

액적이 있는 비점성 공기유동 모델을 이용한 구름속의 천음속 에어포일 수치해석

염 금 수¹, 장 근 식^{2*}, 백 승 육³

NUMERICAL SIMULATION OF A TRANSONIC AIRFOIL IN THE CLOUD WITH THE DROPLET-LADEN INVISCID AIR FLOW MODEL

G.S. Yeom, K.S. Chang and S.W. Baek

In this paper, the problem of transonic aerodynamic characteristics of a NACA0012 airfoil is numerically investigated in the inviscid gas-droplet two-phase flow with the compressible two-fluid model. In the present study, the airfoil flight in the cloud is simulated by taking account of the viscous drag of the droplets, the heat transfer, the phase change, and the droplet fragmentation. The two-fluid equation system is solved by the fractional-step method and the WAF-HLL scheme. The effects of size and volume fraction of the droplets on the flow characteristics of the airfoil in the cloud are elaborated and discussed.

Keywords: 액적-기체 혼합유동(Droplte-Laden Gas Flow); 이유체모델(Two-Fluid Model); WAF-HLL 기법(WAF-HLL Scheme); NACA0012 에어포일(NACA0012 Airfoil)

1. 서 론

고속의 비행기가 구름 또는 비구름 속을 지나갈 경우, 비행기 주위의 유동 및 공력특성은 상당히 변할 수밖에 없다. 일 반적으로 공기속의 액적은 날개의 성능에 부정적인 영향을 미치는 것으로 알려져 있다[1]. 공기에 입자가 섞인 이상유동은 이전의 여러 연구자들에 의해 많이 계산되어 왔지만 주로 고체 입자에 대한 연구가 대부분이다. 액체 입자(액적)가 혼합된 공기유동의 연구는 상당히 부족한데, 이는 액적의 경우 변형, 상변화, 미립화, 응결 등과 같은 복잡한 현상이 있어 이를 모델링하기가 상당히 어렵기 때문이다.

압축성 공기-액적 이상유동의 해석은 터보기계, 펄스 데토네이션 엔진(pulse detonation engine), 항공기 결빙문제 분야에서 많이 연구되고 있다. 대부분의 해석은 Eulerian-Lagrangian

모델[2] 또는 단순화된 Eulerian-Eulerian 모델[3]에 기반하고 있기 때문에 특정 유동조건 아래서만 유용하며, 그 응용범위가 제한적이다.

본 연구에서는 압축성 이유체 모델 및 액적분열 모델을 사용하여 넓은 범위의 공기-액적 이상유동 조건에서 비점성 천음속 에어포일을 해석하였다. 이를 통해 구름 속을 비행하는 에어포일의 공력변화 및 유동장의 특성을 예측하였다.

2. 지배방정식

액적의 수밀도 방정식이 포함된 이차원 압축성 이유체 이상유동 모델의 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \mathbf{H} \frac{\partial \alpha_g}{\partial x} + \mathbf{I} \frac{\partial \alpha_g}{\partial y} = \mathbf{S}, \quad (1)$$

1 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

2 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

3 한국과학기술원 항공우주공학과

* TEL : 042) 350-3711

* Corresponding author E-mail: kschang@kaist.ac.kr

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \alpha_g \rho_g \\ \alpha_l \rho_l \\ \alpha_g \rho_g u_g \\ \alpha_l \rho_l u_l \\ \alpha_g \rho_g v_g \\ \alpha_l \rho_l v_l \\ \alpha_g \rho_g E_g \\ \alpha_l \rho_l E_l \\ N_l \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \alpha_g \rho_g u_g \\ \alpha_l \rho_l u_l \\ \alpha_g \rho_g u_g^2 + \alpha_g p_g \\ \alpha_l \rho_l u_l^2 + \alpha_l p_l \\ \alpha_g \rho_g u_g v_g \\ \alpha_l \rho_l u_l v_l \\ \alpha_g \rho_g u_g E_g + \alpha_g u_g p_g \\ \alpha_l \rho_l u_l E_l + \alpha_l u_l p_l \\ u_l N_l \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} \alpha_g \rho_g v_g \\ \alpha_l \rho_l v_l \\ \alpha_g \rho_g u_g v_g \\ \alpha_l \rho_l u_l v_l \\ \alpha_g \rho_g u_g^2 + \alpha_g p_g \\ \alpha_l \rho_l u_l^2 + \alpha_l p_l \\ \alpha_g \rho_g v_g E_g + \alpha_g v_g p_g \\ \alpha_l \rho_l v_l E_l + \alpha_l v_l p_l \\ v_l N_l \end{pmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -p^i \\ p^i \\ 0 \\ 0 \\ -p^i u^i \\ p^i u^i \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{I} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ -p^i \\ p^i \\ -p^i v^i \\ p^i v^i \\ 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{S} = \begin{pmatrix} M \\ -M \\ D_x + u^i M \\ -D_x - u^i M \\ D_y + v^i M \\ -D_y - v^i M \\ Q + u^i D_x + v^i D_y + H^i M \\ -Q - u^i D_x - v^i D_y - H^i M \\ N_{br} \end{pmatrix}.$$

여기서 α 는 기공률, ρ 는 밀도, u 는 x-속도, v 는 y-속도, E 는 총에너지, p 는 압력, N_{br} 은 액적의 개수를 나타낸다. 소스항의 기호에서는 M 은 물질전달, D 는 항력, Q 는 열전달, H^i 는 계면 엔탈피, N_{br} 은 액적의 생성함을 나타낸다. 하침자 g 는 기체상을, l 은 액체상(액적)을 의미한다. 계면압력 p^i 와 계면 속도 u^i 는 다음의 모델식을 사용한다.

$$p^i = p - \delta \frac{\alpha_g \alpha_l \rho_g \rho_l}{\alpha_g \rho_l + \alpha_l \rho_g} [(u_g - u_l)^2 + (v_g - v_l)^2] \quad (2)$$

$$u^i = \frac{\alpha_g \rho_g u_g + \alpha_l \rho_l u_l}{\alpha_g \rho_g + \alpha_l \rho_l}, \quad v^i = \frac{\alpha_g \rho_g v_g + \alpha_l \rho_l v_l}{\alpha_g \rho_g + \alpha_l \rho_l} \quad (3)$$

액적과 기체는 압축성으로 취급되며 다음과 같은 stiffened-gas 상태방정식을 사용한다.

$$e = \frac{p + \gamma p_\infty}{(\gamma - 1)\rho} + q \quad (4)$$

단일 액적에 의한 항력과 액적과 기체 사이의 열전달은 다음의 식으로 표현된다.

$$D = -\frac{1}{8} \pi d^2 C_D \rho_g (\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_l) |\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_l|, \quad (5)$$

$$Q = \frac{\pi d \mu_g C_{p,g} N}{Pr} (T_l - T_g). \quad (6)$$

액적의 분열에 의해 새롭게 생성되는 액적이 구(sphere) 형태라고 가정하여, 액적의 생성함을 다음과 같이 취한다.

$$N_{br} = N_l \frac{(d/d_\infty)^3 - 1}{\Delta t_{br}}. \quad (7)$$

여기서 d_∞ 는 액적이 분열되고 난 직후의 직경을 나타내고, Δt_{br} 은 액적이 완전히 분열되는 데 걸리는 시간을 나타낸다. Δt_{br} 은 Pilch & Erdman[4]의 경험적 관계식을 사용하여 웨버 수(critical Weber number)의 함수로 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\Delta t_{br}}{t^*} = \begin{cases} 6(We - We^*)^{-0.25} & \text{for } We^* \leq We \leq 18 \\ 2.45(We - We^*)^{0.25} & \text{for } 18 \leq We \leq 45 \\ 14.1(We - We^*)^{-0.25} & \text{for } 45 \leq We \leq 351 \\ 0.766(We - We^*)^{0.25} & \text{for } 351 \leq We \leq 2670 \\ 5.5 & \text{for } 2670 \leq We \end{cases} \quad (8)$$

3. 계산 결과 및 토의

본 계산에서 사용된 유동조건은 다음과 같다: 자유흐름의 마하수는 0.85, 날개의 반음각은 1도, 액적의 크기는 100 μm , 기공율은 0.01~1%.

Fig. 1은 기공률이 0.1%일 때 계산된 기체압력, 마하수, 액적의 부피비, 액적의 크기를 보여준다. 기체압력과 마하수 그림에서 볼 수 있듯이, 날개 주위의 충격파가 상당히 완만하게 변하였다. 또한 대부분의 액적은 날개 앞부분에 집중되어 있다. 액적은 날개 앞쪽에서 급격히 분열되어 뒤쪽으로 갈수록 그 크기가 서서히 변하는 것을 알 수 있다.

Fig. 2는 초기 액적의 부피비를 0.01~1%로 변화시키면서 기체 압력을 살펴본 결과를 순수 기체만의 유동 결과와 비교한 그림이다. 액적의 부피비가 0.01%일 경우에, 유동장은 순수 기체만의 유동과 비교해 많은 차이가 나지 않지만, 부피비가 1%로 증가되면서 날개 주위의 충격파는 완전히 사라져 압력파로 분산되는 것을 볼 수 있다.

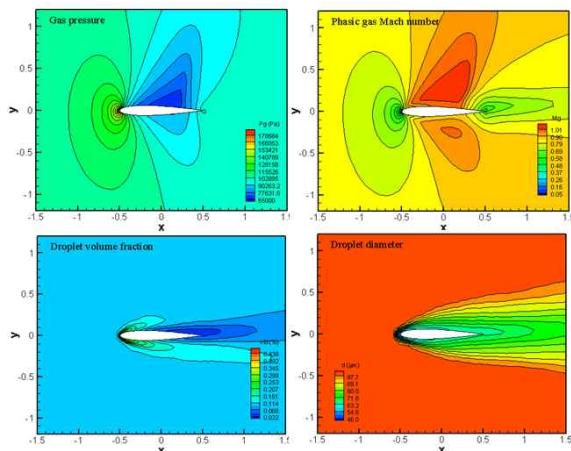


Fig. 1. For $d = 100 \mu\text{m}$, $\alpha_l = 0.1\%$, calculated gas pressure, gas Mach number, droplet volume fraction, and droplet diameter contours for an air-droplet two-phase flow over an airfoil.

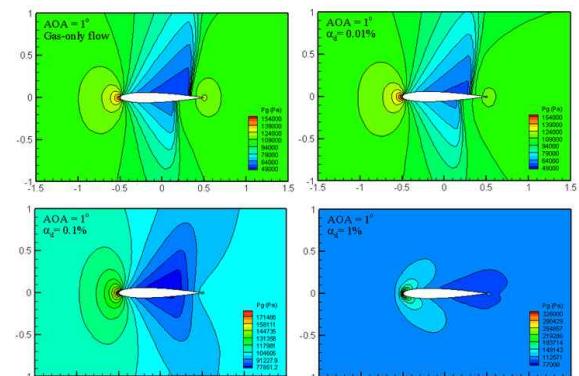


Fig. 2. Calculated gas pressure contours for $\alpha_l = 0.01, 0.1$, and 1% , compared with the result of the gas-only flow.

Fig. 3은 액적의 부피비에 따른 양력 및 항력계수 변화를 보여준다. 이 그림에서 보면 액적의 부피비가 0.01~0.1% 범위에서는 양력이 급격히 감소하다가, 0.1~1% 범위에서는 서서히 증가하는 것을 알 수 있다. 하지만 항력은 액적의 부피비가 증가하면서 처음에는 급하게 나중에는 아주 서서히 증가하는 것을 알 수 있다. 이를 통해 구름 혹은 폭우 속을 통과하는 날개는 공력특성이 상당히 저하되는 것을 추측할 수 있는데, 예를 들어 액적의 부피비가 1%일 때, 양력은 약 50% 감소하고, 항력은 약 550% 증가하는 것으로 예측되었다. 이는 폭우 속에서 항공기가 자주 추락하는 원인을 설명해줄 것으로 생각된다.

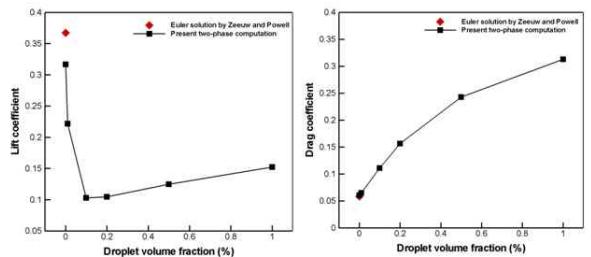


Fig. 3. Lift and drag coefficients vs. initial droplet volume fraction.

후기

본 논문은 2011년도 2단계 두뇌한국(BK)21사업에 의하여 지원되었습니다.

참고문헌

- [1] 1993, Bezos, G.M. and Campbell, B.A., Development of a Large-Scale, Outdoor, Ground-Based Test Capability for Evaluating the Effect of Rain on Airfoil Lift. NASA TM-4420.
- [2] 1995, Valentine, J.R. and Decker, R.A., A Lagrangian-Eulerian Scheme for Flow around an Airfoil in Rain, Int. J. Multiphase Flow, Vol. 21, pp. 639-648.
- [3] 2006, Beaugendre, H., Morency, F. and Habashi, W.G., Development of a Second Generation In-Flight Icing Simulation Code, J. Fluids Eng., Vol. 128, pp. 378-387.
- [4] 1987, Philch, M. and Erdman, C.A., Use of Breakup Time Data and Velocity History Data to Predict the Maximum Size of Stable Fragments for Acceleration-Induced Breakup of a Liquid Drop, Int. J. Multiphase Flow, Vol. 13, pp. 741-757.