

정지비행시 헬리콥터 로터 블레이드의 공력해석 및 최적화

제 상 언,⁴ 정 현 주,² 김 도 준,¹ 조 창 열,³ 명 노 신,⁴ 박 찬 우,⁴ 조 태 환⁴

AERODYNAMIC ANALYSIS AND OPTIMIZATION STUDY OF THE HELICOPTER ROTOR BLADE IN HOVERING FLIGHT

S.E. Je,¹ H.J. Jung,² D.J. Kim,¹ C.Y. Joh,³ R.S. Myong,⁴ C.W. Park⁴ and T.H. Cho⁴

In this paper a method for the design optimization for helicopter rotor blade in hover is studied. Numerical analysis of aerodynamic characteristics of the flow around a rotor blade is analysed by usign panel method and CFD code based on Navier-Stokes equation. The result is validated by comparing with existing experimental result. Optimization methods RSM(Response Surface Method) and DOE(Design of Experiments) are applied in combination. The object functions are power, twist angle, taper ratio, and thrust. The optimized result showed a decrease of 17% of the power required.

Key Words : 패널기법(Panel Method), 로터 블레이드(Rotor Blade), CFD 해석, 최적화(Optimization), RSM 기법, DOE 기법

1. 서 론

헬리콥터의 비행성능은 더 많은 하중을 빠른 속도로 상승 하거나 유지시키는 것이 중요하다. 따라서 헬리콥터 운용시 경제성을 가지기 위해서는 작은 동력으로 주어진 중량의 헬리콥터를 비행시킬 수 있는 로터의 설계가 필요하다. 본 연구에 사용된 헬리콥터는 산업용 경헬기로 정지 비행을 주로 하는 헬리콥터로서 정지비행시 가장 효율적인 로터 블레이드 설계가 필요하다. 로터 블레이드의 설계를 위해서는 정확한 공력해석기법의 정립이 선행되어야 하고, 이 검증된 해석기법을 바탕으로 최적형상을 찾아내는 설계최적화 과정을 반드시 거쳐야한다. 로터 블레이드주위의 공력 특성을 예측하기 위해 용출(source)과 용흡중첩(doublet)을 기반으로 하는 패널기법[1]과 Navier-Stokes 방정식을 이용한 Fluent[2]를 사용하여 수치 해석 기법을 정립 한다. 정지비행시 공력 특성을 Caradonna와 Tung에 의한 실험결과[3]와 비교 하여 타당성을 고찰하였

다. 최적설계기법으로는 실험계획법과 반응표면기법을 연계하여 사용하였다. 실험계획법으로는 3-level factorial[4]을 사용하였으며 계산결과 초기 날개에 비해 약 17%의 요구동력의 감소와 추력상승의 효과를 볼 수 있었다.

2. 공력해석기법

2.1 패널기법

패널코드는 용출(source)과 용흡중첩(doublet)을 이용한 비점성, 비압축성 Laplace 방정식[1]을 포텐셜 유동에 대한 지배방정식으로 사용 하였다. Laplace 지배방정식은 적절한 경계조건을 적용함으로써 풀이 될 수 있다. 외부흐름의 경우에 유동영역은 물체의 표면과 무한대 조건에 의해 결정된다. 물체 표면에서는 점선 방향 흐름의 경계조건, 무한대에서는 교란 포텐셜[5]을 영으로 하는 조건을 적용하였다. 물체의 비정상 유동은 자유 후류를 이용한 시간영역 패널법을 사용하여 비정상 유동을 해석하는 방법을 사용하였다.

패널기법을 이용한 정지비행시의 로터 블레이드 계산과정에서 가장 큰 문제점은 앞서가는 블레이드의 후류가 뒤따르는 블레이드와의 간섭현상이기 때문에 계산과정에서 후류에 대한 특별한 처리를 해주어야 된다. 패널 기법의 많은 연구자들이 후류에 대한 여러 가지 처리를 시도 하였다. 그러한 방

1 학생회원, 경상대학교 대학원 항공공학과

2 ATEs

3 정회원, 울산대학교 항공우주공학과

4 정회원, 경상대학교 기계항공공학부

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

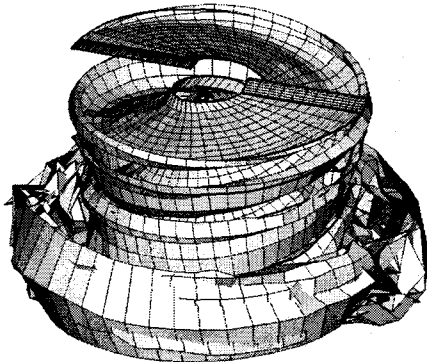


Fig. 1 정지비행시 로터 후류

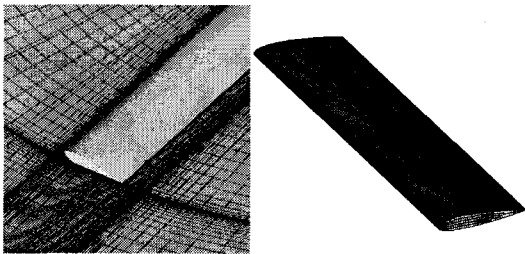


Fig. 2 블레이드 및 회전면 격자.

법들은 후류에 아랫방향의 속도를 주거나 블레이드를 상승시키는 방법, 처음 1회전 까지는 상승 시켰다가 다시 제자리 비행으로 전환하는 방법 등이 있어왔다[6]. 그중 본 연구에서 사용된 후류에 대한 방법은 Tip 마하수의 3%를 blade의 상승 속도로 주었다. Fig. 1은 블레이드 2회전 시켰을 때의 후류 형상이다.

2.2 CFD기법

로터 유동장 해석에 사용한 범용 CFD Software는 FLUENT V6[7]로서, 셀 중심 유한체적법(cell-centered finite volume method) 기반의 압축성 흐름해법(coupled solver)을 사용하여 Euler[8]와 Navier-Stokes[9,10] 유동해석을 수행하였다. 로터 주위의 회전 유동장을 회전좌표계를 사용하여 정상상태의 유동으로 해석하였다. 로터의 유동장은 혼합조(mixing tank)와 같이 로터만 회전하고 외부 경계는 균일하므로 단일회전기준계를 사용하였다. 외재적 시간적분(explicit time integration) 및 이차의 풍상차분법(2nd-order upwind scheme)을 이용한 공간이산화와 1 방정식 Spalart- Allmaras 난류모델을 사용하였다. 시간절약을 위해 3 수준의 다중격자기법(multi-grid scheme)을 사용하였고, 1회의 residual smoothing을 하였다.

블레이드 격자는 스펜방향으로 중심에서 깃 끝까지를 변화시켜 y^+ 를 $\theta(1)$ 정도로 균일하게 하였다. Fig. 2는 블레이드의 표면과 회전면의 점성 격자를 보여주고 있다.

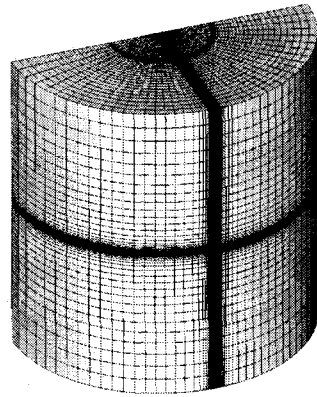


Fig. 3 원방경계

원방경계를 위, 아래 옆 방향으로 모두 블레이드 반경의 3배로 정했으며, 2 블레이드이므로 대칭면을 포함하여 원통의 반쪽을 계산영역으로 정하였다. 깃끝 와류를 잘 포착하고 확산을 감소시키기 위해 반경방향으로 깃끝 부근에 격자를 밀집시켰다. Fig. 3은 원방경계면에서의 격자분포를 보여주고 있다. 동일한 원방경계를 가진 비점성 격자는 279,524개의 셀로 구성되었고, 표면 첫 격자의 높이는 $1.8 \times 10^{-4} C$ 이다.

3. 해석결과 및 검토

3.1 정지비행시 로터 블레이드 실험조건

정지비행에 대한 헬리콥터 로터 블레이드의 공기역학적 특성을 기존의 풍동실험결과[3]와 비교해 보았다. Table 1은 실험에 사용되어진 로터 블레이드의 제원이다. Aspect Ratio가 6이고 NACA0012 Airfoil을 가진 로터 블레이드를 사용하였으며, Tip Speed가 0.439이고 RPM은 1250을 사용하였다. 본 연구의 계산조건도 동일하게 적용하였다.

Table 1 풍동실험[3]에 사용된 로터 제원

구 분	값
Airfoil	NACA0012
Radius(m)	1.143
Chord(m)	0.1905
AR	6
Root Cut	0.2R
RPM	1250
Tip Speed(M)	0.439
Twist Angle(°)	0
Taper	Rectangular

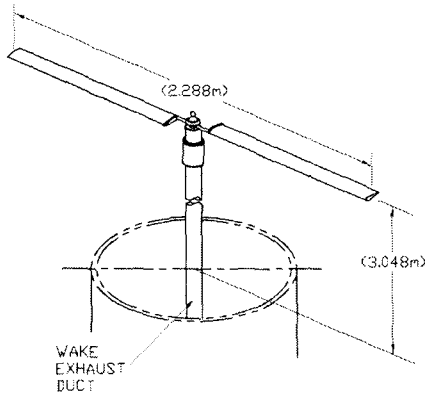


Fig. 4 풍동실험[3]에 사용된 로터 블레이드의 배치

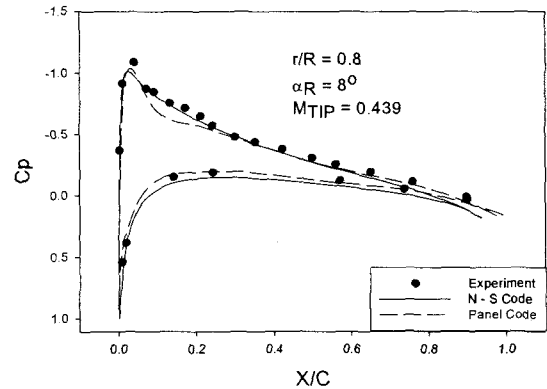
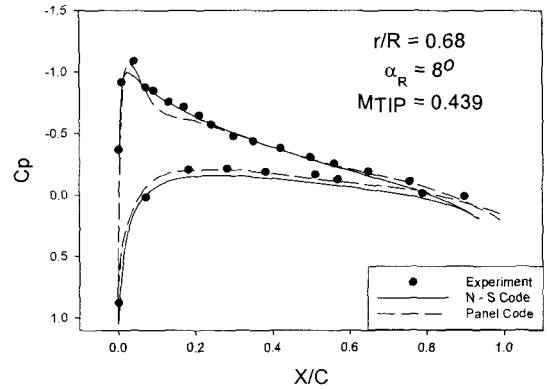


Fig. 6 r/R=0.68, 0.8지점에서의 압력계수 비교

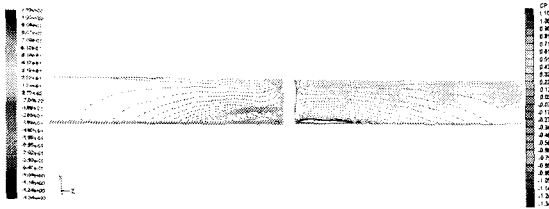


Fig. 5 로터 윗면의 Cp분포 비교 ($\alpha_R = 8^\circ$)
(좌: CFD결과, 우: Panel Solution결과)

Fig. 4는 풍동실험에 사용 되어졌던 로터 블레이드와 실험 모델의 개략적 배치를 나타낸 것이다.

3.2 정지비행시 로터 블레이드 공력해석

Fig 5는 정지비행시 로터 블레이드 윗면의 압력 분포해석 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 왼쪽의 CFD결과와 오른쪽의 Panel solution의 결과가 등압선도가 비슷한 경향을 확인할 수 있다.

Fig. 6은 정지비행시 압력 분포를 풍동실험값[3], CFD해석 결과 및 패널기법 해석결과를 비교 한 것이다. 수치해석결과 0.5, 0.68, 0.8, 0.89 0.98인 지점에서는 압력분포가 실험값과 상당히 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

4. 형상설계의 최적화

4.1 설계변수 선정

정지비행 시 이상적인 로터는 직경을 최대로 하고 회전 속도를 최소로 하면 유도항력(induced drag)과 형상항력(profile drag)의 손실을 최소화 할 수 있다. 그러나 실제 형상설계 문제에서 최대화 할 수 있는 직경은 한계가 주어진다. 그러므로 주어진 직경의 블레이드의 기하학적 형상 즉 비틀림 각(twist

angle)과 테이퍼(taper)를 적절히 선택하여 공력 성능을 향상시키는 것이 최선이라고 판단된다. 필요한 동력을 줄이기 위해서는 로터의 안쪽(inboard)에서 많은 추력을 발생시키고, 바깥쪽(outboard)에서는 받음각을 줄이고 넓이를 줄여 형상항력(profile drag)를 감소시켜 준다면 상대적으로 작은 동력으로 동일한 추력을 발생시킬 수 있을 것이다. 이러한 관점에서 설계변수를 비틀림 각(twist angle)과 테이퍼(taper ratio)를 선택하였다. 최적설계 해야 할 초기형상은 NACA0012형의 받음각 8도, 비틀림 각(twist angle) -6도, 테이퍼 비(taper ratio) 1인 블레이드의 2차원 양력 곡선의 기울기와 로터 팁(rotor tip)에서의 속도를 이용하여 추력계수(C_T)를 구했고, 이 값을 이용하여 동력계수(C_Q) 계산하여 초기형상을 결정하였다. 그리고

Table 2 설계변수의 범위설정

	lower limit	initial	upper limit
Twist angle	-12°	-6°	0°
Taper	0.33	1	1

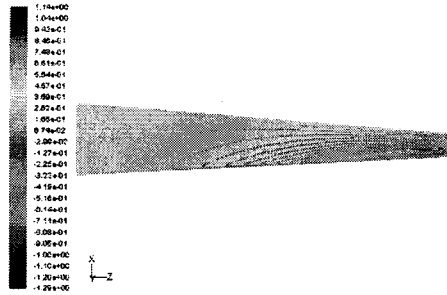


Fig. 7 최종형상 로터 블레이드의 C_p 분포 ($\alpha_R = 8^\circ$)

최적화 알고리즘을 적용하기 위하여 설계변수의 범위를 Table 2와 같이 설정하였다.

4.2 최적화 알고리즘

최적화[11] 알고리즘은 반응표면법을 사용하였다. 반응표면법은 설계공간에 노이즈(noise)가 많은 경우에 전역 최적 해를 찾기에 적합한 방법이다. 노이즈는 다분야 설계최적화를 수행할 경우에 대부분 발생된다. 그러나 반응표면법은 실험계획법과 연계되어서 공력해석을 수행할 설계 점들을 알 수가 있으므로 그 설계 점들을 미리 계획할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 단지 반응표면법의 경우 설계변수의 개수가 많아지면 계산량이 급격히 증가하여 적용에 어려움이 많은 점은 있지만 현재의 공력설계처럼 설계변수가 적은 경우는 사용하기에 문제점이 없다.

실험계획법 중 3-level factorial을 사용하여 총 9개의 설계점을 선정하였다. 3-level factorial은 모든 요소를 포함하기 때문에 하나의 잘못된 데이터가 전체 반응면에 큰 영향을 미치지 못한다. 그러므로 반응표면의 신뢰도를 유지시킬 수 있으므로 반응표면법에 적합한 실험계획법이라 할 수 있다.

4.3 설계결과 및 분석

최적화 과정을 통해 Table 3과 같이 초기 날개에 비해 약 17%의 요구동력이 감소하는 효과를 나타내었고 추력상승 효과도 볼 수 있었다.

설계결과를 살펴보면 비틀림 각(twist angle)은 초기형상에 비해 증가하였고, 테이퍼(taper)는 감소하는 경향을 보였다. 이는 비틀림 각(twist angle)의 증가로 추력을 증가시키고, 블레

이드 팁(blade tip)에서 생기는 형상항력(profile drag)은 taper를 작게 하여 요구동력을 감소시키는 효과를 보였다. Fig. 7은 최종형상 로터 블레이드의 압력분포를 나타낸 것이다.

4. 결론

본 연구를 통하여 정지 비행시 작은 동력으로 주어진 중량의 헬리콥터를 비행시킬 수 있는 효율적인 로터 블레이드를 최적화 기법을 통하여 설계 하였다. 공력해석기법으로는 Source & Doublet을 기반으로 하는 패널기법과 Navier- Stokes 방정식을 이용한 Fluent를 사용하였다. 공력해석기법에 의한 계산결과와 기존실험결과와의 압력분포가 상당히 일치하는 것을 확인할 수 있었다. 또한 최적화기법으로는 실험계획법과 반응표면모델을 구성 하였고 Taper ratio 값이 1인 NACA0012 단면을 가진 로터 블레이드에 적용하여 최적화 과정을 통해 초기 날개에 비해 약 17%의 요구동력이 감소하고 추력상승 효과도 볼 수 있는 최적화된 형상의 로터 블레이드를 설계하였다.

후 기

본 연구는 경상대학교 항공기부품기술연구소 (한국학술진흥재단 KRF-2005-005-J09901) 및 2단계 BK사업 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Katz, J. and Plotkin, A.. 2001. "Low-Speed Aerodynamics," Cambridge University Press.
- [2] Srinivasan, G.R, Raghavan, V., Baeder, J.D., Obayashi, S. and McCroskey, W.J., "Flowfield of a Lifting Rotor in Hover: A Navier-Stokes Simulation," *AIAA Journal*, Vol.30, No.10, Oct. 1992, pp.2371-2378.
- [3] Caradonna, F.X. and Tung, C., 1981, "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA Technical Memorandum 81232*, National Aeronautics and Space Administration.
- [4] "Design-Expert 6 User's Guide," *Response Surface Method(RSM) Tutorials*, 2003.
- [5] Cho, T.H., 1985. "Computation of Three-Dimension Potential Flow around a Finite Wing with a Leading Edge Discontinuity at High Angle of Attack," *Ph.D Thesis*, University of Maryland.
- [6] 이재원, 이관중, and 오세중. "비정상 Source- Doublet 패

Table 3 초기값과 최적값의 비교

	design variables		C_D	C_T
	Twist angle	Taper		
Initial Design	-6°	1	0.000110	0.00164
Final Design	-3.41°	0.33	0.000091	0.00249



- 널 기법을 이용한 헬리콥터 로터 공력 해석," 한국항공우주학회, 제34권 제4호, pp.1-9.
- [7] "FLUENT User's Guide," FLUENT Inc., 1998.
- [8] Agarwal, R.K. and Deese, J.E., 1987, "Euler Calculations for Flowfield of a Helicopter Rotor in Hover," *Journal of Aircraft*, Vol.24, No.4, pp.231-238.
- [9] 신성룡, 이수갑, 1998.10, "3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 헬리콥터 로터의 제자리비행 성능해석," 한국항공우주학회지, 제26권 제6호, pp.13-22.
- [10] Srinivasan, G.R, Raghavan, V. and Duque, E.P.N., Oct. 1991, "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method," *Proceedings of the American Helicopter Society-Royal Aeronautical Society International Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics*, Philadelphia, PA.
- [11] Joh, C.-Y., Grossman, B. and Haftka, R. T., 1993, "Design Optimization of Transonic Airfoils," *Engineering Optimization*, Vol.21, No.1, pp.1-20.