

## 저레널즈수에서 날개프로필의 항공력학적특성해석을 위한 한가지 수치모의방법

서금혁, 허령민

경애하는 최고령도자 김정은동지께서는 다음과 같이 말씀하시였다.

《현시대는 과학기술의 시대이며 과학기술의 발전수준은 나라의 종합적국력과 지위를 규정하는 징표로 됩니다.》

일반적으로 프로펠러식비행기들은 발동기를 리용하여 프로펠러를 돌려 추진력을 얻었으며 고도에 따르는 대기특성의 변화로 하여 비행고도의 제한을 받았다. 이때 프로펠러는 고레널즈수( $10^6 \sim 10^7$ )에서 동작하며 이로부터 날개프로필과 프로펠러에 대한 연구는 대체로 고레널즈수범위에서 진행되였다.

최근 과학과 기술의 발전으로 전자요소들이 집적화되고 높은 성능의 전동기와 축전기들이 개발되어 아주 작은 프로펠러를 가진 무인기들과 높은 고도에서 비행할수 있는 전지동력무인기들에 대한 개발 및 연구가 심화되고있으며 이로 하여 저레널즈수에서의 날개프로필과 프로펠러의 항공력학적특성을 정확히 평가하고 설계하는것이 중요한 문제로 제기되고있다.[1]

본문에서는 저레널즈수에서의 날개프로필의 특성을 정확히 해석하기 위한 수치모의 방법에 대하여 연구하고 실험자료와 비교분석하였다.

### 1. 문 제 설 정

프로펠러날개요소의 특성은 본질적으로 날개프로필과 동등하다. 프로필의 현길이에 기초한 레널즈수가  $10^5$  이하로 감소하면 양력계수와 양력저항비 등 프로필의 항공력학적 성능이 감소하게 되며 이것은 곧 프로펠러의 성능감소로 이어지게 된다.

그림 1에서는 마중각과 레널즈수에 따르는 날개프로필주위흐름의 리탈 및 재부착특성을 보여주고있다.[1]

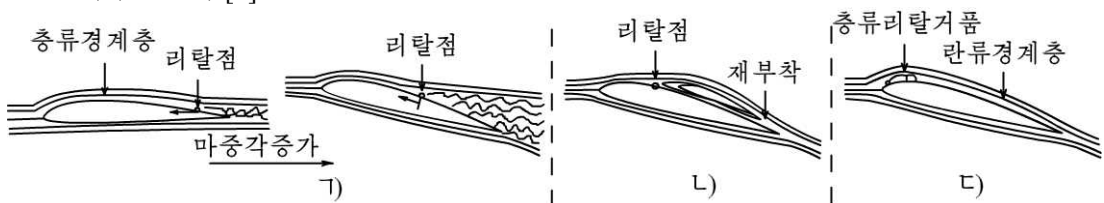


그림 1. 날개프로필주위흐름의 리탈 및 재부착특성

그림 1의 3)와 같이 레널즈수가 큰 경우( $5 \times 10^5$ )에는 총류경계층이 리탈되었다가 자유흐름으로부터 운동량을 얻어 다시 난류경계층으로 부착되며 이때 총류리탈거품을 형성한다.

한편 그림 1의 2)처럼 그보다 작은 레널즈수( $5 \times 10^4 < Re < 5 \times 10^5$ )에서 이 리탈거품과 난류경계층두께는 더 커지며 이것은 저항을 보다 커지게 한다. 그리고 그림 1의

7)와 같이 저레널즈수( $10^4 < Re < 5 \times 10^4$ )에서는 작은 마중각에서 프로필의 후연가까이로 지연되었던 층류리탈은 마중각의 증가와 함께 전연쪽으로 이동하며 고레널즈수흐름에서와는 달리 이행되거나 재부착되기 힘들다. 결과 큰 압력저항과 양력저항을 가져오게 된다.

프로펠러설계의 기초단계에서는 사용하기 쉽고 계산비용이 적게 드는 3차원흐름평형을 고려한 날개요소운동량리론(BEMT)을 리용한 도구들인 JBLADE나 JAVAPROP를 리용할수 있다. 이 도구들에서는 날개프로필특성해석도구인 XFOIL를 리용하여 날개프로필의 특성을 계산하는데 이것은  $10^4 \sim 10^5$ 의 레널즈수범위에서 실험자료에 비해볼 때 믿음성이 낮다.

이로부터 저레널즈수에서의 날개프로필의 특성을 정확히 해석하기 위한 수치모의방법에 대하여 연구하고 실험자료[2]와의 비교속에서 방법의 타당성을 검증하는것을 문제로 설정하였다.

#### ① 기본방정식

보존형식의 나비에-스톡스방정식을 표시하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{J} \quad (1)$$

여기서  $\mathbf{F}$ ,  $\mathbf{G}$ 는 각각  $x$ ,  $y$ 방향의 흐름벡토르,  $\mathbf{J}$ 는 원천항 또는 원천벡토르이다.

#### ② 란류모형

수치계산에서 란류모형으로서 저레널즈수에서의 층류경계층리탈이나 이행을 반영하기 위하여 Transion-SST모형을 리용하였다.[3]

$$\rho \frac{\partial}{\partial x_i} (ku_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (2)$$

$$\rho \frac{\partial}{\partial x_i} (\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho R \tilde{e}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j R \tilde{e}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial R \tilde{e}_{\theta t}}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

#### ③ 경계조건

$$V_{inlet} = V, \quad P_{outlet, static} = 0, \quad V_{wall} = 0$$

#### ④ 날개프로필의 항공력학적 특성량들

날개프로필의 성능은 그것의 양력계수  $C_l$ 과 저항력계수  $C_d$ , 양력저항비  $C_l/C_d$ 와 같은 무차원계수들에 의하여 표시되며 다음과 같이 계산한다.[1]

$$C_l = \frac{L}{0.5 \rho V^2 S} \quad (6)$$

$$C_d = \frac{D}{0.5 \rho V^2 S} \quad (7)$$

위의 식들에서  $L$ ,  $D$ 는 각각 날개프로필에 작용하는 양력과 저항력이고  $\rho$ 는 공기의 밀도,  $V$ 는 속도,  $S$ 는 기준면적이다.

## 2. 수치 모 의

### ① 계산그물

Gambit를 리용하여 현길이가 0.2m인 DAE51-PT날개프로필주위에 C형계산그물을 작성하였다. 날개프로필의 위, 아래에 각각 350개정도의 그물마디점들을 앞모서리와 뒤모서리에서는 조밀해지도록 배치하였으며 경계층을 묘사하기 위하여 첫 그물높이를  $2 \times 10^{-5} \text{m}$ 로 하여 20층의 경계층그물을 작성하였다. 이때  $y^+$ 의 값은 1이하이며 이때 전체 그물수는 약 17만개정도이다.

그림 2에서는 DAE51-PT날개프로필과 계산구역, 경계조건 및 그물을 보여주고있다. 여기서  $c$ 는 날개프로필의 현길이이다.

### ② 수치모의방법

수치모의는 응용프로그램 ANSYS 19.0의 FLUENT를 리용하였다. 흐름을 비압축성이라고 보고 압력기초풀이기(Pressure-Based Solver)를 리용하였고 속도-압력연결은 SIMPLEC도식을 선택하였으며 공간계차는 구배에 대하여서는 Least Squares Cell Based, 압력을 비롯한 기타 항들에 대하여서는 2차정확도의 풍상계차도식을 리용하였다. 난류모형은 Transition-SST모형을 리용하였다. 계산에서 수렴기준을 연속성에 대하여서는  $10^{-3}$ 이하, 기라는  $10^{-5}$ 이하로 설정하였다.

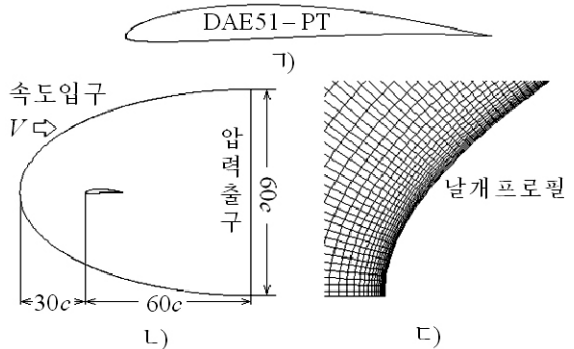


그림 2. DAE51-PT날개프로필과 계산구역, 경계 설정 및 그물

## 3. 해석결과 및 결과분석

우리는 실험자료와의 비교를 위해 실험자료가 제시된 여러 레널즈수에서 날개프로필의 마중각에 따르는 항공력학적특성을 계산하였다.

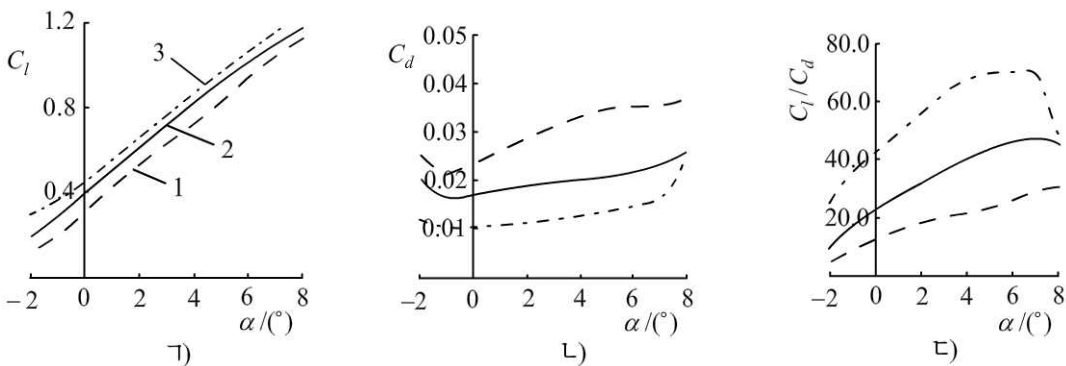


그림 3. 여러 레널즈수에서의 DAE51-PT날개프로필의 항공력학적특성  
1-  $Re = 60,400$ , 2-  $Re = 101,400$ , 3-  $Re = 203,200$

입구와 출구에서의 난류특성들은 실험을 진행한 풍동특성자료[2]와 계산실험결과에 기초하여 간헐도는 0.2, 난류세기는 0.1%, 난류점성비는 1로 설정하고 해당 레널즈수에서

마중각을  $-5^\circ$  부터  $12^\circ$  까지  $1^\circ$  간격으로 변화시키면서 흐름마당을 모의하여 특성값들을 얻었다.(그림 3)

그림 3의  $\gamma$ )는 수치계산결과를 통하여 얻어진 각이한 레널즈수에서 마중각에 따르는 양력결수곡선을 보여주고있으며  $\iota$ )는 저항력결수곡선을,  $\varsigma$ )는 양력저항비곡선을 보여주고있다.

$Re=101\ 400$  에서 DAE51-PT날개프로필의 항공력학적특성에 대한 실험결과들과 CFD에 의한 계산결과들을 그림 4에 곡선으로 비교하여 보여주었다.

그림 4에서도 그림 3에서와 마찬가지로  $\gamma$ )는 마중각에 따르는 양력결수곡선이며  $\iota$ )는 저항력결수곡선,  $\varsigma$ )는 양력저항비곡선을 보여주고있다.

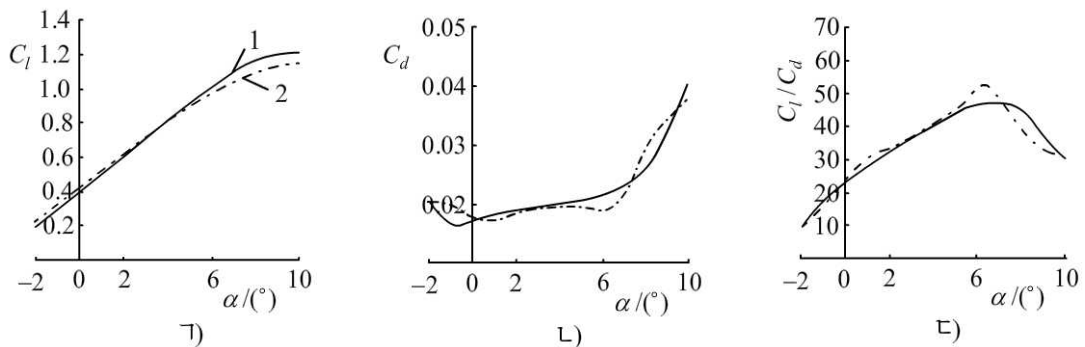


그림 4.  $Re=101\ 400$  에서 DAE51-PT날개프로필의 항공력학적특성

1—CFD, 2—실험결과

그림 4에서 보는바와 같이 프로필의 양력결수가 실험결과와 비교적 잘 일치하지만 마중각이 증가함에 따라 저항력결수의 차이가 커진다는것을 알수 있다.

실험결과에서는 층류경계층의 리탈과 재부착의 영향으로 마중각이 증가함에 따라 저항결수가 증가하다가  $5^\circ$  근방에서 감소하였다가 다시 증가하는 특성이 뚜렷하게 나타났지만 수치계산결과에서는 그 특성이 명백히 나타나지 않았으며 다른 레널즈수에서도 확인되었다.

수치계산에서 계산결과는 계산구역경계들에서의 난류경계조건에 따라 민감하게 변하는데 이것은 레널즈수가 작을수록 점성의 영향이 본질적이고 항공력학적특성에 미치는 경계층과 그것의 리탈, 재부착 등과 같은 현상들의 영향이 중요하기때문이라고 볼수 있다.

또한 실험은 닫힌 풍동에서 진행한것으로서 실험부벽면의 영향과 기타 실험조건들이 실험결과에 주는 영향도 응당 고려하여야 한다고 볼수 있다.

## 맺 는 말

론문에서는 저레널즈수에서의 날개프로필의 특성을 정확히 해석하기 위한 수치모의 방법에 대하여 연구하고 실험자료와의 비교속에서 방법의 타당성을 검증하였다.

결과적으로 수치모의방법을 저레널즈수에서 날개프로필의 항공력학적특성을 결정하는데 리용할수 있으며 계산결과의 정확도를 보장하기 위하여서는 난류경계조건들을 실시 흐름특성에 타당하게 설정하여야 한다는 결론을 얻을수 있다.

## 참 고 문 헌

- [1] Justin Winslow et al.; J. Aircraft, 55, 3, 1050, 2018.
- [2] M. S. Selig et al.; Airfoils at Low Speed, North Horeshoe Circle, 359~360, 1989.
- [3] J. Morgado et al.; Aerospace Science and Technology, 52, 207, 2016.

주체109(2020)년 6월 5일 원고접수

### **A Numerical Simulation Method for Analysis of Airfoil Characteristics at Low Reynolds Numbers**

*So Kum Hyok, Ho Ryong Min*

In this paper, we considered a numerical simulation method for analysis of airfoil characteristics at low Reynolds numbers and compared the result with experimental data. It was concluded that we must set the meshing, turbulence model and turbulence boundary conditions suitable to real flow because the effect of the physics such as boundary layer, its flow separation and re-attachment was more important.

Keywords: low Reynolds number, airfoil, numerical simulation