

論文

모멘텀 소스 방법을 이용한 로터-기체간의 간섭작용 해석

김영화*, 박승오**

Aerodynamic Simulation of Rotor-Airframe Interaction
by the Momentum Source Method

Young-Hwa Kim* and Seung-O Park**

ABSTRACT

To numerically simulate aerodynamics of rotor-airframe interaction in a rigorous manner, we need to solve the Navier-Stokes system for a rotor-airframe combination in a single computational domain. This imposes a computational burden since rotating blades and a stationary body have to be simultaneously dealt with. An efficient alternative is a momentum source method in which the action of rotor is approximated as momentum source in a stationary mesh system built around the airframe. This makes the simulation much easier. The magnitude of the momentum source is usually evaluated by the blade element theory, which often results in a poor accuracy. In the present work, we evaluate the momentum source from the simulation data by using the Navier-Stokes equations only for a rotor system. Using this data, we simulated the time-averaged steady rotor-airframe interaction and developed the unsteady rotor-airframe interaction. Computations were carried out for the simplified rotor-airframe model (the Georgia Tech configuration) and the results were compared with experimental data. The results were in good agreement with experimental data, suggesting that the present approach is a useful method for rotor-airframe interaction analysis.

초 록

로터-기체 사이의 간섭작용을 정확하게 계산하기 위해서는 로터의 회전을 사실적으로 모사할 수 있는 로터-기체 결합형상의 Navier-Stokes 해석이 필요하다. 하지만 회전하는 로터를 포함한 전기체를 해석할 경우 격자가 증가함에 따라 계산 비용과 시간이 증가된다. 모멘텀 소스 방법은 로터를 디스크 격자에 모멘텀 소스로 대체하여 시간 평균된 로터-기체의 간섭작용을 해석하므로 비교적 경제적이면서도 정확한 결과를 얻을 수 있다. 일반적으로 모멘텀 소스 값은 블레이드 요소 이론을 이용하여 구하지만 결과의 정확성이 떨어진다. 따라서 본 연구에서는 모멘텀 소스를 Moving mesh 방법을 이용한 Navier-Stokes 계산을 통해 구하여 정확성을 높였다. 이 모멘텀 소스 값을 이용하여 정상해석을 하여 실험결과와 비교하였다. 기존의 모멘텀 소스 방법은 시간 평균된 유동장만 관찰할 수 있으므로 비정상 유동장을 관찰하기 위하여 비정상 로터-기체 간섭작용 해석 모델을 개발하여 실험결과와 비교해 보았다. 검증을 위하여 간단한 형상인 Georgia Tech 형상을 사용하여 실험결과와 비교해 보았으며 본 연구의 계산결과가 실험결과와 잘 일치하는 것을 볼 수 있었다.

Key Words : Rotor-airframe interaction(로터-기체 간섭작용), Momentum source method (모멘텀 소스 방법), Rotor simulation(로터 해석)

† 2008년 10월 7일 접수 ~ 2008년 12월 26일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

교신저자, E-mail : sopark@kaist.ac.kr

대전시 유성구 구성동 373-1 번지

1. 서 론

로터와 기체가 연결된 부분의 공기 역학은 여러 가지 현상들이 복합되어 해석하기가 쉽지 않

다. 그러나 이런 공기역학적 간섭작용을 예측하는 것은 로터-기체의 공기역학적 특성과 성능을 이해하는데 필수적이다. 최근 수년간 로터-기체간의 간섭작용을 예측하기 위한 수치해석 방법들이 개발되어져 왔다. Landgrebe[1]는 그의 Rotorcraft Wake Analysis 와 Source/Vortex Fuselage Panel Method를 결합하여 로터-기체간의 간섭작용을 예측하였다. 이 방법은 로터-기체 간섭작용 해석에서 처음으로 시도되었던 방법 중 하나이다. 이후로 이 방법을 이용한 다양한 방법들이 로터-기체 간섭작용 해석에 사용 되었다 [2,3].

컴퓨터의 성능이 향상됨에 따라 로터-기체간의 간섭작용 해석은 Euler나 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 해석할 수 있게 되었다. 복잡한 간섭작용을 정확히 해석하기 위해서는 실제 로터의 회전을 모사할 수 있는 비정상 3차원 유동 해석 방법이 요구된다. 이를 위해 정렬격자를 사용한 중첩격자와 키메라(Chimera) 격자 방법이 개발되어 복잡한 형상해석에 성공적으로 적용되어 왔다 [4,5]. 비정렬 격자 방법은 복잡한 형상의 격자를 정렬격자 보다 쉽게 생성할 수 있고 국소 부위에 격자를 밀집하게 생성할 수 있다는 장점이 있다. 최근에는 비정렬 격자를 이용한 슬라이딩 격자 방법(Sliding Mesh Algorithm)이 3차원 Euler 해석에 사용되었다[6]. 이 경우 계산영역은 블레이드와 함께 회전하는 영역과 기체를 포함한 회전하지 않는 영역으로 나뉜다.

로터의 회전을 모사하기 위해 중첩격자나 키메라(Chimera)격자, 슬라이딩 격자 방법이 RANS 해석에 사용된다면 계산 시간과 비용은 증가하게 된다. 전기체를 해석할 경우 격자수가 많아짐에 따라 계산 시간과 비용은 더욱 증가하게 된다. 계산에 대한 요구가 크지 않은 공학적 대안의 하나로 actuator 디스크 이론을 이용한 접근 방법이 고려되었다. 이 방법은 시간 평균된 유동장만 해석이 가능하며 두 가지 접근 방법이 있다. 첫 번째는 pressure 디스크 방법이다. 이 방법은 디스크 윗면과 아랫면에 압력을 주어 디스크를 지나 압력 점프가 일어나게 만들어 시간 평균된 로터를 모사한다. 두 번째 방법은 모멘텀 소스 방법이다. Rajagopalan과 그의 동료들은 [8-13] 회전하는 로터가 지배 방정식에 시간 평균된 모멘텀 소스로 대체될 수 있다고 제안하였다. Ruith[14]는 이 방법을 상용코드인 Fluent를 사용하여 로터-기체간의 간섭작용을 해석하였다.

로터-기체를 Moving Mesh방법으로 계산할 경

우, 로터와 기체 사이가 밀접하기 때문에 Moving Mesh를 위한 격자 생성이 어렵고 많은 격자를 필요로 하게 된다. 격자가 많아짐에 따라 계산시간이 증가하여 계산 비용과 시간에서 모멘텀 소스로 모델링 하는 경우보다 효율적이지 못하였다. 본 연구에서는 계산을 로터-기체의 Moving Mesh 계산보다 경제적으로 하면서 기존의 모멘텀 소스 방법보다 더 정확한 결과를 얻을 수 있도록 모멘텀 소스 방법을 개선하고자 하였다. 종전의 연구와는 달리 모멘텀 소스 값을 Navier-Stokes 계산 결과를 사용함으로써 시간 평균적인 정상 상태의 해석 및 비정상 상태도 계산이 가능하도록 하였다. 일반적으로 모멘텀 소스는 블레이드 요소이론을 사용하여 계산되나 본 연구에서는 정확성을 높이기 위해 로터만을 Moving Mesh를 이용한 Navier-Stokes 해석을 하여 모멘텀 소스 값을 계산하였다. 계산의 정확성을 보이기 위해 간단한 로터 모델인 Georgia Tech형상을 해석하여 실험 결과와 비교하였다. 본 연구의 계산과 격자 생성은 모두 상용코드인 STAR-CD를 사용하였다.

II. 수치해석 방법

본 연구에서 사용한 모멘텀 소스 방법은 Rajagopalan과 그의 동료들이 개발한 방법을 확장한 것이다. 계산 과정은 두 가지로 나누어진다. 모멘텀 소스 값을 계산하는 과정과 이 소스값을 이용하여 로터-기체간의 간섭작용을 해석하는 과정이다. 전술한 바와 같이 본 연구에서는 결과의 정확성을 위하여, 로터의 유동을 Moving mesh를 사용한 Navier-Stokes 해석을 수행하여 모멘텀 소스 값을 얻는다. 그런 다음 이 소스값을 이용하여 디스크와 기체가 결합된 형상을 해석하여 로터-기체간의 간섭작용을 해석하였다. 정상, 비정상 두 가지 경우에 대하여 해석 하였으며 격자 생성과 해석은 모두 STAR-CD를 사용하여 수행하였다. STAR-CD를 이용한 본 연구의 대략적인 계산 과정을 Fig. 1에 나타내었다.

로터 유동 계산을 위한 moving mesh 방법은 로터와 함께 회전하는 계산영역과 로터 주위의 회전하지 않는 영역으로 나뉜다. 로터를 포함한 회전 영역은 로터의 회전속도로 회전하게 된다. Moving mesh 계산을 통하여 블레이드의 방위각과 반경에 따른 블레이드에 작용하는 힘이 계산되며 이 힘이 모멘텀 소스 항 계산에 사용된다. 본 연구에서는 trim 해석은 수행하지 않았다.

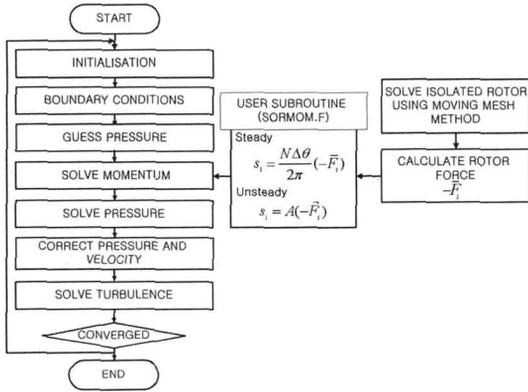


Fig. 1. The flowchart of Momentum source method using STAR-CD

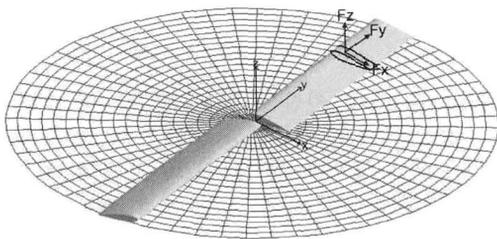


Fig. 2. The resultant force of the blade segment from moving mesh calculation

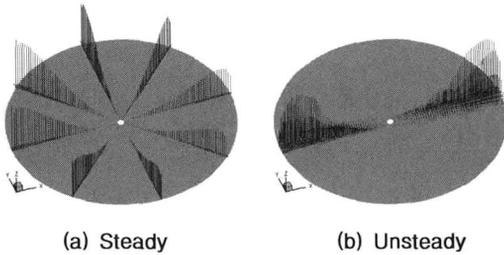


Fig. 3. Comparison of the different source distribution between steady and unsteady computation

정상 상태 해석 과정은 모멘텀 소스값을 얻는 방법을 제외하면 Rajagopalan의 계산과정과 같다. 로터의 영향을 반영한 모멘텀 소스항은 Navier-Stokes 방정식에 소스항으로 아래의 식처럼 추가되어 계산된다. 지배 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + s_i \tag{2}$$

여기서 i 는 세 방향을 나타내는 지수이며 s_i 는 시간 평균된 단위 체적 당 i 방향의 모멘텀 소스항이다. 소스항 계산을 위하여 첫 번째 단계인 moving mesh 계산을 통하여 블레이드에 작용하는 힘, $\vec{F}(F_x, F_y, F_z)$ 를 계산하였다.(Fig. 2) \vec{F} 가 블레이드에 작용하는 힘이므로 $-\vec{F}$ 는 블레이드가 유체에 작용하는 힘이 된다. 소스항 계산을 위하여 필요한 것은 블레이드가 유체에 작용하는 힘이 되므로 디스크 격자에 적용하기 위하여 $-\vec{F}$ 를 식 (3)과 같이 평균해 준다. 디스크 격자가 $\Delta\theta$ 만 나누어져 있고 임의의 디스크 격자에서 로터가 머문 시간은 t_1 부터 t_2 까지라고 한다면 이 디스크에 적용될 힘은 $-\vec{F}$ 을 시간 t_1 부터 t_2 까지 평균한 $-\bar{F}$ 이다.(식 (3)) 블레이드의 회전 각속도가 ω 이면 회전 주기는 $2\pi/\omega$ 이고, 블레이드가 방위각이 $\Delta\theta$ 인 디스크 격자에 머무르는 시간은 $\Delta\theta/\omega$ 이므로 회전주기에 대한 시간 비율은 $\Delta\theta/2\pi$ 가 된다.(식 (4)) 정상 해석은 모든 디스크 격자면에 모멘텀 소스항이 작용하는 것으로 모델되는 것이므로 한 개의 블레이드가 방위각 $\Delta\theta$ 인 디스크 격자에 기여하고 소스항의 크기는 $\frac{\Delta\theta}{2\pi}(-\vec{F}_i)$ 이다.

$$-\bar{F} = \frac{\int_{t_1}^{t_2} -\vec{F}_i dt}{t_1 - t_2} \tag{3}$$

$$t_{f_{rac}} = \Delta\theta/2\pi \tag{4}$$

따라서 블레이드의 개수가 N 일 때 $\Delta\theta$ 인 디스크 격자에 작용하는 모멘텀 소스는 식 (5)와 같다. Fig. 3(a)은 이 소스항이 디스크에 적용되는 대략적인 분포를 나타낸다. 디스크에 수직한 성분의 영향이 우세하다는 것을 알 수 있다.

$$s_i = \frac{N\Delta\theta}{2\pi}(-\vec{F}_i) \tag{5}$$

로터-기체간의 간섭 유동의 비정상 해석은 다음과 같이 수행된다. 비정상 해석은 블레이드가 지나가는 위치에 해당하는 디스크 격자에만 모멘텀 소스가 작용하게 되어 소스 항의 크기가 시간에 따라 주기적으로 변하게 된다. 예를 들어 방위각이 0도인 위치에 있는 블레이드로 인해 주어지는 모멘텀 소스는 Fig. 3(b)와 같고, 이것이 해당되는 격자에 작용하는 소스로 전환된다. 비정상 해석의 지배 방정식은 다음과 같다.

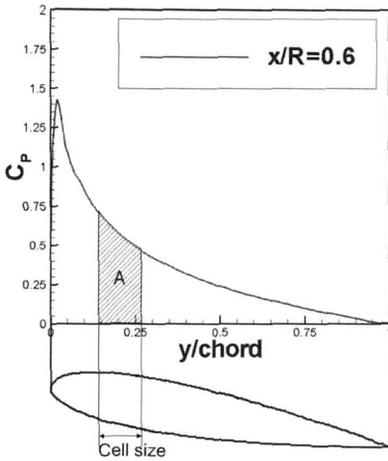


Fig. 4. Pressure distribution on the section of the blade

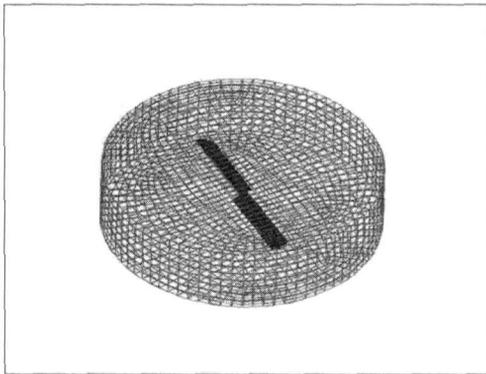


Fig. 5. The rotating zone for moving mesh

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \tag{6}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + s_i \tag{7}$$

식 (7)에서 비정상 항을 제외하고는 정상해석의 지배방정식, 식 (2)와 형태가 같으나 소스항의 형태가 다르다. 블레이드 단면에 작용하는 힘을 디스크 격자에 적용하기 위하여 단면의 압력분포를 고려하여 소스항을 생성한다. Fig. 4의 그래프의 넓이가 블레이드 단면에 작용하는 힘이라면 빗금 친 부분은 디스크 격자 하나에 해당하는 위치에서 작용하는 힘이 된다. 따라서 전체 넓이와 빗금 친 부분의 비, A를 블레이드가 유체에 작용하는 힘, $-\vec{F}$ 에 곱하면 블레이드 위치에 해당되는

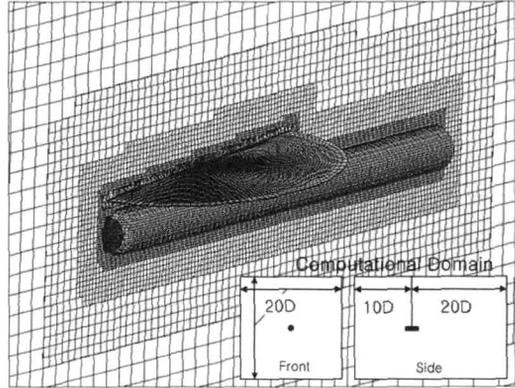


Fig. 6. Computational mesh for Georgia Tech Configuration

디스크 격자의 모멘텀 소스 항이 된다(식 (8)).

$$s_i = A(-\vec{F}_i) \tag{8}$$

Moving mesh 계산을 위한 격자는 약 60만개의 비정렬 격자로 이루어져 있다. 격자는 로터를 포함한 회전 영역과 회전하지 않는 주위 영역으로 이루어져있다(Fig. 5). 로터-기체 해석을 위한 격자는 약 80만개의 비정렬 격자로 이루어져 있다. 로터는 디스크 격자로 대체되며 디스크와 기체 사이에 격자가 밀집되도록 생성하였다(Fig. 6).

III. 결 과

계산의 검증을 위하여 간단한 로터 모델인 Georgia Tech 형상을 해석하여 실험 결과와 비교하였다(Fig. 7). Georgia Tech 형상의 기체는 기수가 반구 형태인 원통이며 로터는 단면이 NACA0015인 블레이드 2개로 이루어져 있다. 블레이드는 비틀림과 테이퍼가 없고 컬렉티브 피치 각은 10도이다. 로터의 반지름은 450mm이며 기체의 지름은 134mm이다. 로터의 회전속도는 2100rpm이며 전진비는 0.1, 자유류 마하수는 0.026이다[16-18].

대류항은 2차 정확도를 가진 MARS((Monotone Advection and Reconstruction Scheme)을 사용하여 계산하였으며 난류 모델은 k-ε 모델을 사용하였다[15]. 벽에서는 격자수를 줄이기 위해 벽함수를 사용하여 계산하였다. 경계조건으로 로터와 기체의 벽에서는 점착 조건을 사용하였으며 유입구에서는 일정 유입속도를 사용하였다. 원방 경계조건은 일정 압력 조건을 사용하였다.

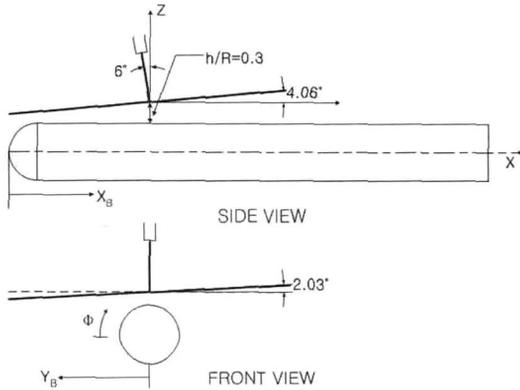
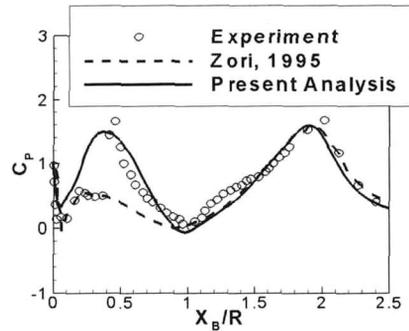


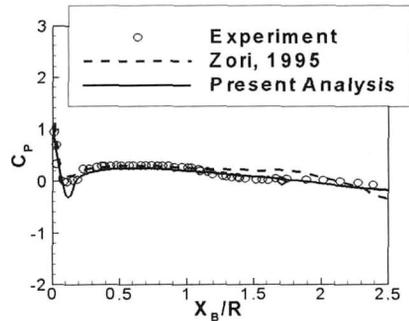
Fig. 7. Georgia Tech Rotor-airframe configuration

우선 정상 해석의 시간 평균된 결과를 실험 결과와 블레이드 요소 이론을 사용하여 소스항을 계산한 경우와 비교하였다(Fig. 8, Fig. 9). 기체 표면에서의 압력 분포와 기체로부터 12.7mm 떨어진 지점에서의 흐름 방향과 내림 방향의 속도 성분을 비교하였다. 기체 윗면의 압력계수 분포를 살펴보면 로터의 후류와 기체의 충돌로 인한 두 개의 최고점을 볼 수 있다(Fig. 8(a)). 본 연구에서 계산한 결과는 이 두 개의 최고점을 잘 예측한 반면, 블레이드 요소 이론을 사용한 계산은 첫 번째 최고점을 예측하지 못하였다. 기체의 아랫면은 로터 후류의 영향이 가장 적은 부분으로 모두 실험 결과를 잘 예측하였다(Fig. 8(b)). 기체의 양 옆면의 압력 분포를 살펴보면 그래프의 모양이 유사한 것을 알 수 있다. 본 연구의 결과는 이러한 유사성을 잘 예측하였다(Fig. 8(c),(d)). Fig. 9는 기체의 표면에서 12.7mm 떨어진 지점에서의 시간 평균된 흐름 방향과 내림 방향의 속도 분포를 비교한 것이다. 두 방향의 속도 모두 실험결과를 잘 예측하였다. 따라서 본 연구에서 계산한 정상해석의 경우 실험 결과를 잘 예측하며 블레이드 요소이론을 사용한 경우 보다 더 정확한 결과를 보여주는 것을 알 수 있다.

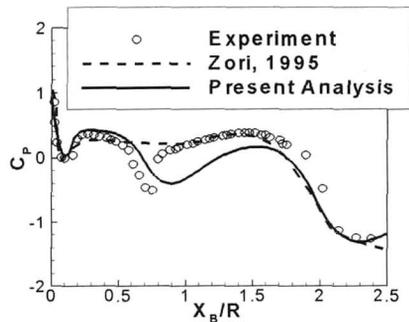
비정상 해석의 경우 각 방위각에 대하여 기체 표면에서의 순간적인 압력분포를 실험 결과와 비교해 보았다(Fig. 10). 기체 표면에서의 대체적인 압력분포 형태는 잘 일치하나 실험치에서 보이는 굴곡이 심한 부분은 예측하지 못하고 있음을 볼 수 있다. 이런 굴곡의 원인은 블레이드 끝단 와류(tip vortex)의 영향으로 짐작되므로, 비정상 모델의 정확도를 높이기 위해 날개 끝단 와류의 충돌로 인한 압력 변화를 예측할 수 있도록 비정상 모델을 개선할 필요가 있다.



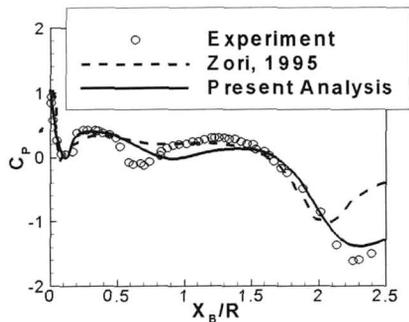
(a) On the top



(b) On the bottom

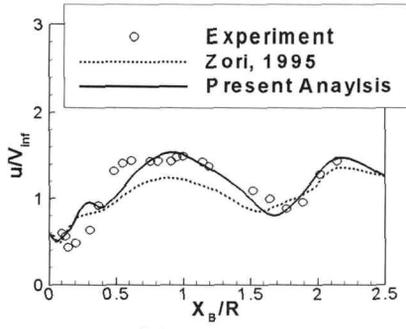


(c) On the advancing side

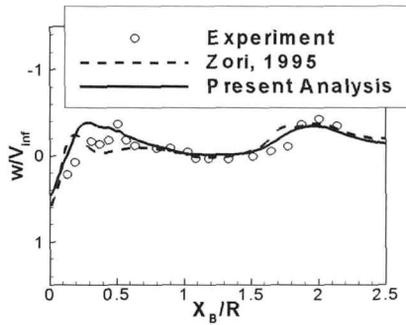


(d) On the retreating side

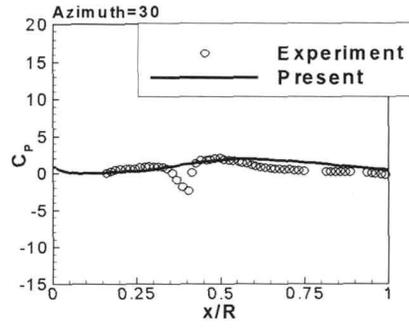
Fig. 8. Time-averaged pressure distribution on the airframe



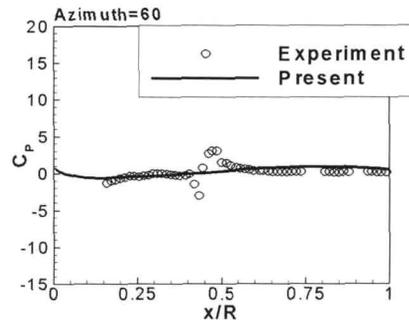
(a) Streamwise



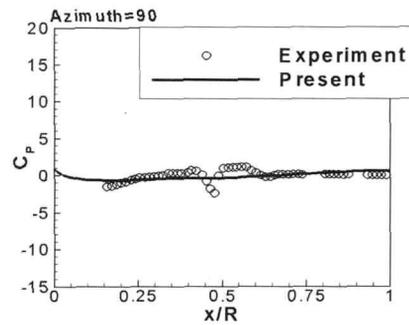
(b) Downward



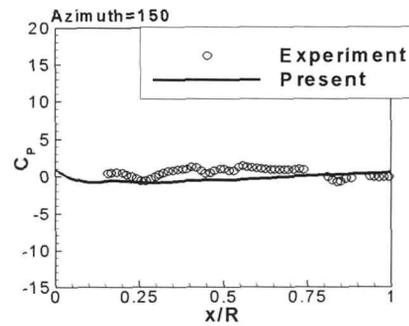
(c) Azimuth=30 deg



(d) Azimuth=60 deg

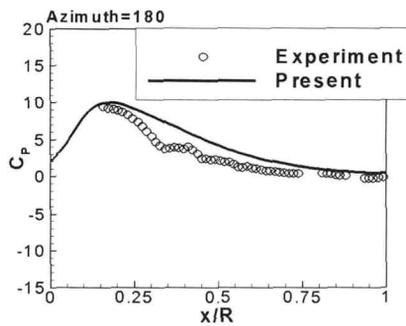


(e) Azimuth=90 deg

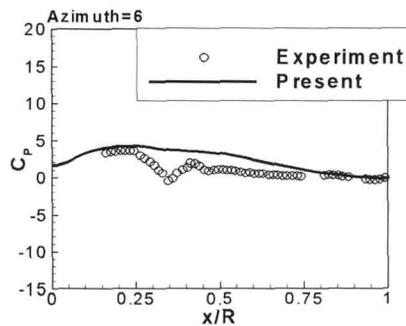


(f) Azimuth=150 deg

Fig. 9. Time-averaged normalized velocity at 0.15c above the airframe



(a) Azimuth= 180 deg



(b) Azimuth= 6 deg

Fig. 10. The instantaneous surface pressure on the top of the airframe

IV. 결 론

본 연구에서는 모멘텀 소스 방법을 이용하여 로터-기체간의 간섭작용을 해석하였다. 기존의 방법에서는 모멘텀 소스 값을 블레이드 요소이론을 사용하여 계산하였으나 본 연구에서는 정확성을 높이기 위하여 로터만을 moving mesh 방법을 이용한 Navier-Stokes 계산을 하였다. 이 모멘텀 소스 값을 이용한 정상 해석의 경우 실험 결과와 잘 일치하였으며 블레이드 요소 이론을 사용하여 모멘텀 소스 값을 계산한 결과보다 실험 결과를 더 잘 예측하는 것을 볼 수 있었다. 기존의 모멘텀 소스 방법은 시간 평균된 유동장만을 관찰할 수 있으므로 비정상 유동장을 관찰하기 위하여 모멘텀 소스 방법을 바탕으로 비정상 로터-기체간의 간섭작용 해석 모델을 개발하여 검증하였다. 이 경우 방위각의 변화에 따른 기체 표면에서의 압력계수를 실험결과와 비교해본 결과 대체적인 압력계수 분포는 잘 예측하였으나 끝단 와류의 충돌로 인한 압력계수 변화를 예측하지 못하였다. 따라서 끝단 와류의 충돌을 관찰할 수 있도록 모델을 개선한다면 좀 더 정확한 로터-기체간의 간섭작용 해석 모델이 될 수 있을 것이라 기대된다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다. 또한 본 연구의 계산은 한국과학기술정보연구원 슈퍼컴퓨팅센터(KSC-2007-500-1018)의 지원을 통해 수행되었습니다. 연구지원을 해주신 스마트 무인기 관계자분들과 슈퍼컴퓨팅센터 관계자 분들께 감사드립니다.

참고문헌

1) Landgrebe, A. J., Moffitt, R. C., and Clark, D. R., "Aerodynamic Technology For Advanced Rotorcraft, Parts I and II", Journal of American Helicopter Society, Vol. 22, No. 2-3, pp. 21-27, 2-12, 1977.

2) Mavris, D. N., Komerath, N. K., and McMahan, H. M., "Prediction of Aerodynamic Rotor-Airframe Interaction in Forward Flight", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 34, No. 4, pp. 37-46, 1989.

3) Lorber, P. F., and Egolf, T. A., "An Unsteady Helicopter Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction Analysis", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 35, No. 3, pp. 32-42, 1990.

4) Ruffin, S. M., O'Brien, D., Smith, M. J., Hariharan, N., Lee, J-D, and Sankar, L., "Comparison of Rotor-Airframe Interaction Utilizing Overset and Unstructured Grid Techniques", AIAA 2004-0046, 2004.

5) Hariharan, N., and Sankar L. N., "Unsteady Overset Simulation of Rotor-Airframe Interaction", Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 4, pp. 662-674, 2003.

6) Park, Y. M., Nam, H. J., and Kwon, O. J., "Simulation of Unsteady Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction Using Unstructured Adaptive Meshes", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 51, No. 2, pp. 141-149, 2006.

7) Chaffin, M. S., "A Guide to the Use of the Pressure Disk Rotor Model as Implemented in INS3D-UP", NASA CR-4692, 1995.

8) Rajagopalan, R. G., Rickehl, T. L., and Klimas, P. C., "Aerodynamic Interference of Two Vertical Axis Wind Turbines", AIAA-1988-2534, 1988.

9) Rajagopalan, R. G., and Zhang, Z., "Performance and Flow Field of a Ducted Propeller", AIAA-1989-2673, 1989.

10) Rajagopalan, R. G., and Chin, K. L., "Laminar Flow Analysis of a Rotor in Hover", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 36, No. 1, pp. 12-23, 1991.

11) Rajagopalan, R. G., and Mathur, S. R., "Three Dimensional Analysis of a Rotor in Forward Flight", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 38, No. 3, pp.14-25, 1993.

12) Zori, L. A. J., and Rajagopalan, R. G., "Navier-Stokes Calculations of Rotor-Airframe Interaction in Forward Flight", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 40, No. 2, pp. 56-67, 1995.

13) Rajagopalan, R. G., "A Procedure for Rotor Performance, Flowfield and Interference: A Perspective", AIAA-2000- 0116, 2000.

14) Ruith, M. R., "Unstructured, Multiplex Rotor Source Model With Thrust And Moment

Trimming - Fluent's VBM Model", AIAA 2005-5217, 2005.

15) CD-adapco Group, 2004, STAR-CD Version 3.20 Methodology.

16) S. G. Liou, "Velocity Measurement of a Lifting Rotor/Airframe Configuration In Low Speed in Forward Flight", Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, 1988.

17) Brand, A. G., McMahon, H. M. and

Komerath, N. M., "Surface Pressure Measurements on a Body Subject to Vortex Wake Interaction", AIAA Journal, Vol. 27, No. 5, pp. 569-574, 1989.

18) Liou, S. G., Komerath, N. M., and McMahon, H. M., "Velocity Measurements of Airframe Effects on a Rotor in Low-Speed Forward Flight", Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 4, pp. 340-348, 1989.