

## 실시간 공력모델을 이용한 비행 시뮬레이션 연구

이창호<sup>1,†</sup> · 박영민<sup>1</sup> · 최형식<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원 공력성능연구팀

<sup>2</sup>한국항공우주연구원 비행제어연구팀

## Study of Flight Simulation using Real-Time Aerodynamic Model

Chang Ho Lee<sup>1,†</sup>, Young Min Park<sup>2</sup> and Hyoung Sik Choi<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Aerodynamics Research Team, Korea Aerospace Research Institute,

<sup>2</sup>Flight Control Research Team, Korea Aerospace Research Institute

**Abstract** : Accurate aerodynamic data is required for the flight simulation or control logic design of aircraft. The aerodynamic look-up table has been used widely to provide aerodynamic forces and moments for given flight conditions. In this paper, we replace the aerodynamic look-up table with real-time aerodynamic model which calculates aerodynamic forces and moments of quasi-steady flow directly for given flight conditions and control surface deflections. Flight simulations are conducted for the low-speed small UAV using real-time aerodynamic model, and responses of the UAV are predicted successfully for inputs of control surfaces.

**Key Words** : Aerodynamic Data, Flight Simulation, Potential Flow, Vortex Lattice Method

### 1. 서 론

항공기의 비행 시뮬레이션이나 비행 제어 로직 설계 및 자동 비행을 위해서는 정확한 공력 데이터가 필요하다. 항공기의 비행 시뮬레이션을 수행할 경우 비행 조건과 조종면 입력이 주어지면, 공력 데이터베이스에서는 입력에 해당하는 힘과 모멘트를 출력으로 제공하며, 힘과 모멘트는 비행체의 6자유도 운동 방정식의 입력이 되어 비행체의 위치, 속도 및 자세 등의 상태 값들이 출력된다. 즉 비행 운동방정식의 결과는 입력이 되는 공력 데이터에 의해 결정된다고 볼 수 있다. 비행 시뮬레이션 프로그램에서는 테이블 형태로 공력 데이터베이스를 만들어 원하는 값을 내삽하여 추출하

는 방식이 사용되어 왔다. 테이블 형태의 공력 데이터는 변수의 수가 많으면 테이블의 크기도 커지게 되어 각 변수 별로 공력 데이터를 제한된 수로 만들어야 한다. 그리고 비행체의 형상이 바뀌게 되면 새로운 공력 데이터가 필요하기 때문에 공력 데이터베이스도 새로 만들어야 하는 문제점이 있다[1, 2, 3].

본 연구에서는 이러한 기존의 Look-up 테이블 공력 데이터베이스 방식에서 벗어나, 비행 조건 및 조종면 변위가 주어지면 비행체에 작용하는 준정상(Quasi-steady) 상태의 힘과 모멘트를 공력해석 프로그램에서 직접 계산하는 실시간 공력모델을 만들고, 이것을 비행 운동방정식과 결합하여 비행 시뮬레이션을 구현하고자 한다. 이러한 공력 데이터 생성 방식은 내삽에 의한 오차가 없고 입력 변수들 간의 간섭 효과가 고려된 공력 데이터의 계산이 가능한 장점이 있다. 또한 비행체의 형상이 변경되는 경우에도 형상 데이터만 바꾸어주면 되므로 여러 가지 후보 형상의 비행체에 대한 연구가 필요한 개념설계 단계에서 유용하다. 비행

시뮬레이션 프로그램 안에서 실시간으로 공력 데이터를 계산하기 위해서는 계산시간이 빨라야 한다. 본 연구에서는 실시간 공력모델에 적합한 공력해석방법으로 계산속도가 개선된 와류격자법(Vortex Lattice Method)을 선택하고, 비행시뮬레이션 프로그램과 결합하여 저속의 소형 무인항공기에 대해 비행 시뮬레이션을 수행하였다.

## 2. 공력모델과 운동모델

### 2.1 공기역학적 힘과 모멘트

비행 시뮬레이션에서 필요로 하는 대부분의 공력 데이터는 점성유동의 영향이 커지기 전의 선형 구간이다. 특히 기동이 적은 저속 항공기에서는 날개에서 유동의 실속이 발생하기 전의 영역이 실제 비행의 대부분을 차지하므로 포텐셜 유동으로 가정해도 타당하다. 그리고 비행 시뮬레이션 프로그램 안에서 실시간으로 공력 데이터를 계산해야 하므로 계산시간이 빨라야 한다. 이러한 특성을 갖는 실시간 공력모델에 적합한 공력해석방법으로 계산속도가 개선된 와류격자법[3]을 선택하였으며, 이 방법을 기본으로 공기역학적 힘과 모멘트를 계산하는 절차는 다음과 같다.

3차원 포텐셜 유동은 다음과 같은 속도 포텐셜 식으로 나타낼 수 있다[4, 5].

$$\begin{aligned} \nabla^2 \phi &= 0 \\ \vec{q} \cdot \vec{n} &= 0 \\ \lim_{r \rightarrow \infty} \vec{q} &= \vec{Q}_\infty \end{aligned} \quad (1)$$

와류격자법에서 날개는 여러개의 요소 패널들로 나누고 각 패널에는 말굽와류를 분포시킨다. Fig. 1에서와 같이 임의의 패널에서 시위방향으로 요소길이의 1/4 지점에 구속와류(Bound vortex)가 위치하며 가운데 점을  $b_j$ 로 나타내고, 3/4 지점에 제어점을 위치시키고  $b_k$ 로 나타내며, 기준점은  $b_0$ 로 나타낸다. 제어점  $b_k$ 에서 속도는 다음 식으로 표현된다.

$$\vec{q}^{b_k} = -\vec{V} - \vec{\Omega} \times \vec{r}^{b_k} + \sum_{i=1}^N g_{ki} \vec{\Gamma}_i \quad (2)$$

여기서  $\vec{V}$ 와  $\vec{\Omega}$ 는 기준점  $b_0$ 에서 속도와 각속도이고,  $\vec{r}^{b_k}$ 는 기준점에 대한 제어점  $b_k$ 의 위치벡터이다.  $g_{ki}$ 는  $i$ 번째 말굽와류(Horseshoe vortex)에 의해 제어점  $b_k$

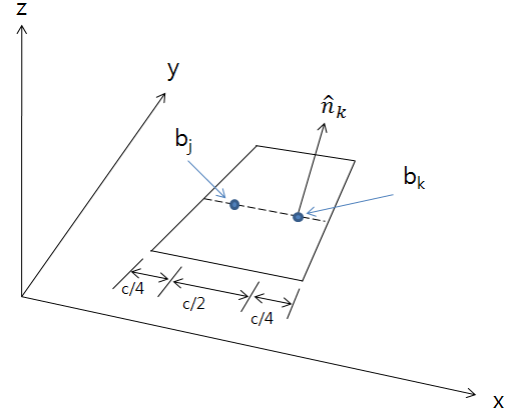


Fig. 1 Elemental Panel of Vortex Lattice Method

에 유도되는 속도이고,  $\vec{\Gamma}_i$ 는 말굽와류의 강도이다.

제어점  $b_k$ 에 표면수직방향 속도가 0이 되는 경계조건을 적용하여 정리하면 다음과 같다.

$$\left( -\vec{V} - \vec{\Omega} \times \vec{r}^{b_k} + \sum_{i=1}^N g_{ki} \vec{\Gamma}_i \right) \cdot \hat{n}_k = 0 \quad (3)$$

여기서  $\hat{n}_k$ 는 제어점에서 표면수직 벡터이며, Eqn. (3)을 풀어쓰면 다음과 같다.

$$\sum_{i=1}^N (g_{ki} \cdot \hat{n}_k) \vec{\Gamma}_i = \hat{n}_k \cdot \vec{V} + (\vec{r}^{b_k} \times \hat{n}_k) \cdot \vec{\Omega} \quad (4)$$

따라서 전체  $N$ 개의 제어점에 대해  $N$ 개의 선형방정식이 성립되므로  $\vec{\Gamma}$ 의 분포를 구할 수 있다. 또한 Eqn. (4)를 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\mathbf{A} \vec{\Gamma} = \mathbf{N} \vec{V} + \mathbf{C} \vec{\Omega} \quad (5)$$

여기서

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \vec{V} \\ \vec{\Omega} \end{bmatrix} \quad (6)$$

로 나타내면

$$\vec{\Gamma} = \mathbf{A}^{-1} [\mathbf{N} \vec{C}] \mathbf{X} = \mathbf{J} \mathbf{X} \quad (7)$$

로 표현되며

$$\mathbf{J} = \mathbf{A}^{-1} [\mathbf{N} \vec{C}] \quad (8)$$

이다. 와류강도를 알면 힘은 Kutta-Joukowski 식으로 구할 수 있다. 각 요소에서 구속와류의 중간점  $b_j$ 에 작용하는 힘을 구하여 합하면 전체 힘은 다음과 같다.

$$\vec{F} = \rho \sum_{j=1}^N \vec{q}^{b_j} \times \vec{u}_j \vec{\Gamma}_j \quad (9)$$

여기서  $\vec{u}_j$ 는 구속와류 벡터를 나타내며  $\vec{\Gamma}_j = \vec{u}_j \vec{\Gamma}_j$ 로

표현된다. 구속와류의 중간점에 위치한  $b_j$ 에서의 속도는 다음 식으로 구할 수 있다.

$$\vec{q}^{b_j} = -\vec{V} - \vec{\Omega} \times \vec{r}^{b_j} + \sum_{i=1}^N \vec{h}_{ji} \Gamma_i \quad (10)$$

여기서  $\vec{r}^{b_j}$ 는 기준점  $b_0$ 에 대한  $b_j$ 의 위치벡터이고,  $\vec{h}_{ji}$ 는  $i$ 번째 말굽와류에 의해  $b_j$ 에 유도되는 속도이며, 이것을 대입하여 정리하면 힘은 다음 식으로 표현된다.

$$\vec{F} = \rho \left( - \sum_{j=1}^N \vec{V} \times \vec{u}_j \Gamma_j - \sum_{j=1}^N (\vec{\Omega} \times \vec{r}^{b_j}) \times \vec{u}_j \Gamma_j + \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^N \vec{h}_{ji} \times \vec{u}_j \Gamma_i \Gamma_j \right) \quad (11)$$

Body 좌표계에서 각 축방향의 힘을 구하기 위해  $x$  방향 힘  $F_x = \vec{F} \cdot \hat{x}$ 의 표현식을 유도해 본다. Eqn. (11)의 우변 괄호안의 첫 번째 항을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (I) \cdot \hat{x} &= \left\{ \sum_{j=1}^N \vec{V} \times \vec{u}_j \Gamma_j \right\} \cdot \hat{x} \\ &= \left\{ \sum_{j=1}^N \Gamma_j (\vec{u}_j \times \hat{x}) \right\} \cdot \vec{V} \\ &= \Gamma^T \mathbf{G}_{xV} V \end{aligned} \quad (12)$$

여기서  $\mathbf{G}_{xV}$ 는  $N \times 3$  행렬이고  $j$ 번째 행벡터는  $\vec{u}_j \times \hat{x}$ 이다. 두 번째 항을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (II) \cdot \hat{x} &= \left\{ \sum_{j=1}^N (\vec{\Omega} \times \vec{r}^{b_j}) \times \vec{u}_j \Gamma_j \right\} \cdot \hat{x} \\ &= \left[ \sum_{j=1}^N \Gamma_j \{ \vec{r}^{b_j} \times (\vec{u}_j \times \hat{x}) \} \right] \cdot \vec{\Omega} \\ &= \Gamma^T \mathbf{G}_{x\Omega} \Omega \end{aligned} \quad (13)$$

$\mathbf{G}_{x\Omega}$ 는  $N \times 3$  행렬이고  $j$ 번째 행벡터는  $\vec{r}^{b_j} \times (\vec{u}_j \times \hat{x})$ 이다. 세 번째 항을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (III) \cdot \hat{x} &= \left\{ \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^N \vec{h}_{ji} \times \vec{u}_j \Gamma_i \Gamma_j \right\} \cdot \hat{x} \\ &= \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^N \Gamma_j (\vec{h}_{ji} \times \vec{u}_j) \cdot \hat{x} \Gamma_i \\ &= \Gamma^T \mathbf{G}_{x\Gamma} \Gamma \end{aligned} \quad (14)$$

$\mathbf{G}_{x\Gamma}$ 는  $N \times N$  행렬이고  $ji$ 번째 요소는  $(\vec{h}_{ji} \times \vec{u}_j) \cdot \hat{x}$ 이다.

이와 같은 식들을 대입하면  $x$  방향 힘은 다음과 같다.

$$F_x = \rho \Gamma^T (-G_{xV} V - G_{x\Omega} \Omega + G_{x\Gamma} \Gamma)$$

$$= \rho \Gamma^T (-[G_{xV} \ G_{x\Omega}] X + G_{x\Gamma} \Gamma) \quad (15)$$

Eqn. (7)로부터  $\Gamma$ 를 대입하면

$$F_x = \rho X^T J^T (-[G_{xV} \ G_{x\Omega}] + G_{x\Gamma} J) X \quad (16)$$

이고,

$$\mathbf{P}_x = J^T (-[G_{xV} \ G_{x\Omega}] + G_{x\Gamma} J) \quad (17)$$

이면

$$F_x = \rho \mathbf{X}^T \mathbf{P}_x \mathbf{X} \quad (18)$$

가 된다. 즉  $x$  방향 힘은 벡터  $\mathbf{X}$ 의 2차식 형태가 되며  $\mathbf{P}_x$ 는  $6 \times 6$  행렬이다. 같은 방법으로  $F_y$ 와  $F_z$ 를 유도할 수 있으며 각 성분은 다음 식으로 표현된다.

$$F_y = \rho \mathbf{X}^T \mathbf{P}_y \mathbf{X} \quad (19)$$

$$F_z = \rho \mathbf{X}^T \mathbf{P}_z \mathbf{X} \quad (20)$$

모멘트는 기준점  $b_0$ 에 대해 다음과 같이 계산된다.

$$\vec{M} = \rho \sum_{j=1}^N \vec{r}^{b_j} \times (\vec{q}^{b_j} \times \vec{u}_j \Gamma_j) \quad (21)$$

여기에 유도속도 Eqn. (10)을 대입하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{M} &= \rho \left( - \sum_{j=1}^N \vec{r}^{b_j} \times (\vec{V} \times \vec{u}_j \Gamma_j) - \sum_{j=1}^N \vec{r}^{b_j} \times \right. \\ &\quad \left. ((\vec{\Omega} \times \vec{r}^{b_j}) \times \vec{u}_j \Gamma_j) + \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^N \vec{r}^{b_j} \times (\vec{h}_{ji} \times \vec{u}_j \Gamma_i) \Gamma_j \right) \end{aligned} \quad (22)$$

힘의 축방향 성분을 계산하는 방법을 적용하여  $x, y, z$  방향의 각 모멘트 성분을 구할 수 있으며,  $x$  방향 모멘트 식은 다음과 같이 표현된다.

$$M_x = \rho \Gamma^T (-[H_{xV} \ H_{x\Omega}] X + H_{x\Gamma} \Gamma) \quad (23)$$

여기서  $H_{xV}$ 와  $H_{x\Omega}$ 는  $N \times 3$  행렬이고  $j$ 번째 행은 각각  $(-\vec{u}_j \times (\vec{r}^{b_j} \times \hat{x}))$ 와  $(-\vec{r}^{b_j} \times (\vec{u}_j \times (\vec{r}^{b_j} \times \hat{x})))$ 이다.  $H_{x\Gamma}$ 는  $N \times N$ 행렬이고  $ji$ 번째 요소는  $(\vec{r}^{b_j} \times (\vec{h}_{ji} \times \vec{u}_j)) \cdot \hat{x}$ 이다. Eqn. (23)에 Eqn. (7)로부터  $\Gamma$ 를 대입하면

$$\begin{aligned} M_x &= \rho X^T J^T (-[H_{xV} \ H_{x\Omega}] + H_{x\Gamma} J) X \\ &= \rho \mathbf{X}^T \mathbf{Q}_x \mathbf{X} \end{aligned} \quad (24)$$

이고,

$$\mathbf{Q}_x = J^T (-[H_{xV} \ H_{x\Omega}] + H_{x\Gamma} J) \quad (25)$$

이다.  $x$  방향 모멘트는 벡터  $\mathbf{X}$ 의 2차식 형태가 되며  $\mathbf{Q}_x$ 는  $6 \times 6$  행렬이다. 같은 방법으로  $M_y$ 와  $M_z$ 를 유도할 수 있으며 각 성분은 다음 식으로 표현된다.

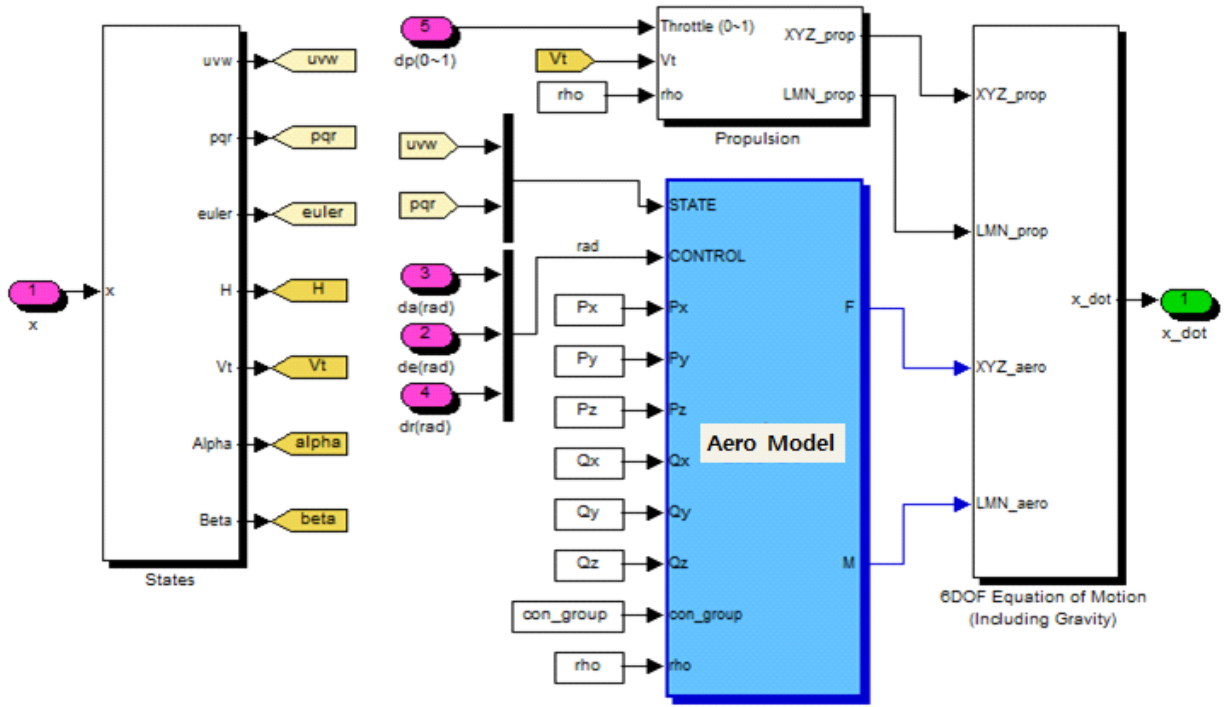


Fig. 2 Simulation Model

$$M_y = \rho X^T Q_y X \quad (26)$$

$$M_z = \rho X^T Q_z X \quad (27)$$

힘과 모멘트의 각 축방향 성분을 나타내는 식들에서  $P_x, P_y, P_z, Q_x, Q_y, Q_z$ 는 각각 공력특성을 나타내는 행렬로 초기조건으로 한번 계산하여 저장하고 비행조건이 변하는 경우는 다시 계산할 필요가 없다. 비행조건과 조종면 변위는 상태벡터  $X$ 로 나타내며, 비행조건과 조종면 변위가 계속 변하는 경우에  $X$ 만 새로 만들어 힘과 모멘트가 계산되므로 계산시간이 크게 단축된다.

## 2.2 비행체 운동모델

비행체의 운동모델은 다음 식들로 표현된다[6, 7]. 여기서  $F, M$ 은 Body 좌표계 기준으로 각각 무게중심에 작용하는 추력 및 공기역학적 힘과 모멘트를 나타낸다.

Body 좌표계에서 비행체의 선형 운동량 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$F + m T_{b/e} g = m (\dot{V} + \Omega \times V) \quad (28)$$

이식을 가속도에 대해 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{F}{m} + T_{b/e} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (29)$$

비행체의 각 운동량 방정식은 다음과 같다.

$$M = I \dot{\Omega} + \Omega \times I \Omega \quad (30)$$

또는

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I^{-1} \left\{ M - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right\} \quad (31)$$

이고, 지면 좌표계에 대한 비행체의 위치 변화율은 다음 식으로 표현된다.

$$\frac{d}{dt} R_0^e = T_{b/e}^{-1} V \quad (32)$$

이식을 풀어 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{P}_n \\ \dot{P}_e \\ \dot{P}_d \end{bmatrix} = T_{b/e}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (33)$$

여기서  $T_{b/e}$ 는 지면 좌표계에서 Body 좌표계로의 변환 행렬이다.

$$T_{b/e} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

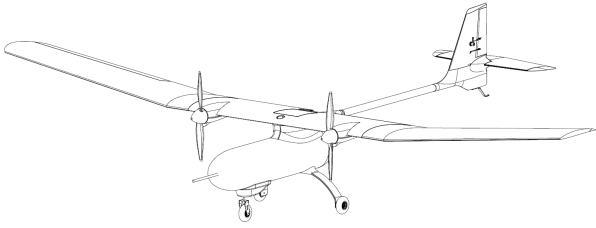


Fig. 3 Electric Powered Small UAV

비행체의 회전율을 나타내는 오일러 각 변화율 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\phi \sin\theta & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (34)$$

### 3. 비행 시뮬레이션

Fig. 2는 실시간 공력 데이터 생성 프로그램이 포함된 비행 시뮬레이션 프로그램을 보여준다. 이러한 시뮬레이션 프로그램을 소형 전기동력 무인항공기에 적용하여 검증한다. 비행체는 중량 6.5 kg, 날개 스패니 2.6 m, 평균시위길이 0.28 m, 동체 길이 1.75 m 이며 두 개의 프로펠러를 갖는다. 비행체의 외형은 Fig. 3에서 볼 수 있다.

비행속도 60 km/h (16.7 m/s)의 조건에서 트림 상태에서 엘리베이터, 러더, 에일러론의 변위를 각각 독립적으로 주었을 때 비행체의 시간에 대한 반응을 시뮬레이션 프로그램으로 구하여 그 결과를 Fig. 4~6에 도시하였다. 먼저 Fig. 4는 엘리베이터의 변위를 주었을 때 x 방향속도, 수직방향 속도, 피치변화율 및 피치각이 시간에 따라 어떻게 변화하는지 보여준다. 엘리베이터의 양의 값 변위에 대한 반응으로 피치각은 증가하다가 감소한 후 다시 서서히 증가하여 수렴한다. x 방향 속도는 피치각의 증가로 감소하다가 피치각이 감소하면서 서서히 증가한다. 수직방향 속도 및 피치각속도는 엘리베이터의 변위에 순간적으로 반응하고 트림 상태로 거의 일정한 값을 유지한다. 다음 Fig. 5는 러더의 양의 값 변위에 대한 시뮬레이션 결과이다. 러더 변위에 대한 반응으로 양의 방향으로 롤 각속도와 요 각속도가 발생하였다가 트림 상태로 수렴하며,

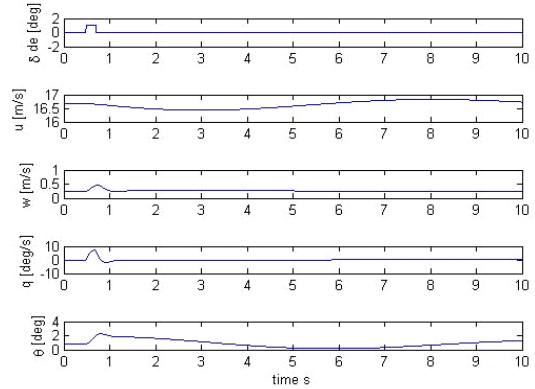


Fig. 4 Simulation Result for Elevator Deflection

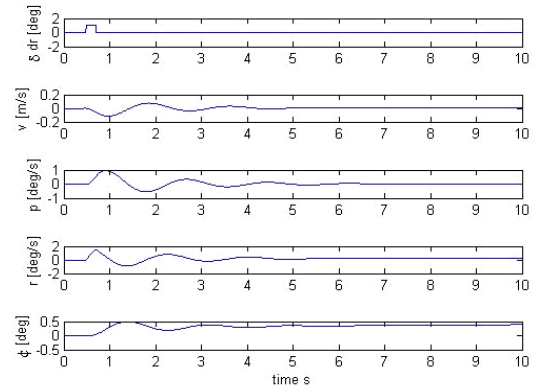


Fig. 5 Simulation Result for Rudder Deflection

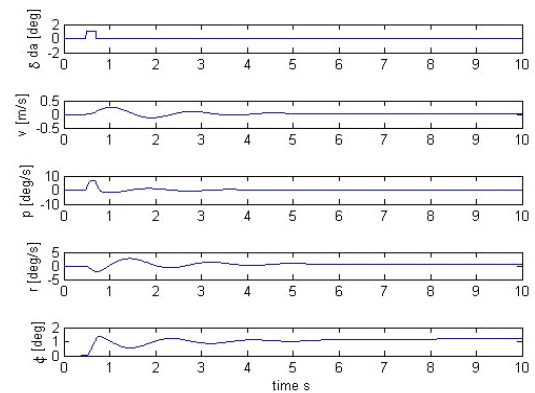


Fig. 6 Simulation Result for Aileron Deflection

요각은 양의 방향으로 증가한 값으로 수렴한다. Fig. 6은 양의 방향으로 에일러론 입력에 대한 시뮬레이션

결과를 도기한 것이다. 에일레론의 변위에 대해 비행체는 양의 방향으로 롤 각속도가 발생하였다가 트림 상태로 수렴하지만 요 각속도는 음의 방향으로 발생하였다가 진동한 후 수렴하고, 요각은 러더 변위의 경우보다 2배 이상로 수렴하는 것을 볼 수 있다. 즉 비행체는 러더의 입력보다 에일레론의 입력에 대해 큰 상태변수 값들로 반응한다. 이와 같은 시뮬레이션을 통하여 공력 힘과 모멘트를 실시간으로 계산하여 운동방정식에 제공하는 방법은 비행 시뮬레이션 프로그램 안에서 성공적으로 작동하는 것을 알 수 있다.

### 4. 결 론

비행 운동방정식에서 요구되는 공력 데이터를 테이블 Look-up 방식이 아닌 계산속도가 향상된 와류격자법으로 공기역학적 힘과 모멘트를 실시간으로 계산하여 제공하는 방법으로 비행 시뮬레이션 프로그램을 만들었다. 개발한 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 소형의 무인항공기를 대상으로 트림 상태에서 엘리베이터, 러더, 에일레론의 변위를 독립적으로 입력으로 주고 각각의 경우에 비행체 반응을 모사할 수 있었다. 이러한 방법은 기존에 소형 항공기의 공력 데이터 생성에 주로 사용되어온 DATCOM을 대체할 수 있으며, 비행체의 초기 설계단계에서 여러 형상의 비행체를 비교 검토하는 과정에 효과적으로 활용될 수 있을 것이다.

### 참 고 문 헌

[1] A. Gopalarathnam, R. Paul, and J. Petrilli, "Aerodynamic modeling for real time flight simulation," AIAA Paper 2013-0969, 2013.  
 [2] R. Paul, and A. Gopalarathnam, "Simulation of flight dynamics with an improved post-stall aerodynamic model," AIAA Paper 2012-4956, 2012.  
 [3] R. A. Bunge, and I. M. Kroo, "Compact formulation

of nonlinear inviscid aerodynamics for fixed-wing aircraft," AIAA Paper 2012-2771, 2012.

[4] J. Bertin, and M. Smith, Aerodynamics for Engineers, Prentice-Hall International Editions, 1989.  
 [5] J. Katz, and A. Plotkin, Low-Speed Aerodynamics, McGraw-Hill, 1991.  
 [6] M. Drela, Flight Vehicle Aerodynamics, MIT Press, London, 2014.  
 [7] H. S. Choi, S. Lee, H. Ryu, H. Shim, C. Ha, "Dynamics and Simulation of the Effects of Wind on UAVs and Airborne Wind Measurement," Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 58, No. 4, pp. 187-192, 2015.

### 저 자 소 개



#### 이 창 호

1986년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1988년 서울대학교 석사. 2001년 KAIST 박사. 2002년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 공기역학 및 전산유체역학.



#### 박 영 민

1995년 인하대 항공우주공학과 졸업. 1997년 KAIST 석사. 2003년 KAIST 박사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 전산유동해석 및 항공기 설계.



#### 최 형 식

2000년 울산대 항공우공학과 졸업. 2002년 동 대학원 석사. 2011년 KAIST 항공우주공학 박사. 2002년~현재 한국항공우주연구원 비행제어연구팀. 관심분야는 회전익/고정익 모델링 및 무인기 비행제어