

패널코드를 이용한 T-50 형상의 공력특성 예측 및 검증

박선욱¹, 김도준², 제상언², 명노신³, 조태환³

AN ANALYSIS OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A T-50 CONFIGURATION USING A PANEL CODE AND ITS VALIDATION

S.W. Park¹, D.J. Kim², S.E. Je², R.S. Myong³, T.H. Cho³

The aerodynamic characteristics of a T-50 aircraft configuration are investigated by a subsonic panel method. Panel methods are best applicable to the lifting surfaces such as wings and airfoils. Source and doublets are used in the present code as a basic singularities of the panel technique. The panel method is first assessed by applying it to several benchmark problems for which other solutions and experimental data are available, such as a swept wing and wing body configuration. The prediction results are compared with experimental data and show good agreement in all cases considered. Finally, the method is applied to a T-50 aircraft configuration and excellent agreement with flight test data in lift coefficients is found.

Key Words: 패널 기법(Panel Method), 공력특성(Aerodynamic Characteristics), 양력계수 (Lift Coefficient)

1. 서 론

공기유동에 관한 일반적인 해석방법에는 비점성, 비회전 유동 가정에 기초한 퍼텐셜 방정식, 비점성 유동을 해석하는 Euler 방정식, 그리고 점성 효과를 고려하는 Navier-Stokes 방정식이 있다. 항공기 초기 설계과정에는 다양한 형상변화에 따른 반복적인 계산이 필요하므로 계산시간과 비용 면에서 강점을 가지는 퍼텐셜 방정식을 이용한 패널기법이 주로 이용된다. 특히 양력발생 표면에서는 아주 정확한 해석결과를 예측하므로 항공기 형상을 해석하는데 많이 이용된다. 본 연구에서는 용출(Source)과 용흡중첩(Doublet)을 결합한 패널기법 [1]을 사용하여 Swept Wing 및 Wing Body 형상 주위의 압력 분포에 대해 풍동실험과 수치해석결과를 비교하였다. 또한 T-50 전기체 형상에 대한 패널모델을 생성하였으며, 특정 비

행조건에 대한 압력 분포와 받음각 변화에 따른 양력계수를 비행시험값과 비교하여 항공기 초기개발 단계에서의 패널기법의 유용성을 확인하고자 하였다.

2. 수치해석

2.1 지배방정식

저속 비행물체 주위의 유동장은 정상상태, 비압축성(Incompressible), 비회전류(Irrotational Flow)의 퍼텐셜유동(Potential Flow)으로 가정할 수 있으며, 라플라스 방정식(Laplace Equation)을 만족시킨다. 임의의 점에서 유체의 속도를 $\nabla\phi$ 라 하면 라플라스 방정식은 아래와 같이 표현할 수 있다[2].

$$\nabla^2\phi = 0, \quad \nabla^2\psi = 0 \quad (1)$$

식 (1)의 ϕ 는 시간과 위치의 스칼라 함수로써 유동장의 모든 특이 요소들에 의해서 유도되는 속도 퍼텐셜이다.

1 한국항공우주산업(주)

2 경상대학교 대학원 항공공학과

3 종신회원 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술 연구소

* Corresponding author E-mail: djkim@gnu.ac.kr

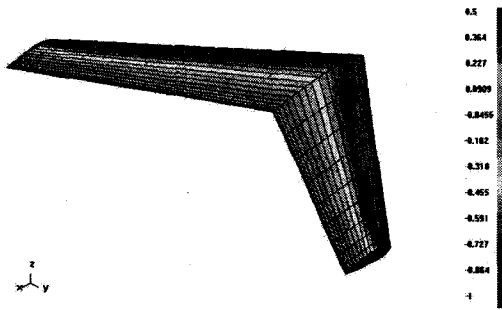


Fig. 1 Pressure Distribution of Swept Wing Surface (M=0.2, AOA=12°)

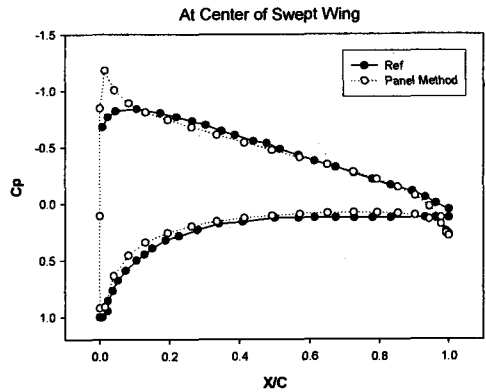


Fig. 3 A Comparison of Pressure Coefficient at Center of Swept Wing (M=0.2, AOA=12°)

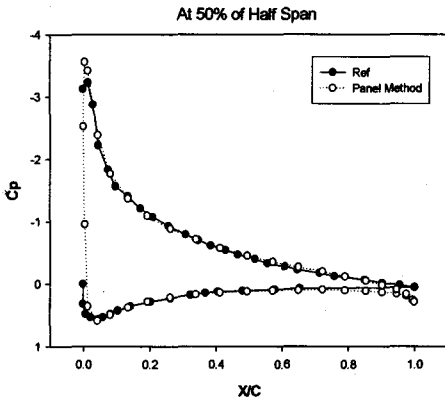


Fig. 2 A Comparison of Pressure Coefficient at 50% Half Span (M=0.2, AOA=12°)

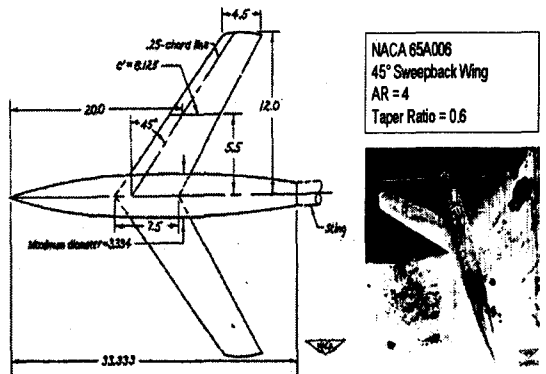


Fig. 4 Configuration of Wing Body Model

2.2 패널기법

비압축성 흐름에 대한 유동장에서는 네 가지의 미지수, 즉 압력과 세 가지의 속도 성분을 풀이해야 한다. 반면 유체가 비회전일 경우 두 가지의 스칼라 미지수만을 풀이하면 된다. 그러므로 유체의 일반적인 운동에서 비압축성 조건과 운동방정식을 동시에 풀어야 한다. 하지만 비회전 유동에서는 운동방정식과 무관하게 퍼텐셜을 결정한 후 운동 방정식의 적분형, 즉 베르누이 방정식으로부터 압력을 구할 수 있다. 따라서 이상 유체의 비회전 운동에 대한 전반적인 문제는 적절한 경계조건을 갖는 라플라스 방정식의 풀이로 다루어질 수 있다.

2.3 T-50 형상의 공력해석

용출과 용흡중첩을 결합한 패널기법을 이용하여 T-50 전기체 모델에 대한 공력 특성을 확인하고, 실제 비행 시험 결

과와 비교하여 패널기법의 정확도 및 효율성을 확인하고자 한다.

3. 패널기법의 3차원 형상에 대한 적용

3.1 Swept Wing 모델에 대한 공력해석

코드의 정확성을 검증하기 위해 정상상태에서의 NACA0012 단면을 가진 3차원 Swept Wing 주위의 공기역학적 특성을 살펴보았다. 계산조건은 마하수 0.2, 받음각 12도 조건이다. Fig. 1은 3차원 날개 표면에서의 압력 분포[3]를 나타낸 것이다.

Fig. 2 과 Fig. 3 는 날개 중심 및 Half Span 의 50% 지점에서 압력계수(Cp)를 실험값[3]과 비교한 것이며, Leading Edge 부분에서의 오차를 제외하고는 실험값과 거의 일치하는

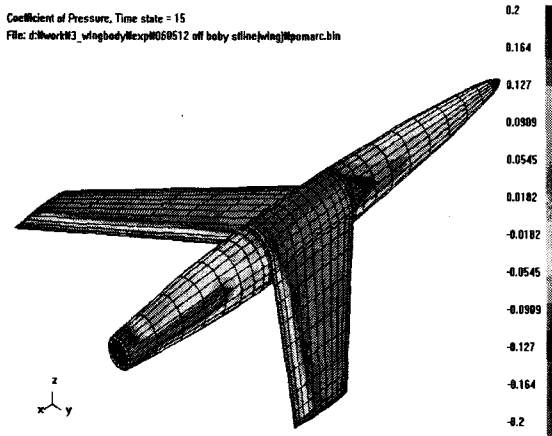


Fig. 5 Pressure Distribution of Wing Body Model Surface (M=0.6, AOA=8°)

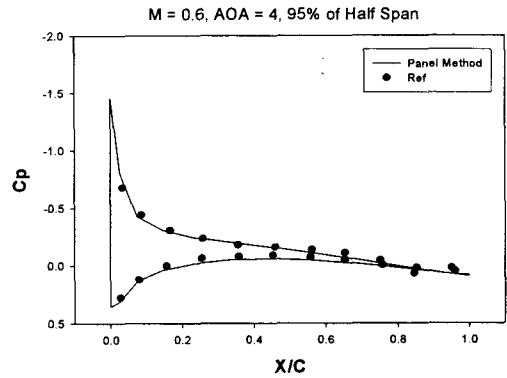


Fig. 7 A Comparison of Pressure Coefficient at 95% Half Span (M=0.6, AOA=4°)

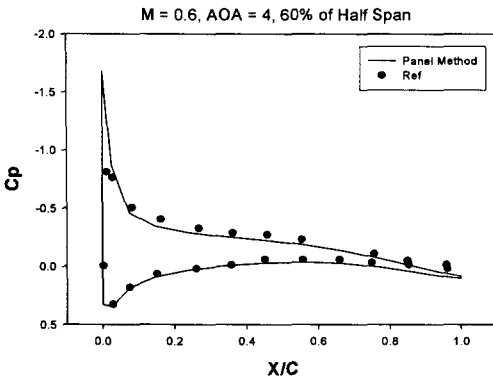


Fig. 6 A Comparison of Pressure Coefficient at 60% Half Span (M=0.6, AOA=4°)

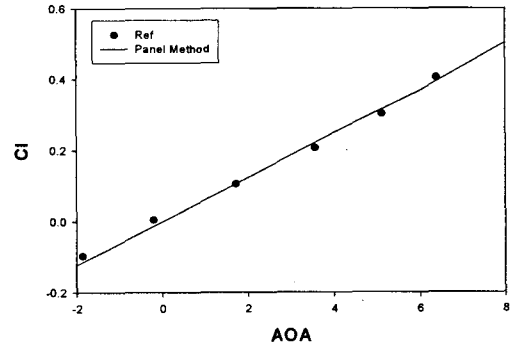


Fig. 8 Comparison of Lift Coefficient in AOA Variation

것을 확인할 수 있었다.

3.2 Wing Body 모델에 대한 공력해석

코드의 정확성을 검증하기 위한 두 번째 단계로 날개와 동체로 구성된 Wing Body 모델에 대한 공기역학적 특성을 확인하였다. Wing Body 모델은 Fig. 4와 같이 후퇴각 45도, 가로세로비 4, 테이퍼 비가 0.6인 NACA 65A006 단면을 가진 날개와 동체가 조합된 형상이다[4].

Fig. 5은 마하수 0.6, 받음각 8도에서의 압력 분포를 나타낸 것이다.

Fig. 6 과 Fig. 7은 마하수가 0.6 인 정지 비행조건에서 받음각을 4도에서 날개의 60% 및 95% 지점에서의 압력계수 값을 확인하고 실험값[4]과 비교한 것이다. 수치해석결과 받음각이 4도인 경우에는 실험값과 상당히 근사한 결과를 확인할 수 있었다. 하지만 받음각이 증가할수록 Leading Edge 부

분에서의 오차를 확인할 수 있었다. 이는 패널 방법이 Potential Flow Theory에 기초를 두었기 때문에 Drag나 유동박리(Flow Separation)를 모사할 수 없어서 발생한 것으로 판단된다.

Fig. 8은 받음각의 변화에 따라 양력 계수의 변화를 나타낸 것으로 실험값 [5]와 비교하였다. 받음각이 8도 이하의 비교적 영역에서 실험값과 유사함을 확인할 수 있었다.

3.3 T-50 모델에 대한 적용

3.3.1 패널 모델링

패널 모델링은 T-50 항공기의 CATIA 모델을 주 날개, 조종실과 같은 여러 부분으로 나눈 다음, 각 부분에 대하여 패널을 생성하였다. Fig. 9은 CATIA 모델에서 완성된 패널 형상을 보여준다. 항공기 우측 형상을 기준으로 패널을 구성하였으며, 해석 시 대칭으로 적용하였다. 완성된 패널 형상으로부터 각 패널의 정보를 획득하고 In-House Code를 이용하여

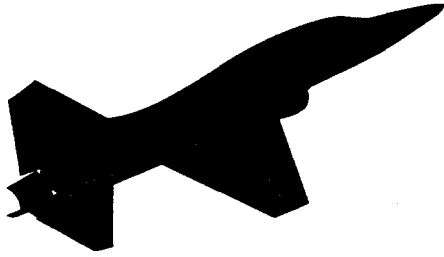


Fig. 9 Complete T-50 Panel Configuration in CATIA Model

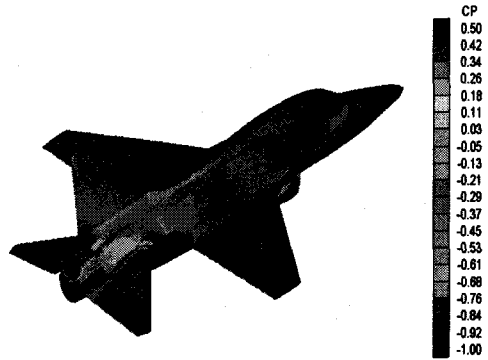


Fig. 11 Pressure Distribution (M=0.6, AOA=15°)

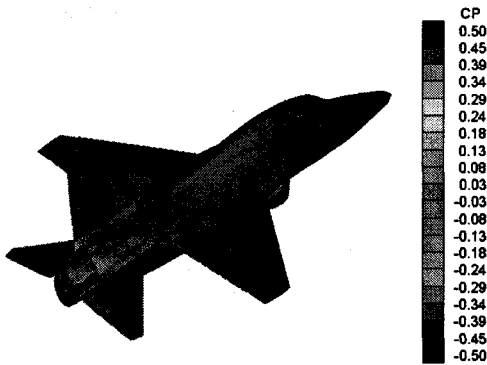


Fig. 10 Pressure Distribution (M=0.6, AOA=5°)

패널 코드의 입력 형식으로 변환하였다. Fig. 9는 패널기법 형식으로 변환된 T-50 항공기이다. 전체 패널 수는 항공기 절반을 기준으로 약 2300개로 구성된다.

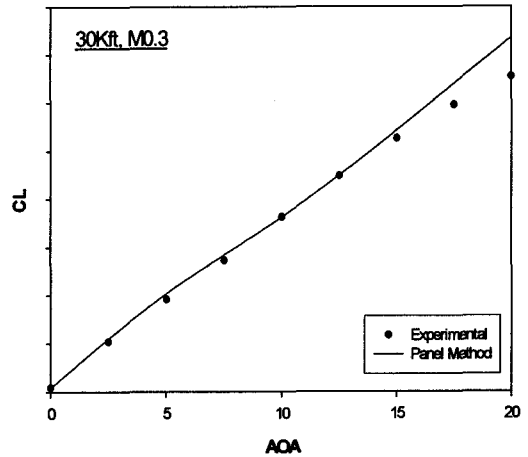


Fig. 12 Comparison of Lift Coefficient in AOA Variation (30,000 ft, M=0.3)

3.3.2 T-50 공력특성 확인

T-50 패널 모델에 대하여 고도 30,000 ft, 마하수가 0.6에 대해 받음각 5도 및 15도 조건에서의 공력 특성을 확인해 보았다. 항공기의 압력분포는 Fig. 10 과 Fig. 11에서와 같이 확인할 수 있었다.

3.3.3 T-50 비행시험 결과 비교

패널기법에 대한 타당성 확인을 위하여 T-50 비행시험 데이터와 비교하였다. 비교 조건은 고도 30,000 ft, 마하수 0.3 및 0.6에서의 받음각에 따른 양력계수의 값으로 Fig. 12과 Fig. 13에 각각 나타내었다. 실험값과 비교 결과 받음각 약 15도까지 상당히 유사한 결과를 확인할 수 있었다. 하지만 그 이후의 높은 받음각에서는 실제 항공기 모델에 작용하는 양력계수 값과는 차이가 나타나며 이는 비점성, 비압축성 유동의 가

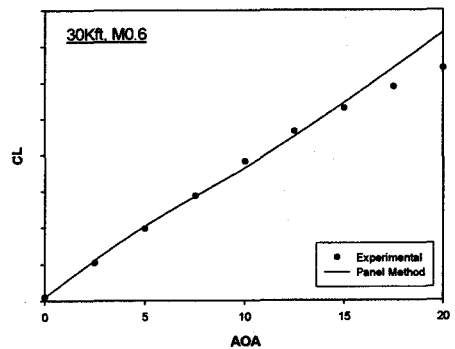


Fig. 13 Comparison of Lift Coefficient in AOA Variation (30,000 ft, M=0.6)



정으로 이루어지는 패널 기법의 특성으로 이해된다. 흐름 박리 및 압축성 효과를 감안할 경우 좀 더 정확한 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구를 통하여 용출(Source)-용흡중첩(Doublet)을 기반으로 하는 패널 기법을 이용하여 T-50 항공기에 대한 공기역학적 특성을 확인하고 실제 비행시험 결과 값과 비교하였다. T-50 형상에 대한 패널 모델 생성하였으며, 특정 비행 조건에 대한 압력 분포, 마하수 분포, 압력계수와 받음각 변화에 따른 양력계수를 실험값과 비교하였다. 실험값과 패널기법에 의한 해석 값은 비교적 정확하게 일치함을 확인할 수 있었다. 특히 항공기 주 날개와 같은 일부가 아닌 항공기 전기체 모델에 대한 패널기법을 적용한 것에 대해 의미가 있다고 판단된다. 또한 공력해석 결과의 타당성뿐만 아니라 짧은 계산시간과 적은 비용, 물체의 움직임에 대한 해석이 가능하고 구조 해석과 연계가 용이한 패널기법의 특징으로 볼 때 항공기를 개발하는 과정에서 상당히 유용한 기법이라고 사료된다.

후 기

본 연구는 경상대학교 항공기부품기술연구소 (한국학술진

흥재단 KRF-2005-005-J09901)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Cho, T.H., 1985. "Computation of Three-Dimension Potential Flow around a Finite Wing with a Leading Edge Discontinuity at High Angle of Attack," *Ph.D Thesis*, University of Maryland.
- [2] Katz, J. and Plotkin, A.. 2001. "Low-Speed Aerodynamics," *Cambridge University Press*.
- [3] Hoerner, S.F. and Borst, H.V.. 1985. "Fluid-Dynamic Lift," *Hoerner Fluid Dynamics*.
- [4] Loving, D.L., and Estabrooks, B. B., 1951. "Analysis of Pressure Distribution of Wing-Fuselage Configuration Having a Wing of 45° Sweepback, Aspect Ratio 4, Taper Ratio 0.6, and NACA 65A006 Airfoil Section," *NACA RM L51F07*.
- [5] Rom, J.. 1992. "High Angle of Attack Aerodynamics: Subsonic, Transonic, and Supersonic Flows," *Springer*.