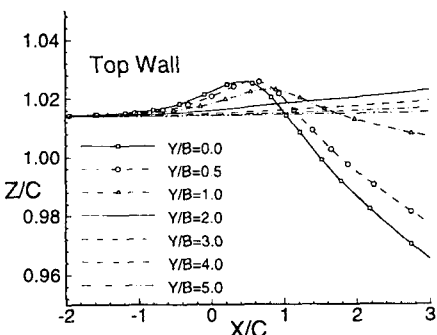


Fig.3 Streamlines on xz-plane around the model in the free air. ($M_\infty = 0.84, \alpha = 3.06^\circ$)

과 같이 상하벽면이 없는 반자유흐름에서의 날개뿌리(Root)면과 반대벽면(End)에서의 유선을 혼합하여 최적 형상을 구하기로 한다.

$$Z(x) = Z_w + \alpha_1(Z_1(x) - Z_w) + \alpha_2(Z_2(x) - Z_w) \quad (11)$$

여기서 Z_w 는 적응시키기 전의 벽면 위치를 의미하며 $Z_1(x), Z_2(x)$ 는 최적 적응벽면 형상을 위한 기본유선(base streamline)으로 반자유흐름 상태로부터 구한 날개뿌리쪽 벽면(Root)과 반대쪽 벽면(End) 상에서의 유선을 각각 의미한다.

3.2 최적화 변수와 함수

어떠한 시스템을 최적화 시키기 위해서는 그 시스템을 목적함수(objective function)와 설계변수(design variable)로 구성하여야 한다. 설계변수는 식(11)의 α_1, α_2 이며 목적함수는 벽면간섭량이 되겠다.

벽면간섭량은 시험부내 유동과 자유흐름내 유동과의 차이를 평가하는 양으로서 다양하게 정의될 수 있겠으나 본 연구에서는 모델 표면에서의 압력차이로 둔다. 또한 계산격자와 같이 계산셀이 균일하게 분포되어 있지 않을 경우 계산격자가 성긴 부분에 비해 계산격자가 조밀하게 분포되어 있는 부분의 압력차가 과장되어 평가되므로 압력차를 계산셀의 면적으로 가중한 량을 본 연구의 최적화 목적함수로 택한다.

최적화 설계변수(α_1, α_2)와 목적함수(ϵ)를 수식화 하면 식(12)와 같다.

$$\epsilon = f(\alpha_1, \alpha_2) = \sum \Delta p_{i,j} dA_j \quad (12)$$

$$\Delta p = p_{TS} - p_{Free}$$

p_{TS} : 시험부내 흐름에서의 표면압력

p_{Free} : 자유흐름에서의 표면압력

3.3 최적화 기법

본 연구에서의 최적화는 식(12)로 나타나는 압력차의 면적 가중치 ϵ 의 최소화 있으므로 최적화 과정은 ϵ 의 최소점이 되는 α_1, α_2 를 구하는 과정이 된다. 2개 이상의 설계변수를 갖는 목적함수의 최소화 과정은 최소점이 존재하는 방향을 결정하는 단계와 결정된 방향에서의 최소점을 찾는 과정으로 나눌 수 있다. 한 방향에서의 최소점을 찾는 과정은 1-Variable 최적화 과정이라고 볼 수 있는데 전체적 알고리즘은 최소점이 존재하는 구간의 경계를 결정하는 과정을 거쳐 결정된 경계를 황금분할율(golden section method)로 압축해 가다가 마지막으로

압축된 좁은 구간에서의 목적함수를 2차나 3차 다항식으로 가정하여 최소점을 찾는다[11]. 본 연구에서는 간단하게 최소점이 결정되는 2차 다항식을 사용하였다.

최소점이 존재하는 방향을 결정하는 방법은 최적화의 요체가 되며 목적함수의 구배 (gradient) 정보 없이 함수 값의 정보만으로 방향을 결정하는 0차 방법, 목적함수의 구배정보를 이용하는 1차 방법, 2차 Taylor series 전개로 2차 구배를 이용하는 2차 방법등 매우 다양하지만 일반 공학적 적용은 1차 방법이 실용적이다. 가장 간단한 1차 방법은 최대구배의 반대방향으로 진행해 가는 steepest descent 방법인데 수렴성이 좋지 않다고 알려져 있다. Fletcher & Reeves [12]의 conjugate direction 방법은 직전 구배에 대한 정보를 고려할 수 있도록 steepest descent 방법을 보완하여 수렴성을 향상시킨 것으로서 알고리즘이 간단하면서도 수렴성이 우수한 것으로 알려져 널리 쓰이고 있으므로 본 연구에서도 이 방법을 적용하였다.

4. 결과 및 검토

Fig. 4 는 적용 안된 시험부에서의 목적함수 값(ε_0)으로 무차원화된 적용변면 모형의 목적함수 값(ε)의 설계변수 α_1 - α_2 면상에서의 분포도이다.

계산된 α_1, α_2 영역 안에서는 국부최소점 (local minimum)이 없이 최소점을 중심으로 목적함수의 분포가 단조증가되고 있다. 계산영역 밖이라도 물리적으로 또 다른 최소점이 있을 것

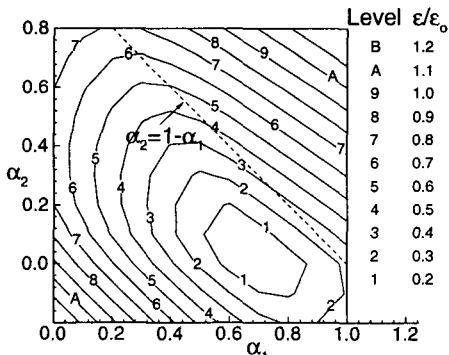


Fig.4 Distribution of wall interference of surface pressure on α_1 - α_2 -plane. ($M_\infty=0.8, \alpha=3.06^\circ$)

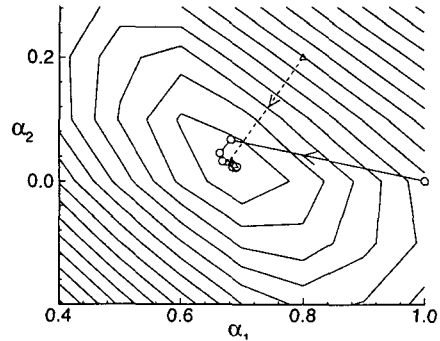


Fig.5 Trajectory of 2-variable optimization. ($M_\infty=0.8, \alpha=3.06^\circ$)

같지 않으므로 최소점을 찾기 위한 2-Variable 최적화 과정의 적용이 용이 할 것으로 보인다.

Conjugate direction 방법으로 2-Variable 최적화를 적용한 결과 Fig.5 와 같이 수렴속도는 출발점에 따라 다르지만 최소점은 출발점에 관계없이 동일한 점으로 수렴하고 있음을 확인하였으며 $\varepsilon/\varepsilon_0$ 의 최소상태는 $\alpha_1=0.6915, \alpha_2=0.0237$ 로 얻어졌다.

Fig. 6은 최적화에 따른 수렴과정을 목적함수 ($\varepsilon/\varepsilon_0$) 측면에서 도시해 본 결과로서, 1-Variable 최적화란 $\alpha_2=1-\alpha_1$ 의 가정으로 설계변수를 단일화하여 최적화를 단순화 시켜 본 경우이다. 최적화수 N은 1-Variable의 경우 황금분할 회수이고 2-Variable의 경우는 Fig.5에 도시된 바와 같이 α_1 - α_2 면상에서의 최적화 과정의 벡터 궤적 개수이며 한 벡터 궤적 내에서 1-Variable 방식으로 최소값을 찾는 과정이 내재

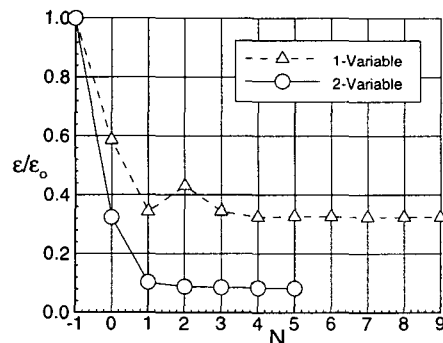


Fig.6 Convergence of the surface pressure error. ($M_\infty=0.8, \alpha=3.06^\circ$)

되어 있다. $N=-1$ 은 적응 안된 상태이며 $N=0$ 은 $\alpha_1=1, \alpha_2=0$ 으로 적응된 상태이고 $N=1$ 부터 실제적인 최적화가 시작된다. 2-Variable 최적화의 경우 첫 번째 방향결과와 최소값 계산이 끝난 후인 $N=1$ 에서 급속한 수렴이 이루어졌으며 목적 함수 값 (ϵ/ϵ_0) 도 1-Variable 최적화에 비해 더욱 낮아져 있는 것을 볼 수 있다. 그 이유는 Fig.4 에서 볼 수 있듯이 목적 함수 (ϵ/ϵ_0) 의 최소치는 $\alpha_2=1-\alpha_1$ 선상에 있지 않으므로 $\alpha_2=1-\alpha_1$ 가정에 의한 1-Variable 최적화의 결과가 식 (11) 로 모형화된 적응벽면 형상의 최적치라고 할 수 없으며 좀 더 복잡한 2-Variable 최적화가 필요함을 알 수 있다.

최적화 수렴과정을 양력계수 측면에서 도시하면 Fig.7과 같다. C_{Lr} 는 자유흐름(Free) 상태에서의 양력계수이며 ΔC_L 은 자유흐름에서와 시험부내에서의 양력계수의 차이이다. 양력계수 오차도 2-Variable 최적화 결과 $N=1$ 에서 수렴되고 있다.

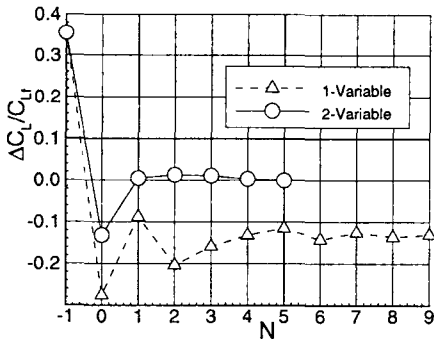


Fig.7 Convergence of the lift coefficient error. ($M_\infty=0.8, \alpha=3.06^\circ$)

압력계수 측면에서 1-Variable 최적화와 2-Variable 최적화 결과를 비교하면 Fig.8과 같다. 2-Variable 의 최적화 결과가 1-Variable 최적화 적응방식에 비해 벽면간섭량을 훨씬 감소시켜 자유흐름에서의 압력계수 분포와 거의 일치하는 결과를 보여주고 있다. 2-Variable 최적화의 효과는 유속이 빨라져 $M_\infty=0.84$ 로 질식이 발생하는 상태인 Fig.8(b)에서 더욱 분명해진다. 2-Variable 로 최적화한 결과가 양 옆면만 존재하는 반자유흐름 내에서의 결과(Half-Free Air)보다 더 자유흐름 상태에 접근해 있다.

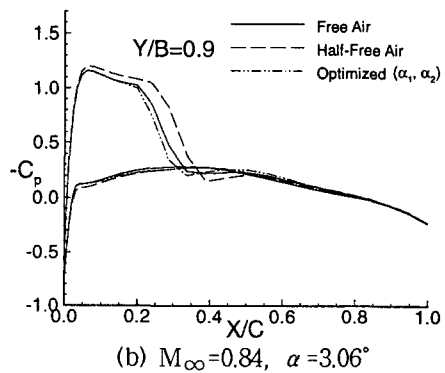
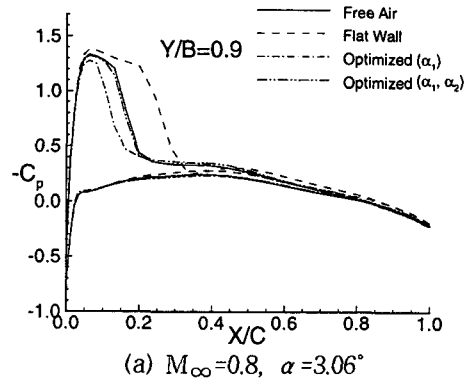


Fig.8 Comparison of pressure coefficient distributions.

즉 반자유흐름 상태에서는 아래, 윗 벽면의 간섭효과는 없으나 양 옆벽면의 간섭효과가 존재하고 있는데 식 (11) 과 같은 모형으로 2-Variable 최적화 시킬 경우 반자유흐름 상태보다 더 자유흐름에 가까운 시험부내 흐름을 제공할 수 있음을 알았다.

그러나 아무리 식 (11) 의 적응벽면 모형에 2-Variable 최적화를 적용한 결과가 우수하다고 하더라도 식 (11) 의 기본유선 형상 결정시의 형상 오차가 최적화 결과를 악화시킨다면 현실적인 적응벽면 방식으로 적용하기는 곤란하다. 자유흐름에서의 모델주위에 형성되는 유선의 정확한 결정이 가능하다면 이미 풍동실험의 필요성이 없어지기 때문이다. 따라서 2-Variable 최적화 결과가 기본유선 형상 결정시의 형상오차에 큰 영향을 받지 않음을 검증해 줄 필요가 있다.

현재 사용하고 있는 전산유동해석 방법은 이미 알려져 있는 바와 같이 정성적인 유동특성

계산이 가능하므로 유선형상도 정확하지는 않지만 어느 정도의 오차범위내에서는 정성적으로 일치하는 계산이 가능하다. 기본유선 형상에 일어난 오차를 주기 위해 날개뿌리면상의 유선(Root)과 반대벽면상의 유선(End) 대신에 날개뿌리와 날개 끝의 중간정도인 $Y/B=0.536$ 인 지점(0.29W)과 날개 끝과 벽면의 중간정도인 $(Y-Y_{tip}) / (Y_{end}-Y_{tip})=0.516$ 지점(0.78W)에서의 유선을 기본유선으로 하면 Fig. 9와 같은 형상오차를 지닌다.

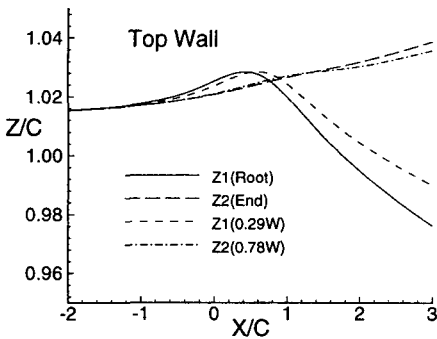


Fig.9 Comparison of the base streamlines. ($M_{\infty} = 0.8, \alpha = 3.06^\circ$)

이와같이 오차 있는 기본유선(0.29W, 0.78W)으로 구성된 적응벽면 모형에 2-Variable 최적화를 적용한 결과, 압력계수의 분포 측면에서 Fig. 10과 같이 비교되었다. 기본유선 결정시의 오차에도 불구하고 최적화된 결과는 적응 안된 시험부(Flat Wall)나 최적화를 적용하기 전인 $\alpha_1=1, \alpha_2=0$ 상태의 적응벽면 결과(Root Streamline)에 비해 벽면간섭을 효과적으로 제거하고 있는 것을 알 수 있다.

이상의 수치계산 결과로부터 식(11)에 의한 적응벽면 모형은 기본유선 결정시의 오차가 존재하더라도 2-Variable 최적화 과정을 통해 벽면간섭을 성공적으로 제거할 수 있음을 알았다. 따라서 날개뿌리면과 반대면상의 유선결정은 일반적인 Euler 나 Potential 코드로 계산하여 사용하여도 된다고 볼 수 있다.

실용화를 위한 또 하나의 선결 조건은 적응벽면 형상의 신속한 결정이라고 할 수 있는데 최적화 과정은 필연적으로 반복계산이 요구되므로 많은 시간이 소요될 수도 있다. 그러나 목적함

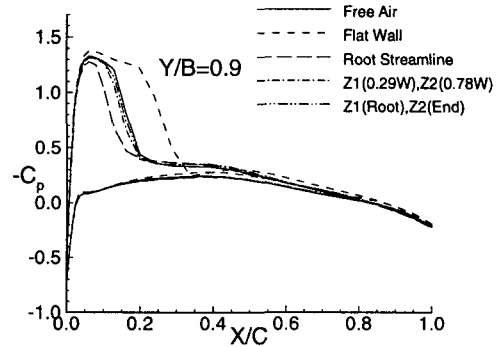


Fig.10 The effect of base streamlines on pressure coefficient distribution. ($M_{\infty} = 0.8, \alpha = 3.06^\circ$)

수인 표면압력 오차 총합(ϵ/ϵ_0) 측면에서 볼 때 2-Variable 최적화의 경우 최적방향에서의 첫 번째 최소값 결정후인 $N=1$ 에서 이미 수렴되고 있음을 Fig. 6에서 볼 수 있다. 양력계수 측면에서도 유사한 수렴결과가 Fig. 7에서 확인되었다. 2-Variable 최적화의 $N=1$ 은 방향 결정을 위한 목적함수의 구배 계산과 결정된 방향에서의 최소값 계산 과정이 내재되어 있다. $\alpha_1-\alpha_2$ 면상에서의 구배계산은 3번의 시험부 유동계산이 요구되며, 최소값 결정은 1-Variable 최적화라고 볼 수 있는데 대체로 4회의 반복계산으로 최소값이 결정됨을 Fig. 6에서 확인할 수 있으므로 총 7번의 시험부 유동계산이 소요됨을 알 수 있다.

실제 풍동실험에 적용시 목적함수는 3차원 계산으로 얻어진 모델표면의 압력계산치 대신 시험부 벽면에서의 시험부내 압력 측정치와 시험부 외부의 2차원 유동 압력계산치와의 차이로 둘 수 있으므로 측정 및 계산에 소요되는 시간보다 벽면적응 장치가 실용화의 관건이 된다. 따라서 벽면 작동 장치를 자동화한다면 제안된 최적화 모형을 적용할 수 있을 것이다.

4. 결론

3차원 실험을 위한 2차원 벽면적응 방식으로 두개의 기본유선과 두개의 설계변수로 이루어지는 적응벽면 모형을 세우고 수치계산으로 검증해 본 결과

첫째, 목적함수인 시험부내와 자유흐름에서의 표면압력 차이가 최소화되는 최적상태가 존재하

며 목적함수는 최소점을 기준으로 단조증가하고

둘째, 1-Variable 최적화는 벽면간섭량이 커지는 경우 효과가 작으나 2-Variable 최적화는 충격파가 존재하더라도 벽면간섭 제거 능력이 우수하며

셋째, 2-Variable 최적화 결과는 기본유선 형상오차에 민감하지 않으므로 기존의 수치계산으로 구한 유선을 기본유선으로 사용할 수 있으며 넷째, 수렴성이 우수하여 한두 번의 최소화 결정과정으로 최적점이 얻어지므로

다섯째, 시험부내 유동을 실험으로, 자유흐름을 시험부 외부의 가상유동으로 대신하여 계산하고 목적함수를 모델표면 대신 시험부 벽면에서의 측정치와 계산치 차이의 총합으로 대치하면 실용화가 가능하다.

참고문헌

[1] Wolf, S.W.D., "Adaptive Wall Technology for Improved Wind Tunnel Testing Techniques - A Review," *Prog. Aerospace Sci.* Vol. 31, pp.85-136, 1995.

[2] Wedemeyer, E. and Lamarche, L., "The Use of 2-D Adaptive Wall Test Sections for 3-D Flows," *AIAA 15th Aerodynamic Testing Conference*, 1988, pp. 363-371.

[3] Wedemeyer, E., "Wind Tunnel Testing of Three-Dimensional Models in Wind Tunnels with Two Adaptive Walls," VKI-TN-147, Oct. 1982, pp.30

[4] Smith, J., "A Theoretical Exploration of the Capabilities of 2D Flexible Wall Test Sections for 3D Testing," NLR MP 84018 U, 1984.

[5] Lewis, M.C., Neal, G., and Goodyer, M. J., "Adaptive Wall Research With Two- and Three-Dimensional Models in Low Speed and Transonic Tunnels," *AIAA 15th Aerodynamic Testing Conference*, 1988, pp. 331-341.

[6] Wolf, S.W.D., "Status of Adaptive Wall Technology for minimization of Wind Tunnel Boundary Interferences," *The 17th ICAS Congress*, Sept. 1990, pp. 352-362.

[7] Neal, G., "The Experimental Verification of Wall Movement Influence Coefficients for an Adaptive Walled Test Section,"

NASA CR 181681, 1988.

[8] Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vector, and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, No.2, April 1981, pp. 357-372.

[9] Anderson, W.K., Thomas, J.L., and Van Leer, B., "Comparison of Finite Volume Flux Vector Splittings for the Euler Equations," *AIAA Journal*, Vol. 24, No.9, Sept. 1986, pp. 914-922.

[10] Schmitt, V. and Charpin, F., "Pressure Distributions on The ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers," *Experimental Data Base for Computer Program Assessment-Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD-AR-138*, May 1979, B1-1 to B1-44.

[11] Vanderplaats, G.N., *Numerical Optimization Techniques for Engineering Design With Applications*, McGraw-Hill Book Company, 1984.

[12] Fletcher, R. and Reeves, C.M. "Function Minimization by Conjugate Gradients," *Computer Journal*, Vol.7, No.2, pp.149-154, 1964.