

論文

패널법을 이용한 임의의 3차원 BWB 형상 항공기에 대한 공력해석

이세욱*, 양진열**, 조진수***

Aerodynamic Analysis of an Arbitrary Three-Dimensional Blended Wing Body Aircraft using Panel Method

Sea-Wook Lee*, Jin-Yeol Yang** and Jin-Soo Cho***

ABSTRACT

A panel method based on potential flow theory is developed for the steady/unsteady aerodynamic analysis of arbitrary three-dimensional Blended Wing Body aircraft. The panel method uses the piecewise constant source and doublet singularities as a solution. This potential based panel method is founded on the Dirichlet boundary condition and coupled with the time-stepping method. The present method uses the time-stepping loop to simulate the unsteady motion of the aircraft. The present method can solve the three-dimensional flow over the complex bodies with less computing time and provide various aerodynamic derivatives to secure the stability of Blended Wing Body aircraft. That will do much for practical applications such as aerodynamic designs and analysis of aircraft configurations and flight simulation.

초 록

패널법(panel method)을 이용하여 포텐셜 유동조건에 있는 임의의 3차원 융합익기(Blended-Wing Body) 형상에 대해 정상/비정상 공력해석을 수행하였다. 본 연구 방법은 구간일정강도(piecewise constant strength) 용출(source) 및 중첩(doublet) 특이점(singularity)을 사용하고 Dirichlet 경계조건에 기초한 포텐셜 기저(potential based) 패널법과 물체고정좌표계의 각 방향에 대해 시간전진법(time-stepping method)을 결합한 방법이다. 본 프로그램은 임의의 3차원 BWB 형상 항공기의 공력해석을 빠르고 정확하게 수행할 수 있으며 BWB 항공기의 안정성을 위한 다양한 공력계수를 제공할 수 있다. 본 프로그램으로 3차원 정상/비정상 임의의 3차원 형상에 대하여 공력특성을 예측할 수 있어 BWB 항공기 설계단계, 비행 시뮬레이션과 같이 반복적 빠른 계산을 요구하는 실질적 응용에 크게 기여할 것이다.

Key Words : BWB(융합익기), Panel method(패널법), Aerodynamic analysis(공력해석), Flaperon(플래퍼론), Time-stepping method(시간전진법)

† 2008년 8월 28일 접수 ~ 2009년 10월 29일 심사완료

* 정회원, 한양대학교 기계공학과 대학원

** 정회원, 한양대학교 항공공학과 대학원

*** 정회원, 한양대학교 기계공학과

교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

서울시 성동구 행당동 17번지

I. 서 론

최근에 미국의 NASA, MIT 그리고 영국 캠브리지 대학에서는 기존 항공기와 달리 꼬리날개(tail wing) 없이 동체와 날개가 일체형으로 통합

되어 공기 저항과 항공기 자체 중량을 최소화하여 항공기 엔진의 최소화를 통한 화석 연료 절감 및 저소음의 친환경 차세대 항공기인 융합익기(Blended Wing Body, BWB)에 대한 연구를 진행하고 있다[1].

차세대 항공기는 고성능, 저소음, 고효율, 무공해, 고안전성, 대량 수송 능력 및 민군 겸용 활용을 목표로 다양한 형태로 개발되고 있다. 차세대 항공기의 융합익기 형상은 꼬리날개가 없는 혁신적인 형상으로 기존 항공기 형상에 비해 공기역학적으로 성능이 크게 개선되어 전체적인 항력이 기존 항공기에 비해 감소하게 되며, 연료소비를 저감시켜 장기체공이 가능하며 항속거리(range) 및 항속시간(endurance)을 증가시킬 수 있다. 또한 기존 항공기에서 발생하는 동체와 날개 결합부에서 발생하는 하중집중의 구조적인 문제도 해결할 수 있다는 장점이 있다.

John W. Dunne에 의해 기존 항공기와 달리 꼬리날개(tail wing) 없이 동체와 날개가 일체형으로 통합된 형상인 전익기(Flying-Wing)가 설계되었다[2].

German Horten aircraft family의 AW-52와 Northrop의 YB-49, 오늘날의 B-2 Stealth Bomber가 전익기(Flying-wing) 형상의 예이다.

1990년 Callaghan과 Liebeck[3], Liebeck 등[4]이 800명이 탑승할 수 있는 BWB 형상의 초기 연구를 수행하였다. 국제적으로 차세대 항공기의 융합익기 형상은 미국과 영국을 중심으로 연구가 활발히 이루어지고 있다. 미국에서는 NASA와 보잉의 공동연구팀이 기존 항공기 형상에 비해 공력 성능 향상을 통한 연료소모를 감소가 가능한 융합익기 플랫폼의 X-48B[1,5,6]를 개발하고 있다. 국내의 경우, 한국항공대학교[7]에서 융합익기 앞전후퇴각 변화에 따른 공력해석이 수행되었다.

본 연구에서 사용되는 해석 기법은 패널법을 이용해 공력특성을 파악하기 위해 공력해석을 수행하였다. 본 연구에 사용된 패널법은 시간전진법(Time-stepping method)이다. 패널법은 양력을 생산하지 못하는 동체의 해석에 취약하다는 단점을 갖고 있으나, BWB 형상은 전익기 형상으로 패널법으로 해석하였을 경우 그 결과의 정확성이 향상된다는 장점과 해석 시간이 적게 걸린다는 장점을 갖는다.

본 연구에서는 임의의 BWB 형상 무인기의 받음각 변화, 플래퍼론(flaperon) 적용에 따른 다양한 공력해석을 수행하여 임의의 BWB 형상의 무인기 공력해석을 수행하였다.

II. 본 론

2. 수치해법

2.1.1 지배방정식

전체 유동장이 비압축성, 비회전, 비점성인 포텐셜 유동에서 다음과 같이 속도(Φ) 및 속도포텐셜(ϕ)을 정의하고 연속방정식은 Laplace 방정식의 형태로 나타낼 수 있다.

$$\nabla^2 \Phi = 0, \quad \vec{V} = \nabla \Phi \quad (1)$$

Laplace 방정식은 Green 정리에 의해 유동장 내부 임의의 점 $P(x,y,z)$ 에서의 포텐셜과 물체의 표면과 후류 그리고 지면에 분포된 용출강도 σ 와 중첩강도 μ 사이의 관계식으로 다음과 같이 유도된다. 여기서 r 은 거리, n 은 수직벡터, S 는 면적을 나타낸다.

$$\begin{aligned} \Phi(P) = & -\frac{1}{4\pi} \int \int_{body} \left[\sigma \frac{1}{r} - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS \\ & + \frac{1}{4\pi} \int \int_{wake} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \Phi_{\infty}(P) \quad (2) \end{aligned}$$

2.1.2 경계조건

지배방정식의 해를 구하기 위해 불규칙한 모양의 패널에 대해 수치적으로 안정되고, 오차가 적으며 두께 효과의 고려가 용이한 Dirichlet 경계조건을 사용하면 식(2)는 다음과 같이 변형된다.

$$\begin{aligned} -\frac{1}{4\pi} \int \int_{body} \sigma \frac{1}{r} dS + \frac{1}{4\pi} \int \int_{body} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS \\ + \frac{1}{4\pi} \int \int_{wake} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS = 0 \quad (3) \end{aligned}$$

식(1)은 시간항이 포함되어 있지 않기 때문에 물체 표면에서의 수직속도 경계조건을 사용하여 비정상 운동을 표현한다.

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = (V_o + v_{rel} + \Omega \times r) \cdot n = 0 \quad (4)$$

여기서 V_o 는 물체고정좌표계의 원점 속도, Ω 는 각속도이고 v_{rel} 은 물체의 상대속도이다. r 은 패널 제어점의 위치이다.

2.1.3 용출 및 중첩 강도

Dirichlet 경계조건에서 내부포텐셜을 Φ_{∞} 로 고정시킴으로써 결합된 용출-중첩 패널의 강도가 다음과 같이 결정된다.

$$0 = -n \cdot (V_o + v_{rel} + \Omega \times r) \quad (5)$$

한편, 중첩강도는 고정된 용출강도와 식(3)을 이산화 함으로써 다음과 같이 구할 수 있다.

$$[A_{NV}] \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_N \end{bmatrix} = [B_{NV}] \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \vdots \\ \sigma_N \end{bmatrix} + [C_{NM}] \begin{bmatrix} \mu_{w1} \\ \mu_{w2} \\ \vdots \\ \mu_{wM} \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서 N은 물체의 총 패널수이며, M은 후류의 총 패널수이고 A, B, C는 각 패널에서의 중첩 및 용출강도를 행렬화한 것이다. 후류패널의 중첩강도는 Morino Kutta 조건을 사용하여 최근 생성된 후류패널에서 매시간 계산되며 그 강도는 Helmholtz 정의에 의해 시간에 따라 일정강도를 유지하게 된다. 관성좌표계상의 자유후류방법을 적용하기 위해 후류패널 모서리 (X,Y,Z)를 물체와 후류에 의해 유도된 국부속도 (U,V,W)에 의해 이동시킨다.

2.1.4 속도 및 압력계산

제어점 k에서의 총 속도(Q)는 교란속도 (7)과 운동속도 (8)을 더한 총 속도 (9)와 같다. 여기서 물체의 이동속도 $V_{kine} = -(V_o + v_{rel} + \Omega \times r)$ 이고 l, m, n은 패널좌표계의 각 방향이다. 압력은 비정상 베르누이 방정식을 이용하여 계산 하였다.

$$v_l = \frac{\partial \mu}{\partial l}, \quad v_m = \frac{\partial \mu}{\partial m} \quad (7)$$

$$v_n = -\sigma \quad (8)$$

$$Q_k = V_{kine} \cdot (l, m, n)_k + (v_l, v_m, v_n)_k \quad (9)$$

2.1.5 후류 말림(Wake Rollup)

후류의 형상에 의해 전체 유동장에서의 유도속도가 바뀔 수 있으므로 후류의 형상은 속도장을 계산하는데 중요성을 가지게 된다. 후류패널 각각의 모서리가 국부 자유류를 따라 움직이는 것은 후류는 외력자유(force-free)이기 때문이다. 결국 물체의 운동에 따라서 국부 자유류의 속도는 기인된다. 후류패널 모서리 (X,Y,Z)를 물체와 후류에 의해 유도된 국부속도 (u, v, w)에 의해 이동시켜 관성좌표계에서 자유후류방법을 적용한다. 따라서 임의의 후류패널 모서리 l에 대해 다음 식(10), 식(11), 식(12)가 성립된다.

$$(u, v, w)_l = (u, v, w)_{l,body} + (u, v, w)_{l,wake} \quad (10)$$

$$(\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)_l = (u, v, w)_l \cdot \Delta t \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_l = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_l + \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix}_l \quad (12)$$

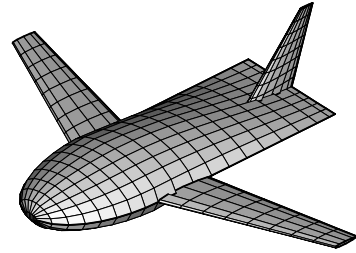
III. 결과 및 토의

3.1 연구방법의 검증

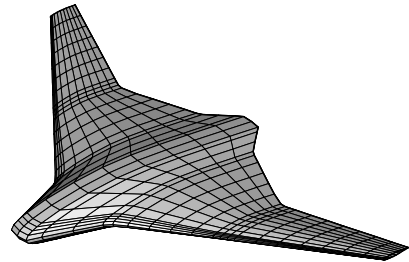
3.1.1 검증 위한 형상 모델링

BWB 항공기에 대한 공력해석 기법의 검증을 위해 Katz와 Byrne[8], Liaquat와 John[9]의 형상을 이용하여 모델링한 후 항공기 표면에 격자를 생성하였다. 격자의 정보를 데이터 형식으로 변환하여 Fortran 패널코드에 사용이 가능한 입력 파일 형태로 변환하여 공력해석을 수행하였다.

Figure 1은 모델링한 항공기를 사각형의 패널 격자로 구성한 것이다.



(a) Lifting body grids[Ref.8]



(b) BWB grids[Ref.9]

Fig. 1. Paneling generated by CATIA

3.1.2 공력해석 결과 검증

Figure 2는 최대두께가 전체길이 35%에 위치한 NACA 63-018 airfoil section lifting body airplane의 받음각 -8~20도까지의 변화에 따른 양력계수를 계산하였다. Katz와 Byrne[8]의 결과

와 잘 일치함을 알 수 있다. 받음각이 10도 이상인 경우에 대해 차이가 나타나게 되는 것을 확인할 수 있는데 이는 고받음각 영역에서의 실속에 의한 오차로 볼 수 있다.

Figure 3은 받음각의 변화와 무게중심에 따른 피칭모멘트계수를 나타낸 그림이다. 무게중심이 후방으로 위치함에 따라 피칭업하는 경향이 커지는 것이 보여 진다. 공력중심은 동체길이(body

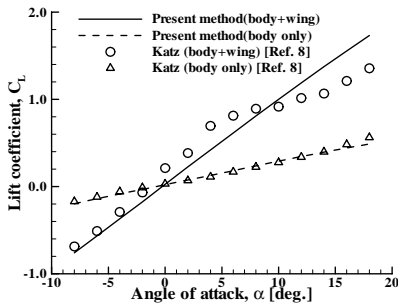


Fig. 2. Lift coefficient with angle of attack variation

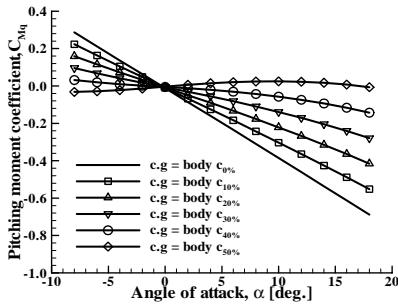


Fig. 3. Pitching moment coefficient with various angle of attack

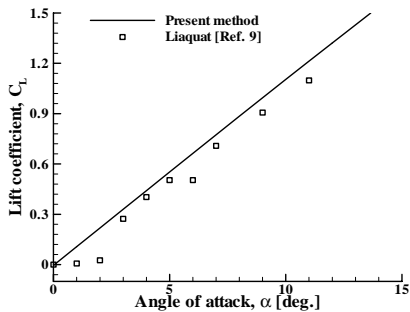


Fig. 4. Lift coefficient of the symmetric airfoil BWB with angle of attack

c)의 40~50% 사이에 위치함을 결과를 통해 알 수 있고 항공기 안정성 확보를 위하여 동체를 포함한 전체 시스템 구성 시 무게중심의 위치를 정할 수 있다.

Figure 4는 Liaquat와 John[9]의 symmetric airfoil 단면의 Blended Wing Body agriculture Unmanned Aerial Vehicle형상을 모델링과 패널 격자를 생성 후 본 해석기법을 사용하여 공력해석을 수행한 양력계수를 나타내었다. 계산한 결과가 참고문헌[9]과 잘 일치함을 확인하였다.

3.2 임의의 BWB 항공기 정상 공력해석

Figure 5는 모델링한 3차원 BWB 형상 항공기이다. 모델링한 BWB 항공기는 날개길이 4.376m, 날개시위길이 2.1m, 투영면적 4.585m², NACA 747A315, 익단 비틀림각 10도로 모델링 되었다.

임의의 3차원 BWB 형상 모델, 플래퍼론 크기 (b_f =span length of flapperon, f =chord length of flapperon) 그리고 좌표계의 정의를 Fig. 6에 나타내었다.

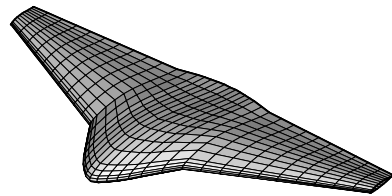


Fig. 5. Arbitrary three-dimensional BWB aircraft grids

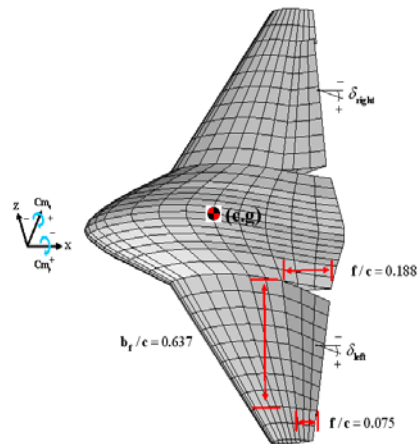


Fig. 6. Nomenclature of an arbitrary three-dimensional BWB aircraft

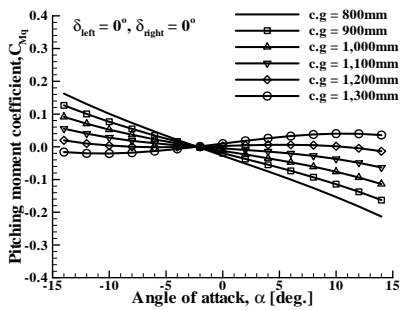


Fig. 7. Pitching moment coefficient of an arbitrary BWB aircraft

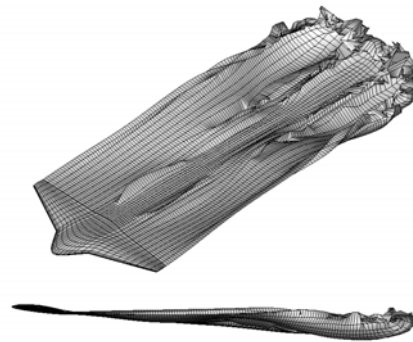


Fig. 9. Wake shape for the right and left flaperon oscillation

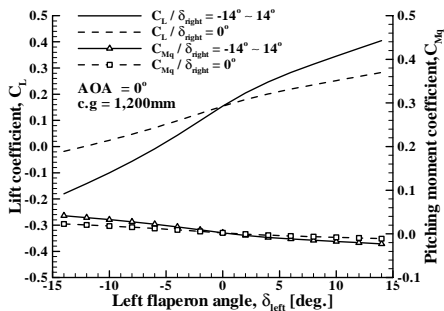


Fig. 8. Lift coefficient and pitching moment coefficient of an arbitrary BWB aircraft

Figure 7은 임의의 BWB형상의 받음각과 무게 중심의 변화에 따른 피칭모멘트계수를 나타낸 그림이다. 무게중심이 후방으로 위치함에 따라 피칭업 하는 경향이 커지는 것을 알 수 있다. 공력 중심은 동체길이 1,200mm 근처에 위치함을 결과를 통해 알 수 있다.

Figure 8은 왼쪽 플래퍼론과 오른쪽 플래퍼론의 변화에 따른 양력계수와 피칭모멘트계수를 나타내었다. 양쪽 플래퍼론(δ)을 $-14^\circ \sim 14^\circ$ 움직일 때와 오른쪽 플래퍼론은 고정하고 왼쪽 플래퍼론만 $-14^\circ \sim 14^\circ$ 움직일 때의 결과를 나타내었다. 양쪽 플래퍼론이 움직일 때 결과가 한쪽 플래퍼론(왼쪽 플래퍼론)만 $-14^\circ \sim 14^\circ$ 로 움직일 때 결과보다 큰 변화폭의 양력계수를 가지며 높은 양력계수에서 피칭다운, 낮은 양력계수에서 피칭업 경향을 보였다.

3.3 임의의 BWB 항공기 비정상 공력해석

임의의 3차원 BWB 형상 양쪽 플래퍼론이 -6° 에서 6° 까지 피칭주기운동 할 때 후류의 형상을

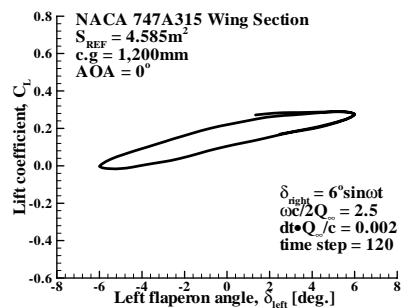


Fig. 10. Lift coefficient loop for the right and left flaperon oscillation

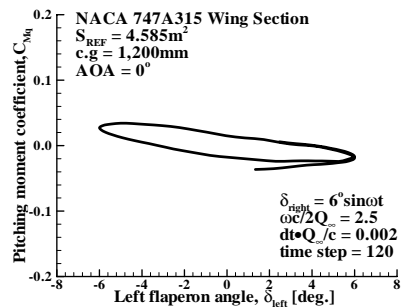


Fig. 11. Pitching moment coefficient loop for the right and left flaperon oscillation

Figure 9에 나타내었다.

Figure 10과 Figure 11은 무차원화 한 시간간격 0.002, 시간간격 수 120, 받음각 0도, 양쪽 플래퍼론이 -6° 에서 6° 까지 피칭주기운동 할 때 임의의 3차원 BWB 형상의 공력계수를 나타내었다. 그림에서 나타난 공력계수 결과는 양쪽 플래퍼론의 주기운동에 의해 이력현상을 보이며 일정한 루프로 나타난다. 이력현상은 플래퍼론의 운

동에 의해 발생한 곡부속도에 의해 발생하게 된다. 양쪽 플래퍼론이 6도까지 변화함에 따라 양력계수는 증가하고 피칭다운 현상은 커진다. 동일한 양쪽 플래퍼론의 운동으로 롤링모멘트는 서로 상쇄되어 롤링모멘트는 변화가 없다.

Figure 12와 Fig. 13은 무차원화 한 시간간격이 0.002, 시간간격 수 170, 모델 받음각 10도, 양쪽 플래퍼론이 -6°에서 6°까지 피칭주기운동 할 때 공력계수를 나타내었다. 모델의 받음각이 10도로 받음각 0도의 공력계수보다 더 큰 양력

계수와 피칭모멘트계수를 나타낸다. 받음각과 플래퍼론의 6도까지 변화에 큰 양력계수를 얻었지만 10도의 받음각과 무게중심의 위치로 인해 피칭업 하는 경향이 커지는 것을 확인하였다.

임의의 3차원 BWB 형상 왼쪽 플래퍼론만이 -6°에서 6°까지 피칭주기운동 할 때 후류의 형상을 Fig. 14에 나타내었다.

Figure 15~Fig. 17은 무차원화 한 시간간격이 0.002, 시간간격 수 170, 모델 받음각 10도, 왼쪽

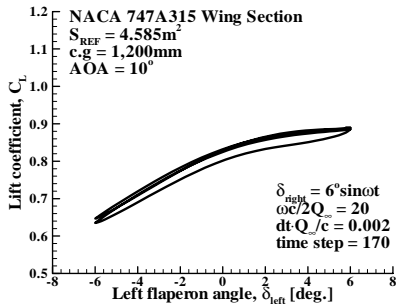


Fig. 12. Lift coefficient loop for the right and left flaperon oscillation

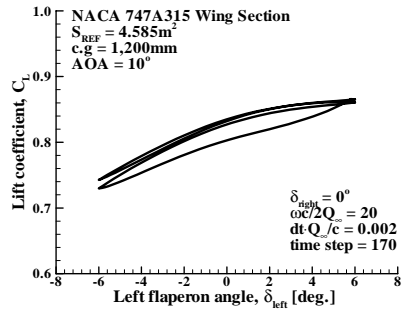


Fig. 15. Lift coefficient loop for the left flaperon oscillation

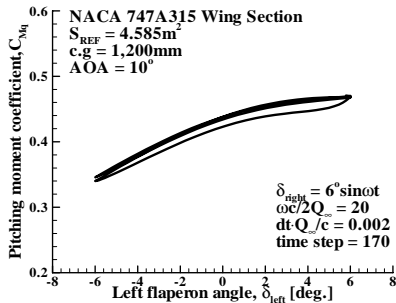


Fig. 13. Pitching moment coefficient loop for the right and left flaperon oscillation

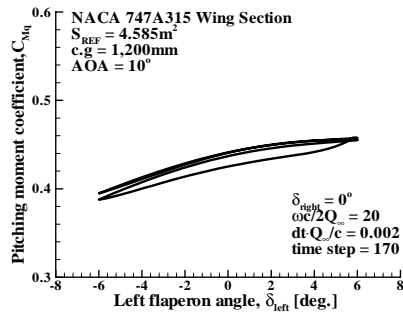


Fig. 16. Pitching moment coefficient loop for the left flaperon oscillation



Fig. 14. Wake shape for the left flaperon oscillation

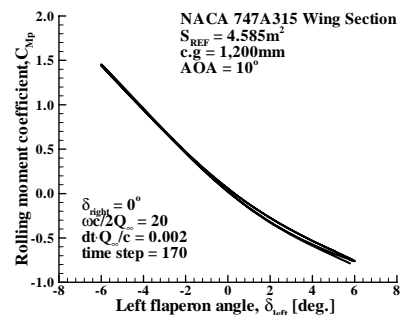


Fig. 17. Rolling moment coefficient loop for the left flaperon oscillation

플래퍼론만이 -6° 에서 6° 까지 피칭주기운동 할 때 공력계수를 나타내었다.

Figure 15는 왼쪽 플래퍼론만의 움직임에 따라 일정한 루프로 양력계수가 변하는 그림이다.

Figure 16은 피칭모멘트계수가 큰 양력으로 피칭업 하는 경향을 확인하였다.

양쪽 플래퍼론이 변화할 때보다는 양력계수와 피칭모멘트계수 크기와 변화폭은 작지만 왼쪽 플래퍼론만 운동함에 따라 큰 변화폭을 보이는 롤링모멘트계수 결과를 Fig. 17에 나타내었다.

IV. 결 론

비점성, 비압축성 유동에 대해 일정강도 용출 및 중첩 요소를 사용하여 순항하는 임의의 3차원 BWB 형상 항공기의 정상/비정상 공력해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

임의의 3차원 BWB 형상에 대해 정상/비정상 공력해석을 위한 코드를 개발하였다. 개발된 공력해석 코드를 이용하여 공력해석하여 얻은 해석 결과는 참고문헌의 검증 결과와 그 경향이 일치하였다.

플래퍼론을 추가하여 플래퍼론의 변화에 따라 3차원 BWB 항공기에 피칭모멘트가 발생과 좌우 플래퍼론의 변화에 따라 3차원 BWB 항공기의 공력해석을 수행하였다. 이와 같이 제어면인 플래퍼론을 이용하여 얻어낸 공력계수를 통해 획득한 공력계수들은 BWB 항공기 시스템의 안정성을 해석을 위한 자료로 사용할 수 있다.

본 프로그램의 개발로 3차원 정상/비정상 패널코드는 임의의 3차원 BWB 형상에 대하여 공력특성을 예측할 수 있어 추후 BWB 항공기의 공력해석 뿐만 아니라 BWB 항공기의 개념설계 및 비행 시뮬레이터 개발 등에 활용될 수 있다.

후 기

이 논문은 2009년도 2단계 두뇌한국21사업에 의하여 지원되었음.

참고문헌

- 1) Hileman, J. I., Spakovszky, Z. S., and Dreha, M., "Airframe Design for "Silent Aircraft", "45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 8-11 January 2007, Reno, Nevada.
- 2) Smith, H., *Blended Wing Body Airliner - the next generation in civil transport aircraft*, Cranfield College of Aeronautics, 1999.
- 3) Callaghan, J. T., and Liebeck, R. H., "Some Thoughts on the Design of Subsonic Transport Aircraft for the 21st Century", SAE Paper No. 901987, October 1990.
- 4) Liebeck, R. H., Page, M. A., Rawdon, B. K., Scott, P. W., and Wright, R. A., "Concepts for Advanced Subsonic Transports", NASA CR 4624, Sept. 1994.
- 5) Muellner, G., "Advanced Systems Accelerating Innovative Solutions", 47th International Paris Air Show, 2007.
- 6) http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080007530_2008-007416.pdf
- 7) 이재문, 장조원, "전익기 형상의 앞전후퇴각 변화에 따른 공력해석", 한국전산유체공학회지, 제11권 제4호, 2006
- 8) Katz, J., and Byrne, S., "Stall Resistance Features of Lifting Body Airplane Configurations", AIAA-1998-760-221.
- 9) Liaquat, U., and John, P., "Application of an Integrated Approach to the UAV Conceptual Design", AIAA-2008-144.