

헬리콥터 로터 공력해석을 위한 수치적 방법 연구

박남은,¹ 우철훈,¹ 노현우,¹ 김철호,¹ 이석준²

THE INVESTIGATION OF HELICOPTER ROTOR AERODYNAMIC ANALYSIS METHODS

N.E. Park,¹ C.H. Woo,¹ H.W. Rho,¹ C.H. Kim¹ and S.J. Yee²

Helicopters and rotary-wing vehicles encounter a wide variety of complex aerodynamic phenomena and these phenomena present substantial challenges for computational fluid dynamics(CFD) models. This investigation presents the rotor aerodynamic analysis items for the helicopter development and variety aerodynamic analysis methods to provide the better solution to researchers and helicopter developers between aerodynamic problems and numerical aerodynamic analysis methods. The numerical methods to make an analysis of helicopter rotor are as below

- CFD Modelling : actuator disk model, BET model, fully rotor model, ...
- Grid :sliding mesh, chimera mesh / structure mesh, unstructure mesh, ...
- etc. : panel method, periodic boundary, quasi-steady simulation, incompressible, ...

The choice of CFD methodology and the numerical resolution for the overall problem have been driven mostly by available computer speed and memory at any point in time. The combination of the knowledge of aerodynamic analysis items, available computing power and choice of CFD methods now allows the solution of a number of important rotorcraft aerodynamics design problems.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 깃요소법(BET, Blade Element Theory), VBM(Virtual blade Modeling), Actuator Disk

1. 서 론

헬리콥터를 구성하는 모든 구성품들이 중요하지만 특히 공기역학적으로 최대속도, 최대순항거리(Max Cruise range), 소음(Acoustic), 진동(Vibration)등에 직접적인 영향을 미치는 로터는 매우 중요하다. 또한 로터를 설계/개발하는데 있어서 항공기의 성능과 소음/진동으로 인한 안락성, 공진으로 인한 안정성 등을 고려한 설계는 많은 경험과 해석 기술을 필요로 한다[1,2].

한편, 공기역학적인 입장에서 로터 주위의 유동장을 모사하고 해석하는 것은 현재까지도 전산유체역학분야에서 어려운 문제 중의 하나이다.

본 논문에서는 헬리콥터를 개발하기 위한 로터 공력해석 항목들과 로터 공력해석을 위한 수치적 방법들을 알아봄으로

서, 헬리콥터 개발하는데 있어서 발생하는 문제에 따른 적절한 수치적 해석방법을 찾는데 도움을 주고자 한다.

2. 로터 주위 유동 현상

2.1 정지비행시 지면 효과(Ground Effect)

지면효과 해석은 로터 공력 성능과 흡/배기 주위의 공기 순환이 대표적인 해석 주제가 된다.

2.2 로터/동체 간섭

로터와 동체의 간섭은 로터에서 발생하는 내림흐름(downstream)으로 인한 하중(payload)의 해석이 정지 비행시 주요 해석 항목이 된다. 또한 천이비행시의 속도에서는 수평 안정판에 로터의 후류가 영향을 미치므로 기수올림(pitch up) 현상이 발생할 수 있어서 비행성에 영향을 주고, 흡/배기구의 외부 순환 흐름에도 영향을 미치게 된다.

1 한국항공우주산업(주) KHP사업부 비행조종팀

2 한국항공우주산업(주) KHP사업부 로터설계팀

* Corresponding author, E-mail: nameunparkaero@koreaaero.com

chwoo@koreaaero.com

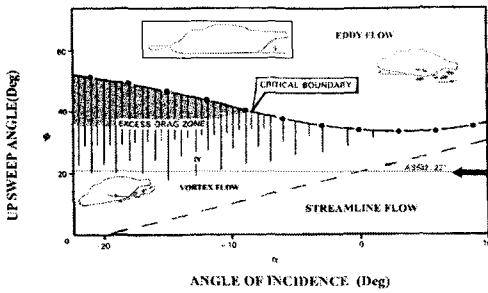


Fig. 1 Flow Characteristic by Rear Part Upsweep Angle

2.3 동체 후류

헬기의 동체 후미부(rear part)에서의 간섭현상은 항력을 유발 시켜 성능에 영향을 주거나, 수직편에 영향을 주거나 테일 붐(Tail boom)에 진동을 유발시켜 조종 안정성에 영향을 줄 수 있다. Fig. 1은 후미부의 각도에 따른 유동의 박리와 와류 발생위치를 도식적으로 설명해주는 그림이다.

2.4 로터와 로터의 간섭

로터와 로터의 간섭의 대표적인 경우는 공력소음의 주원이 되는 BVI(Blade Vortex Interaction)과 하강 시 발생할 수 있는 VRS(Vortex Ring State)가 있다[3].

3. 로터 공력 해석 수치적 방법

일반적인 헬리콥터 로터의 시뮬레이션 방법으로는 Actuator Disk Modelling, 깃요소법(Blade Element Theory)을 이용한 방법 - VBM(Virtual Blade Modeling), CAMRAD, FlightLab, HOST[4]에 이용됨 - 이 있다. 이 방법은 사용하는 로터 블레이드의 익형 공력 데이터베이스를 이용하여 로터를 모사할 수 있다. 또한 CFD를 이용한 방법은 로터의 운동을 직접적으로 모사할 수 있고, 위의 방법들이 갖는 제한을 가지고 있지 않지만, 형상모델링 및 해석을 수행하는데 있어서 많은 인적 자원과 비용 및 시간을 필요로 하는 단점이 있다. 헬리콥터 로터를 해석하는데 있어서 해석의 정확도 이외에도 해석시간, 계산장비, 모델링의 편리성 또한 중요한 변수라 할 수 있다.

3.1 Actuator Disk Model

로터나 덕트팬(Duct Fan) 또는 프로펠러와 같이 회전하는 물체를 단순하게 모델링하여 양력면을 모사한 것을 Actuator Disk라고 한다. 이는 Momentum Theory를 근간으로 하여 경계조건을 모멘텀과 에너지 항을 이용하여 Disk을 uniform하게 모델링하는 방법과 깃요소법을 이용하여 non-uniform 모델링을 하여 압력 또는 속도 프로파일을 입력값으로하여 경계조

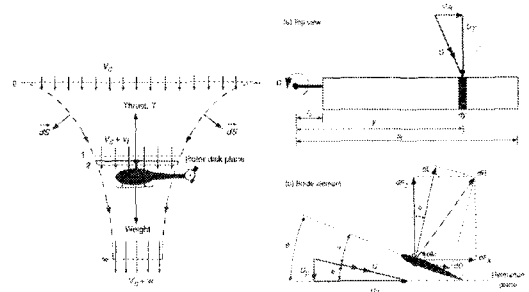


Fig. 2 Momentum Theory and Blade Element Theory

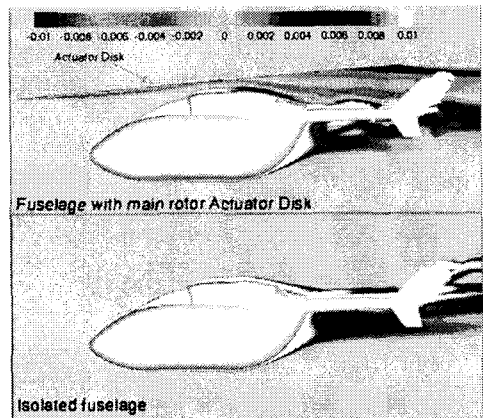


Fig. 3 Total Pressure Losses Distribution on the Fuselage Section with(upper) and without(lower) AD

건을 부여하여 공력해석을 하는 방법이다[5,6]. Fig. 2의 원편에 있는 그림은 Momentum Theory에 대한 개략도와 깃요소법(Blade Element Theory)에 대한 설명을 나타낸 그림이다.

Fig. 3은 Actuator Disk를 사용하여 EC145헬리콥터를 해석한 예로써, 주로터를 포함한 경우와 동체만 해석할 경우에 동체의 전체항력은 4%이하의 차이를 보이지만, 동체의 양력에 대해서는 40%의 차이를 보일 정도로 로터의 모사는 중요하다 [6].

3.2 깃요소법 (BET, Blade Element Theory)

깃요소법은 Flightlab, CAMRAD 및 HOST와 같은 헬리콥터 통합 시뮬레이션 툴(Helicopter Overall Simulation Tool)에서 사용되고 있으며, 로터 블레이드의 공력 데이터 베이스와 형상 정보등을 가지고 로터를 모사한다. BET을 이용한 로터 해석은 계산시간, 컴퓨터파워 및 모델링의 편리성 등에서 많은 이득을 줄 수 있는 반면에 박리점 예측이나 블레이드 끝단 와류를 예측하는 해석에서는 이용할 수 없다는 단점이 있다. BET을 이용하여 Isolated Rotor disk의 속도와 압력 등을 뽑아 Actuator disk를 모델링하는데 사용할 수도 있다[6].

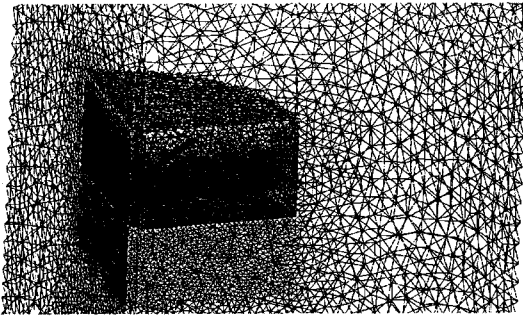


Fig. 4 Mesh Generation by Sliding Mesh Model

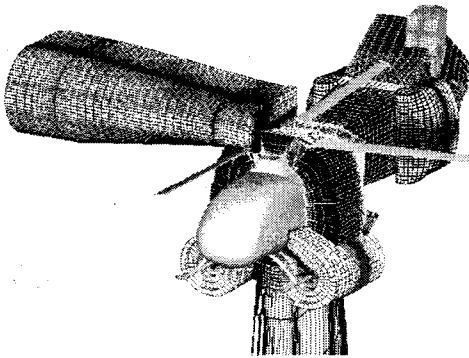


Fig. 5 Mesh Generation by Chimera Mesh Model

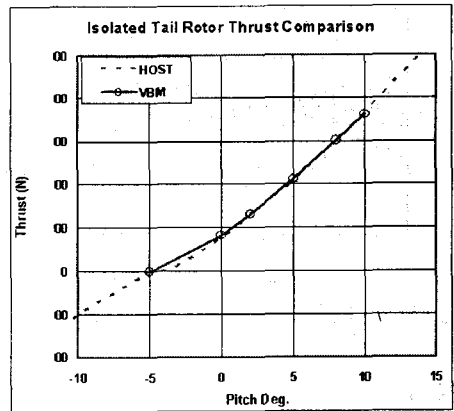


Fig. 6 Isolated Tail Rotor Thrust Comparison

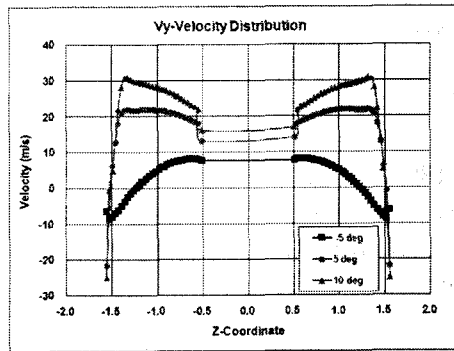


Fig. 7 Isolated Tail Rotor Induced Velocity

3.3 전산유체역학(CFD) - Grid Model

3.3.1 Sliding Mesh Model

동체, 유동장과는 달리 로터는 회전을 해야 하기 때문에 이를 모사하기 위해, 계산영역을 회전하는 영역과 정지해있는 영역으로 나누어서 계산하는 방법으로 sliding mesh를 이용한 방법이 있다[7]. Fig. 4는 비정렬격자계를 이용한 sliding mesh의 예로써, 정지비행을 위해 periodic boundary condition을 이용하여 격자의 1/4만 모델링한 경우이다.

3.3.2 Chimera Mesh Model

자유로운 로터의 운동을 모사하기 위한 방법으로 Chimera 격자를 이용하는 방법이 있다. Fig. 5는 overset grid를 동체 위쪽에 만듦으로써 동체와 로터의 간섭현상을 해석하기 위한 예이다[2].

Table. 1 Tail Rotor Geometry

radius	airfoil	chord	twist angle	sweep	dihedral
0	0		0.0		
0.339	0	0	0.0	0	0
0.493	A type	0.25	11.2	0	0
1.305	A type	0.25	2.8	0	0
1.44	B type	0.25	1.4	0	0
1.45	B type	0.25	1.3	0	0
1.5	B type	0.23	0.7	-0.015	0
1.55	B type	0.17	0.2	-0.06	0
1.575	B type	0.125	-0.1	-0.09375	0

4. 로터 해석 결과

4.1 꼬리로터 모델링

헬리콥터의 꼬리로터를 깃요소법을 기반으로 둔 VBM[8]으로 모델링하여 축풍이 있을 때와 없을 때에 대하여 Thrust를 HOST결과와 비교하였다.

Table 1은 꼬리로터 블레이드의 형상을 나타낸 것이다. 꼬리로터는 2 타입의 익형으로 구성되어 있으며, 비틀림각은 11.17°~0.05° 구성되어 있다.

CFD 해석조건은 계산영역에 약 130만개의 격자를 사용하였으며, Implicit node-base Steady N-S Eq.에 Spalart-Allmaras 1-eq Turbulence Model을 사용하여, 약1300rpm일 때에 대하여 계산을 수행하였다.

4.2 해석 결과

4.2.1 Isolated Rotor 해석

Fig. 6은 isolated rotor의 추력을 VBM으로 해석한 결과를 HOST와 비교한 결과로, VBM의 결과와 HOST결과가 잘 일치하고 있는 것을 볼 수가 있다.



Fig. 8 Blockage Effect Diagram

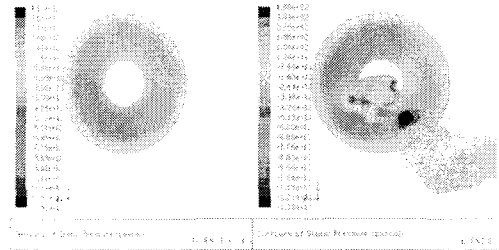


Fig. 11 Static Pressure Distribution Comparison

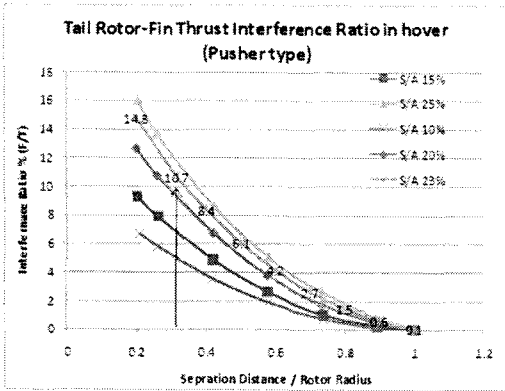


Fig. 9 Tail Rotor Blockage Effect

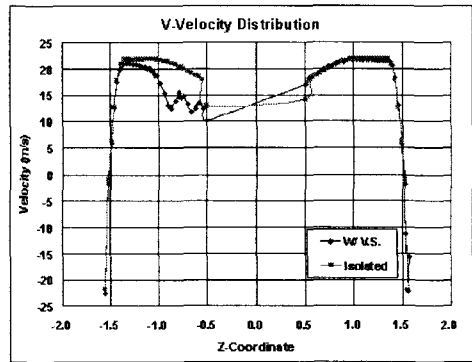


Fig. 12 Induced velocity on the rotor disk with V.F.

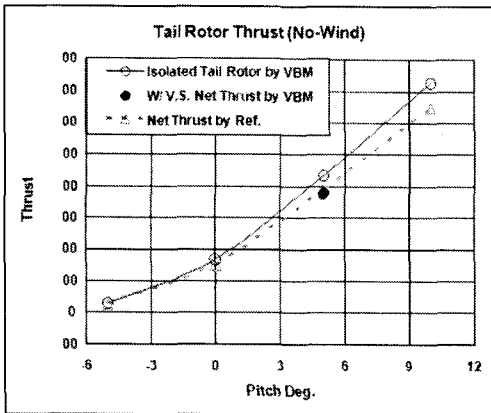


Fig. 10 Blockage Effect Plot

Fig. 7은 블레이드의 받음각에 따른 disk 단면에서의 유도 속도(V_i) 프로파일을 보여주는 그림이다. 받음각이 높을수록 Induced velocity의 크기는 커지는 반면에 양력이 발생하는 양력면의 크기는 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

4.2.2 Blockage Effect 해석

꼬리로터와 테일붐(Tail boom)이 있을 경우 동체에 의한 추력손실-Blockage Effect-에 대하여 계산을 수행하였다.

Fig. 8은 꼬리로터 Blockage Effect 개략도로, 꼬리로터와 수직핀의 상관관계를 나타내는 그림이다.

Fig. 9는 경험식을 이용하여 동체에 의한 추력손실을 비교를 예측하였다. Fig. 10는 동체와 꼬리로터를 VBM으로 계산한 후 결과를 비교한 그림으로서 실선은 isolated rotor의 추력 선도이고 점선은 Blockage Effect를 수학적으로 계산한 선도이다. 검정색 점은 블레이드 피치각이 5도일 때 동체에 의한 Blockage Effect가 수학적으로 계산한 결과와 일치함을 보여주고 있다.

Fig. 11와 12는 isolated rotor와 w/ V.F.(Vertical Fin)시의 로터면에서의 압력 분포와 유도속도로, w/ V.F. 결과는 V.F.에 의하여 가려진 부분에서 압력에 변화가 있음을 알 수 있다.

5. 결론

계속되는 하드웨어와 수치 알고리즘의 발달로 CFD 계산 영역은 점점 넓어지고 있으며, 이에 따른 헬리콥터 개발 분야에서의 해석 요구 분야와 계산 방법은 계속 다양화 될 것으로 예측된다. 따라서 본 논문에서는 헬리콥터를 개발하기 위한 로터 공력해석 항목들과 로터 공력해석을 위한 수치적 방법들을 알아보았다. 또한 깃요소법에 기반을 둔 VBM을 통하여 꼬리로터와 수직핀의 간섭현상을 해석함으로써, 로터 블레이드를 직접적으로 모사하는 CFD 방법에서 시간, 비용 및 정확도를 고려한 공력해석 방법의 예를 보였다.

참고문헌

- [1] 박춘배, 2005, "헬리콥터의 이해," 경문사.
- [2] Leishman, 2001, "Principles of Helicopter Aerodynamics," *Cambridge University Press*.
- [3] C. Castellin, 2005, "Isolated Rotor in Vortex Ring State Aerodynamics Using CFD," *31th European Rotorcraft Forum*.
- [4] Bernard BENOIT, Konstantin KAMPA, Wolfgang von GRUNHAGEN, Pierre-Marie BASSET and Bernard GIMONET, May. 2000, "HOST, a General Helicopter Simulation Tool for Germany and France," *56th American Helicopter Society Forum*.
- [5] T. Renaud, 2004, "Evaluation of Isolated fuselage and Rotor-Fuselage Interaction Using CFD," *AHS Annual Forum*.
- [6] K.Pahlke, M.Costes, C.Castellin, 2005, "Overview of Results Obtained During The 6-Year French-German Chance Project," *European Rotorcraft Forum*, pp.69.1-69.16.
- [7] 남화진, 박영민, 권오준, 2004, "비정렬 적용격자계를 이용한 비정상 로터-동체 상호작용 모사," *한국항공우주공학회지*.
- [8] Ruith, M.R., 2005, "Unstructured Multiplex Rotor Source Model with Thrust and Moment Trimming-Fluent's VBM model", *AIAA:Reston, VA*.