

# 한가지 형태의 날개옆모습의 양력 및 압력중심에 미치는 경계면의 영향에 대한 수값모의연구

최성국, 김정필

위대한 수령 김일성 동지께서는 다음과 같이 교시하시였다.

《국가, 경제기관 일군들과 과학자, 기술자들은 인민경제를 과학화하는데 필요한 과학연구사업을 강화하며 새로운 과학기술의 성과를 생산에 적극 받아들여 우리 나라 인민경제의 과학화수준을 가까운 앞날에 한계단 더 높여야 하겠습니까.》(《김일성전집》 제68권 55페이지)

본문에서는 경계면의 영향을 받는 날개옆모습의 양력 및 압력중심변화특성을 결정하기 위한 수값모의연구를 하였다.

선행연구[1]에서는 압력중심을 비롯하여 날개의 항공력학적특성에 대하여 소개하였으며 선행연구[2]에서는 경계면의 영향을 받는 날개옆모습의 항공력학적특성을 결정하기 위한 문제를 리상류체범위내에서 논의하였다. 또한 선행연구[3]에서는 여러가지 란류모형을 리용하여 경계면의 영향을 받는 날개의 항공력학적특성을 수값모의방법으로 결정하였다.

우리는 스파라트-알마라스(SA)모형을 리용하여 경계면의 영향을 받는 NACA0012형날개옆모습의 압력중심변화에 미치는 경계면의 영향을 수값모의방법을 리용하여 결정하였다.

## 1. 기본방정식과 경계조건

비압축성점성류체에 대한 연속방정식과 운동방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0, \quad \rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ji}}{\partial x_j} \quad (i, j=1, 2)$$

여기서  $u_i$ ,  $x_i$ 는 속도 및 위치,  $t$ 는 시간,  $p$ 는 압력,  $\rho$ 는 밀도이다.  $t_{ij}$ 는  $t_{ij} = 2\mu s_{ij}$ ,

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \text{와 같이 표시되는 점성응력텐소르이다.}$$

우의 방정식들에 있는 란류응력  $\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j}$ 를 결정하기 위하여 SA모형을 리용한다.

SA모형의 회리점성수송방정식과 모형상수, 보충관계식은 다음과 같다.

운동학적란류점성;  $\nu_T = \tilde{\nu} f_{\nu 1}$

$$\text{란류점성수송방정식; } \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + U_i \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} = \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}) + C_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2] + P(\tilde{\nu}) - D(\tilde{\nu})$$

여기서  $P(\tilde{\nu}) = C_{b1} \tilde{\nu} (\Omega + \tilde{\nu} / (\kappa^2 d^2)) \cdot f_{\nu 2}$ 는 점성생성항이고  $D(\tilde{\nu}) = C_{w1} f(\tilde{\nu} / d)^2$ 은 점성산일항이며  $\Omega$ 는 회리도의 크기이다.

$$\text{보충관계식; } \begin{cases} f_{v1} = \chi^3 / (\chi^3 + C_{v1}^3), \chi = \tilde{v} / \nu, f_{v2} = 1 - \chi / (1 + \chi f_{v1}) \\ f_w = g[(1 + C_{w3}^6) / (g^6 + C_{w3}^6)]^{1/6}, g = r + C_{w2}(r^6 - r), r = \tilde{v} / (\Omega \kappa^2 d^2 + \tilde{v} f_{v2}) \\ \Omega_{ij} = (\partial U_i / \partial x_j + \partial U_j / \partial x_i) / 2 \end{cases}$$

여기서  $d$  는 가장 가까운 벽경계와의 거리이다.

$$\text{모형상수; } \begin{cases} C_{b1} = 0.135, C_{b2} = 0.622, C_{v1} = 7.1, \sigma = 2/3 \\ C_{w1} = C_{b1} / \kappa^2 + (1 + C_{b2}) / \sigma, C_{w3} = 0.2, \kappa = 0.41 \end{cases}$$

이 모형에 대한 벽경계조건으로서는 보통  $\tilde{v} = 0$  으로 줄수 있다.

자유흐름경계에서는  $\tilde{v}$  을 작게 설정하는데 일반적으로  $\nu/10$  정도의 값으로 준다.

날개에 대한 경계조건은 날개면에 대한 다음의 불침투성경계조건을 만족시켜야 한다.

$$\mathbf{u} \cdot \mathbf{n} = 0$$

여기서  $\mathbf{n}$  은 날개면에 대한 외법선벡토르이다.

경계면에 대한 경계조건은 날개면에 고정된 자리표제에서 지면은 공기와 같은 속도로 움직인다고 본다.

## 2. 날개옆모습의 양력 및 압력중심변화에 미치는 경계면의 영향

여기서는 레이놀즈수가  $Re = 3 \times 10^5$  인 조건에서 NACA0012형날개옆모습의 압력중심변화에 미치는 경계면의 영향에 대하여 논의하였다.

날개주위그물은 C형그물로 작성하고 입력조건으로서는 속도입력경계조건을 주고 출력조건으로서는 압력출력조건, 지면에 대하여서는 이동벽경계조건을 주었다.

계산구역은 날개의 앞과 뒤구역, 옷구역을 각각 날개현길이의 30배로 설정하였다.

지면으로부터의 상대적거리와 마중각에 따르는 양력계수의 변화는 그림 1과 같다.

그림 1에서 보는바와 같이 실험값과 계산값사이의 차이가 얼마 크지 않다는것을 알수 있다. 이로부터 압력중심변화에 미치는 경계면의 영향을 수값계산방법을 리용하여 결정하였다.

마중각에 따르는 압력중심의 변화는 그림 2와 같다.

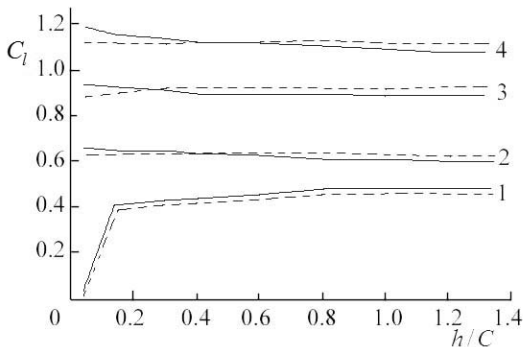


그림 1. 마중각에 따르는 양력계수의 비교

1—4는 마중각이 각각 0°, 2°, 4°, 6° 일 때  
점선: 실험값, 실선: 계산값

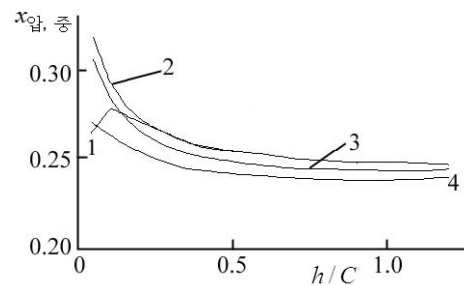


그림 2. 마중각에 따르는 압력중심의 변화

1—4는 마중각이 각각 0°, 2°, 4°, 6° 일 때

일반적으로 경계의 영향을 받지 않는 무한공간에서의 날개의 압력중심은 날개현길이의 약 25% 되는 곳에 위치하고있다.[1]

그러나 그림 2에서 보는바와 같이 매 마중각에 따라 압력중심은 지면으로부터의 거리가 작을 때에는 날개현의 25%위치보다 상대적으로 뒤에 위치하고있으며 지면으로부터의 거리가 커질수록 날개현의 25%위치에로 다가간다.

이로부터 지면효과날개를 설계할 때 지면으로부터의 상대적거리가 작을 때에는 압력중심의 위치를 고려해야 한다는것을 알수 있다.

## 맺는 말

논문에서는 경계면의 영향을 받는 날개의 양력을 수값계산방법으로 결정하여 실험값과 비교하였으며 그것에 기초하여 한가지 형태의 날개의 압력중심변화에 미치는 경계면의 영향에 대하여 논의하였다.

## 참고 문헌

- [1] J. Anderson; Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, 34~67, 2005.
- [2] T. J. Barber; International Journal of Vehicle Design, 40, 4, 299, 2006.
- [3] J. L. Smith et al.; AIAA Paper, No. 2008-4262, 2008.

주체104(2015)년 2월 5일 원고접수

## **A Numerical Simulation on the Boundary Effect on Lift and Pressure Center of an Airfoil**

*Choe Song Guk, Kim Jong Phil*

We studied on the characteristics of lift and pressure center variation of an airfoil subjected the boundary effect by using the numerical simulation.

Key words: airfoil, pressure center, numerical simulation