

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.385>

## 아음속 초음속 패널법을 이용한 항공기 안정성 미계수 예측

공효준\*, 이형로\*, 김범수\*\*, 이승수\*\*

## Estimation of Aircraft Stability Derivatives Using a Subsonic-supersonic Panel Method

Hyojoon Gong\*, Hyungro Lee\*, Beom Soo Kim\*\* and Seungsoo Lee\*\*

## ABSTRACT

A computer program that can estimate static, dynamic stability and control derivatives using a subsonic-supersonic panel method is developed. The panel method uses subsonic-supersonic source and elementary horse shoe vortex distributions, and their strengths are determined by solving the boundary condition approximated with a thin body assumption. In addition, quasi-steady analysis on the body fixed coordinate system allows the estimation of damping coefficients of aircraft 3 axes. The code is validated by comparing the neutral point, roll and pitch damping of delta wings with published analysis results. Finally, the static, dynamic stability and control derivatives of F-18 are compared with experimental data as well as other numerical results to show the accuracy and the usefulness of the code.

## 초 록

아음속-초음속 패널법(panel method)을 이용하여 항공기의 정적 안정성 미계수와 동적 안정성 미계수 및 조종미계수를 예측할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 사용된 코드는 아음속-초음속 소스(source)와 말굽 와류(elementary horse shoe vortex)의 분포를 사용하고, 그 분포의 크기는 얇은 물체 근사(thin body approximation)를 적용하여 간략히 한 경계 조건을 이용하여 계산하였다. 항공기에 부착된 물체 좌표계에서 준정상(quasi-steady) 해석을 통해서 항공기 3축의 댐핑 계수를 예측하였다. 개발된 코드는 삼각날개(delta-wing)의 중립점(neutral point), 롤, 피치 댐핑 계수의 이론치와 비교하여 검증하였다. 마지막으로 F-18의 정적, 동적 안정성 미계수와 조종 미계수를 풍동 시험치와 계산치에 비교하여 개발한 코드의 정확성과 유용성을 확인하였다.

**Key Words** : Subsonic-supersonic source(아음속 초음속 소스), Subsonic-supersonic elementary horse shoe vortex(아음속 초음속 말굽 와류), Thin body approximation(얇은 물체 근사), Stability derivatives(안정 미계수), Control derivative(조종 미계수)

## I. 서 론

† 2011년 12월 5일 접수 ~ 2012년 4월 23일 심사완료

\* 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

\*\* 정회원, 인하대학교 항공·조선·산업공학부

교신저자, E-mail : [slee@inha.ac.kr](mailto:slee@inha.ac.kr)

인천광역시 남구 용현동 253

항공기 개발에 있어서 조종/안정성 미계수는 항공기에 작용하는 힘과 모멘트를 정량화한 값이므로 매우 중요하다. 이러한 미계수는 조종면의 설계, 비행 안정성 확보를 위한 형상설계 및 비

행조종 computer의 설계에 사용되며, 시뮬레이터의 설계에도 사용되는 매우 중요한 공학적 자료이다.

조종/안정성 미계수를 예측하는 방법은 풍동 시험, 전산유체역학을 이용한 방법, 준경험 방법을 이용한 방법, 패널법을 이용한 방법이 있다. 준경험 방법은 Datcom이 대표적이며 준경험식 생성에 사용된 공력 데이터베이스의 한계로 인하여 그 정확도가 떨어진다. 풍동시험의 경우 rotary balance 등의 장비를 별도로 필요로 한다. 최근에는 전산유체역학을 이용한 방법이 많이 연구되고 있다. 그러나 이 방법은 격자 생성과 계산에 필요한 막대한 시간과 노력으로 인하여 항공기의 개발초기에는 그 적용이 타당치 않다. 패널법은 계산에 필요한 패널의 생성이 전산유체역학에서 요구되는 격자의 생성보다 용이하고 계산 시간이 상대적으로 작으며 Datcom에 비해 이론적인 기초가 확고하기 때문에 항공기 개발초기에는 사용이 적절한 조종/안정성 미계수 예측방법이다.

본 연구에서는 아음속-초음속 소스와 말굽와류를 이용한 준정상 패널법을 개발하고, 이를 사용하여 항공기의 조종/안정성 미계수를 예측하였다. 개발된 프로그램은 삼각날개의 중립점(Neutral point)과 피치 댄핑(Pitch damping) 및 롤 댄핑(Roll damping)의 이론치[1,2]와 비교함으로써 그 정확도를 검증하였다. 이를 바탕으로 F-18에 대한 조종/안정성 미계수를 참고문헌[3]의 풍동시험 결과를 포함한 다른 결과들과 비교하여 그 유용성을 확인하였다.

## II. 패널법

### 2.1 지배 방정식

유동이 정상, 비점성, 비회전류라고 가정하고, 자유류에 비해 교란속도가 작다는 미소교란가정을 적용하면 연속방정식으로부터 다음 식 (1)의 Prandtl- Glauert 방정식을 얻을 수 있다.

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \tag{1}$$

여기에서  $\phi$ 는 속도 교란 포텐셜이다. Fig. 1에는 선속도,  $\vec{V}$ 와 각속도,  $\vec{\omega}$ 로 운동하는 날개에 고정된 물체좌표계와 관성좌표계를 보여주고 있다.

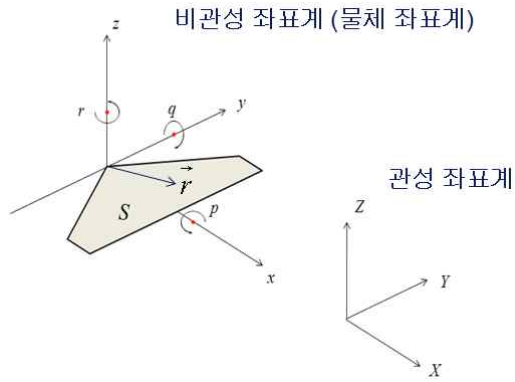


Fig. 1. Coordinate systems

여기에서  $\vec{V}_\infty$ 와  $\vec{\omega}$ 는 각각 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \vec{\omega} &= -\hat{i}p + \hat{j}q - \hat{k}r \\ \vec{V}_\infty &= -\hat{i}V_\infty \cos\alpha \cos\beta + \hat{j}V_\infty \sin\alpha \cos\beta \end{aligned} \tag{2}$$

여기에서  $\alpha$ 와  $\beta$ 는 각각 받음각과 옆미끄럼각을 뜻한다. 이 논문에서 사용하는 물체 좌표계는 일반적으로 항공기에서 사용하는 좌표계와 달리 항공기의 기수에서 꼬리방향으로  $x$ 축, 항공기의 동체 중심에서 우측 날개방향으로  $y$ 축, 항공기의 동체 중심에서 위쪽으로  $z$ 축을 설정하였다. 그러나 각속도 및 받음각과 옆미끄럼각은 일반적인 정의를 따랐다. 이로부터 날개의 표면의 속도,  $\vec{v}$ 는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\vec{v} = \vec{V}_\infty + \vec{\omega} \times \vec{r} \tag{3}$$

여기에서  $\vec{r}$ 은 물체 좌표계 위에서의 위치벡터를 뜻한다.

### 2.2 경계 조건

식 (1)이 만족하여야 하는 경계조건은 물체에 대한 유동의 상대속도 중 물체의 수직인 속도성분이 영이라는 조건이다. 즉,

$$\hat{n} \cdot (\nabla\phi - \vec{v}) = 0 \tag{4}$$

여기에서  $\hat{n}$ 은 물체에 수직인 단위 벡터를 의미한다. 물체의 표면을 다음 식 (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$F(x, y, z) = \zeta(x, y) - z \tag{5}$$

이로부터 물체에 수직한 단위 벡터,  $\hat{n}$ 을 구하면 식 (6)과 같다.

$$\hat{n} = \frac{\nabla F}{|\nabla F|} = \frac{1}{|\nabla F|} \left( \hat{i} \frac{\partial \zeta}{\partial x} + \hat{j} \frac{\partial \zeta}{\partial y} - \hat{k} \right) \quad (6)$$

경계 조건 식 (4)에  $\hat{n}$ ,  $\vec{V}_\infty$ ,  $\vec{\omega}$ ,  $\vec{r}$ 의 정의를 대입하고 정리하면 식 (7)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \zeta}{\partial x} \frac{1}{V_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial x} + \frac{\partial \zeta}{\partial y} \frac{1}{V_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial y} - \frac{1}{V_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial z} = \\ & - \left( \cos \alpha \cos \beta - \frac{b}{c} \frac{\bar{z}}{qz} - \frac{\bar{r}}{ry} \right) \frac{\partial \zeta}{\partial x} + (\sin \beta + \frac{\bar{r}}{rx} - \frac{\bar{z}}{qz}) \frac{\partial \zeta}{\partial y} \\ & + \sin \alpha \cos \beta + \frac{\bar{p}}{py} + \frac{b}{c} \frac{\bar{z}}{qx} \end{aligned} \quad (7)$$

여기에서 무차원 변수  $\bar{p}$ ,  $\bar{q}$ ,  $\bar{r}$ ,  $\bar{x}$ ,  $\bar{y}$ ,  $\bar{z}$ 는 다음과 같이 정의한다.

$$\bar{p} = \frac{pb}{2V_\infty}, \quad \bar{q} = \frac{qc}{2V_\infty}, \quad \bar{r} = \frac{rb}{2V_\infty} \quad (8)$$

$$\bar{x} = \frac{2x}{b}, \quad \bar{y} = \frac{2y}{b}, \quad \bar{z} = \frac{2z}{b}$$

여기에서  $c$ 와  $b$ 는 주 날개의 평균공력시위 (MAC)와 날개폭(Span)이다.

### 2.3 얇은 물체 근사

경계 조건을 이용해 얻은 식에 얇은 물체 근사를 적용하여 문제를 간략화 한다. 방향에 따라  $x-y$ 평면과  $x-z$ 평면에 투영된 2차원 형상에 두께와 캠버가 존재하는 형상으로 가정한다. 따라서 물체를 다음 식과 같이 두께와 캠버의 함수로 나눈다.

$$\zeta = \zeta_c \pm \zeta_t \quad (9)$$

익형의 두께비와 캠버가 동체의 길이에 작다고 가정하자. 또한  $\alpha$ 와  $\beta$ 를 작다고 가정하면, 물체에서 발생하는 교란 속도가 항공기의 이동 속도보다 충분히 작다. 이러한 가정을 식 (7)에 적용하면 식 (10)과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{1}{V_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial z}(x, y, \pm 0) = \frac{\partial \zeta_c}{\partial x} \pm \frac{\partial \zeta_t}{\partial x} - \alpha - \frac{\bar{p}}{py} - \frac{b}{c} \frac{\bar{z}}{qx} \quad (10)$$

또한 식 (7)을  $x-z$ 평면에 대하여 얇은 물체 근사를 적용하면 다음 식 (11)의 경계방정식을

얻을 수 있다.

$$\frac{1}{V_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial y}(x, \pm 0, z) = \frac{\partial \zeta_c}{\partial x} \pm \frac{\partial \zeta_t}{\partial x} + \beta + \frac{\bar{p}}{pz} - \frac{\bar{r}}{rx} \quad (11)$$

식 (10)과 (11)은 선형방정식이므로 각 항들을 구분하여 계산할 수 있다. 식 (10)과 (11)의 물체의 두께에 의한 항은 양력이 없는 문제로 소스패널을 이용하여 해석하고, 나머지 항은 양력이 있는 문제로 말굽 와류를 분포시켜 해를 구한다.

### 2.4 아음속/초음속 패널

본 논문에서 사용된 패널을 Fig. 2와 같은 형태를 사용한다. 또한 패널에 분포시키는 말굽 와류는 Fig. 3과 같이 정의한다. 각 패널에 분포시킨 소스와 말굽 와류를  $\sigma$ 와  $\mu$ 라고 하면 여기서 유도되는 속도 포텐셜은 다음과 같다[4].

$$\phi_\sigma = - \int_s \frac{K_1 \sigma(\xi, \eta)}{4\pi r} d\xi d\eta \quad (12)$$

$$\phi_\mu = - \frac{K_1}{4\pi} \int_s \frac{\mu(\xi, \eta) z}{(y-\eta)^2 + z^2} \left( K_2 + \frac{x-\xi}{r} \right) d\xi d\eta$$

여기에서

$$r = \sqrt{(x-\xi)^2 + K\beta^2\{(y-\eta)^2 + z^2\}} \quad (13)$$

이때  $K$ ,  $K_1$ ,  $K_2$  및  $\beta$ 는 마하수  $M$ 에 따라 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} & \text{if } M < 1 \\ & \quad K = 1, \quad K_1 = 1, \quad K_2 = 0, \quad \beta = \sqrt{1-M^2} \\ & \text{if } M > 1 \\ & \quad K = -1, \quad K_1 = 2, \quad K_2 = 0, \quad \beta = \sqrt{M^2-1} \end{aligned} \quad (14)$$

양력이 없는 문제에 대하여 경계조건을 만족하기 위한 소스의 크기는 다음과 같이 구한다. 먼저 식(10)과 (12)로부터 다음을 얻을 수 있다.

$$\lim_{z \rightarrow \pm 0} \frac{\partial \phi_\sigma}{\partial z} = \pm V_\infty \frac{\partial \zeta_t}{\partial x} \quad (15)$$

식 (15)의 해는 다음과 같다.

$$\sigma(x, y) = 2V_\infty \frac{\partial \zeta_t}{\partial x} \quad (16)$$

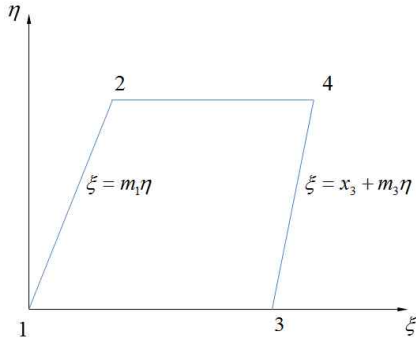


Fig. 2. Shape of panel

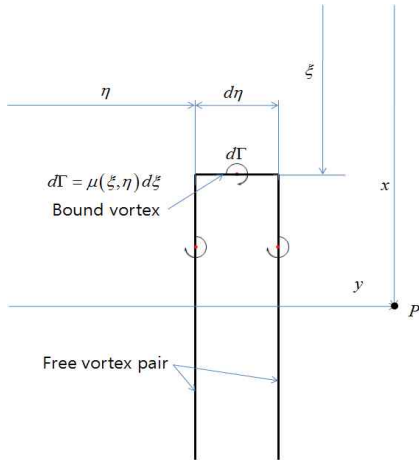


Fig. 3. Elementary horse shoe vortex

이러한 소스 패널로부터 점  $p(x, y, z)$ 에 유도되는  $x$ 방향의 속도성분은 다음과 같다.

$$u_\sigma(x, y, z) = \frac{\partial \phi_\sigma}{\partial x} = \frac{\sigma K_1}{4\pi} \left\{ T_x^\sigma(x - x_4, y - y_4, z, m_3) - T_x^\sigma(x - x_3, y - y_3, z, m_3) - T_x^\sigma(x - x_2, y - y_2, z, m_1) + T_x^\sigma(x, y, z, m_1) \right\} \quad (17)$$

여기에서

$$T_x^\sigma(x, y, z, m) = -\frac{1}{\sqrt{B}} \ln \frac{A + \sqrt{BC}}{\beta \sqrt{D}} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} A &= mx + K\beta^2 y \\ B &= m^2 + K\beta^2 \\ C &= x^2 + K\beta^2(y^2 + z^2) \\ D &= (my - x)^2 + (m^2 + K\beta^2)z^2 \end{aligned}$$

초음속에서는 식(18)의 제곱근을 복소함수를 이용하여 계산하고 결과에서 실수를 취함으로써 영

향구역(zone of influence)을 고려하였다. 이 방법을 와류 패널에서도 동일하게 적용하였다.

양력이 있는 문제는 다음과 같이 말굽와류의 크기를 구할 수 있다. 말굽 와류를 분포시키면 식 (10)과 (12)는 다음과 같이 된다.

$$\lim_{z \rightarrow 0} \frac{\partial \phi_\mu}{\partial z} = V_\infty R \quad (19)$$

여기에서  $R$ 은 식(10) 또는 (11)의 오른쪽 항에서 두개의 영향을 제외한 항이다. 이러한 와류 패널로부터 점  $p(x, y, z)$ 에 유도되는  $x$ 방향과  $z$ 방향의 속도성분은 다음과 같다.

$$u_\mu(x, y, z) = \frac{\partial \phi_\mu}{\partial x} = \frac{\mu K_1}{4\pi} \left\{ T_x^\mu(x - x_4, y - y_4, z, m_3) - T_x^\mu(x - x_3, y - y_3, z, m_3) - T_x^\mu(x - x_2, y - y_2, z, m_1) + T_x^\mu(x, y, z, m_1) \right\} \quad (20)$$

$$w_\mu(x, y, z) = \frac{\partial \phi_\mu}{\partial z} = \frac{\mu K_1}{4\pi} \left\{ T_z^\mu(x - x_4, y - y_4, z, m_3) - T_z^\mu(x - x_3, y - y_3, z, m_3) - T_z^\mu(x - x_2, y - y_2, z, m_1) + T_z^\mu(x, y, z, m_1) \right\}$$

여기에서

$$\begin{aligned} T_x^\mu(x, y, z, m) &= \tan^{-1} \frac{z\sqrt{C}}{mz^2 + y(my - x)} - K_2 \tan^{-1} \frac{z}{y} \\ T_z^\mu(x, y, z, m) &= -\frac{y\sqrt{C}}{Q} + \sqrt{B} \ln \frac{A + \sqrt{BC}}{\beta \sqrt{D}} \\ &\quad - m \ln \frac{x + \sqrt{C}}{\beta \sqrt{Q}} + K_2 \left[ m \left( 1 + \frac{1}{2} \ln Q \right) - \frac{xy}{Q} \right] \quad (21) \\ Q &= y^2 + z^2 \end{aligned}$$

먼저 각 패널의 조절점(control point)을 Katz와 Plotkin[5]에 의해 제시된 방법을 압축성을 고려하여 다음과 같이 수정하여 사용하였다.

$$x_c = kx_t + (1 - k)x_l, \quad y_c = ky_t + (1 - k)y_l \quad (22)$$

여기에서  $(x_t, y_t), (x_l, y_l)$ 는 각각 패널의 앞전과 뒷전의 중앙점이다.

$$k = \frac{1}{1 + e^{2\sqrt{1 - M^2/\cos^2 A}}} \quad (23)$$

이와 같이 구한 조절점을 사용하면 Kutta

condition을 만족하는 말굽 와류 분포를 구할 수 있게 된다. 초음속의 경우 Kutta condition이 상관없기 때문에 패널의 중심점을 조절점으로 정하였다. 비행체를  $N$ 개의 패널로 나누면 식 (19)를 다음 식 (24)와 같이 이산화할 수 있다. 이 때  $R$ 에 해당하는 부분은 캠버와 받음각에 관한 부분만 구분하여 적용하였다.

$$\sum_{j=1}^N w_{ij} \gamma_j = V_\infty \left( \frac{\partial \zeta_c}{\partial x} \Big|_i - \alpha \right) \quad (24)$$

여기에서  $w_{ij}$ 는  $j$ 번째 단위 크기의 와류 패널에 의해  $i$ 번째 패널의 조절점에서 유도되는  $z$ 방향의 속도 성분이다. 식 (24)를 해석하면 와류 패널의 크기  $\gamma_i$ 를 계산할 수 있다. 식(24)로 구한  $\gamma_i$ 는 캠버와 받음각의 영향으로 인한 결과이며,  $p, q, r, \beta$ 에 의한 결과도 동일한 방법으로 구할 수 있다.

### 2.5 미계수 계산

$i$ 번째 패널에 작용하는 압력 계수는 미소교란의 가정을 이용하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C_{p_i} = -2 \frac{u_i}{V_\infty} \quad (25)$$

여기에서  $u_i$ 는 패널의 조절점에서 발생하는 유도 속도의  $x$ 방향 성분이다. 패널에 작용하는 압력을 적분하여 비행체에 작용하는 힘과 모멘트를 구할 수 있다. 그런데  $i$ 번째 패널에 발생하는 양력과 모멘트는 Kutta-Joukowski theorem을 이용하면 쉽게 구할 수 있다.

$$L_i = \rho_\infty V_\infty \gamma_i S_i \quad (26)$$

$$M_i = L_i (x_{c_i} - x_{CG}) \quad (27)$$

여기에서  $S_i$ 는 패널의 면적,  $x_{c_i}$ 는 패널 중심점의  $x$ 방향의 좌표,  $x_{CG}$ 는 항공기의 무게중심의  $x$ 방향 좌표를 말한다.  $i$ 번째 패널에 발생하는 유도 항력은 내리흐름(downwash)를 고려하면 다음과 같다.

$$D_i = L_i \frac{w_i}{V_\infty} = \rho_\infty \gamma_i w_i S_i \quad (28)$$

여기에서  $w_i$ 는 패널의 조절점에서 발생하는 유

도 속도의  $z$ 방향 성분이다.

식 (26), (27)을 통해서 얻은 각 패널의 양력과 모멘트를 이용하여 항공기 전체에서 발생하는 양력과 모멘트를 구한다.

$$L = \sum L_i, \quad M = \sum M_i \quad (29)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S}, \quad C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S c} \quad (30)$$

여기에서  $S$ 는 항공기의 날개면적이다.

미계수는 받음각, 옆미끄러짐각, 피치 각속도, 요 각속도, 롤 각속도의 변화로부터 얻은 공력계수의 변화를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C_{L_\alpha} = \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha}, \quad C_{m_\alpha} = \frac{\Delta C_m}{\Delta \alpha} \quad (31)$$

$$C_{Y_\beta} = \frac{\Delta C_Y}{\Delta \beta}, \quad C_{n_\beta} = \frac{\Delta C_n}{\Delta \beta}, \quad C_{l_\beta} = \frac{\Delta C_l}{\Delta \beta} \quad (32)$$

$$C_{L_q} = \frac{\Delta C_L}{\Delta \bar{q}}, \quad C_{m_q} = \frac{\Delta C_m}{\Delta \bar{q}} \quad (33)$$

$$C_{Y_r} = \frac{\Delta C_Y}{\Delta \bar{r}}, \quad C_{n_r} = \frac{\Delta C_n}{\Delta \bar{r}} \quad (34)$$

$$C_{l_p} = \frac{\Delta C_l}{\Delta \bar{p}} \quad (35)$$

여기에서 식 (31)은 세로방향 정적 안정성 미계수, 식 (32)는 가로방향 정적 안정성 미계수이고, 식 (33)에서 (35)는 피치 댐핑 미계수, 요 댐핑 미계수, 롤 댐핑 미계수를 나타낸다.  $\bar{p}, \bar{q}, \bar{r}$ 은 무차원화 된 각 방향 각속도이다.

조종면에 해당하는 패널의 캠버를 변화한 후 해석을 수행하면 조종면의 변화에 따른 공력의 변화를 구할 수 있다. 이를 이용하면 다음 식으로 조종미계수를 구할 수 있다.

$$C_{l_{\delta_A}} = \frac{\Delta C_l}{\Delta \delta_A} \quad (36)$$

$$C_{L_{\delta_T}} = \frac{\Delta C_L}{\Delta \delta_T}, \quad C_{m_{\delta_T}} = \frac{\Delta C_m}{\Delta \delta_T} \quad (37)$$

$$C_{Y_{\delta_R}} = \frac{\Delta C_Y}{\Delta \delta_R}, \quad C_{n_{\delta_R}} = \frac{\Delta C_n}{\Delta \delta_R}, \quad C_{l_{\delta_R}} = \frac{\Delta C_l}{\Delta \delta_R} \quad (38)$$

여기에서  $\delta_T, \delta_A, \delta_R$ 은 승강타, 에일러론, 러더를 의미한다.

### III. 삼각날개 미계수 예측

개발된 아음속 초음속 패널 코드 검증을 위하여 비틀림이 없고 가로세로비(aspect ratio)가 1, 2, 3인 세 삼각날개의 정안정 및 동안정 미계수를 계산하여 이론치와 비교하였다. Fig. 4에는 가로세로비가 1인 삼각날개의 패널을 도시하였다. 패널의 크기는 41×41로 균일 간격으로 삼각날개를 분할하였다. 그 결과 날개의 끝단에 특이점을 갖는 패널이 존재한다.

정적 안정성 미계수는 삼각 날개의 중립점을 이론치와 비교하여 검증하였다. 중립점은  $dC_m/dC_L$ 로 계산할 수 있기 때문에 중립점의 검증은 바로  $C_{L\alpha}$ 와  $C_{m\alpha}$ 에 대한 검증이다. Fig. 5에서 가로세로비가 1, 2, 3인 날개의 계산 결과와 이론치를 비교하였다. 잘 알려진 대로 이론치는 가로세로비가 무한히 크다면 아음속과 초음속 영역에서 각각 0.25와 0.5이다. 계산 결과는 마하수 0.1에서 2.0까지 0.1 간격으로 계산하였다. Fig. 5로부터 참고문헌[1]의 이론치와 본 논문의 계산 결과가 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 가로세로비가 1인 삼각날개의 중립점의 위치가 초음속에서 이론치보다 조금 크게 계산된 것은 날개 끝단의 특이점의 영향이 과도하게 예측된 결과로 추정된다. 가로세로비가 증가함에 따라 이론치에 더 근접해 가는 것을 볼 수 있다.

동적 안정성 미계수는 C.E. Brown[2]의 이론치를 이용해서 검증하였다. C.E. Brown은 초음속

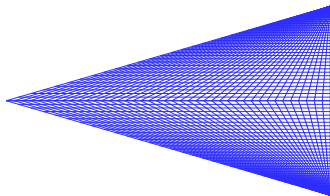


Fig. 4. Panel of a delta-wing with AR=1

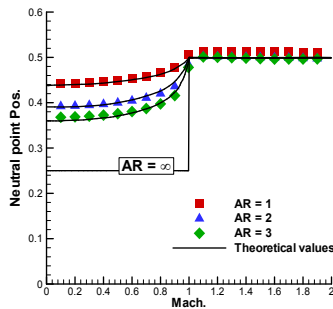
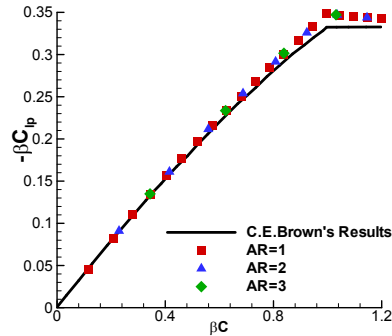


Fig. 5. Neutral points of delta wings

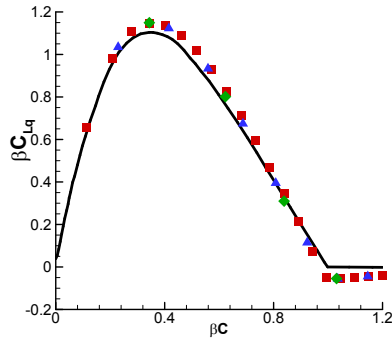
영역에서 삼각날개의  $C_{Lq}$ ,  $C_{mq}$ 와  $C_{lp}$  값을 해석적으로 구했다. C.E. Brown의 결과가 초음속 영역에 국한되어 있으므로 코드를 이용한 계산도 마하수 1.1에서 5.0까지 0.2 간격으로 증가시켜가며 계산하였다. 여기에서  $\beta$ 와  $C$ 의 정의는 다음과 같다.

$$\beta = \sqrt{M^2 - 1}$$

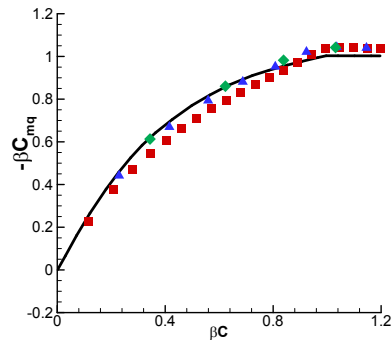
$$C = \text{Tangent of half apex angle} \tag{39}$$



(a)  $C_{lp}$



(b)  $C_{Lq}$



(c)  $C_{mq}$

Fig. 6. Dynamic stability derivatives of delta wings

C.E. Brown과 본 논문의 결과에서  $\beta C$ 가 1을 넘어가면 일정한 값을 갖게 되는데 이는 마하수의 증가나 앞전 후퇴각의 감소로 마하콘의 영향을 받는 영역이 상대적으로 작아짐에 따른 것으로 판단된다. Fig. 6을 보면 모든 범위의  $\beta C$ 에 대하여 C.E. Brown의 결과와 본 논문의 결과가 유사한 것을 알 수 있다. 또한 정적 안정성 미계수와 같이 가로세로비가 증가함에 따라서 이론치에 더 근접한 결과를 얻는 것을 알 수 있다.

### IV. 항공기 미계수 예측

#### 4.1 F-18의 형상 모델링

F-18의 형상자료는 Table 1에 나타내었다. 패널의 크기에 따른 미계수의 변화를 검토하기 위하여 Fig. 7와 같이 F-18을 3개의 패널(coarse, medium, fine)로 구성하였다. 각 패널의 크기는 Table. 2에 정리하였다. Fig. 8에는 3개의 패널을 이용해서 계산한 미계수를 도시하였다. Fig. 8에 따르면 medium 패널을 이용하였을 때 충분히 수렴된 미계수를 얻을 수 있다고 판단되었다. 따라서 medium 패널을 이용하여 F-18의 다양한 미계수를 예측하였다. Table 3에는 medium 패널의 자세한 구성을 도시하였다. 또한 조종 안정성 미계수의 예측을 위해 에일러론, 승강타, 러더를 Fig. 9와 같이 구성하였다. Fig. 9에 진하게 보이는 부분이 조종면으로 설정된 패널이다. 수직 미익의 경우  $x-z$  평면에 그려져 하나로 보이지만 2 개가 모두 적용되었다. 패널은 주익에 해당하는 곳에 두께와 캠버를 모두 적용하고, 나머지 부분은 평판으로 가정하여 적용하였다.

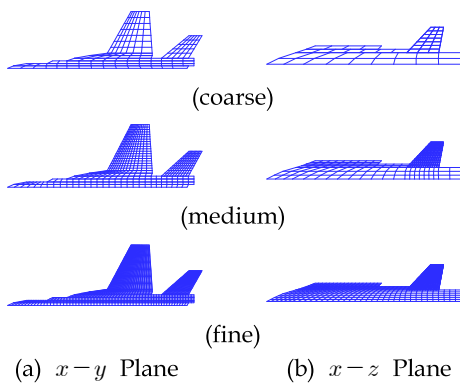


Fig. 7. 3 panel configurations of F-18

Table 1. F-18 geometry data

Span	37.4 ft
MAC	11.7 ft
Wing Area	400 ft <sup>2</sup>
X <sub>CG</sub>	32.4 ft
Z <sub>CG</sub>	1.0 ft

Table 2. Sizes of 3 panel configurations

Longitudinal panel			
ID	coarse	medium	fine
No. of Panels	143	502	1928
Lateral panel			
ID	coarse	medium	fine
No. of Panels	71	530	1112

Table 3. Details of Medium Panel

	$x-y$	$x-z$
Fuselage	136	110
Wing	14×19	
Tails	10×10	14×14×2
No. of Panels	502	530

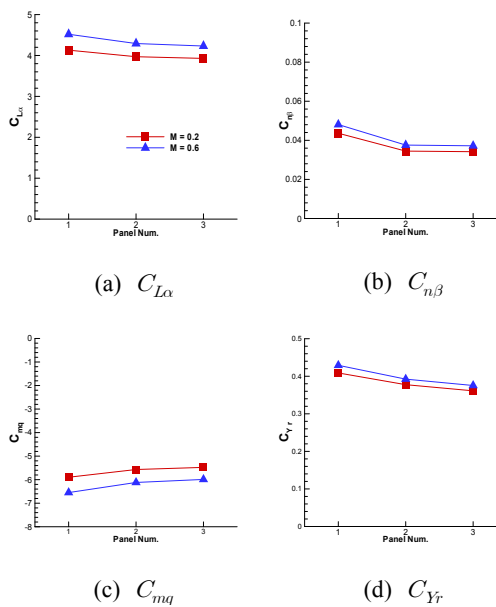
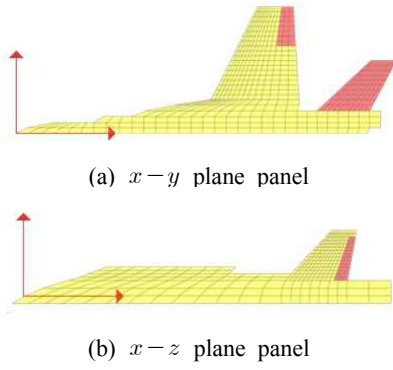


Fig. 8. Results of panel dependency



(a)  $x-y$  plane panel

(b)  $x-z$  plane panel

Fig. 9. F-18 panel

4.2 정적 안정성 미계수

정적 안정성 미계수  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ 와  $C_{l\beta}$ 를 계산하여 비교하였다. 그 결과는 Fig. 10에서 확인할 수 있다. 그림에는 비교를 위해 풍동 시험 결과, Virginia Tech에서 개발한 VLM (Vortex Lattice Method)로 계산한 결과와

Datcom의 결과를 같이 도시하였다[3].  $C_{L\alpha}$ 와  $C_{m\alpha}$ 는  $x-y$  평면의 패널을 이용하여 계산하였다.  $C_{L\alpha}$ 의 결과를 보면 각 방법의 결과가 큰 차이를 보이지 않는 것을 알 수 있다.  $C_{m\alpha}$ 는 계산 방법에 따라 차이를 보였다. 마하수가 0.2인 지점에서는 VLM과 Datcom의 결과가 풍동 시험치와 비슷한 결과를 보였다. 하지만 마하수 0.2와 0.6 모두에서 보면 본 논문의 결과가 풍동 시험치의 변화 범위 안에 위치하였다.

$C_{Y\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ ,  $C_{l\beta}$ 는  $x-z$  평면의 패널을 이용하여 계산하였다.  $C_{Y\beta}$ 는 풍동 시험치를 제외하고는 유사한 결과를 나타냈다. 본 논문의 결과도 풍동 시험치가 아닌 VLM과 Datcom의 결과와 유사했다.  $C_{n\beta}$ 는 계산 방법에 따라서 많은 차이를 보였다. 풍동 시험치와 비교하면 본 논문에서의 결과가 가장 큰 차이를 보이지만 각각의 예측 방법에 따라 모두 다른 값을 나타냈기 때문에 좀 더 다양한 해석을 통하여 결론을 얻어야 할 것으로 판단된다.  $C_{l\beta}$ 의 경우엔 풍동 시험치가 마하수의 변화에 따라 크게 변하였다. 그러나 다른

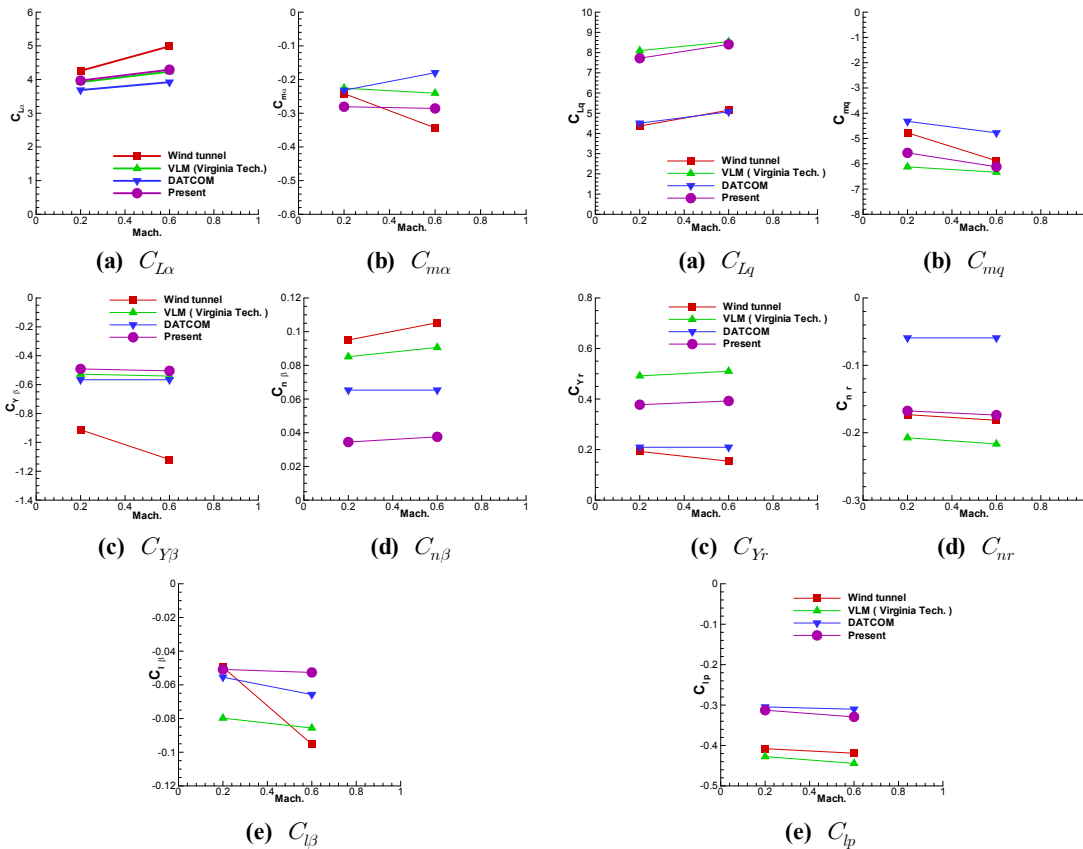


Fig. 10. F-18 static stability derivatives

Fig. 11. F-18 dynamic stability derivatives



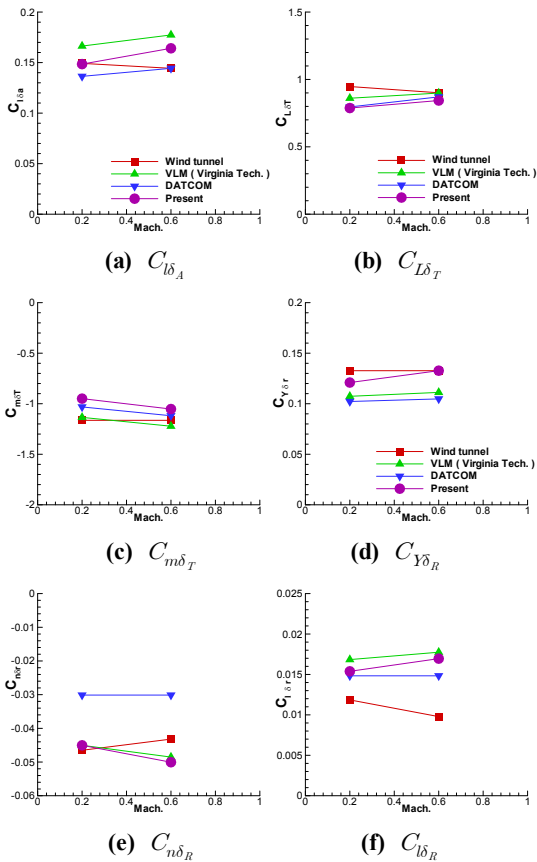


Fig. 12. F-18 control derivatives

결과는 큰 변화가 없었고 본 논문의 결과를 포함한 VLM, Datcom의 결과가 풍동 시험치의 변화 폭 안에 위치했다.

4.3 동적 안정성 미계수

동적 안정성 미계수에는  $C_{Lq}$ ,  $C_{mq}$ ,  $C_{Yr}$ ,  $C_{lr}$  등이 있고, Fig. 11에 각 방법에 따른 결과를 비교했다. 이 때  $C_{Lq}$ 와  $C_{mq}$ 는  $x-y$  평면 패널을 이용하고,  $C_{Yr}$ 와  $C_{nr}$ 은  $x-z$  평면 패널을 이용하여 계산하였다.  $C_{lp}$ 는 두 가지 패널을 모두 이용하여 얻었다.

$C_{Lq}$ 는 풍동 시험 결과와 Datcom의 결과가 비슷하게 나타났고 VLM의 결과와 본 논문의 결과가 동일한 모습을 보였다.  $C_{mq}$ 의 결과는 마하수 0.2에서 모든 결과값이 차이를 보이지만 마하수 0.6에서는 풍동 시험치와 VLM의 결과와 본 논문의 결과가 유사했다.  $C_{Yr}$ 은  $C_{Lq}$ 와 같이 풍동 시

험치와 Datcom의 결과가 비슷하게 나타났다. 하지만 본 논문의 결과가 VLM의 결과에 비해 풍동 시험치에 가까운 모습을 나타냈다.  $C_{nr}$ 의 경우 풍동 시험치와 본 논문의 결과가 유사하게 나타났고,  $C_{lp}$ 의 경우 VLM과 풍동 시험치, Datcom과 본 논문에서의 결과가 각각 유사한 모습을 보였다.

4.4 조종 미계수

항공기의 조종면은 기본적으로 에일러론, 승강타, 러더로 구성된다. Fig. 12에는 에일러론에 의한 롤 방향 모멘트인  $C_{l\delta_A}$ 에 대해 나타냈다. 마하수 0.2에서는 풍동 시험치와 동일한 값을 예측하였고, 마하수에 따른 변화는 Datcom, VLM과 유사하게 변화였다. 승강타에 의해 발생하는  $C_{L\delta_T}$ 와  $C_{m\delta_T}$ 가 있다.  $C_{L\delta_T}$ 와  $C_{m\delta_T}$ 의 결과를 보면 풍동 시험치, VLM, Datcom과 본 논문의 결과가 모두 비슷한 값을 찾아냈다. 또한 러더에 의한 결과 중  $C_{Y\delta_R}$ 이 풍동 시험치와 본 논문의 결과가 다른 결과에 비해 유사한 모습을 보였다.  $C_{n\delta_R}$ 의 경우 마하수 0.2에서 VLM, 풍동시험, 코드를 이용한 결과가 모두 유사한 값을 보였다.  $C_{l\delta_R}$ 의 결과는 풍동시험을 제외한 결과가 유사한 값을 얻는 것을 볼 수 있었다.

V. 결론

본 연구에서는 아음속-초음속 소스와 말굽와류를 분포시켜 계산하는 패널법을 개발하였다. 개발된 코드를 삼각날개의 중립점의 이론치와 동적 안정성 미계수의 이론치를 이용하여 검증하였다. 검증된 코드를 이용하여 F-18의 조종/안정성 미계수를 계산하고 이를 풍동시험, Datcom, VLM의 결과와 비교하였다. 비교한 결과를 보면 조종 미계수가 가장 비슷하였고, 정적, 동적 안정성 미계수도 전반적으로 잘 예측했다. 미계수에 따라 풍동 시험치와 차이를 보이는 결과가 있지만 대략적인 형상을 이용하였고, 빠르게 계산할 수 있음을 고려하면 풍동 시험치와 본 논문의 결과의 차이는 충분히 수용 가능한 범위라 생각할 수 있다. 본 논문의 방법은 유동의 비선형 특성이 나타나지 않는 아음속 및 초음속 영역에서 빠른 시간에 조종/안정성 미계수를 예측할 수 있는 방법으로 항공기 설계초기에 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다. 추후에 힌지 모멘트를 예

측할 수 있는 모듈을 첨부하여 조종면에서 발생하는 힌지 모멘트도 예측할 수 있도록 할 예정이다. 이를 통해서 항공기의 설계초기에 주로 사용할 수 있는 프로그램으로 발전시킬 예정이다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다. (계약번호 UD100048JD)

## 참고문헌

- 1) H. Schlichting and E. Truckenbrodt, "Aerodynamics of the Airplane", McGraw-Hill, New York, 1979, pp. 302~303.
- 2) C.E. Brown and M.C. Adams, "Damping in Pitch and Roll of Triangular Wings at Supersonic Speeds", NACA Rep. No. 892, 1947.
- 3) J. Kay, W.H. Mason, W. Durham, F. Lutze and A. Benoiel, "Control Authority Issues in Aircraft Conceptual Design: Critical Conditions, Estimation Methodology, Spreadsheet Assessment, Trim and Bibliography", VPI-Aero-200, Dept of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1993, pp. 52~64.
- 4) H. Ashley and M. Landahl, "Aerodynamics of Wings and Bodies", Dover Publications, Inc., New York, 1965.
- 5) J. Katz, and A. Plotkin, "Low-Speed Aerodynamics", Cambridge University Press, Cambridge, 2011.