

정지비행 헬리콥터 로터의 설계를 위한 공력해석

정현주¹, 김태승¹, 손창호², 조창열³

DESIGN-ORIENTED AERODYNAMIC ANALYSES OF HELICOPTER ROTOR IN HOVER

H.-J. Jung¹, T.-S. Kim¹, C.-H. Son² and C.-Y. Joh³

Euler and Navier-Stokes flow analyses for helicopter rotor in hover were performed as low and high fidelity analysis models respectively for the future multidisciplinary design optimization(MDO). These design-oriented analyses possess several attributes such as variable complexity, sensitivity-computation capability and modularity which analysis models involved in MDO are recommended to provide with. To realize PC-based analyses for both fidelity models, reduction of flow domain was made by applying farfield boundary condition based on 3-dimensional point sink with simple momentum theory and also periodic boundary condition in the azimuthal direction. Correlations of thrust, torque and their sensitivities between low and high complexity models were tried to evaluate the applicability of these analysis models in MDO process. It was found that the low-fidelity Euler analysis model predicted inaccurate sensitivity derivatives at relatively high angle of attack.

Key Words: 가변복잡성모델(variable complexity model), 헬리콥터 로터 블레이드, 설계지향해석(design-oriented analysis), 민감도, Navier-Stokes 해석, Euler 해석

1. 서 론

헬리콥터 로터 유동에 대한 수치해석과 이를 이용한 블레이드 형상설계는 응용공기역학 분야에서는 기술적으로 도전해볼 만한 분야이다. 본 연구에서는 이와 같은 로터 블레이드에 대한 다분야 설계최적화(MDO, Multidisciplinary Design Optimization)를 목표로 하여 공력특성 예측 모델을 전산유체해석기법을 사용하여 구성하였다.

일반적으로 MDO를 목표로 한 설계지향해석(design-oriented analysis)[1]은 일회성의 물리적 현상의 분석에 추가하여 반복적인 해석이 필요하며 이와 관련하여 몇 가지 더 갖추어야 될 속성이 있다. 그중의 하나는 값싼 근사해석부터 비싸고 정확한 공력해석까지 가능한 가변복잡성모델(VCM, variable complexity modelling)의 사용이다[2]. 즉, 정교한 상세해석모델(high fidelity model)로만 설계최적화를 진행하기에는

시간이 너무 많이 소모되므로, 보다 단순한 모델(low fidelity model)을 사용하되 설계공간을 다수로 분할하거나(local search 경우) 전체 설계공간을 반복하여 근사해서(global search 경우) 설계공간탐색(DSS, Design Space Search)을 진행하고, 상세모델은 단지 설계 진행 중에 중간 결과를 확인하는데 사용한다는 것이다. 여러 분야가 동시에 설계에 개입되는 MDO의 경우에는 상세모델은 자기 분야의 특성해석에 주로 사용하고, 단순모델은 타 분야와의 상호작용(interaction)을 해석할 때 사용하기도 한다.

또 다른 속성으로는 설계변경에 영향을 받는 원래의 일부 해석부분을 적절하게 재해석한다거나 입력에 대한 출력의 민감도 도함수(sensitivity derivative)를 계산할 수 있어야 한다. 그리고 개념설계와 관련된 MDO의 경우는 설계 과정 중 발생하는 많은 데이터를 취급하기 위한 데이터 관리(data management)와 가시화 기반(visualization infrastructure)도 속성 중의 하나가 될 수 있다.

본 연구에서는 향후 로터 블레이드의 MDO를 위한 공력설계를 목표로 하여 단순모델로서 비점성 Euler 해석과 상세모델로서 점성 Navier-Stokes 해석의 두 수준의 복잡성을 가지고 블레이드 주위의 유동장을 해석하였다.

접수일: 2006년 3월 10일, 심사완료일: 2006년 5월 2일.

1 학생회원, 울산대학교 항공우주공학과

2 정회원, 울산대학교 기계자동차공학과

3 정회원, 울산대학교 항공우주공학과

* Corresponding author E-mail: johcy@mail.ulsan.ac.kr

2. 설계지향해석을 위한 해석모델 구성

2.1 가변복잡성모델(VCM) 선정 분석

단순모델로 선정된 Euler 해석은 비점성이지만 웨이브항력, 충격파 위치, 충격파로 인한 압력상승 등을 예측할 수 있다. 또한 와류 해를 해석할 수 있으므로 복잡한 vortical wake와 블레이드-와류간 상호작용 등의 현상을 해석할 수 있으며 vorticity의 이송, 블레이드 후류 wake의 rollup과 깃끝 와류의 대류 등을 해의 일환으로 포착할 수 있다[3,4].

반면, 이전의 full potential 방정식 기반의 wake와 연계된 기법들[5-7]은 해석시간이 아주 짧으므로 MDO시 단순모델로 사용하기에 효율성면에서 아주 좋을 수 있다. 그러나 이 기법들은 매번 wake를 모델링 해야 하는 큰 약점이 있다. 즉, prescribed wake를 지정하는 이 기법들은 비틀림각, 테이퍼비, 평면형(planform)등의 블레이드 형상이 변하면 그에 따라서 wake 모델링도 달라져야한다. 그러므로 끊임없이 형상이 변하고 있는 설계최적화 문제와 연계하여 이 기법이 지속적으로 의미 있는 해를 산출하려면 상당히 많은 상호보정에 대한 경험을 필요로 하고, 바로 이점이 자동화된 설계최적화정에 방해가 되는 것이다. Euler 해석은 이러한 압축성 현상과 와류 흐름을 해의 일환으로 자동적으로 해석할 수 있는 기법 중에서는 가장 간단한 기법이므로 본 연구에서 단순모델로 선정하였다.

단순모델은 상세모델에 비해 해석시간 면에서 여러 order 이상의 차이가 있어야 설계 효율성 증진에 실질적인 효과를 기대할 수 있다[2]. 그러나 실제로 로터 블레이드에 대한 Euler 해석은 그리 간단한 해석이 아니며 상당한 계산 자원을 필요로 한다. 본 연구에서는 Euler 해석이 단순모델로서의 역할을 할 수 있도록 하기 위하여 정렬격자의 사용은 물론이고 해석결과의 의미가 상실되지 않을 정도까지 가능한 격자의 개수를 감소시키는 등 계산시간을 감소시키는 데 주력하였다.

상세모델로 선정된 Navier-Stokes 해석은 상당히 많은 계산 시간이 소요되지만, Euler 해석과 같은 자체 wake 포착능력 뿐만 아니라 깃끝에서의 흐름의 박리 및 와류의 형성까지 분해해 낼 수 있고, 충격파로 인한 유동의 박리 현상을 해석하는 등 실제 로터 블레이드 주위의 흐름을 거의 유사하게 모사할 수 있으며 이로 인해 정확한 블레이드의 성능을 파악할 수 있다[8-10].

2.2 VCM간의 상호보정 및 민감도 분석

VCM을 사용할 경우 단순모델과 상세모델의 상호보정(correlation)은 원활한 설계를 위한 중요한 요소 중의 하나이다. 예를 들어 국부근사(local approximation)를 이용할 경우 각 설계반복(design iteration)마다 상세모델과 단순모델 사이의 보

정은 Burgee et. al[2]에서와 같이 일정 상수 scale factor를 사용할 수 있다.

$$\sigma(x_0) = \frac{f_h(x_0)}{f_l(x_0)} \quad (1)$$

여기서 $\sigma(x_0)$ 는 설계변수 x_0 에서의 일정 값을 가지는 scale factor이고 f_h 는 상세모델의 해석 결과, f_l 은 단순모델의 해석 결과를 각각 나타낸다. 각 설계반복마다 사용하게 될 scale된 단순모델의 근사해석 값은 다음과 같이 구한다.

$$f(x) = \sigma(x_0) f_l(x) \quad (2)$$

본 연구에서도 이와 같은 상수 scale factor를 사용할 경우에 대해서 단순모델과 상세모델 간의 상호보정 가능성을 검토하였다.

한편, 민감도는 설계반복 중에 DSS에 상당히 중요한 역할을 하는 데, 단순모델이 상세모델과 유사한 민감도를 보이지 못하면 설계공간상에서 그릇된 최적해를 유도하게 된다. 형상의 변화에 따라 보정된 단순모델의 민감도가 상세모델에 근접해야지만 이 단순모델에 의한 DSS가 높은 신뢰도를 가질 수 있다. 본 연구에서도 두 수준의 해석에 대해서 각각 민감도를 계산하여 비교하였다.

2.3 PC platform의 해석모델

MDO에서는 일반적으로 분야별로 분산된 여러 site가 네트워크 상호 연결되어 설계를 진행하게 된다. 이때 분야별 공학해석/설계도 분산되어 각 site 마다 독립적으로 분산처리하게 되고, 전체 시스템 수준의 설계는 네트워크 기반 framework을 구성하여 통합 수행하게 된다. 본 연구에서는 이러한 경우에 로터 블레이드의 설계를 위한 공력해석을 특정 지역에 국한하지 않고 어디에서나 쉽게 사용할 수 있는 PC 수준에서 실행이 가능하도록 함으로써 MDO의 가용성을 높이도록 하였다.

PC 수준에서 로터 블레이드의 공력해석을 수행하기 위해서는 계산영역을 최소화하고 격자 개수를 감소시키는 것이 우선적으로 요구되는 데, 이를 위하여 Srinivasan 등[11]의 단순운동량이론과 3차원 근사 point sink를 이용한 근접 외부경계조건(near farfield boundary condition)과 블레이드의 azimuth 방향으로 주기 경계조건(periodic boundary condition)등을 적용하였다.

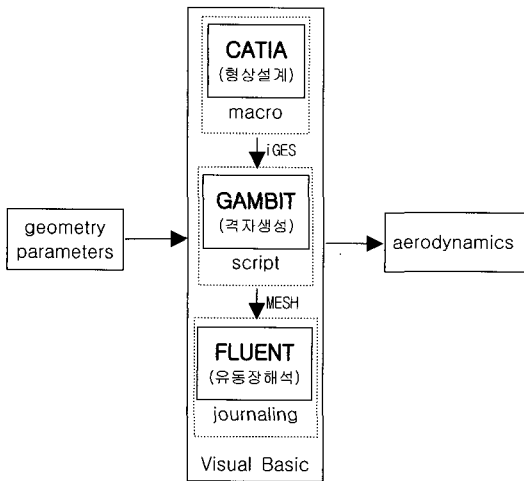


Fig. 1 Modularization of analysis models

2.4 모듈화

모듈화는 설계최적화를 지향하는 해석 코드가 갖추어야 될 속성 중의 하나이다. 본 연구에서 사용하는 상용코드들은 그 자체가 기본적으로 모듈성(modularity)을 가지고 있다. 그리고 사용자와의 친숙성을 강조하여 다양한 그래픽 기능을 가진 대화형으로 개발되어 있다. 그러나 설계최적화 과정의 모듈로서 사용되기 위해서는 대화형보다는 자동화를 위한 batch화가 더 필요하다. 즉 블레이드의 형상설계와 격자생성 및 유동장해석이 하나의 모듈로 구축되어 형상 파라미터만 입력하면 자동적으로 해석결과가 산출될 수 있어야 한다. 이 경우 제일 중요한 기능은 해석모델의 형상이 바뀌었을 때 해당 격자도 일관성 있고 유연하게 자동적으로 변화되어야 하는 것인데, 본 연구에서 사용하는 격자생성 프로그램인 GAMBIT[12]는 이러한 기능을 내장하고 있다.

블레이드의 3차원 형상설계는 CATIA를 사용하였으며, 매크로(Visual Basic 스크립트) 기능을 사용하여 batch화하였다. 유동장 해석은 FLUENT[12]를 사용하였으며 경계조건 적용 및 각종 해석 option을 지정하는 과정을 모두 journal file을 사용하여 batch화하였다. 이 3가지의 모듈을 Fig. 1과 같이 Visual Basic을 사용하여 통합하여 하나의 해석모델로 만들었다[13].

3. 수치해석

3.1 해석코드 및 수치해법

로터 유동장 해석에 사용한 범용 CFD 패키지는 FLUENT V6[12]로서, 셀 중심 유한체적법(cell-centered finite volume method) 기반의 압축성 흐름해법(coupled solver)을 사용하여

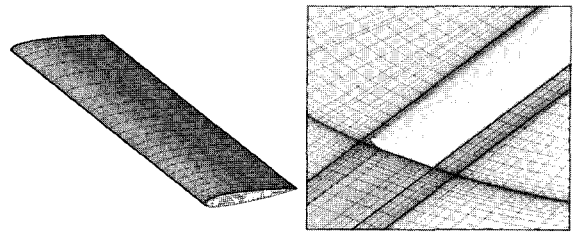


Fig. 2 Near view of meshes on blade surface and rotating surface

Euler와 Navier-Stokes 유동해석을 수행하였다. 로터 주위의 회전 유동장을 회전좌표계를 사용하여 정상상태의 유동으로 해석하였다. 회전좌표계는 단일회전기준계(single rotating reference frame)와 다중회전기준계(multiple rotating reference frame)를 선택할 수 있는 데, 로터의 유동장은 혼합조(mixing tank)와 같이 로터만 회전하고 외부 경계는 균일하므로 단일회전기준계를 사용하였다.

정상 해를 구하기 위하여 4단계 Runge-Kutta 외재적 시간적분을 사용하였다. 공간이산화는 2차의 풍상차분법을 이용하였으며 Roe의 표준 upwind flux-difference splitting을 사용하여 비점성 플럭스를 계산하였다. 3수준의 V-cycle FAS (full-approximation storage) 다중격자를 적용하여 수렴 가속하였다. FAS는 주로 외재적 시간적분법과 함께 사용되는 방식으로 시스템의 비선형성이 재이산화(re-discretization)를 통해서 coarse 수준까지 잘 전달되어 내재적 시간적분법에 주로 사용되는 AMG(algebraic multigrid)보다 수렴 가속의 효과가 더 좋은 것으로 알려져 있다. 1회의 implicit residual smoothing을 적용하였다. 난류모델은 1방정식 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다.

3.2 격자계

계산에 사용된 로터 블레이드는 Caradonna와 Tung[14]의 모델로서 로터 직경이 7.5 ft, 시위가 0.625 ft, 가로세로비 6, 비틀림각 0° 인 직사각형이며 단면 익형은 NACA0012 이다. 격자계는 블레이드를 기준으로 O-H형의 정렬격자를 기본으로 하고 허브 및 깃털 부근에 일부 비정렬 격자가 포함된 혼합 격자(hybrid grid)를 형성하였다. 점성 격자계는 총 874,735개의 셀로 구성되었고 경계층 내 약 10개의 셀을 분포시켰다. 로터 블레이드는 반경방향으로 속도가 선형적으로 변화하므로 점성 유동해석 시 블레이드 표면 첫 격자의 높이를 동일하게 줄 경우는 y^+ 값 차이로 인해 수렴성과 결과 값에 영향을 줄 수 있다. 예를 들어 표면 첫 격자 간격을 $1 \times 10^{-4} C$ 로 동일하게 유지한다면 블레이드 스패방향 15% 지점과 깃털 부근인 96% 지점에서 y^+ 는 대략 10배 정도의 차이가 난다. 그러므로 스패를 따라 y^+ 을 $\theta(1)$ 정도로 맞추기 위하여서는 표면 첫

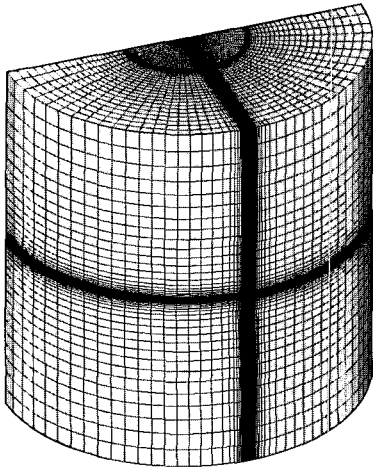


Fig. 3 Meshes on far boundary surfaces

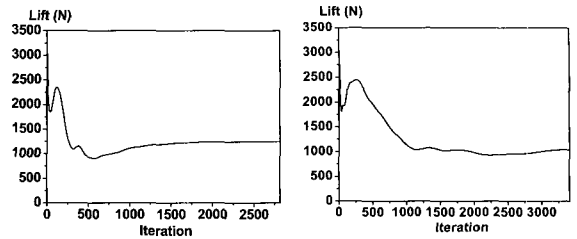
격자의 높이를 $3 \sim 8 \times 10^{-5} C$ 까지 변화시켜야 한다. Fig. 2는 블레이드의 표면과 회전면의 점성 격자를 보여주고 있다.

원방경계를 위, 아래 옆 방향으로 모두 블레이드 반경의 3 배로 정했으며, 2 블레이드이므로 대칭면을 포함하여 원통의 반쪽을 계산영역으로 정하였다. 깃끝 와류를 잘 포착하고 확산을 감소시키기 위해 반경방향으로 깃끝 부근에 격자를 밀 집시켰다. 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. 단순모 델용인 Euler 해석 격자는 계산시간의 감축이 주 관심사이므로 격자 개수에 대한 해의 민감도를 조사한 후 이 크기로 결정하였다.

3.3 경계조건

절대유동변수를 사용하여 블레이드의 벽면(wall) 경계조건(no-slip condition)을 로터의 회전속도와 동일하게 지정하였다. Azimuth 방향으로는 주기 경계조건(periodic boundary condition)을 적용하여 원통형 해석영역을 반으로 감소시켰다. 회전대칭인 두 주기(periodic)면의 격자를 완전 일치시켜 정보를 교환시키는 방식으로 주기 경계조건을 적용하였다.

절대유동변수를 사용하므로 외부 원방경계는 정지 상태로 보고 다만 로터의 회전에 따라 질유량의 입·출 흐름만 고려하였다. 원방경계조건은 유동 영역의 크기를 줄이기 위해 Srinivasan 등[11]이 제안한 단순운동량 이론과 3차원 근사 point sink를 이용한 근접원방경계조건(near farfield boundary condition)을 사용하였다. 이에 의하면 외부 경계면에서 inflow 속도는 식 (3)과 같이 주어진다.



(a) Low fidelity model (b) High fidelity model

Fig. 4 Convergence histories of rotor thrust coefficients

$$V_{\infty} = -\frac{M_{tip}}{4} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \left(\frac{R}{d}\right)^2 \quad (3)$$

여기서 C_T 는 블레이드의 추력계수이고 M_{tip} 은 블레이드 회전에 의한 깃끝 마하수, d 는 허브 중심에서 원방경계면까지의 거리, R 은 로터반경을 각각 나타낸다. 그리고 로터의 후류가 지나가는 출구의 넓이는 로터 회전면적의 1/2로 가정하며 배출속도는 다음과 같다.

$$V_{out} = -2 M_{tip} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (4)$$

식 (3),(4)의 속도를 이용하여 특성형 입·출경계조건(characteristic-type in/outflow boundary condition)을 적용시킨다. 경계조건은 외재적으로 적용시키며, FLUENT에서는 UDF(user-defined function)를 사용하여 C_T 가 수렴할 때까지 반복적으로 갱신하여 적용한다.

4. 해석 결과 및 검토

4.1 해석 모델의 검증

Navier-Stokes 상세모델과 Euler 단순모델을 사용하여 콜렉티브 피치각(collective pitch angle, θ_c) 8° , 깃끝 마하수(M_{tip}) 0.877의 양력발생 정지비행의 경우에 대하여 공력해석을 수행하였으며 그 결과를 Caradonna와 Tung[14]의 실험값과 비교하였다. Fig. 4는 두 모델에 대한 추력계수의 수렴과정을 보여주고 있다.

Fig. 5는 로터 블레이드의 스팬방향으로 50%, 68%, 80%, 89%, 96%위치에서의 표면 C_p 분포를 보여주고 있다. Navier-Stokes 모델의 경우는 실험값과 아주 잘 일치하고 있으나,

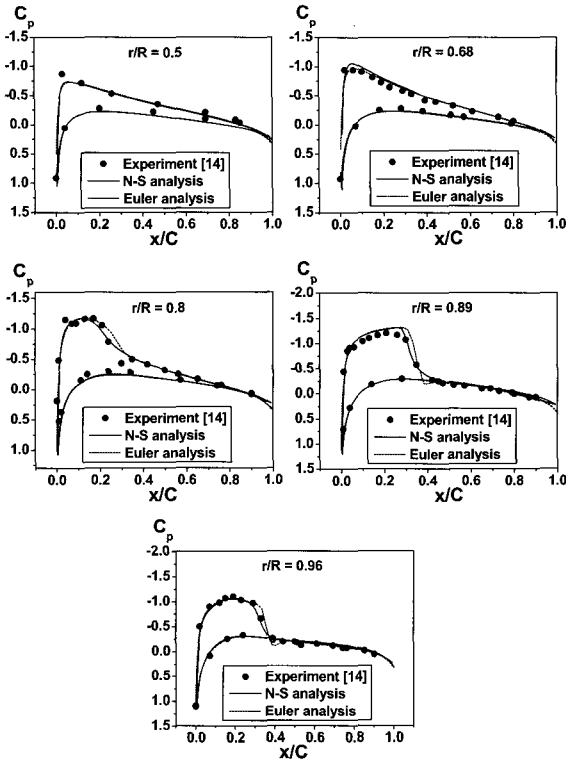


Fig. 5 Comparison of C_p for low and high fidelity models ($\theta_c = 8^\circ, M_{tip} = 0.877, Re_c = 3.93 \times 10^6$)

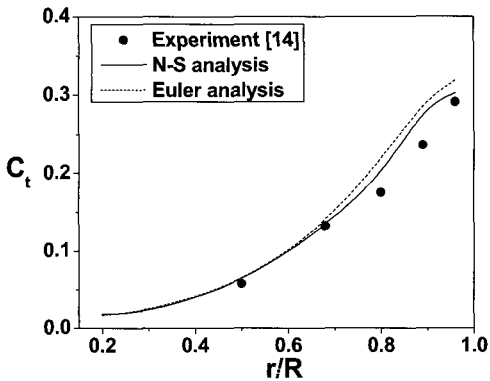


Fig. 6 Comparison of sectional thrust loadings for low and high fidelity models

Euler 모델은 약간의 차이가 있다. Euler 모델은 비점성 흐름이기 때문에 Navier-Stokes 모델보다 강하고 약간 더 후방으로 이동된 충격파를 예측한다.

Fig. 6에서는 블레이드 단면 추력계수를 비교하였다. 깃 끝으로 갈수록 실험값에 비해서 약간 크게 예측하고 있음을 볼

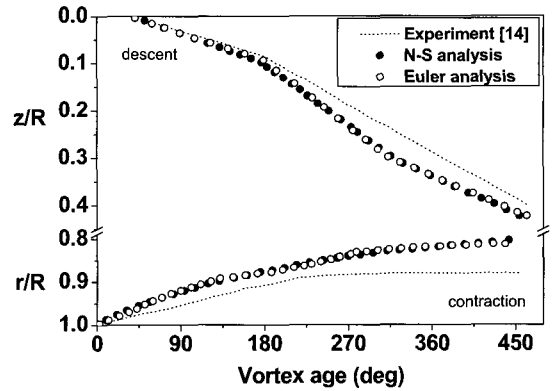


Fig. 7 Comparison of wake geometries of low and high fidelity models with experimental data

수 있다. Euler 모델이 Navier-Stokes 모델에 비해 조금 더 크게 예측하며 이는 Fig. 5에서와 같이 비점성으로 인해 충격파의 강도가 커져서 단면 양력계수가 크기 때문이다.

Fig. 7은 깃끝 와류의 전개 모습을 보여준다. 회전중심 방향으로의 수축(contraction)과 하강(descent)을 관찰할 수 있다.

Table. 1은 두 해석모델에 대한 추력계수 값을 보여주고 있다. 비점성인 Euler 해석이 약간 더 큰 값을 예측한다. 추력계수는 전역량(global quantity)으로서 설계시 목적함수나 제약조건으로 많이 사용된다. 그러므로 VCM을 사용하는 최적화에서는 두 모델사이의 차이를 보정을 통해 평활(smooth)하게 연결시켜 설계공간에 불연속이 발생하지 않도록 해야 한다.

4.2 VCM 보정 및 민감도 해석

Fig. 8은 Caradonna와 Tung[14]의 기본 평면형(planform)에서 형상변화를 위해 비틀림각을 바꾸었을 때 단순모델과 상세모델의 추력 및 토크계수 예측 값을 보여주고 있다. 특별히 식 (1)에 의한 보정이 필요 없을 만큼 서로 근접하는 것을 볼 수 있다.

그러나 DSS를 진행할 때는 단순모델에 의한 해석 값보다는 그 변화량 즉 민감도를 많이 사용하므로 민감도 예측 능력이 더 중요하다.

Fig. 9에서는 단순모델과 상세모델 해석에 의해 구한 민감도를 서로 비교하였다. 앞에서와 마찬가지로 비틀림각을 설계

Table. 1 Comparison of thrust and torque coefficients ($\theta_c = 8^\circ, M_{tip} = 0.877, Re_c = 3.93 \times 10^6$)

	experiment[14]	Euler analysis	N-S analysis
C_T	0.00473	0.00540	0.00499

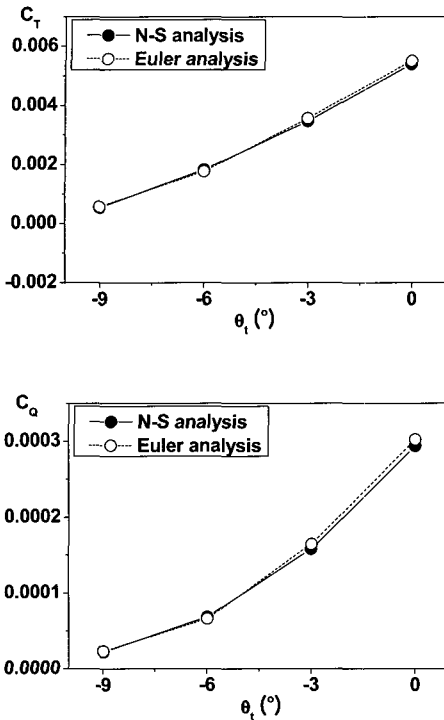


Fig. 8 Comparison of thrust and torque coefficients between low and high fidelity models
 ($\theta_c = 8^\circ, M_{tip} = 0.877, Re_c = 3.93 \times 10^6$)

변수로 가정하였다. 각 모델에 대해서 추력계수 민감도와 토크계수 민감도의 변화 경향은 비슷하지만, 비틀림각이 작아질 경우에는 민감도 값 차이가 크다. 깃끝으로 갈수록 실제 받음각이 커져서 충격파의 강도는 증가하고 이로 인해 충격파와 경계층의 간섭(shock-boundary layer interaction) 및 흐름의 박리(separation of flow) 등 점성의 영향이 상당히 커지게 된다. 그 결과, 약간의 형상변화에도 흐름의 패턴이 민감하게 변하지만 비점성 단순모델은 이를 포착하는 데 문제가 있음을 보여준다. 식 (2)과 같이 상수 scale factor를 사용하여 보정하더라도 단순모델에 의한 민감도는 상세모델에 접근하기 어렵다. 즉, 차이가 나더라도 경향이 비슷하면 보정을 할 수 있지만 이와 같이 불규칙한 경향은 보정이 어려우므로 DSS 수행 시 단순모델의 사용은 최적화에 오류를 유도할 것으로 예상된다[16].

4.3 해석 모델의 효율성

Pentium IV, 3.0 GHz CPU, 2 GB RAM의 PC에서 두 해석 모델을 실행시켰다. Table. 2는 계산시간을 보여주고 있는 데, 단순모델이 상세모델에 비해 1 order 정도 계산시간이 절약되는 것을 볼 수 있다. 그러나 이 정도는 MDO에 사용하기 위

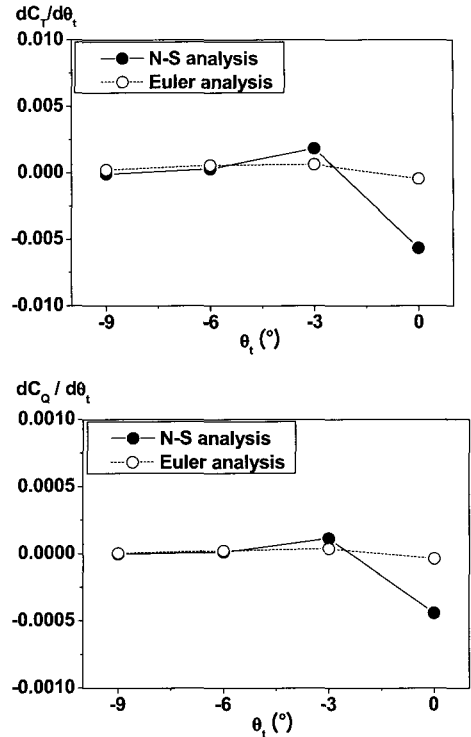


Fig. 9 Sensitivities of thrust and torque coefficient for correlation between low and high fidelity models
 ($\theta_c = 8^\circ, M_{tip} = 0.877, Re_c = 3.93 \times 10^6$)

해서는 아직도 비효율적이므로[2] 추가적인 해석시간의 단축이 필요하다.

해석모델의 효율성을 높이는 방법은 수반화(adjoint approach)가 효과적이거나[15] 본 연구에서는 상용코드 기반이므로 한계가 있고, 대신에 하드웨어적으로 병렬처리를 하거나 또는 근사최적화 알고리즘을 사용하여 분산처리를 함으로써 추가적으로 계산시간의 order를 감소시킬 수 있을 것으로 사료된다[13].

5. 결 론

헬리콥터 로터의 다분야설계최적화를 위한 기초 단계로서 설계지향해석이 가져야 할 속성에 맞는 해석모델을 구성하였다. 본 해석모델은 단순모델로서는 Euler 해석과 상세모델로

Table. 2 Wall clock hours for Euler and Navier-Stokes analysis

	Euler analysis	N-S analysis
approximate hours	1.5	36

서 Navier-Stokes 해석을 채용한 가변복잡성모델(VCM)의 특성을 가진다. 또한 PC에서 독립적으로 실행될 수 있으며 상용 코드들을 batch화시켜 모듈형으로 구성하고 이들을 조합하여 자동화시켰다. PC에서 VCM이 구현 가능하도록 하기위하여 Srinivasan의 1차원 운동량 이론 및 point sink 개념의 경계조건과 회전대칭면을 따라 주기 경계조건을 적용하여 해석영역을 감소시켰으며 Euler 격자의 개수도 민감도 분석을 통하여 최소한으로 구성하였다.

MDO에 적용을 대비하여 단순모델과 상세모델간의 상관관계와 민감도를 비교 조사하였으며, 그 결과 두 모델은 낮은 받음각에서는 우수한 상관관계를 보였으나 받음각이 커지면 Euler 단순모델의 민감도 예측이 부정확해짐을 확인하였다. 또한 해석시간으로 볼 때, 단순모델의 효율성은 병렬/분산처리 등의 방법으로 아직도 추가적인 개선의 여지가 있음을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2004년 울산대학교의 연구비(2004-0129)에 의하여 연구되었으며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

[1] Storaasli, O.O. and Sobieszczanski-Sobieski, J., "Design Oriented Structural Analysis," *AIAA/ASME/SAE 14th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Williamsburg, VA, Mar. 20-23, 1973, AIAA Paper 73-338.

[2] Burgee, S., Giunta, A.A., Grossman, B., Haftka, R.T., and Watson, L.T., "A Coarse Grained Variable- Complexity Approach to MDO for HSCT Design," *Proceedings of the Seventh SIAM Conference on Parallel Processing for Scientific Computing*, Editors: Bailey, D.H., Bjorstad, P.E., Gilbert, J.R., Masagni, M.V., Schreiber, R.S., Simon, H.D., Torczon, V.J., and Watson, L.T., SIAM, Philadelphia, PA, 1995, p. 96-101.

[3] Agarwal, R.K. and Deese, J.E., "Euler Calculations for Flowfield of a Helicopter Rotor in Hover," *Journal of Aircraft*, Vol.24, No.4, 1987, p. 231-238.

[4] 강희정, 권오준, "비정렬 적응격자를 이용한 로터 정지비행 공력해석," *한국항공우주학회지*, 제28권 제8호, 2000, p. 1-7.

[5] Arieli, R. and Tauber, M.E., "Computation of Subsonic and Transonic Flow about Lifting Rotor Blades," *AIAA Paper* 79-1667, 1979.

[6] Strawn, R.C. and Caradonna, F.X., "Numerical Modeling of Rotor Flows with a Conservative Form of the Full-Potential Equation," *AIAA Paper* 86-0079, 1986.

[7] Egolf, T.A. and Sparks, S.P., "A Full Potential Flow Analysis with Realistic Wake Influence for Helicopter Rotor Airload Prediction," *NACA CR4007*, Jan. 1987.

[8] 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, p. 2371-2378.

[9] 신성룡, 이수갑, "3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용한 헬리콥터 로터의 제자리비행 성능해석," *한국항공우주학회지*, 제26권 제6호, 1998. 10, p. 13-22.

[10] 강희정, 권오준, "로터 정지비행 점성유동 해석을 위한 비정렬 격자기법," *한국항공우주학회지*, 제29권, 제8호, 2001. 12, p. 37-44.

[11] Srinivasan, G.R, Raghavan, V. and Duque, E.P.N., "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, Oct. 1991.

[12] "FLUENT User's Guide," FLUENT Inc., 1998.

[13] 조창열, 이상경, "3차원 날개 공력설계를 위한 네트워크 분산 설계최적화," *한국항공우주학회지*, 제32권, 제10호, p. 12-19, 2004.

[14] Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover," *NASA Technical Memorandum 81232*, National Aeronautics and Space Administration, 1981.

[15] 이상욱, 권오준, "비정렬 격자계에서 연속 Adjoint 방법을 이용한 헬리콥터 로터 블레이드의 제자리 비행 공력형상 최적설계," *한국항공우주학회지*, 제33권, 제1호, 2005. 1, p. 1-10.

[16] Joh, C.-Y., Grossman, B. and Haftka, R.T., "Design Optimization of Transonic Airfoils," *Engineering Optimization*, Vol.21, No.1, 1993, p. 1-20.