論文

Vortex 패널법을 이용한 비정상 3차원 날개의 피칭 운동에 관한 연구

정봉구*, 조태환**

Computational Study of Unsteady Three Dimensional Wing in Pitching Motion Utilizing Linear Vortex Panel Method

Bong-gu Jeong* and Tae-hwan Cho**

ABSTRACT

In this study, steady/unsteady aerodynamic characteristic for three dimensional symmetric wing was investigated numerically using Vortex Panel Method. This program utilized linearly varying vortices in x and y directions distributed on the wing surface and was applied to the incompressible potential flow around a three dimensional wing. Separation and deformation of the wake are not considered. The comparison between NACA Airfoil Data and the computed results showed excellent agreement. This method was applied to unsteady wings undergoing both sudden pitch-up and constant rate pitching motion. In the unsteady flow analysis, a formation and a time-dependent locations of Starting Vortices are considered and the effect of Starting Vortices on aerodynamic characteristic of the wing was calculated. The present method can be extended to apply for more complicated cases such as pitching, flapping and rotating wing analysis.

초 록

본 연구에서는 3차원 대칭형 날개의 정상/비정상상태에서의 공기력 특성을 Vortex 패널법을 이용하여 수치적으로 연구했다. 이 프로그램은 날개 표면에 분포된 x, y 방향에 따라 선형적으로 변하는 와(Vortex)를 이용하는 프로그램을 기반으로 하여 3차원 날개 주위의 비압축성 포텐셜 흐름에 적용하였고 박리와 후류의 변형은 고려하지 않았다. NACA Airfoil 자료와 비교한 계산결과는 매우 만족스러운 일치를 보여주었다. 또한 갑작스러운 pitch-up 운동과 일정한 각속도로 피칭운동을 하는 비정상 날개에 대해서도 본 방법을 적용하였다. 비정상 상태의 연구에서는 출발와류의 생성과 시간에 따른 위치를 고려함으로써 출발와류가 날개의 공기력 특성에 미치는 영향을 계산하였다. 본 방법은 피칭이나 플레핑, 회전익 해석등의 더 복잡한 경우에도 적용되어질 수 있다.

Key Words : Vortex Panel Method(와류 패널법), Unsteady flow(비정상 유동), Starting Vortex(출발 와류)

1. 서 론

† 2003년 1월 30일 접수 ~ 2003년 5월 2일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부

연락처자, E-mail : thcho@nongae.gsnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

양력을 가지고 있는 물체 주위의 유동 해석은 유체역학의 중요한 문제 중 하나이다. 특히 항공기의 경우에 있어서 3차원 물체 주위의 유동에 관한 많은 실험적 연구가 행하여져 왔는데 1960년대 패널법이 개발되면서 패널법은 실험적 연구(풍동

실험)를 효과적으로 대체하였고 이후에도 여러 유체역학 해석에 있어서 강력한 공학적 도구로 이용되어 왔다. 패널법은 CFD의 한 부류로서 흐름속에 있는 물체의 표면에 특이점을 분포시키고 경계조건에 적합한 특이점의 강도를 구한 후 공간상의 흐름의 특성을 그 특이점의 분포에 의해 계산하는 방법이다. 패널법은 일반적으로 FDM 등에 의한 CFD 기법보다 더 적은 컴퓨터 계산시간으로 비교적 정확한 흐름의 해를 구할 수 있는 장점이 있다. 패널법[1]-[3]에 사용되는 특이점으로는 용출점(Source), 용입점(Sink), 와(Vortex), 용흡중첩(Doublet)과 이들의 결합 등이 있다. 용출점(Source)을 분포시키는 패널법은 주로 비양력 물체에 사용되며 양력을 발생시키는 물체 주위의 유동에 관한 해석은 주로 용흡중첩(Doublet)과 용출점(Source)의 결합 또는 와(Vortex) 등의 특이점을 표면에 분포시키는 방법을 사용한다. 이러한 방법들은 이차원 익형주위의 비정상 포텐셜 유동 해석[4]이나 최적 익형의 설계[5], 3차원 날개의 유동해석[6]-[8], 날개 또는 팬/프로펠러의 공탄성 해석[9]-[10]등에 널리 사용되고 있다. 이와는 달리 양력면의 표면에 선형적으로 변화하는 와(Vortex)를 표면 전체에 분포시켜 물체 주위의 유동을 해석하는 방법이 참고문헌[11]에서 고안되었다. 본 연구에서는 Linear Vortex 패널법[11]의 개념과 수치적 기법[12]을 바탕으로 비압축성 층류에서 포텐셜 흐름에 선형적 와(Vortex)를 적용하여 NACA 0012 대칭형 3차원 날개 주위의 공기역학적 해석을 수행하였다. 결과는 NACA 0012 Airfoil Data[13]와 비교 검토하였다. 아울러 시간적 변화와 Starting Vortex를 고려한 비정상 패널법을 개발함으로써 반응각 변화에 따른 공기역학적 힘의 변화 추세를 살펴 보는데 그 목적을 두고 있다.

II. Linear Vortex 패널법

다수의 사람들이 3차원 흐름 해석 시 Vortex 분포 보다 Doublet을 더 선호한다. 이는 Vortex 분포를 사용할 때는 두개의 직교 Vortex 벡터를 다루어야 하고 반면 Doublet 사용은 하나의 스칼라 양, 이름 바 속도 포텐셜 만을 다루어도 되기 때문이다. 그러나 Vortex 분포의 해는 표면 속도의 분포를 직접적으로 산출해 내는 반면 Doublet 분포의 해는 표면 속도를 얻기 위해 한번 더 수치적 미분을 수행해야 한다. 따라서 Vortex 패널법은 Doublet을 이용한 패널법에 비해 수치적 미분을 수행하는 계산과정과 이에 따른 추가적 오차를 생략할 수 있다.

Fig. 1. Linear vortex panel on a wing

Fig. 2. Finite thickness wing as a combination of two cambered wings

2.1 이론적 배경

본 논문에서는 Fig. 1에서 보이듯이 x, y 방향으로 Bound Vortex의 선형적 변화를 주었다. Trailing Vortex는 이 Bound Vortex로부터 생성되었고 x 방향으로 2차 변화를 가지고 y 방향으로는 일정하다.

유한한 두께를 가진 날개는 Fig. 2에서 보여주는 것처럼 윗면과 아랫면으로 구분하고 이들은 서로 가까이에 위치해 있는 독립적이고 무한히 얇은 날개로 다루었다.

Kutta 조건 또한 $\gamma_{t.e.u} = 0$ 와 $\gamma_{t.e.l} = 0$ 로 별개로 적용했다. 이 구성은 Leading Edge에서 하나는 윗면, 다른 하나는 아랫면을 위한 두 개의 γ 값을 가진다. 이들 두개의 값의 평균으로 Leading Edge Vortex 강도에 대한 최종적인 해를 구한다. 본 연구에서는 정체선은 Leading Edge에 있다고 가정했다. 정체선과 교차하여 흐름의 방향은 뒤바뀌어 하나는 downstream 방향이, 다른 하나는 upstream 방향이 된다.

2.2 지배 방정식과 경계 조건

비점성, 비압축성 라플라스 방정식[14]을 포텐셜 유동에 대한 지배방정식으로 사용하였으며 방정식은 다음과 같다.

$$\nabla^2 \phi = 0$$

지배적인 라플라스 방정식은 알맞은 경계 조건을 적용함으로써 풀이될 수 있다. 외부 흐름의 경우에 유동 영역은 물체의 표면과 무한대에 의해 경계되어 있다. 단단한 표면에 대한 경계조건은 Flow Tangency 조건($\nabla \Phi \cdot \nabla F = 0$)이다. 무한대에서 경계조건은 ∞ 에서 $\phi = 0$ 이다. 여기서 ϕ 는 Perturbation 포텐셜 이다.

2.3 Vortex 계통

Fig. 3. Bound vortex system of a linear vortex panel method

날개 표면에서 Bound Vortex는 Fig. 3과 같이 x, y 방향으로 선형적으로 변화한다. 제어점에 대한 유도속도를 Bio-Savart 법칙을 이용하여 구한 후 x, y 축을 따라 적분을 수행함으로써 식을 유도할 수 있다. Vortex Model의 정의에 의해서 임의의 위치에서 생성되는 Trailing Vortex의 강도는 그 점에서의 Bound Vortex 강도의 y 방향의 변화량과 동일하므로 y 방향으로 선형적으로 변하는 Bound Vortex를 갖는 동일한 패널내에서는 Trailing Vortex가 y 방향에 따라 일정한 강도를 가지게 된다. 따라서 인접한 패널의 서로 접하는 가장자리(Edge)에서의 Trailing Vortex는 서로 상쇄된다. 그러므로 날개 상의 Trailing Vortex는 날개 양끝(Wing Tip)의 방향이 서로 반대인 강한 Tip Trailing Vortex와 그 사이의 공간에 분포되어 있는 Trailing Vortex로 구성되어진다. 날개 표면에는 Bound Vortex와 이로부터 생성되어 후류로 흘러나오는 Trailing Vortex로 덮여 있지만 Trailing Edge 이후의 후류에는 x 방향으로 강도가 일정하고 y 방향으로 한 패널 내에서만 일정한 강도를 갖는(Piecewise constant) Trailing Vortex Surface로 이루어져 있다.

2.4 Wake 모델

Wake 표면의 기하학적 형상은 흐름은 초기에

Fig. 4. Wake model

Trailing Edge 가 이루는 각의 이등분선에 접하도록 흘러 나가고 무한히 먼 후류에서는 실제 흐름과 정렬된다고 가정함으로써 묘사했다. 이 연구의 주요 목적은 날개 표면의 하중 분포 현상을 조사하는 것이기 때문에 Wake Roll Up 과정은 고려하지 않았다. Trailing Edge에 대해 패널의 Wake는 날개 끝단에 붙어 있다고 가정했고 흐름 방향의 마지막 패널은 계산 시 Free Stream 방향을 가지는 것으로 가정했다. 비정상 해석시에는 Wake는 시간이 지남에 따라 새로이 생성되는 것으로 간주했다.

III. 적용 및 고찰

3.1 정상 상태에 대한 적용

본 절에서는 캠버가 있는 무한히 얇은 3차원 날개에 대한 수치적 기법을 이용하여 유한한 두께를 가진 날개에 대한 수치적 기법을 개발했다.

캠버를 가진 무한히 얇은 날개에 대한 적용

2.5% 캠버를 가진 무한히 얇은 날개에 적용한 Linear Vortex 패널법은 참고문헌 [11]에 의해 구성된 수치적 기법을 이용하였다. 대상은 2차원 해석 결과와의 비교를 위하여 가로세로비가 매우 큰 값인 33.4를 갖는 직사각형 평면 형상과 2.5%

Fig. 5. Panel solution for a 2.5% cambered wing with angle of attack 10°

캠버를 가진 무한히 얇은 날개에 대해 받음각 10도일 때에 대해 패널 수를 31×21로 설정 후 수행하였다. Fig. 5는 3차원 Linear Vortex 패널법을 적용한 해이다. 전체적으로 이상적인 양력의 분포를 보여주고 있다. Leading Edge에서의 급격한 값의 변화는 Leading Edge가 일종의 불연속성을 지니고 있기 때문으로 판단된다.

유한한 두께를 가진 날개에 대한 적용

유한한 두께를 가진 날개에 대한 Linear Vortex 패널법의 적용은 캠버를 가진 무한히 얇은 날개에 대한 적용 문제보다 훨씬 복잡하다. 캠버를 가진 무한히 얇은 날개의 경우 유선이 날개의 기하학적 형상에 따라 Leading Edge에서 Trailing Edge 방향으로 향한다. 그러나 유한한 두께를 가진 날개의 경우 바람이 불어오는 쪽의 표면에서 정체선이 생성되므로 여기서부터 윗면과 아랫면의 Trailing Edge 쪽으로 유선을 형성해야 한다. 본 연구에서는 정체선을 Leading Edge로 가정하여 유선의 방향을 형성하였고 유한한 두께를 가진 날개는 서로 간의 간격이 0인 두 개의 캠버를 가진 무한히 얇은 날개로 간주함으로써 Linear Vortex 패널법을 적용할 수 있었다. 여기서 흐름의 박리 현상은 고려를 하지 않았으며 후류는 Trailing Edge에서 출발하는 것으로 가정했다. Fig. 6은 받음각 10°에서 패널 수를 50 × 41로 주고 계산한 결과이다. 패널수가 충분히 많아짐에 따라 전체적인 결과는 적은 경우보다 보다 합리적으로 도출되었다. 그러나 날개 양 옆의 끝에서의 γ 값의 돌출한 현상이 나타났는데 이는 날개가 완전히 Vortex로 둘러싸이도록 날개 양 끝 옆면에 대해 패널을 구성해 주지 않은 영향으로 추정된다.

Fig. 7은 Linear Vortex 패널법의 결과와 NACA Airfoil Data를 비교한 것이다. NACA 0012 날개에 대해 패널 수는 30×7이고 받음각은 0°이며 비교 위치는 Mid-Span이다. 비교 결과 매우 좋은 일치를 보이고 있다.

Fig. 6. Panel solution with 50×41 panel

Fig. 7. Comparison with NACA 0012 Airfoil Data

Fig. 8. C_L vs α for a rectangular wing with NACA 0012 Airfoil

Fig. 8은 가로세로비 6에 따라 수정된 2-D Data와 본 패널법(패널 수 30 × 13)의 C_L vs α 곡선을 비교한 것이다. 아주 좋은 일치를 보이고 있다. 상기의 비교 결과로부터 날개 양 끝단에서의 문제가 전체적인 결과에 미치는 영향은 아주 미미한 것으로 결론 지었다.

3.2 비정상상태에 대한 적용

본 장에서는 피칭 운동중인 3차원 날개에 대해 Unsteady Linear Vortex 패널법을 적용코자 했다. 3.1절에서 개발한 정상 상태 패널법과의 근본적인 차이는 Starting Vortex와 그것의 시간에 따른 변화를 고려하는데서 차이가 있다. 정상 패널법에서는 Starting Vortex가 날개 뒤의 무한히 먼 후류에 존재한다고 가정함으로써 고려의 대상에서 제외되었다. 그러나 비정상 패널법에서는 강력한 Starting Vortex가 Trailing Edge 뒤에 존재하기 때문에 그 영향을 무시할 수는 없다. 본 장에서는 피칭 운동을 막 시작하는 단계에 대한 현상을 갑작스러운 받음각의 변화로 간주하면서 문제에 접근했다. 또한 순간적인 받음각의 변화에 따른 값은 정상 운동에서 동일한 순간의 속도와 받음각에서 경험하는 것과 동일하다고 가정하였다. 받음각이 변화함에 따라 Trailing Edge 바

Fig. 9. Flowchart for 3-D unsteady computation

Fig. 10. Wake geometry with time

로 뒤에 생성되는 Starting Vortex의 존재를 고려하고 또 시간이 지남에 따라 Starting Vortex가 정해진 Wake 면을 따라 날개에서 멀어지면서 그 영향이 감소하는 경향을 살펴보았다. 비정상 패널법의 개발은 정상 패널법에 Starting Vortex의

Fig. 11. Comparison of C_L change with time due to Starting Vortex movement for sudden and continuous pitching motion

영향을 추가하고 시간에 따라 Wake를 생성시켜 주고 Starting Vortex의 위치를 변화시켜 줌으로써 가능했다. 알고리즘은 Fig. 9와 같다.

가로세로비가 6이고 패널수가 30×13 인 NACA 0012 날개가 받음각이 0도에서 10도 까지 pitching-up 하는 비정상 상태에 대해 Linear Vortex 패널법을 적용하였다. 유동의 비선형성을 추가하기 위해 후류는 Trailing Edge로부터 흘러나와 매 시간 간격 Δt 마다 후류 패널을 추가시켜 주었다. Starting Vortex는 최초 시간에 Trailing Edge로부터 0.001 떨어진 위치에서 생성되어 Δt 에 따라 흘러나가는 것으로 모델링했다. Fig. 10에서 시간에 따른 Starting Vortex와 Wake의 생성을 볼 수 있다.

한번에 받음각을 변화시킨 경우와 여러 단계에 걸쳐 받음각을 변화시키는 경우를 모델링 했는데 전자의 경우는 동일한 받음각으로 갑자기 운동을 시작하는 상태와 물리적으로 동일하다. 서서히 받음각이 변화하는 경우, 무차원 Pitch Rate는 $\dot{\alpha} = \omega c / U_\infty = 0.08726$ 로 가정했다. 다시 말하면 받음각이 0도에서 10도 까지 변하는데 2초의 시간이 소요된다. 10도의 받음각 변화가 완료될 때 쭉 흐름은 후류 쪽으로 시위 길이의 두 배의 위치에 도달하도록 속도를 무차원화 시켰다.

Fig. 11의 결과에서 알 수 있듯이 두 경우 모두 Starting Vortex가 무한히 멀리 가면 비정상 상태의 값이 정상 상태의 값으로 수렴하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 12와 Fig. 13은 서서히 받음각이 변화하는 경우에 대한 γ 와 압력의 변화 추세이다. 받음각은 0.5° 씩 20 단계에 걸쳐서 2초 만에 0°에서 10°로 변화했고 $U_\infty \Delta t / C = 0.1$ 이다.

Fig. 12. Time change of Vortex distribution on a wing surface in pitching motion

Fig. 13. Time change of Pressure distribution on a wing surface in pitching motion

Fig. 14. C_L vs UT/C for a rectangular wing with NACA 2410 Airfoil

비대칭 익형을 가진 날개에 대한 적용 역시 동일한 추세의 결과를 보여주고 있다. 적용 대상은 가로세로비가 6이고 패널수가 34×13 인 NACA 2410 날개이다. Fig. 14에서 NACA 0012 날개의 결과와 동일하게 시간이 지남에 따라 비정상 값이 정상 값으로 수렴해 감을 볼 수 있다.

IV. 결 론

Linear Vortex를 날개 표면에 분포시키는 Linear Vortex 패널법을 이용하여 3차원 대칭형 날개에 대한 공기역학적 특성을 예측하였다. 유한한 두께를 가진 날개에 대한 정상 상태와 비정상 상태에 대한 Vortex 패널법을 개발하였으며 그 역학적 특성을 고찰했다. 받음각 0° 의 경우에 NACA Airfoil Data와 본 패널법의 C_L 값을 비교하여 잘 일치함을 확인했고, 또한 패널법으로 계산한 C_L vs α 곡선이 가로세로비에 따라 수정된 곡선과 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 비정상 상태에 대해 Starting Vortex의 존재에 대한 물리적 접근을 시도하였고 Starting Vortex가 먼 후류로 이동 후 정상 상태의 값으로 수렴하는 것을 확인했다. 받음각이 급격히 한 단계만 거쳐서 변하는 경우와 일정한 시간 내에 연속적으로 변하는 경우를 모델링을 했다. 두 가지 모델의 결과를 비교해 보았고 비정상 상태의 값이 시간이 지남에 따라 정상 상태의 값에 접근해 감을 확인했다. 그러나 유동의 비선형성에 정확도를 더 높이기 위해서는 정확한 정체선의 위치 재결정과 박리점을 찾아 후류위치를 결정하는 방법의 추가가 필요할 것으로 예상된다. 본 연구에서 더 나아가 받음각을 사인 함수로 고려하여 연속적인 피칭 운동을 고려하고 또한 날개 Tip과 Root에서 비대칭 Pitching Motion을 고려하거나 또는 날개 Tip과 Root의 속도를 선형적으로 가정한다면 Flapping 날개 또는 헬리콥터 Rotor와 같은 회전익에 대해서도 적용 가능하리라 판단된다.

후 기

본 연구는 경상대학교 항공기부품기술연구센터와 두뇌한국21 지역대학육성사업단의 지원에 의한 것임을 밝히며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Joseph Katz and Allen Plotkin, "Low-speed Aerodynamics", Cambridge University Press, 2001
- 2) 이봉준, "날개(에어포일) 이론", 항공대학교 출판부, 1986
- 3) Michael J. C. Smith, Peter J. Wilkin and Marc H. Williams, "The advantages of an unsteady panel method in modelling the

aerodynamic forces on rigid flapping wings", The Journal of Experimental Biology, Vol. 199, No. 5, Jan. 1996

4) 이승수, 이동호, "패널법을 이용한 이차원 익형주위의 비정상 포텐셜 유동해석", 한국항공우주학회지, 제13권, 제1호, 1985, pp. 14~25

5) 류태규, 노오현, "표면 와류 분포 방법을 이용한 최적 익형 설계", 한국항공우주학회지, 제11권, 제2호, 1983, pp. 9~17

6) 장 훈, 류준오, 조진수 "3차원 패널방법을 이용한 양력면의 정상/비정상 공력해석", 한국항공우주학회지, 제20권, 제3호, 1992, pp. 1~12

7) 최성욱, 구삼욱, 성봉주 "항공기 날개의 3차원 비점성 유동해석", 한국항공우주학회지, 제20권, 제2호, 1992, pp. 1~13

8) 김영태, 조진수, "시간영역 패널법을 이용한 임의의 3차원 형상에 대한 정상/비정상 공력 해석", 한국항공우주학회지, 제27권, 제4호, 1999, pp. 23~35

9) 전상진, 김창희, 조진수, "고성능 첨단 프롭팬(터보프로펠러)의 공력해석을 위한 3차원 전산

기법", 한국항공우주학회지, 제24권, 제5호, 1996, pp. 33~47

10) 전상진, 김창희, 조진수, "3차원 비정상 패널법을 이용한 날개의 주파수 영역 플러터 해석", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1996, pp. 191~196,

11) Cho, T. H., "Computation of three-dimension potential flow around a finite wing with a leading edge discontinuity at high angle of attack", Ph.D, Department of Aerospace Engineering University of Maryland, Jan. 1985

12) Chuen-Yen Chow, "An introduction to computational fluid mechanics", John Wiley & Sons, 1979

13) Ira H. Abbott & Albert E. Von Doenhoff, "theory of wing sections", Dover, 1958

14) Krishnamurty Karamcheti, "Principles of ideal-fluid aerodynamics", John wiley & Sons, 1966