

인간 동력 항공기의 2차원 익형을 이용한 정적 안정성 및 동적 안정성 해석

고 동 재¹, 안 영 민^{*1}

¹건국대학교 항공우주정보시스템공학과

항공기의 비행 안정성을 판별하기 위해서는 정적(static) 안정성과 동적(dynamic) 안정성을 모두 고려해야 한다. 본 연구는 EDISON CFD의 KFLOW EDISON 2D3DOF, 2D Com P 해석자를 이용해 2차원익형의 정적(static) 계수와 동적(dynamic) 계수를 구해 항공기 전체형상의 정적 안정성 및 동적 안정성을 분석하였다. 그 중 2015년도 인간 동력 항공기대회 건국대학교 참가 기체를 예시로 연구를 진행하였다. 주익 익형 SG6043과 미익 익형 NACA0012을 EDISON CFD를 이용하여 각 익형의 모멘트계수를 구하고 그 결과값을 이용하여 기체의 무게중심에 대한 각 익형의 감쇠계수를 계산하였다. 그리고 주익과 미익의 면적비율과 코드길이의 비율을 고려해 전체 항공기형상의 안정성과 비행 형태를 분석하였다.

Key Words : 공력계수(Aerodynamic Coefficient), 정적 안정성(Static Stability), 동적 안정성(Dynamic Stability), 감쇠계수(Dynamic Damping Coefficient)

1. 서 론

항공기에 작용하는 공력은 비선형 함수식 관계로 표현된다. 이 비선형 함수식을 선형화하면 미계수를 결정할 수 있다. 미계수에는 정안정(static stability) 미계수, 동안정(dynamic stability) 미계수, 조종성 미계수가 있다. 이러한 미계수들은 비행 안정성을 위해 미익 설계, 조종면 설계, 형상 설계에 사용되고 있다.^[1] 미계수는 비행시험, 풍동시험을 통해 얻을 수 있다. 비행시험을 통한 미계수 추정은 정확도를 높이기 위해서 많은 파라미터가 필요하지만 많은 비행시험을 진행하는 것은 어려움이 있다.^[2] 또한 풍동시험을 이용한 미계수 추정 방법은 장비 사용 및 장비 제작의 어려움이 있다. 따라서 항공기 초기 설계 단계에서 미계수를 얻기 위해 비행시험, 풍동시험을 하는 것은 제한적이다.

전산유체역학(CFD)을 사용할 경우 비행시험, 풍동시험보다 비용과 시간의 소모가 적으며 다양한 변수에 따른 계산을 할 수 있다. 그러므로 초기 설계단계에서 미계수를 예측하여 안정성을 판단하는 방법으로 적절하다.

본 연구에서는 2015년도 인간 동력 항공기대회에 참가하였던 건국대학교 기체를 예시로 주익과 미익의 진동운동을 모사하고 항공기 운동 특성을 분석한다. 전체 형상을 통한 계산은 복잡하고 많은 시간을 요구한다. 따라서 설계단계에서 활용할 수 있는 2차원 익형의 공력 계산을 2D_Comp_P, KFLOW_EDISON_2D3DOF 해석자를 이용하고 기체의 무게중심, 주익 미익 면적비율을 이용해 항공기 전체의 정적 안정

성, 동적 안정성을 판단한다. 또한 받음각, 진동수, 진폭에 따라 어떻게 변하는지 확인하고 예시 기체를 통해 분석의 정확도를 확인한다.

2. 본 론

2.1 배경 이론

인간 동력 항공기의 경우 공력특성에 동체에 의한 영향이 적기 때문에 주익과 미익만을 가지고 항공기 전체의 정적(static) 안정성과 동적(dynamic) 안정성을 분석한다. 주익과 미익에 가해지는 양력과 항력으로 인한 모멘트를 구해야 하지만 본 연구에서는 양력에 의한 영향에 비해 항력에 의한 영향이 매우 작다고 판단하여 항력에 의한 계산은 생략한다. 또한 아래 흐름으로 인한 유도받음각의 영향이 매우 작다고 가정하여 유도받음각 계산을 생략한다. 그리고 아래의 수식에 사용된 기호에 대한 설명은 생략한다.

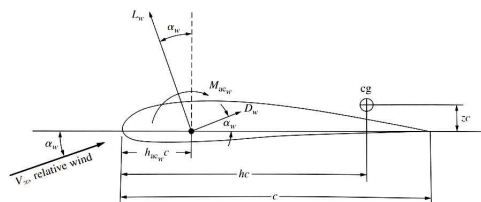


Fig. 1 Airfoil nomenclature and geometry [3]

$$M_{cg_w} = M_{ac_w} + L_w \cos \alpha_w (hc - h_{ac_w} c) + D_w \sin \alpha_w (hc - h_{ac_w} c) + L_w \sin \alpha_w zc - D_w \cos \alpha_w zc \quad (1)$$

$$C_{M_{cg_w}} = C_{M_{ac_w}} + C_{L_w} (h - h_{ac_w}) \quad (2)$$

식 (2)^[3]은 무게중심을 기준으로 주익에 의한 모멘트계수를 구한 식이다.

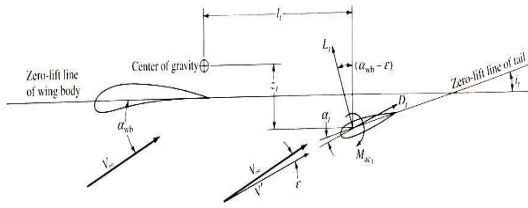


Fig. 2 Geometry of wing-tail combination [3]

$$M_{cg_t} = -l_t q_\infty S_t C_{L,t} \quad (3)$$

$$C_{M_{cg_t}} = -V_H C_{L,t} \quad (V_H \equiv \frac{l_t S_t}{c S}) \quad (4)$$

$$C_{M_{cg_t}} = -a_t V_H \alpha_{wb} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) + a_t V_H (\varepsilon_0 + i_t) \quad (5)$$

$$(C_{L,t} = a_t \alpha_t = a_t (\alpha_{wb} - i_t))$$

식 (5)^[3]는 무게중심을 기준으로 미익에 의한 모멘트계수를 구한 식이다. 모멘트에서 모멘트 계수로 무차원화 할 때 주익을 기준으로하기 위해 식 (4)와 같이 주익의 면적과 코드 무차원화 한다.

$$C_{M_{cg}} = C_{M_{ac_{wb}}} + a_{wb} \alpha_{wb} [h - h_{ac} - V_H \frac{a_t}{\alpha_{wb}}] + V_H a_t i_t \quad (6)$$

식(6)은 식 (2)와 식 (5)을 더한 값으로 항공기 전체의 모멘트 계수를 나타낸다.^[3] 위의 과정을 계산하기 위해 2D_Comp_P 해석자를 이용하여 각 익형의 양력계수와 모멘트계수를 구한다.

피치 감쇠 모멘트 계수는 무게중심에 대한 강제 조화 피칭 운동으로 얻을 수 있다.^[4] 직선 운동에서 각속도 q 와 $\dot{\alpha}$ 은 같기 때문에 피치감쇠 계수 $C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}$ 는 단일계수로 취급된다. 피칭운동에서 모멘트 계수는 각속도에 대해 식 (7)과 같

이 전개된다.

$$C_m(t^*) = C_m|_{\alpha_m} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha(t^*) + [C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}] \cdot \dot{\alpha}(t^*) \quad (7)$$

진동 운동을 모사할 때는 무게중심으로 부터의 거리, 주파수를 익형의 코드길이로 무차원화 된 값을 입력한다. 만약 α_o 가 작고 평균 받음각에서 감쇠계수의 변화가 작다면 감쇠계수는 상수로 가정하고 식 (8)로 결정될 수 있다. 적분과정에서 사용한 무차원화 과정과 적분 결과는 식 (9)와 같다.

$$\left(\omega t = k^* t^*, t^* = \frac{t U_\infty}{c}, k^* = \frac{\omega c}{U_\infty} = \frac{2\pi f c}{U_\infty} \right)$$

$$\oint C_m d\alpha = (C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}) \oint \dot{\alpha} d\alpha \quad (8)$$

$$\int_0^T C_m \alpha_o \omega \cos(\omega t) dt = (C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}) \int_0^T \alpha_o^2 \omega^2 \cos^2(\omega t) dt$$

$$\int_0^T C_m \alpha_o \omega \cos(\omega t) dt = \frac{T}{2} \alpha_o^2 \omega^2 (C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}})$$

$$\therefore (C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}) = \frac{1}{\pi \alpha_o} \int_0^T C_m \cos(\omega t) dt$$

$$= \frac{c}{\pi \alpha_o U_\infty} \int_0^{T^*} C_m \cos(k^* t^*) dt^* \quad (9)$$

식 (9)는 익형이 무게중심을 기준으로 진동운동 할 때의 감쇠계수이다. 본 연구에서 구하고자 하는 항공기 전체의 감쇠계수는 주익의 면적과 코드 길이로 무차원화 하여 구한다. 따라서 미익의 감쇠계수에 주익과 미익의 면적 비율, 그리고 주익과 미익의 코드길이 비율을 곱해주어 주익의 크기를 기준으로 하는 미익의 감쇠계수를 구한다. 식 (9)를 적분하여 구한 주익과 미익의 감쇠계수를 주익의 크기를 기준으로 변환하여 더한 식 (10)을 항공기 전체의 감쇠계수라고 정의한다. 식 (9)의 적분식은 간단한 부정적분을 할 수 있는 matlab코드를 사용하여 계산한다.

$$(C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}}) = (C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}})_w + [(C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}})_t^* \frac{S_t c_t}{S c}] \quad (10)$$

위의 과정을 계산하기 위해 KFLOW_EDISON_2D3DOF 해석자를 이용하여 기체 무게중심을 기준으로 강제 조화 운동을 하는 익형의 시간에 대한 C_m 값을 얻는다. 강제 조화운동에서 여러 가지의 주파수, 진폭, 기준 받음각을 설정하여 그에 따른 영향을 분석한다.

2.2 EDISON_CFD Setting

Table 1 2D_Comp_P setting

| 2D_Comp_P 실험 조건 | |
|-----------------|----------------------|
| 비점성/층류/난류 | Turbulent Flow |
| Mach Number | 0.02476 |
| Reynolds Number | 587000 |
| 받음각 | -7~16 (degree) |
| 정상/비정상 유동 | Steady Flow |
| Flux 계산 기법 | Roe M |
| 제한자 | Minmod |
| 시간전진기법 | LU-SGS |
| 난류 모델 | Menter's k-omega SST |

Table 2 KFLOW_2D3DOF setting

| KFLOW_EDISON_2D3DOF CFD 실험 조건 | | |
|-------------------------------|---------------------------------------|----------------------|
| Mach Number | 0.02476 | |
| Reynolds Number | 587000 | |
| Turbulent Model | $\kappa - \omega$ SST turbulent model | |
| Flux scheme | Roe scheme | |
| Limitier | MUSCL 5th order limiter | |
| | SG6043 | NACA0012 |
| Pitch alpha mean | -3.5, 0, 3.5 (degree) | -2, 0, 2 (degree) |
| pitch alpha 진폭 | 1~5 (degree) | |
| Pitch alpha | 0.8131 | 0.6157 |
| frequency | 1.6262 | 1.2315 |
| | 2.4393 | 1.8471 |
| CG point (x) | 0.5045 | -5.9204 |

2.3 SG6043, NACA0012 mesh

익형 격자는 C형 structure 구조로 첫 번째 cell 간격은 CFD 벽 거리 계산프로그램 Y+calculator를 이용해 계산하였다. $M=0.02476$, $Re=587000$, 밀도= $1.225\text{kg}/\text{m}^3$ 으로 계산하였을 때 주익의 첫 번째 cell 간격은 0.00004244이고 미익의 첫 번째 cell 간격은 0.00003215이다.

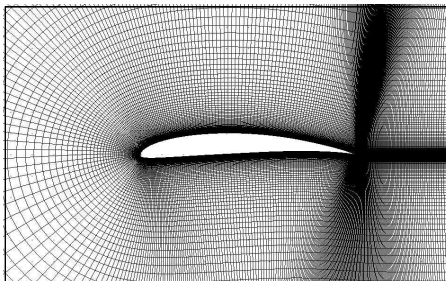


Fig. 3 SG6043 mesh

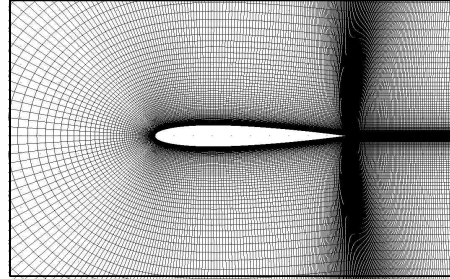


Fig. 4 NACA0012 mesh

2.4 해석 결과

2D_Comp_P 결과 값 중 정적 안정성 계산을 위한 C_L 과 C_m 값을 그래프로 나타내면 아래의 Fig. 5-8과 같다.

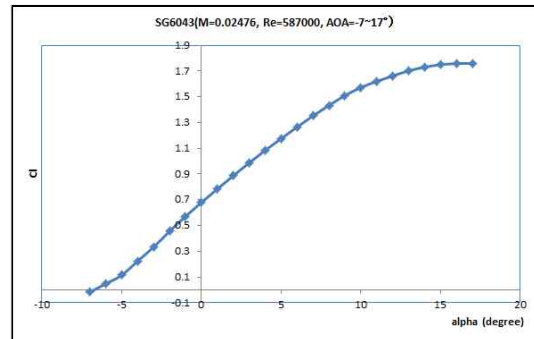


Fig. 5 SG6043 lift coefficient with alpha

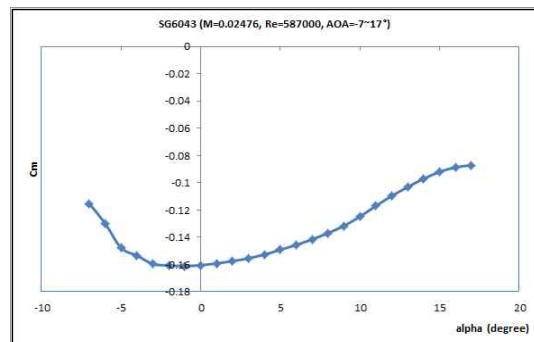


Fig. 6 SG6043 moment coefficient with alpha

SG6043(주익)은 비대칭형 익형으로 주익의 역할을 하기 위해 낮은 받음각에서도 우수한 양력 계수 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 모멘트 계수 역시 (-)의 값을 가져 정적(static)안정성을 갖는 것을 볼 수 있다.

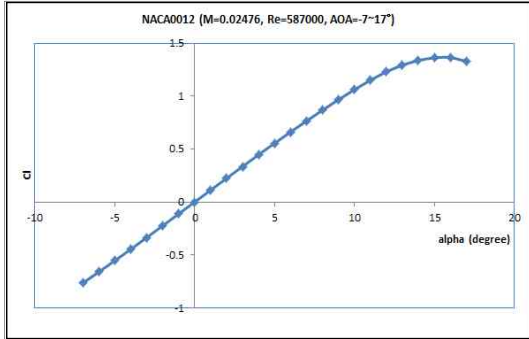


Fig. 7 NACA0012 lift coefficient with alpha

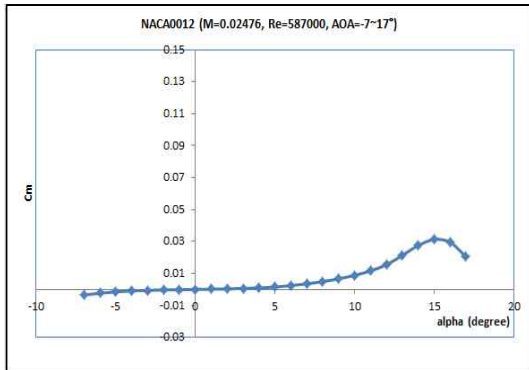


Fig. 8 NACA0012 moment coefficient with alpha

NACA0012(미익)은 대칭형 익형으로 0° 를 기준으로 양력 계수가 대칭으로 나타난다. 모멘트 계수는 (+)값을 보여주는 데 실제 기체의 무게중심을 기준으로 모멘트를 구할 때는 무게중심으로부터 거리가 주익에 비해 훨씬 멀기 때문에 더 큰 (-)방향의 모멘트 계수를 얻을 수 있다.

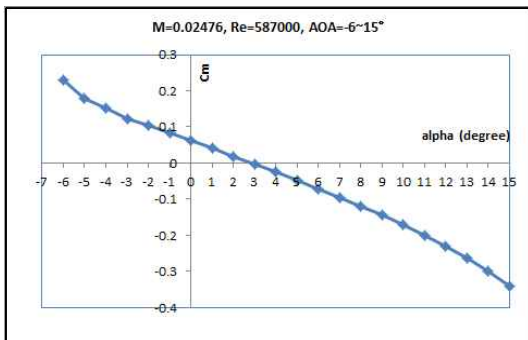


Fig. 9 moment coefficient with alpha

Fig 9은 주익과 미익의 모멘트 계수를 합한 것인데 초기의 설계와 마찬가지로 주익과 미익의 붙임각에서 C_m 의 값이 0이 되고 C_m 의 기울기가 (-)값을 보였다. 초기의 설계목표였

던 기본 붙임각(약 3.5°) 만으로 트림상태를 유지하여 정적 (static)안정성이 확보되는 것을 확인할 수 있다. 그리고 그 이상 받음각이 증가하면 (-)의 C_m 의 영향으로 기체는 기수 내림을 하려하고, 받음각이 감소하면 (+)의 C_m 의 영향으로 기수 올림을 하려는 경향을 확인할 수 있다.

감쇠계수 결과 해석은 3가지의 변수를 가정하였다. 조화 운동의 기준 피치각, 조화 운동의 진폭, 조화 운동의 주파수를 변수로 설정하여 각각의 변화에 대해 결과를 해석한다.

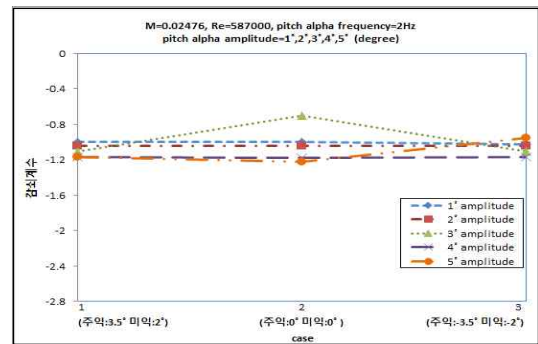


Fig. 10 Dynamic damping coefficient with pitch alpha mean

Fig. 10는 조화 운동의 주파수가 2Hz일 때 피치각의 변화 (case 1,2,3)에 대한 그래프이다. 피치각의 변화에 대한 감쇠계수 값은 무시할 수 있을 만큼 변화가 적었다. 특히 진폭이 1,2,4° 일 때는 직선이라고 보일만큼 변화가 적었다. 이는 Fig. 11와 같이 주파수 3Hz일 때 진폭을 변화시켜본 결과에서도 case의 변화에 따라 감쇠 계수가 변하지 않는 것을 확인할 수 있다.

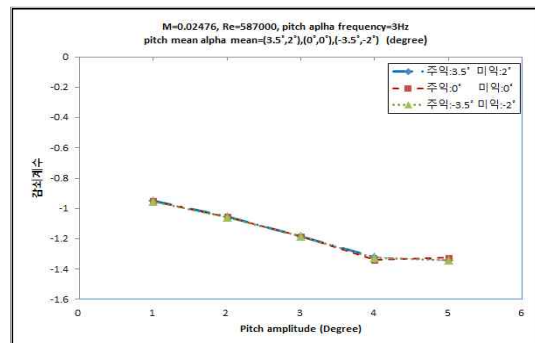


Fig. 11 Dynamic damping coefficient with pitch amplitude

Fig 11은 주파수가 3Hz이고 진폭만 변화를 주었을 때 진폭이 증가할수록 감쇠계수의 값이 (-)의 방향으로 증가하는 것

을 볼 수 있다. 이는 비행에서 더 큰 진폭으로 기체가 피치 진동을 하게 될 때 더 큰 감쇠계수로 안정을 찾아가려는 것으로 보인다.

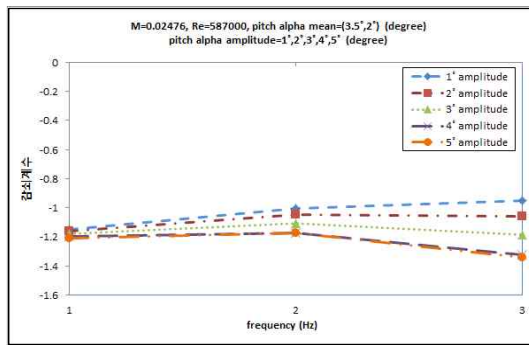


Fig. 12 Dynamic damping coefficient with frequency

Fig. 12는 주익 3.5° , 미익 2° 일 때(case 1)를 기준으로 조화 운동의 주파수를 늘리면 1Hz일 때는 진폭과 상관없이 비슷한 값을 보이거나 3Hz까지 가면서 진폭에 따라 다른 모습을 보인다. 큰 진폭으로 갈수록 감쇠계수가 점점 음의 방향으로 커지는 경향을 보인다. 이 역시 위의 결과와 같은 맥락으로 조화운동의 진폭이 커질수록 감쇠계수가 음의 방향으로 증가하면서 기체가 안정을 찾아가는 것으로 판단된다.

3. 결 론

2D_Comp_P와 KFLOW_EDISON_2D3DOF 해석자를 통해 얻은 데이터를 사용하여 계산한 결과 모멘트 계수의 기울기도 음의 값을 가지고 감쇠계수의 값도 음의 값을 가지는 것을 확인하였다. 기체 안정성에 가장 큰 영향을 주는 미익의 면적은 작았지만 그에 비해 동체의 길이가 충분히 길었기 때문에 damper의 역할을 충분히 하였다고 판단된다. 실제 비행으로 안정성을 판단하지 못하였지만 설계상의 데이터로 보았을 때 실제 비행에 성공했다면 안정적으로 비행했을 것으로 볼 수 있다.

안정성을 판별할 때 전체 기체형상을 가지고 안정성을 직접 계산하는 것이 더욱 정확하지만 설계단계에서는 실제 제작된 기체의 형상을 정확하게 가정하기 어렵고 전체형상의 계산과정 또한 2차원 익형을 이용한 계산과정 보다 훨씬 복잡하다. 따라서 본 연구에서는 2차원익형을 이용하여 주익과 미익의 영향을 합한 기체 전체의 모멘트 계수와 감쇠계수를 계산하고 이를 이용해 전체 기체 형상의 안정성을 판별하는 방법을 확립 했다. 본 연구과정을 통해 안정성을 해석할 때 고려해야 할 요소는 다음과 같이 정리할 수 있다.

1. 안정성에 동체와 항력의 영향은 매우 작다.
2. 기체의 안정성에는 주익보다 미익의 영향이 훨씬 더 크다.
3. 기체의 무게중심으로부터 미익의 거리가 멀수록 damper의 영향이 커진다.
4. 미익의 면적이 커지거나 붙임각이 클수록(양력이 커질수록) 감쇠계수의 값이 (-) 방향으로 증가한다.
5. 모멘트 계수를 주익의 면적과 코드 길이로 무차원화 하여 기체 전체에 대한 하나의 계수로 나타낼 수 있다.
6. 조화 운동의 여러 가지 경우에서도 감쇠계수가 음의 값이어야 안정하다.

후 기

본 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임.(No. NRF-2011-0020557)

참 고 문 헌

- [1] 1911, Bryan, G. H., *Stability in Aviation*, MacMillan, London.
- [2] 2012, 장세훈, "Aerodynamic Derivatives Estimation of a Fixed Wing Unmanned Aircraft using Flight Test", MS thesis, 경상대학교, p.115.
- [3] 2005, John D. Anderson, JR., *Introduction to Flight Fifth Edition*, Mcgraw-Hill international edition.
- [4] 2003, 박수형, "Navier-Stokes 방정식을 사용한 동안정 미계수 예측기법", PhD thesis, 한국과학기술원, p.88
- [5] 2012, 이형로, 공효준, 김범수, 이승수, "Prediction of Pitch and Roll Dynamic Derivatives for Flight Vehicle using CFD", *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.40, No.5, pp.395-404.
- [6] 1975, Tobak, M. and Schiff, L. B., "Generalized Formulation of Nonlinear Pitch-Yaw-Roll Coupling," *ALAA Journal*, Vol.13, No.3, pp.327-332.