



MRF 기법을 이용한 초소형 비행체 프로펠러 공력특성 연구

최 원,^{*1} 김 지 흥,¹ 이 경 태,² 박 찬 우³

THE STUDY ON THE PROPELLER AERODYNAMIC CHARACTERISTIC OF MICRO AERIAL VEHICLE USING THE MRF METHOD.

W. Choi,^{*1} J.H Kim,¹ K.T Lee² and C.W Park³

This paper dealt with the flow simulation for the optimum designed propeller for Micro Aerial Vehicle, using a commercial CFD program(FLUENT). The propeller was modeled by the Multiple Reference Frame(MRF) method. For the validation of the computational method, the flow field analysis results for the propeller were compared with the flow analysis results, which are using Xfoil, for the optimum design, and with the wind tunnel data of a similar propeller model. By these validation processes, the reliability of MRF method was confirmed.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 저 레이놀즈수(Low Reynolds Number), MRF(Multiple Reference Frame), 프로펠러(Propeller), 초소형 비행체(Micro Aerial Vehicle)

1. 서 론

초소형 비행체에 사용되는 소형 프로펠러는 일반항공기에 대한 실험과 해석데이터를 적용할 수 없는 저 레이놀즈수 (Low Reynolds Number) 영역에 해당한다. 저 레이놀즈수 영역의 유동은 높은 점성효과에 따른 양항비의 감소, 불안정한 유동에 따른 실속각의 감소, 작은 기하학적 형상에 따른 기체강도 증가와 같은 특성을 가진다. 저 레이놀즈수 영역을 비행하는 초소형 비행체에 적용하기 위한 효율성 높은 프로펠러를 최적 설계하기 위해서는 공기역학적 성능 저하를 보상하기 위한 연구가 필수적이다. 이러한 연구는 이기학, 이경태[1,2] 등은 최소에너지손실 조건과 아음속 정상유동의 익형주위의 비점성과 경계층을 포함하는 점성영역이 결합된 유동을 해석할 수 있는 Xfoil을 이용하여 초소형 비행체용 프로펠러를 최적 설계하였으며, 풍동시험을 통하여 특성을 분석하였다. 이

세욱, 조진수[3]등은 양력면 이론을 이용하여 공력해석을 수행하고 설계, 제작된 프로펠러를 풍동시험을 통하여 타당성을 검증하였다. Monal[4]은 저레이놀즈 영역에서 사용되는 30여종의 프로펠러들에 대한 풍동시험을 통해 그 특성을 확인하였으며 Brain[5]은 hot-wire 풍동시험을 통하여 초소형 비행체 propeller wing interaction 영향성을 연구하였다. 본 연구에서는 상용 전산해석 프로그램의 MRF(Multiple Reference Frame)기법을 이용하여 초소형 비행체를 위해 최적 설계된 프로펠러에 대한 공력해석을 수행하였다. 프로펠러에 대한 해석결과는 Xfoil을 이용한 최적설계 과정의 해석결과와 유사 프로펠러 모델의 풍동 실험 결과를 비교하여 전산해석 결과의 신뢰성을 확인하였다.

2. 본 론

2.1 저레이놀즈 수 유동 특성

$10^4 \sim 10^6$ 의 저 레이놀즈수 영역에서 비행하는 비행체 날개에서는 층류박리(laminar separation)와 천이(transition), 그리고 유동재부착(reattachment)에 의한 층류박리기포, 이력고리, 그리고 비정상유동에서의 동적실속과 같은 현상 등을 포함하는 여러 가지 복합적인 공기역학적 현상들이 발생한다.

1 정희원, 한국항공우주산업(주) 개발본부 고정익선행연구팀

2 정희원, 세종대학교 기계항공우주공학부

3 정희원, 경상대학교 기계항공공학부

* TEL : 055) 851-2776

* Corresponding author, E-mail: solver@gnu.kr

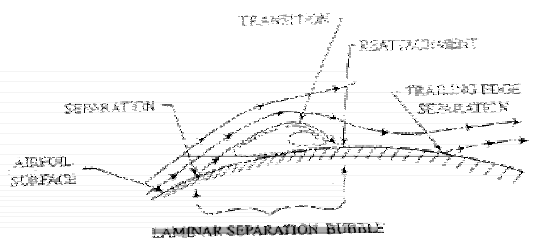


Fig. 1 층류박리기포 개념[6]

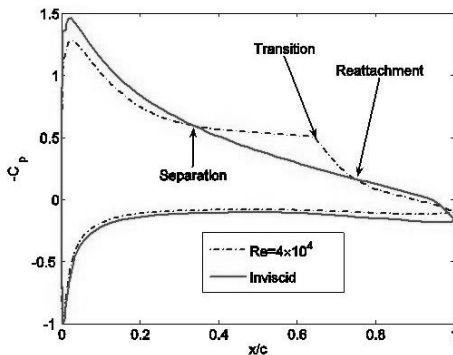


Fig. 2 익형주위 압력분포[7]

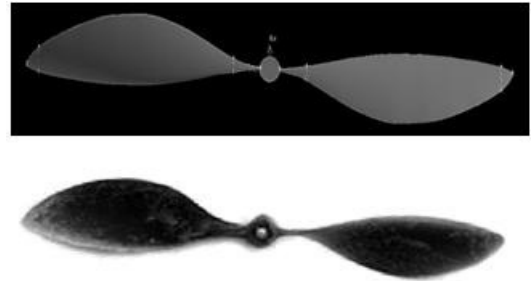


Fig. 3 최적설계 형상(上), Black Widow 프로펠러(下)

2.2 초소형 비행체 프로펠러

2.2.1 초소형 비행체 프로펠러 형상 및 성능

본 연구에 사용된 초소형 비행체 프로펠러는 이기학, 이경태[1] 등이 최적 설계한 프로펠러를 대상으로 유동해석을 수행하였다. 본 프로펠러는 초소형 비행체 black widow에 사용되는 프로펠러의 요구도를 기초로 하여 최적 설계 되었다. Fig. 3은 최적 설계된 초소형 비행체 프로펠러 형상을 보여 준다. 진진 속도 12 m/s, 9000 RPM에서 효율(η)은 71.31%, 요구추력의 값은 0.196 N을 가진다.

2.2.2 초소형 비행체 프로펠러 해석 및 설계 방법론

프로펠러에 적용되는 익형 해석은 아음속 정상유동의 익형 주위 비점성과 경계층을 포함하는 점성영역이 결합된 유동을 해석 할 수 있는 Xfoil을 이용하였으며 프로펠러 설계를 위해 와류-기요소 이론(Vortex-Blade element theory)에 기초한 Adkins의 방법을 이용하였다. Adkins은 최소에너지손실을 갖는 프로펠러 설계기법 및 성능해석 기법의 결과가 정확히 일치하도록 하였다. 역설계기법(inverse methods)에 의해 초기에 변위속도비(ζ)를 가정하여 설계시에 ζ 가 수렴할 때까지 반복하여 후류의 형상이 변하지 않고 강체가 되는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 설계되었다.

3. 수치해석 방법

3.1 수치해석 기법

회전체에 대한 해석 기법에는 SRF(Single Reference Frame), MRF(Multiple Reference Frame), MPM(Mixing Plane Model), SMM(Sliding Mesh Model), DMM(Dynamic Mesh Model) 등이 사용된다.[8] 본 연구에서는 MRF(Multiple Reference Frame) 기법을 이용하여 수치해석을 하였다. MRF 기법은 유동장을 회전영역과 비회전 영역으로 나눈 후, 회전 영역에 대해서 비관성 좌표계에서의 가상 힘을 운동량 방정식에 추가하여 계산

2.1.1 층류박리기포

저 레이놀즈수 유동은 일반적으로 앞전 주위에서 층류이다. 앞전에서는 급격한 익형 곡률의 변화에 따라 큰 역압력구배가 생기게 된다. 저 레이놀즈수 유동과 같이 운동량이 작은 유동이 이 영역을 지나게 되면 역압력구배를 이기지 못하고 유동이 표면으로부터 떨어져 나가는 박리 현상이 일어나게 된다. 이를 난류가 박리하는 현상과 구분하여 층류박리현상이라 한다. 그리고 박리된 경계층에서는 유동 교란이 증폭되어 난류로의 전이를 유도한다. 난류는 외부의 유동흐름을 경계층 내로 유입시키면서 표면 근처의 운동량을 증가시킨다. 유동의 운동량 증가에 따라 역압력구배를 극복하고 표면에 재부착되어 층류박리기포를 형성하게 된다. Fig. 1은 층류박리기포를 나타낸 것으로, 박리된 유동이 유동의 흐름에 따라 재부착된다.

2.1.2 저 레이놀즈수 영역에서 익형 주위의 압력분포

Fig. 2는 실속각 근처의 받음각에서 저 레이놀즈수 영역에서의 익형 주위의 압력분포를 보여주고 있다.

레이놀즈수가 낮아지면, 유동 운동량 감소로 인해 유동은 더 이상 재부착하지 못하고 박리기포가 파열된다. 박리기포의 파열은 최고유속과 순환을 감소시키게 되고 기포구간의 역압력구배는 감소하게 된다. 따라서 난류전단유동은 재부착이 가능하게 되고 짧은 기포는 긴 기포로 전환된다.

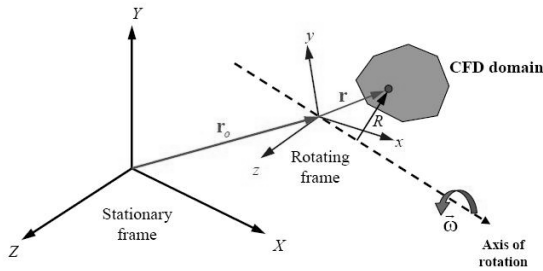


Fig. 4 Stationary and rotating reference frames

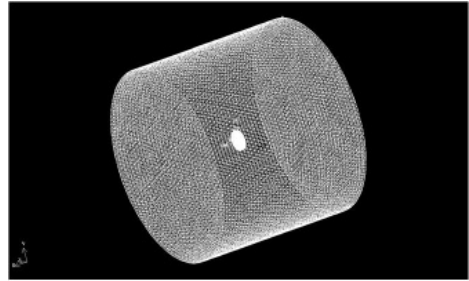


Fig. 5 유동해석 격자

하는 기법이다. 회전 좌표계와 비회전 좌표계 각각의 영역에 대해서 해석을 수행하고, 회전 좌표계에서 계산된 속도에 블레이드의 회전속도를 벡터 합하는 방식이다. 이 방법은 정상상태 해석이 가능하고 블레이드 형상을 고려할 수 있으며 계산시간 대비 정확성의 관점에서 우수하다. 상대운동을 하는 두 영역의 경계에서 유동특성이 일치할 경우 매우 정확한 결과를 보여주는 것으로 알려져 있다. MRF 기법은 비정상상태 해석 기법인 mixing plane, sliding mesh, dynamic mesh 보다 추가적인 source나 UDF를 사용하지 않으며, 계산시간이 작은 장점이 있다. MRF 기법을 통한 해석 결과는 특정 시점에서의 유동장으로 이해되어야 한다. Fig. 4는 $\vec{\omega}$ 의 각속도로 회전하는 성분의 고정좌표와 회전좌표를 나타낸다. 지배방정식은 Navier-Stokes 방정식이며, 사용된 절대 속도 관계식에 기초한 질량과 운동량, 에너지 보존 관계식은 아래와 같다.[9]

연속방정식

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (1)$$

운동량 방정식

$$\begin{aligned} \frac{\delta}{\delta t} \rho \vec{v} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}) + \rho (\vec{\omega} \times \vec{v}) \\ = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F} \end{aligned} \quad (2)$$

에너지 방정식

$$\begin{aligned} \frac{\delta}{\delta t} \rho E + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r H) + \rho \vec{u}_r \\ = \nabla \cdot (k \nabla T + \vec{\tau} \cdot \vec{v}) + S_h \end{aligned} \quad (3)$$

3.2 해석모델

본 해석에는 상용 CFD 코드인 Fluent 6.3.26을 사용하였다.

유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도와 압력의 연계는 SIMPLE 기법을 사용하였다. 저 레이놀즈수 영역의 유동 특성을 해석하기 위해서는 박리 지점 및 재 부착 지점에 대한 예측이 필수적으로 요구되며 층류 및 천이 영역에서의 유동박리 현상을 반영한 정확한 공력 특성을 수행하기 위해서는 천이모델을 적용해야 하므로 회전에 의한 유동현상을 해석하기 위해서 Transition SST $k-\omega$ 난류모델을 적용하였다. Transition SST $k-\omega$ 난류모델은 SST $k-\omega$ 수송방정식에 momentum-thickness Reynolds number항의 간헐성(intermittency)과 천이시작경계(transition onset criteria) 수송방정식을 결합한 모델로 알려져 있다. 시간 적분으로는 내재적 시간 적분 기법을 이용 하였으며, 모델링 방정식, 연속방정식, 난류 방정식 등을 순차적으로 해석하여 수렴된 해를 얻는 segregated 기법을 이용하였다. 경계조건은 입구와 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 외부벽면은 free-slip wall 조건을 적용하였다. 프로펠러 주위의 영역은 actuator disc로 가정하여 MRF 기법을 적용하였다. 격자는 430만여개의 tetrahedral, triangular grid가 사용되었다. Fig. 5는 유동해석 격자를 나타낸다.

4. 수치해석 결과

4.1 프로펠러 유동 해석 결과

허브 축 형상이 적용된 초소형 비행체용 프로펠러에 대한 해석을 수행하였다. 전진속도 6, 10, 12m/s와 프로펠러 회전속도는 4000, 8000 RPM 영역에 대한 추력을 구하였다. Fig. 6, 7은 프로펠러 표면에서의 전진 속도 증가에 따른 유동 분포를 보여준다.

전진 속도가 증가함에 따라 프로펠러 국부 스펠 위치에서의 받음각 변화에 따른 영향으로 층류영역이 leading edge 및 tip 방향으로 축소되는 것을 볼 수 있다. 프로펠러로 유입되는 전진속도가 증가하면 축 방향 속도와 접선 방향 속도의 상호작용에 따라 프로펠러 국부 스펠위치에서의 받음각이 증가하



Fig. 6 전진속도 증가에 따른 프로펠러 표면 압력분포(4000 RPM)

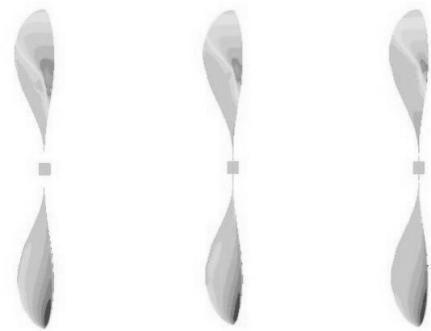


Fig. 7 전진속도 증가에 따른 프로펠러 표면 압력분포(8000 RPM)

고, 층류박리 및 역 압력 구배의 영향으로 프로펠러 표면에서 복잡한 실속현상이 발생한다.[10]

Fig. 8, 9는 본 해석 과정에서 나타난 프로펠러 표면 층류 박리기포 현상을 보여준다. Fig. 10은 최적 설계된 프로펠러에 대해 전진 속도 12m/s, 9000 RPM에서의 유동 특성을 나타낸다. 프로펠러 반경 70% 지점에서 최대 속도가 발생하고 있는 것을 볼 수 있으며 허브 축 주변으로 항력이 높은 것을 알 수 있다. 요구 추력은 0.17N을 나타냈으며 이는 허브 축에 의한 항력으로 인해 Xfoil로 해석한 결과와 차이가 발생한 것으로 판단된다.

4.2 시험 데이터 비교 결과

표 1은 전진 속도에 따라 RPM 별 추력 특성을 보여준다. 실선은 Black Widow 초소형 비행체에 사용된 프로펠러의 추력 값을 나타내며 점선은 유동 해석결과를 통해 산출된 추력 값을 보여 준다.

유동해석 결과 산출된 추력 값이 낮게 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 차이는 첫째, Fig. 9에서 나타난 바와 같이 허브 축 형상에 의해 공력특성이 영향을 받으므로 black widow 프로펠러 허브 축을 정확히 반영하지 못한 부분으로

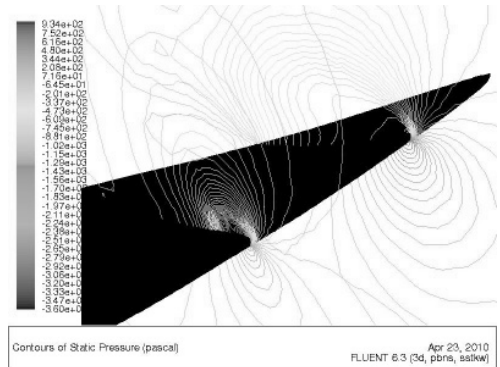


Fig. 8 프로펠러 표면 층류박리기포(압력분포)

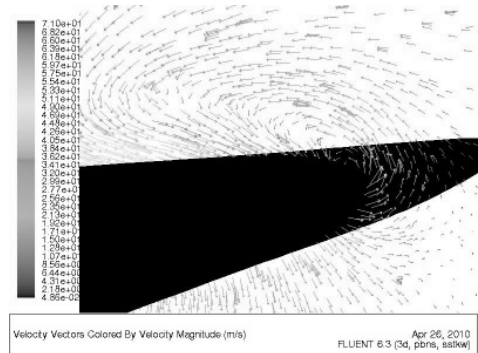


Fig. 9 프로펠러 표면 층류박리기포(속도벡터)

인해 오차가 발생되었을 것으로 판단된다. 둘째, 저 레이놀즈 수 영역의 초소형 비행체용 프로펠러의 경우 프로펠러 형상의 효과가 전체 유동에 큰 영향을 주게 되는데 MRF 기법은 회전체 형상의 효과를 반영하지 못하는 부분과 난류 운동에너지가 프로펠러 주위에만 국한되어 높게 발생 되는 한계성으로 인한 원인도 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 연구에서는 회전체에 대한 해석 기법인 MRF 기법을 이용하여 저레이놀즈 영역의 초소형 비행체 프로펠러에 대한 공력특성을 해석하였다. 전진속도 6, 10, 12m/s와 프로펠러 회전속도 4000, 8000 RPM 영역에 대한 공력 해석을 통해 추력을 구하였다. 전진 속도가 증가함에 따라 프로펠러 국부 스핀 위치에서의 받음각 변화에 따른 영향으로 층류영역이 leading edge 및 tip 방향으로 축소되는 것을 확인하였으며 프로펠러 표면 층류박리기포 현상도 확인하였다. 설계점인 전진 속도 12m/s, 9000 RPM에서 추력을 비교해 볼 때 Xfoil을 이용한 해석 결과보다 Fluent를 이용한 해석 결과가 약 12% 정도 낮

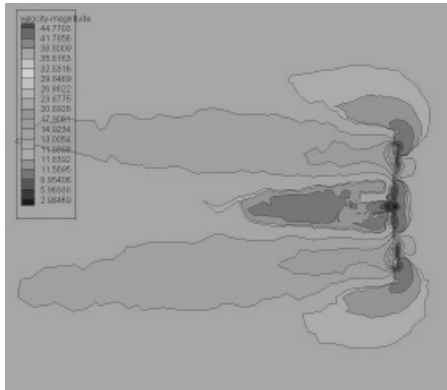


Fig. 10 프로펠러 주변 유동분포

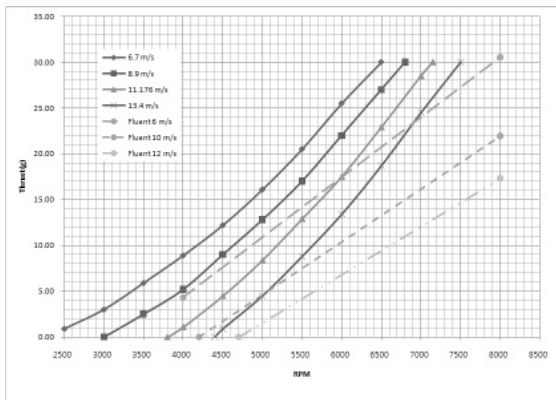


Fig. 11 Thrust vs. RPM

게 나타났으며 black widow 프로펠러 시험데이터와 비교 시 추력 값이 낮게 해석되는 것을 확인하였다. 이는 비교 데이터에 적용된 형상과 본 연구에 적용된 프로펠러의 형상적인 차이와 적용한 MRF 기법의 한계로 오차가 발생된 것으로 판단된다. 차후 연구에서는 보다 정확한 프로펠러 형상과 프로펠러 형상의 효과를 반영할 수 있는 sliding Mesh 기법을 적용하여 저 레이놀즈수 영역에서의 회전체 해석 기법에 대한 신뢰성을 확인할 예정이다.

참고문헌

- [1] 2004, Lee, K.H., Jeon, Y.H., Bae, E.S., Lee, D.H. and Lee, K.T., "Implementation of the Numerical Optimization for the Micro-Air Vehicle Propeller," *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Albany, New York.
- [2] 2003, 최원, 안준, 이경태, "저 레이놀즈수 영역의 초소형 비행체용 프로펠러 공기역학적 특성에 관한 실험적 연구," *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, pp. 94-100.
- [3] 2009, 이세욱, "초소형 비행체 추진용 프로펠러의 공력설계, 전산해석 및 풍동 시험," *항공우주 논문상 수상논문집*, 한국항공우주산업.
- [4] 2004, Monal Pankaj Merchant, "Propeller performance measurement for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications," *Thesis*, Wichita State University.
- [5] 2006, Gamble, B.J., "EXPERIMENTAL ANALYSIS OF PROPELLER INTERACTIONS WITH A FLEXIBLE WING MICRO-AIR-VEHICLE," *Thesis*, AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY.
- [6] 2001, Mueller, T.J., "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications," *AIAA*, pp.519-535.
- [7] 2007, Lian, Y., and Shyy, W., "Laminar-Turbulent Transition of a Low Reynolds Number Rigid or Flexible Airfoil," *AIAA Journal*, Vol.47, No.7.
- [8] 2009, ANSYS FLUENT 12.0, Theory Guide.
- [9] 2009. 11, 박진한, 조이상, 조진수, "MRF 기법을 이용한 수직이착륙 덕티드팬 무인항공기의 유동해석," *한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회 논문집*, pp.509- 512.
- [10] 2008. 7, 김범석, 김만응, 이영호 "CFD에 의한 2D 에어포일 공력특성 및 3D 풍력터빈 성능예측," *대한기계학회논문집 B권 제32권 제7호*, pp.549-557.