

꺾침격자 기법을 이용한 틸트로터의 순항모드에 대한 공력성능 수치해석

고 성 호^{*1}, 안 성 원^{*2}, 김 병 수^{*3}

Numerical Analysis of Aerodynamic Performance for Tilt Rotor Aircraft in Cruise Mode Using Chimaera Grid Method

S. H. Ko, S. W. Ahn and B. S. Kim

A numerical analysis was made for the unsteady flow fields of rotor system of a Tilt-Rotor aircraft in cruise mode. The Reynolds-averaged thin-layer Navier-Stokes equations were discretized by Roe's upwind differencing scheme and integrated in time by the LU-SGS algorithm. The computational domain of the rotor system was constructed by six multi-block Chimera grids. Simulated unsteady flow fields of rotating blades were studied in several different view points.

Key Words: 공력해석(Aerodynamic Analysis), 전산유체역학(CFD), 키메라 격자(Chimera Grid), 틸트로터(Tilt Rotor), 무인기(UAV)

1. 서 론

21세기 프론티어 연구사업(과학기술부 지원)의 일환으로 수행중인 스마트무인기 개발 사업은 현재 수직 이착륙과 고속 순항비행이 가능한 틸트로터(tilt-rotor) 형태의 비행체에 대해 연구 중에 있다. 틸트로터를 사용하는 대표적인 사례는 Bell Helicopter Textron과 Boeing Vertol에 의해 제작된 V-22 기종으로 날개 끝에 위치한 날셀(Nacelle)이 수직으로 전환되어 수직이륙을 가능하게 하고, 일정 고도에 도달 시에는 다시 수평으로 전환되어 프로펠러 비행체와 같이 고속으로 순항하는 기종을 말한다.

본 연구에서 사용되는 틸트로터 비행체는 항공우주연구원에 의해 설계된 스마트 무인기 중 TR-S1 모델로서 Fig. 1에 순항모드를 간단하게 스케치 하였다.

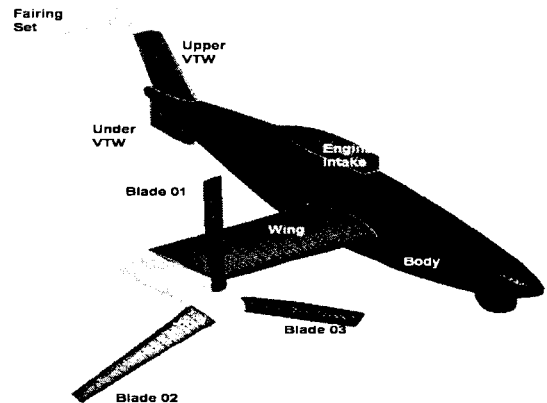


Fig. 1 A simplified TR-S1 model of the Smart UAV

김철완 등[1]은 TR-S1 모델에서 로터와 엔진 흡입구를 제외한 전기체의 수치해석을 수행하였다.

회전하는 로터를 포함하는 유동장에는 로터 주위에 발생하는 비정상 3차원, 비선형, 동실속(dynamic stall) 그리고 천음속 유동 등 유체 역학적으로 해석하기 어려운 많은 현상들이 있으며, 또한 로터에 의해 발생하는 수직방향 후류는 비회전체(기체, 주익

*1 정회원, 충남대학교 기계설계공학과

*2 학생회원, 충남대학교 기계설계공학과 대학원

*3 정회원, 충남대학교 항공우주공학과

*E-mail:*1 sunghoko@cnu.ac.kr, *urang76@empal.com

*3 kbskbs@cnu.ac.kr

등)의 유동장과 공기역학적으로 밀접한 관계가 있다. 또한 비선형 소음, 와류유동, 점성의 영향 등 로터 시스템을 갖는 비행체에서 중요한 사항임을 알 수 있다[2].

본 연구에서는 스마트 무인기 TR-S1 모델의 로터와 날셀 주위의 유동장을 수치해석 하였다. 키메라(Chimera) 격자기법을 이용하여 날셀과 로터(블레이드 3엽) 그리고 이들을 둘러싸는 두 개의 블록형 격자로 해석 영역을 구성하였으며, Navier-Stokes 방정식의 해를 구함으로써 회전하는 로터 주위에서 발생하는 3차원 점성와류 유동을 수치모사하였다.

2. 지배방정식 및 전산해석 방법

2.1 지배방정식

로터 시스템을 갖는 비행체의 유동장 해석을 위한 지배 방정식으로 3차원, 비정상, 압축성, 난류에 대한 Reynolds-Averaged thin-layer Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며, 일반 곡면 좌표계(ξ, η, ζ)로 변환되면 다음과 같이 쓰인다.

$$\partial_\xi \hat{Q} + \partial_\eta \hat{E} + \partial_\zeta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = \partial_\zeta \hat{D} \quad (1)$$

식 (1)에서 좌변의 첫 번째 벡터 \hat{Q} 는 보존되는 종속변수이고, 나머지 세 벡터 $\hat{Q}, \hat{E}, \hat{F}$ 는 대류항이다. 그리고 우변의 \hat{D} 는 점성항을 나타내고 있다.

2.2 전산해석 방법

지배방정식의 좌변의 비점성항은 Roe의 풍상차분법을 사용하였고, 우변의 점성항은 중앙차분을 사용하였다. 시간적분으로는 LU-SGS의 내재적인 방법을 사용해 완전한 Navier-Stokes 방정식의 해를 구하였다. 난류 모델로는 Baldwin-Lomax 모델이 사용되었다.

로터가 회전하지 않은 상태에서 오직 순항 속도 (free stream velocity)만을 사용하여 정상상태로 수렴시켰으며, 이 과정에서 국부시간단계(local time step)를 적용하여 수렴을 가속시켰다. 일정 수치에 도달된 수렴 값을 초기 값으로 하여 비정상 상태의 계산을 시작하였으며, 이때 추가된 입력 값으로는 로터 블레이드의 팁 마하수 및 계산 코드내의 3차원 움직임을 구현하는 기능이 수행 되도록 하였다. 이로 인해 회전행렬 식(2)가 적용되어 회전하는 블레이드에 대해서도 올바른 해석이 진행 되도록 하였다.

$$T = A \times B \times C \quad (2)$$

$$x_{new} = T x_{old}$$

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & -\sin\beta \\ 0 & \sin\beta & \cos\beta \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix},$$

$$C = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

여기서, A, B, C는 변환행렬이며, β, θ, ψ 는 로터 블레이드가 갖고 있는 각각의 플랩(flap), 피치(pitch), 회전(rotation)의 변화 각도를 나타내고 있다. 하지만, 본 연구에서의 순항모드에 대해서는 β 와 θ 는 영(zero)의 값을 갖는다.

또한, 각 로터 블레이드의 1회전을 720 시간단계 (time step)로 나누어 매 시간단계에 0.5° 만큼 회전하도록 하였다. 이 시간단계의 크기는 식(3)과 같이 계산되어 진다. 초기 시작 및 경우에 따라 시간단계는 여러 가지로 변경되어 계산되었다.

$$\Delta t = \frac{2\pi}{\Omega \cdot Nsteps} \quad (3)$$

여기서, Ω 는 로터 블레이드의 팁 마하수이다.

아래 Table 1에서는 본 연구에서 모사하는 틸트 로터의 비행조건 및 기초 형상에 관한 자료이며, 실제 계산에서는 모든 길이를 로터 반경 길이로 무차원화 하였다.

Table 1 Flight test condition for tilt rotor system

Parameters		Values
Flight Condition	Free stream velocity	65.252 m/s
	Blade tip speed	200.773 m/s
	Blade rotational speed	1324.246 rpm
	Air density	1.22145 kg/m ³
Geometry	Collective pitch angle	30° (r/R=0.75)
	Blade radius	1.45 m
	Solidity	0.105

3. 격자 구성 및 격자기법

3.1 격자구성(해석영역 구성)

본 연구에서 수행되는 해석영역은, Fig. 2에 나타나 있듯이 TR-S1 모델의 날셀을 둘러싸는 O-O 형식의 격자 1개, 3개의 블레이드를 각각 감싸는 O-O 형식의 격자 3개, 날셀과 로터를 감싸는 작은 블록형

중간배경격자 1개, 마지막으로 풍동 시험장을 구현하는 외곽의 블록형 배경격자 1개, 모두 6개의 격자로 구성되었다. 각 격자는 TR-S1의 형상 CAD데이터를 기초로 하여 표면 격자를 생성한 후, 각 격자간의 과도한 중첩으로 인한 계산 시간 과다소요를 방지하기 위하여 형상에 알맞게 체적을 형성하였다. Table 2에서는 본 연구에 사용된 격자계를 나타내고 있다.

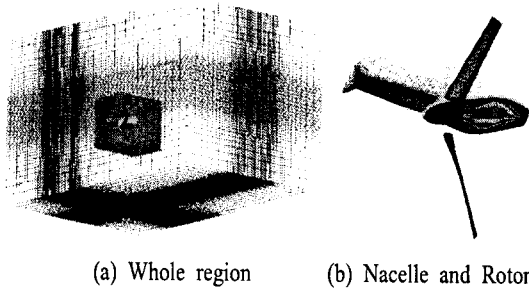


Fig. 2 Computational domain constructed by Chimera grids

Table 2 Chimera grids for tilt rotor system

no	Remarks	Size($j \times k \times l$)
1	Background	115×82×82
2	Intermediate Background	82×83×83
3	Nacelle(O-Grid)	97×87×45
4	Blade 01(O-Grid)	54×107×49
5	Blade 02(O-Grid)	54×107×49
6	Blade 03(O-Grid)	54×107×49
Total Grid Point		2,567,279

3.2 격자기법(겹침 격자 기법)

복잡한 3차원 형상에 대한 점성 및 난류 유동을 계산 시 높은 효율성과 정확성을 갖는 정렬 격자계를 이용하여 독립적으로 각 격자를 생성한 후, 겹침 격자 기법[3]을 사용 하여 해석을 실시하였다. 겹침 격자 기법의 가장 뛰어난 특징으로는 독립된 각 격자가 상대운동을 하는 비정상문제의 경우 최초의 격자에서 위치 변화에 따른 격자의 재생성 없이 기존 격자를 상대운동 시킴으로 발생하는 문제를 최소화 할 수 있다는 점이다. 즉, 본 연구에서와 같이 움직이는 로터 시스템을 갖는 경우에 대하여 더욱 효율적이며 정확하게 계산 될 수 있도록 만들어 주는 장점을 가지고 있다. 그러나 겹침 격자기법을 사용함에 있어 가장 난해한 부분이 바로 각 격자 간 내삽(interpolation)에 의한 정보전달이다. 배경격자 내부

에 위치한 특정 격자는 그 표면을 포함하는 홀(hole)을 반드시 가져야 하며, 이때 홀 외부와 바깥쪽에 위치한 배경격자 간에 정보전달을 위한 격자의 내삽이 수행된다. 또한, 본 연구에서처럼 상대운동이 포함된 경우에는 움직이는 격자를 따라서 홀 또한 운동을 해야 하며, 운동 간에 배경 격자와의 새로운 격자의 내삽 작업이 수행되어야 한다. 이러한 일련의 과정은 Meakin[3]에 의해 1993년에 개발된 DCF3D코드를 사용하였다. 이때 병행되는 작업으로 물체 표면을 포함하는 홀을 생성(이하 홀 커팅)하는 작업이 있으며, 본 연구에서의 홀 커팅 작업은 자체 개발한 OGAP(Overset Grid Analysis Program)을 이용하였다.

Fig. 3에서는 날셀과 블레이드 격자에 대한 홀 커팅 영역을 나타내었으며, Fig. 4에서는 전체 격자에 대한 DCF3D 작업 후의 격자 양상을 나타내고 있다.

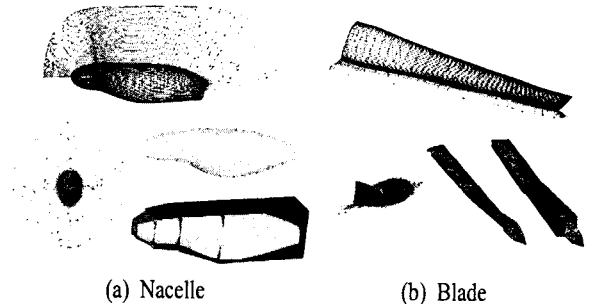


Fig. 3 Steps to make the holecut region for nacelle & blade

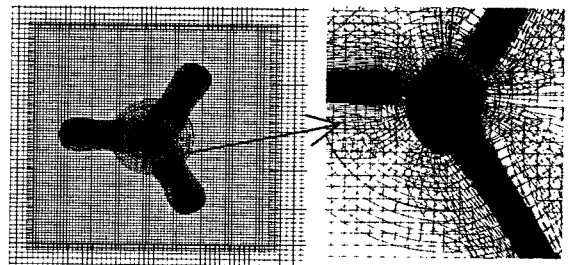


Fig. 4 Domain connectivity between chimera grids.

4. 전산해석 결과 고찰

4.1 회전하는 로터 주위의 유동 해석

본 연구에 사용된 블레이드는 실제 대비 1/4 축소된 형상이며, 피치각은 30° (r/R = 0.75)의 특성을 갖는다. 비행조건은 Table 1에 명시된 값을 사용하여 틸트 로터의 순항모드에 대한 해석을 실시하여 Fig. 4와 같은 유동현상에 대한 수치적 결과를 얻을 수 있었다.

Fig. 5에서는 회전하는 로터 주위의 속도의 크기를 색깔 변화와 벡터 크기로 나타내고 있다. 왼쪽 그림에서 50° 시계반대방향으로 회전한 그림을 오른쪽에 그린 것이다. 그리고 로터와 날셀이 순항모드로 이동시 발생하는 후류영역의 묘사를 위해 Fig. 6에서처럼 유선을 이용하여 유동장의 양상을 관찰하였으며, 로터의 회전에 의해 발생하는 와류현상을 토대로 Fig. 7에서는 Mach 수가 0.2로 동일한 공간을 나타내었다. 이로서 로터부와 후미에서의 속도를 관측할 수 있었다. 마지막으로 Fig. 8은 순항모드 운항 조건에서 피치각이 30° 인 블레이드에 작용되는 압력을 나타내고 있다.

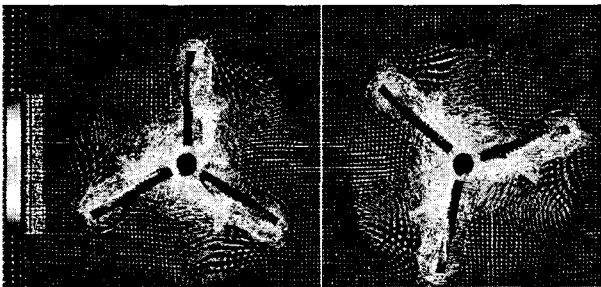


Fig. 5 Simulated flow fields of the rotor system

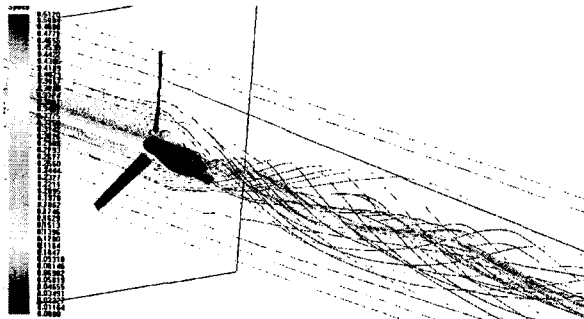


Fig. 6 Streamlines in the region downstream of the rotor.

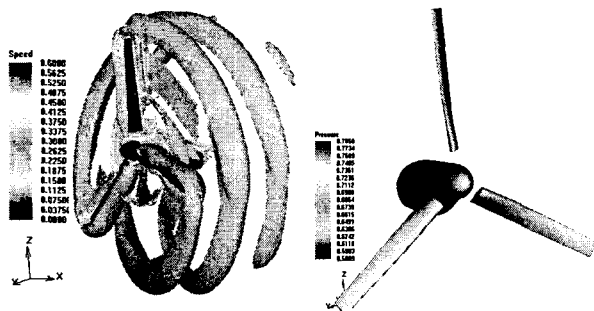


Fig. 7 Tip vortex shedding. Fig. 8 Pressure distribution on the rotor surface.

5. 결 론

본 수치해석 연구에서는 틸트 비행체의 날셀과 로터 부분만을 대상으로 연구를 수행 하였으며, 각 블레이드가 시간에 따라 회전을 하고 있는 비정상 상태를 결집 격자 기법을 이용 구현 하였으며, 이렇게 구성된 전 영역을 Navier-Stokes 방정식의 해를 직접 구하는 것으로 수치해석이 진행 되었다.

현재 본 연구에 사용된 코드가 지속적으로 개발 및 보완 작업 중이므로 결과 값에 대한 정량적인 해석에는 한계가 있었으며, 실제 풍동 실험과의 비교 검증과정을 거치지 못한 점이 아쉬운 점으로 남아 있는 상태이다. 그러나 본 연구를 통하여 회전운동이 고려된 비정상 상태에서의 복잡한 3차원 유동현상에 대해 관찰할 수 있었다.

후기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었음을 알리며 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 김철완, 정진덕, 이상연, "스마트무인기(Tilt-Rotor)의 CFD 해석", 한국유체공학회 제3회 학술대회 논문집 공기역학 V(2004), pp.547-550.
- [2] Ko, S.H, "Development of a Navier-Stokes Code for Flow Fields of Rotor-Blade System of Helicopter", Annual CRAY R&D Report(1997), pp.227-246.
- [3] Meakin, R, "Unsteady Simulation of the Viscous Flow About a V-22 Rotor and Wing in Hover", (1995) AIAA paper 95-3463.