

실시간 헬리콥터 시뮬레이션을 위한 회전 깃의 역학적 모델

박수완[†] · 백낙훈^{**} · 유관우^{***} · 김은주^{****}

요 약

물리 기반의 헬리콥터 시뮬레이션은 항공학, 항공역학 등의 분야에서 많이 연구되어 오고 있으나, 복잡한 수식, 많은 계산량 등으로 인해 사실성과 속도를 동시에 추구하는 컴퓨터 그래픽스 분야에는 적용하기 어려웠다. 본 논문에서는 컴퓨터 그래픽스 분야에 적용할 수 있도록 구현하기 쉽고, 실시간 헬리콥터 시뮬레이션을 가능하게 하는 헬리콥터 회전 깃(rotor blades)의 역학적 모델을 제안한다. 헬리콥터는 회전 깃과 공기의 충돌로 발생한 힘을 통해 운동하는데, 이는 유체와 강체가 충돌해서 발생하는 충돌력으로 설명할 수 있다. 이를 근거로 근사화된 회전 깃의 역학적 모델을 도입하면, 기존의 강체 시뮬레이션 방법으로 유체와 강체가 충돌하는 헬리콥터의 움직임을 실시간 시뮬레이션 할 수 있다. 본 논문에서는 실시간 계산이 가능하도록 뉴턴의 양력 계산법을 응용하여 회전 깃의 움직임으로 발생하는 힘을 구한다. 본 논문이 제안하는 방법에 따라 구현된 프로토타입 시스템은 실제와 유사한 헬리콥터 시뮬레이션을 실시간에 처리할 수 있음을 보였다.

키워드 : 컴퓨터 그래픽스, 항공역학, 회전 깃, 헬리콥터

A Dynamics Model of Rotor Blades for Real-time Simulation of Helicopters

Su Wan Park[†] · Nakhoon Baek^{**} · Kwan Woo Ryu^{***} · Eun Ju Kim^{****}

ABSTRACT

Physically-based researches on simulating helicopter motions have been achieved in the field of aeronautics, aerodynamics and others. These results, however, have not been applied in the computer graphics area, mainly due to their complex equations and heavy computations. In this paper, we propose a dynamics model of helicopter rotor blades, which would be easy to implement, and suitable for real-time simulations of helicopters in the computer graphics area. Helicopters fly by the forces due to the collisions between air and rotor blades. These forces can be interpreted as the impulsive forces between the fluid and the rigid body. Based on these impulsive forces, we propose an approximated dynamics model of rotor blades, and it enables us to simulate the helicopter motions using existing rigid body simulation methods. We compute forces due to the movement of rotor blades according to the Newton's method, to achieve its real-time computations. Our prototype implementation shows real-time aerial navigation of helicopters, which are much similar to the realistic motions.

Keyword : computer graphics, aerodynamics, rotor blades, helicopters

1. 서 론

컴퓨터 그래픽스 분야에서 자연 현상을 사실적으로 묘사하려는 노력은 다양한 형태로 있어 왔다. 그 중에 물리 기반 모델링은 액체, 기체, 고체 등의 움직임을 물리 수식을 이용하여 묘사하는 방법인데, 이는 프로그래머가 특별한 조

작을 할 필요가 없이 초기의 상태만 주면 물리 수식에 따라 자동으로 자연 현상과 동일한 모양으로 움직이는 모습을 보여준다. 이런 노력들은 강체 시뮬레이션, 천 시뮬레이션, 변형과 파괴, 유체 시뮬레이션 등에 있어 왔다[1,2,3,4,5,6]. 이들 중에 특히 유체 시뮬레이션은 복잡한 유체 수식들을 계산식 모델로 만들어 풀어야 하며 많은 계산을 요구하는 분야이어서, 계산의 시간까지 고려해야 하는 컴퓨터 그래픽스에 적용하기 위해서는 수치해석적인 방법의 개량과 컴퓨터 연산 능력의 향상이 요구되었다. 최근 들어 컴퓨터의 연산 능력과 그래픽스 가속기 등이 과거에 비해 눈에 띄게 향상되면서, 실시간 유체 시뮬레이션까지 가능하게 되었다[4,5].

본 논문에서 다루는 헬리콥터 시뮬레이션은 강체와 유체의 동역학으로 구성된 복합적인 분야이다[7,8]. 헬리콥터는

* 이 논문은 부분적으로 정부(산업자원부)의 재원으로 지식산업기술개발사업의 지원을 받아 수행된 연구임(70000187-2006-01). 또한 이 논문은 정보통신부 및 정보통신연구진흥원의 IT신성장동력핵심기술개발사업의 일환으로 수행하였음. [2006-S-044-02, 멀티코어 CPU 및 MPU기반 크로스플랫폼 개발기술]

† 준 회원 : 경북대학교 컴퓨터공학과 박사과정

** 종신회원 : 경북대학교 전자전기컴퓨터학부 조교수(교신 저자)

*** 정 회원 : 경북대학교 컴퓨터공학과 교수

**** 정 회원 : 동명정보대학교 정보통신공학과 전임강사

논문접수 : 2007년 5월 4일, 심사완료 : 2007년 7월 24일

강체인 회전 깃(rotor blades)이 회전하면서 유체인 공기에 작용해서 공중으로 상승하는 운동을 한다. 이런 특성 때문에 헬리콥터에 관한 연구는 그 운동 현상을 설명하는 것에 있어 다른 비행 물체들보다 복잡하고 어렵다. 특히, 항공역학이나 헬리콥터 공학에서는 현상을 분석하거나 실제 모델을 설계, 안전성을 테스트하는데 목적이 있어서 수식이나 계산모델에서 정확성을 추구하며, 실험의 과정 등을 통해 수식을 보정해서 사실성을 추구하기 때문에 더욱 그러하다. 이런 이유로 헬리콥터에 관한 연구는 기계학이나 항공역학 분야 등에서는 많이 연구되었지만 그래픽스 분야에서는 잘 응용되지 못하고 있다. 헬리콥터를 그래픽스 분야에 적합하게 응용하기 위해서는 유체 역학과 항공역학 등의 지식은 물론이고, 이를 응용한 수식 및 모델의 근사화도 필요하기 때문이다.

헬리콥터 공학에서 가장 핵심적으로 연구하는 부분 중의 하나는 회전익의 운동에 관한 것이다[9,10,11,12]. 회전익은 회전 운동을 할 때 회전 깃을 통해 공기 분자와 충돌하고, 이 때 발생하는 힘으로 헬리콥터를 뜨게 하며, 회전 깃의 각도 조절을 통해 헬리콥터의 방향을 바꾸기도 한다. 이 현상을 고전 역학 개념으로 설명하는 것이 운동량 이론(momentum theory)과 깃 요소 이론(blade element theory) (혹은 스트립 이론(strip theory))이다[7,8]. 이 두 이론은 헬리콥터의 운동을 시뮬레이션 하거나 설명할 때 각각 다른 장단점을 가지고 있다. 운동량 이론은 헬리콥터의 양력을 설명하는데 알맞으나, 주변 공기와 깃의 상호 영향 및 깃 모양에 따른 영향을 설명하기가 곤란하다. 깃 요소 이론의 경우는 깃이 비행기 날개와 같은 역할을 한다고 보고 작은 2차원 에어포일 요소(airfoil element)가 무수히 집합되어 있는 것으로 가정하여 설명하는 이론으로 운동량 이론의 단점이 되는 부분을 잘 설명한다. 하지만 깃 요소 이론은 매우 복잡한 계산 모델이 필요하여 많은 계산량을 요구한다.

NASA에서는 V-22 틸트로터(tilt-rotor)라는 회전익의 공탄성(aeroelastic) 테스트를 위해, 회전익의 운동을 다루기 위한 다몸체(multi-body) 분석법을 사용했다[11]. 이는 회전익을 제약 힘을 통해 연결된 다관절체(articulated multi-body)로 보고 회전익의 공탄성력 등을 테스트하는 방법이다. 이 테스트에서 깃에 작용하는 공기역학적 힘은 깃 요소 이론의 방법을 적용하여 계산하고 수식의 각 계수는 실험값을 통해 보간했다. 그러나 이들 연구는 설계된 회전익의 설계를 검증하려는 목적에서 행해진 것이며, 또한 깃 요소의 이론을 적용함으로써 깃에 발생하는 힘을 계산하는데 복잡한 수식이 요구된다. 이는 설계나 안정성 점검을 위해 수치적 결과를 보기 원할 때는 적합하지만 게임 분야 등에서 적용하기에는 실시간 처리가 어렵고 이해하기도 어렵다. 근래에는 실시간에 관한 연구가 진행되고 있으나 이 또한 헬리콥터 회전익의 설계를 위한 분석이나 안정성 테스트를 위한 것일 뿐 컴퓨터 그래픽스 분야에서 적용되는 예는 아니다[12].

이렇듯 헬리콥터 회전익에 대한 기존 연구들은 주로 사실

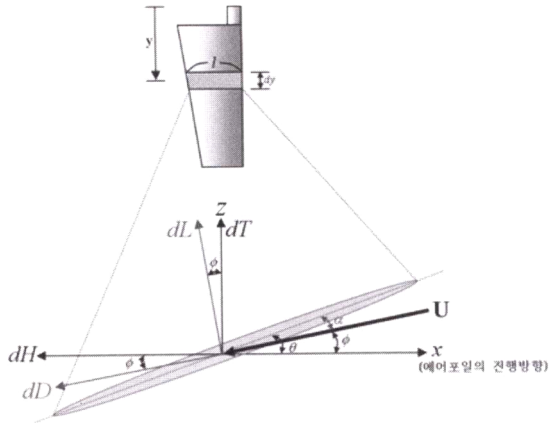
성과 실제 설계를 위한 것이어서 그래픽스 분야에는 적용하기에 복잡하고 어려웠으며 그들의 주된 결과물은 화면에 그리는 것이 아니라 그래프나 표로 결과를 보여주는 것이었다. 따라서 본 논문에서는 그래픽스 분야에서 기존에 연구된 물리 기반 강체 모델링을 바탕으로, 실시간 헬리콥터 시뮬레이션을 위한 회전 깃의 역학적 모델을 제안한다. 이 방법은 몇 가지 가정을 한 후 강체로 구성된 회전익의 깃에 작용하는 힘을 공기 분자와 강체가 충돌할 때 생기는 충돌 힘으로 간주하여 계산한다. 이는 뉴턴의 역학에 의해 충실하게 설명할 수 있다[13,14]. 이렇게 하면 기존의 깃 요소 이론의 방법일 때는 각각 다른 성분으로 분해해서 계산하고 적용하는 힘들을 하나로 묶어서 적용시킬 수 있다.

본 논문에서 제안하는 모델은 궁극적으로 헬리콥터의 운동을 시뮬레이션 하는 것에 있어서 운동량 이론과 깃 요소 이론을 합성한 형태를 가진다. 이는 운동량 이론에 비해서는 헬리콥터의 주변 공기와 깃의 상호 작용 및 깃 모양에 따른 영향을 잘 시뮬레이션 할 수 있다. 그러나 플래핑(flapping, 헬리콥터의 관절식 회전 날개의 상하 방향의 회전 운동) 등의 현상을 나타낼 수 없기 때문에 순수한 깃 요소 이론으로 회전익 전체를 다몸체(multi-body)로 모델링한 것에 비해서는 헬리콥터의 운동을 잘 나타내지 못한다. 대신에 기존의 물리 기반 강체 시뮬레이션에 별도의 변형 없이 적용가능하며, 실시간 처리가 가능하고, 이해하기도 쉽고, 코딩도 간단하며 대화형 처리가 가능하다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 2장에서는 깃 요소 이론을 기술하고, 3장에서는 회전 깃의 디자인을 기술하고, 4장에서는 회전 깃의 역학적 모델을 기술하고, 5장에서는 실험 결과를 기술하고, 6장에서는 결론 및 향후 연구 과제를 기술한다.

2. 깃 요소 이론

일반적으로 깃 요소 이론은 깃을 무수히 많은 2차원 에어포일 개체로 구성된 집합으로 가정하고, 각 요소들에게서 구해진 물리량을 회전 중심 방향으로 적분하여 구한다. 여기에서 에어포일은 회전 깃의 단면도 익형을 가리키며 하나의 에어포일에서 발생하는 힘들은 (그림 1) 같다. (그림 1)에서 회전익의 회전축은 z 축(위쪽 방향)이며, 회전익의 회전으로 인해 깃의 에어포일은 x 축 방향으로 진행하고 있고, 깃의 중심에서 에어포일을 향한 방향은 y 축이 된다. 회전축에서 에어포일까지의 거리 벡터가 y 이고 회전익의 각속도가 ω 일 때, 에어포일의 진행 속도는 ωy 가 되며, 깃의 에어포일에 대한 공기의 상대 속도는 u 가 된다. 깃의 운동으로 인해 깃은 공기와 충돌하게 되고, 이 충돌로 인해 에어포일에서 구해지는 힘은 양력(lift force, dL), 추력(thrust force, dT), 항력(drag force, dD), 토크(torque, dH)이다[7,8]. 이 때 양력은 공기의 상대 속도 방향 U 에 수직 방향으로 발생하고, 추력은 깃의 진행 방향(ωy 방향)에 수직인 방향으로



(그림 1) 에어포일(airfoil)에 작용하는 힘들

발생하고, 항력은 공기의 상대 속도 방향이고, 토크는 깃의 진행 방향(ωy 방향)에 반대 방향으로 발생한다. 이 때 양력과 추력은 헬리콥터가 중력(gravity)에 의해 떨어지지 않고 뜨게 하거나 앞으로 나아가게 하는 힘이 된다. 아래 식은 각각의 힘을 계산하는 식이다.

$$dL = \frac{1}{2} \rho C_L U^2 l dy \quad (1)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho C_D U^2 l dy \quad (2)$$

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi \quad (3)$$

$$dH = (dL \sin \phi + dD \cos \phi) y \quad (4)$$

여기에서 l 는 에어포일의 길이, $l dy$ 는 해당 에어포일 표면의 넓이, ρ 는 공기의 밀도, α 는 받음각(angle of attack), ϕ 는 공기의 상대 속도 방향과 깃의 에어포일이 진행하는 방향과의 각이고, C_L , C_D 는 각각 양력 계수, 항력 계수이며, 양력 계수와 항력 계수는 깃의 모양과 받음각에 의해 결정된다.

일반적으로 둥근 모양의 에어포일에 공기가 충돌할 때 공기는 에어포일 주변을 순환한다. 이 때 에어포일에 가해지는 공기는 두 가지 성분이며, 하나는 깃의 진행으로 인해 생기는 것(ωy 방향)이고, 하나는 순환하는 공기에 의해 유입되는 것이다. 이로 인해 받음각 α 와 깃의 피치각(pitch angle, θ)은 유입각(inflow angle, ϕ)만큼의 차이를 가진다. 그런데 헬리콥터가 전진 비행(forward flight)하게 되면 순환하는 공기에 의한 영향은 무시할 수 있을 정도로 작아지며, 호버링(hovering, 헬리콥터 특유의 정지 비행. 회전익을 기울이지 않은 상태에서 적절한 회전 속도를 유지해서 전진이나 상승, 하강 없이 정지해 있는 상태를 말함)할 때도 유입 속도가 회전 속도에 비해서 무시할 만큼 작아진다. 따라서 ϕ 가 작은 값이면, $U = \omega y$ 라고 근사해서 쓸 수 있고, $\sin \phi \approx \phi$, $\cos \phi \approx 1$ 이라고 할 수 있으며, $dL \gg dD$ 이기 때문에 식 (3), (4)는 각각 아래와 같이 근사시킬 수 있다.

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi \approx dL - \phi dD \approx dL \quad (5)$$

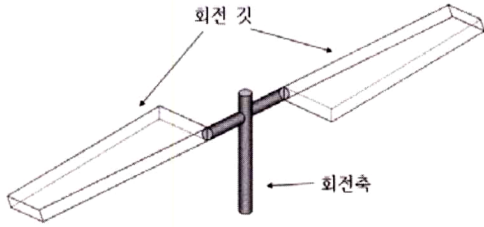
$$dH = (dL \sin \phi + dD \cos \phi) y \approx (\phi dL + dD) y \quad (6)$$

이렇게 구해진 각 힘의 성분들을 회전 중심 방향으로 적분해서 각 방향으로 합성해줌으로써 최종적으로 깃에 가해지는 전체 힘을 구할 수 있다.

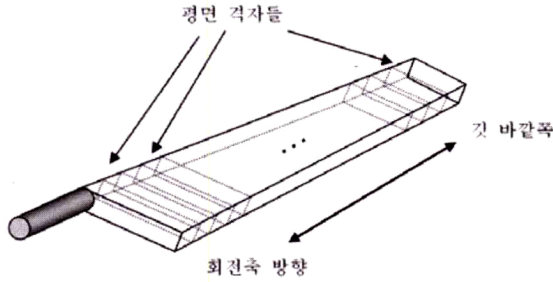
3. 회전 깃의 디자인

회전익의 회전에 따른 운동과 힘을 적용하기 위해서는 먼저 회전익에 대한 적절한 모델이 있어야 한다. 우선 회전익을 구성하는 회전 깃이나 회전축은 강체라고 가정한다. 실제 상황에서 회전 깃은 다소 휘어질 수 있지만 그 휘어지는 정도가 크지는 않기 때문에 계산의 간소화를 위해 강체라고 가정한다. 회전익은 두 개의 회전 깃과 한 개의 회전축으로 구성되어 있으며, (그림 2)와 같이 각 회전 깃은 회전축에 대해 피치각(pitch angle, θ) 만큼 기울어져 있다. 시뮬레이션 하는 경우에는 피치각을 사용자가 제어함으로써 회전익의 전체 움직임을 제어할 수 있다. 회전 깃의 회전축 쪽은 폭이 넓고 바깥쪽으로 갈수록 좁아진다. 또한 깃은 (그림 2)와 같이 평면(각진 모양의 직사각형 단면)이라고 가정한다. 일반적으로 양력을 크게 하기 위해서는 비대칭 형태의 유선형 모양의 깃을 쓴다. 이럴 경우 Coanda 효과(표면 점성 효과)로 인해 양력이 훨씬 증가하며, 공기가 깃의 주변을 순환하는 효과가 생긴다. 이때 대칭적 형태의 유선형 모양의 깃을 사용하면 깃의 아랫부분의 점성효과가 윗부분의 점성효과를 상당 부분 상쇄시켜서 Coanda 효과가 적어지며, 평면 모양일 때는 더욱 적어진다. 이 효과가 적어지면 양력을 발생시키기 위한 회전익의 회전력은 더 많이 필요하지만(컴퓨터 시뮬레이션에서는 고려할 바가 아니다), 주변 공기 순환에 의한 유입각은 더욱 무시할 수 있는 작은 값으로 가정할 수 있다. 실제로 양력보다는 조정성을 향상시키려는 모형 헬리콥터나 곡예용 헬리콥터에서는 이 효과를 줄이기 위해 대칭적 유선형 모양의 깃을 사용한다. 따라서 이 논문에서는 깃은 평면이고, 유입각을 0으로 하며, 피치각과 받음각은 같다고 가정한다.

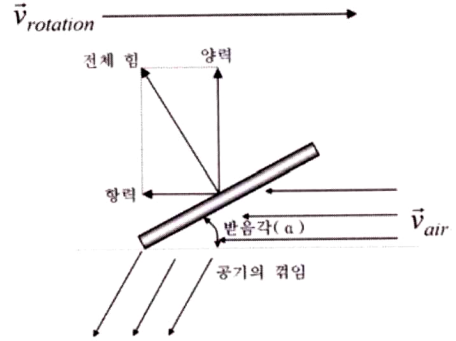
(그림 2)의 각 회전 깃은 (그림 3)과 같이 n 개의 평면 격자로 구성되어 있다. 각 격자(grid)는 회전축으로부터 상대적 위치를 표시하는 위치 벡터, 법선 벡터, 평면 넓이의 정보를 가지고 있으며, 각 격자의 넓이는 바깥쪽으로 갈수록 좁아진다. 이때 회전축으로부터 멀리 있는 격자일수록 회전에 의한 격자의 선속도(linear velocity)가 커지며, 이로 인해 위치에 따른 양력과 저항력은 회전축으로부터 멀어질수록 속도의 제곱에 비례해서 증가하고, 넓이에 관해서는 선형으로 비례해서 증가한다. 또한 같은 양의 저항력일지라도 회전축으로부터 멀어질수록 관성 모멘트(moment of inertia)의 차이 때문에 저항력은 더 커진다. 따라서 바깥쪽으로



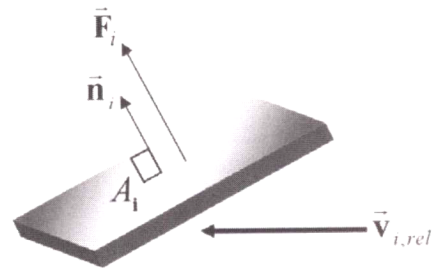
(그림 2) 회전의 모델



(그림 3) 회전 깃의 평면 격자 모델



(그림 4) 한 격자에 작용하는 힘



(그림 5) 한 격자에 가해지는 힘의 계산

갈수록 넓이를 좁게 함으로써 각 격자의 위치에 따라 발생하는 양력의 차이를 줄이며, 저항력을 감소시킨다.

시뮬레이션 중에 회전의 전체에 가해지는 힘은 헬리콥터의 움직임에 기인한 회전의 운동과 회전의 회전에 의해 깃의 각 격자에 가해지는 힘들의 합이다. 각 격자에 가해지는 힘들의 합은 깃 요소 이론으로 설명하면 각 2차원 에어포일에서 발생한 힘을 적분하는 것과 같다. 이 모델에서 n 의 값을 무한대로 보내면 깃 요소 이론에서의 적분과 동일한 효과를 가져 온다.

각 격자에서 발생한 힘에 근거하여 헬리콥터의 움직임을 동역학적으로 시뮬레이션 하기 위해서는 회전 깃과 회전 축을 포함하는 회전의 전체의 질량과 관성 모멘트를 알아야 한다. 이를 위해서 먼저 실제 헬리콥터 설계에서 사용하는 중형비에 맞게 회전 깃과 회전축을 설계한 후에, Mirtich의 방법을 사용하여 질량과 관성 모멘트를 구하였다[3].

4. 회전 깃의 역학적 모델

4.1 각 격자에 가해지는 힘

일반적으로 깃 요소 이론을 바탕으로 회전 깃에 발생하는 힘을 계산하는 방식은 깃을 미세하게 나누고, 미세하게 나누어진 2차원 에어포일 각각에서 발생하는 힘을 적분하는 형태이다. 에어포일을 본 논문에서 사용하는 모델로 설명하면, (그림 3)의 평면 격자가 여기에 해당된다. 2장에서 깃 요소 이론에 관해 기술한 것과 같이 미세하게 나누어진 부분에 작용하는 힘을 분석적으로 설명할 때는 추력, 양력, 항력, 토크로 나눈다[7,8].

식 (1)~(6)과 같이 분석적 방법을 적용하여 각 힘을 계산하면 정확한 값을 얻을 수 있지만, 그렇게 할 때는 거기에 맞는 적분 모델이 필요하며, 현재로서는 힘이 작동하는

방향과 그 총합을 실시간 처리가 가능할 정도로 빠르게 계산할 수는 없다. 따라서 본 논문에서는 다음과 같은 방법을 제안한다. 회전 깃을 구성하는 각각의 격자를 (그림 4)에서와 같이 표현하면 각 격자는 받음각 α 만큼 기울어져 있고, 깃의 운동 방향은 $\vec{v}_{rotation}$ 과 같고, 상대적으로 공기의 상대속도 방향은 \vec{v}_{air} 일 때, 공기와 격자 평면은 부딪히게 된다. 이 부딪힘으로 인해 뉴턴의 제 3 법칙인 작용 반작용 법칙에 의해 공기의 흐름은 꺾여서 아래쪽을 향하게 되고, 격자 평면은 반대로 위쪽을 향해 움직인다. 이 때 이 둘의 충돌력에 의해 격자 평면은 평면의 법선 방향으로 움직이게 되는데, 이것이 공기와 격자 평면의 충돌에 의해 생긴 전체 공기역학적 힘이 된다. 이는 기존의 헬리콥터 공학 용어를 도입하여 설명하면 (그림 4)와 같이 양력과 항력으로 분해된다.

여기에서 힘의 크기(magnitude)는 뉴턴의 양력 계산법을 이용하여 다음과 같이 계산할 수 있다[14]. 먼저 한 격자와 공기 입자들이 충돌하는 현상이 (그림 5)와 같은 모양이고, 점성이나 마찰 또는 끝 단에서 힘의 손실이 없다고 가정하면, 공기 분자와 격자 사이의 충돌로 인해 격자의 법선 방향으로 격자에 가해지는 힘과 토크는 각각 다음과 같이 계산된다.

$$\vec{F}_i = (\rho \vec{v}_{i,rel} \cdot \vec{n}_i A_i \vec{v}_{i,rel} \cdot \vec{n}_i) \vec{n}_i \tag{7}$$

$$\vec{\tau}_i = \vec{F}_i \times \vec{r}_i \tag{8}$$

$$\vec{v}_{i,rel} = \vec{v}_{i,rel}^B + \vec{v}_{i,rel}^H \tag{9}$$

$$\vec{v}_{i,rel}^H = \vec{r}_i \times \vec{\omega} \tag{10}$$

여기에서 $i, 1 \leq i \leq n$ 는 각 격자의 인덱스이고, $\vec{F}_i, \vec{\tau}_i$ 는 회전익의 회전에 의해 격자에 가해지는 힘과 토크이고, $\vec{v}_{i,rel}$ 는 공기 분자들과 격자의 상대속도이고, \vec{n}_i 는 격자의 법선 벡터이고, ρ 는 공기의 밀도이고, $\vec{v}_{i,rel}^0$ 는 헬리콥터 몸체의 움직임으로 인한 공기 분자와 격자의 상대 속도이고, $\vec{v}_{i,rel}^H$ 는 회전익의 회전에 의한 깃의 격자 면과 공기 분자와의 상대 속도이고, \vec{r}_i 는 회전축으로부터 격자까지의 거리 벡터이고, $\vec{\omega}$ 는 회전익의 각속도이다. 이런 경우, 격자에 가해지는 공기의 플럭스(flux)는 $\rho \vec{v}_{i,rel} \cdot \vec{n}_i A_i$ 가 되고, 격자에 가해지는 운동량의 변화량은 $\rho \vec{v}_{i,rel} \cdot \vec{n}_i A_i \vec{v}_{i,rel}$ 가 된다.

위 식들을 깃 요소 이론과 비교하면 식 (7)은 식 (5)에 항력이 더해진 것이고, 식(8)은 유입각이 0이라고 할 때 식 (6)에 양력을 더한 후 거리 벡터와의 외적을 취한 것이다. 식 (1)과 (2)에서 C_L 과 C_D 는 깃의 모양과 받음각에 의해 결정되는 요소들이고, (그림 1)에서 작용한 dL 과 dD 는 에어포일에 작용한 총 힘을 공기의 상대 속도 방향 기준으로 분해한 것이고, 이는 받음각에 의해 결정된다. 이때 깃의 모양은 이미 결정된 것이기에 상수에 해당되고, 받음각이 이 상수들을 결정하는 요소가 되는데 식 (7)에서 $\vec{v}_{i,rel} \cdot \vec{n}_i$ 은 받음각에 의해 가해지는 속도의 양이다. 또한 양력을 계산할 때 식 (7)의 \vec{F}_i 에서 양력만을 따로 분리하여 사용하지 않는데, 이는 반대편 깃의 대칭적 위치에 있는 격자의 항력 값에 의하여 서로 상쇄되기 때문에 가능하다. 같은 이유로 식 (8)에서 토크를 계산할 때 항력만을 분리해서 곱하지 않고 격자에 가해진 힘에 그대로 외적을 취했는데, 이는 반대편 깃의 대칭적 위치에 있는 격자의 양력에 의한 외적 값이 서로 상쇄되기 때문에 가능하다. 따라서 식 (7)과 (8)은 깃 요소 이론에서 깃에 가해지는 힘들을 힘과 회전력으로 표현한 것이 된다. 이제 각 격자에서 계산된 힘과 토크를 다음과 같이 합산하여, 깃 전체에 가해지는 힘과 토크를 구한다.

$$\vec{F} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i \tag{11}$$

$$\vec{\tau} = \sum_{i=1}^n \vec{\tau}_i \tag{12}$$

4.2 회전익에 가해지는 힘

각 깃에 작용하는 힘과 토크가 구해지면 기존의 강체 시뮬레이션과 똑같은 방법으로 시뮬레이션을 할 수 있다[1,2]. 이때 회전익에 가해지는 힘과 토크는 궁극적으로 회전 깃과 공기의 상대 속도 차이로 인해 발생한 것이며, 회전 깃이 공기와의 충돌로 발생한 토크가 가해지는 방향은 회전익의 회전에 대해 저항하는 방향이 된다. 따라서 회전익이 계속해서 공기와 충돌해서 힘과 토크가 발생하면 그 만큼 회전익의 회전에 대한 저항력이 되고, 그로 인해 회전익의 각속도는 감소한다. 이를 위해서 마치 자동차의 엑셀을 밟듯이 적절하게 토크를 가해주어야 한다. 이 때 가해지는 토크는

다음 식과 같다.

$$\tau_{propeller} = \psi(t)\vec{R}(t) \tag{13}$$

여기에서 $\tau_{propeller}$ 는 회전익이 회전하게 하는 토크이고, $\psi(t)$ 는 토크의 크기이고, $\vec{R}(t)$ 는 회전익의 축의 방향이 된다. 토크 축의 방향은 회전익의 축이 가진 방향에 의해 결정된다. 여기서 회전익은 헬리콥터 몸체와 제약 힘(constraint force)을 통해 연결되어 있는데, 시뮬레이션에서는 꼬리 날개 효과를 주지 않아도 괜찮게 하기 위해서 제약 힘에서 회전력 성분은 제거하였다. 이렇게 하면 꼬리 날개 없이도 회전익의 회전에 의한 몸체의 비정상적 움직임을 피할 수 있다. 나머지 역학적 시뮬레이션은 Baraff 강체 시뮬레이션 방법에 따라 적용한다[2].

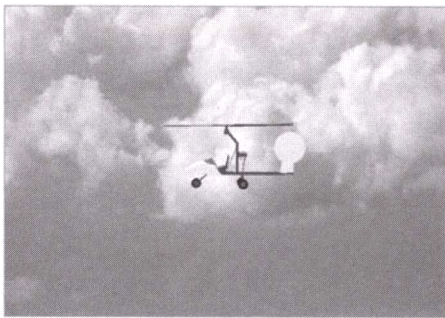
5. 실험 결과

본 논문에서 제안하는 방법을 사용하여 Intel(R) Core(TM)2 6600 2.40GHz CPU, 2GB 메모리, GeForce 7950GT(512M) 그래픽 카드 상에서 Visual C++, DirectX 9.0을 이용하여 1280 x 768의 윈도우 화면 사이즈에서, 회전익의 깃을 $n=36$ 인 슬라이스로 잘라서 헬리콥터 한 대를 실험한 결과로는 초당 1,000 프레임 이상의 실시간 시뮬레이션이 가능했다. 본 논문에서 제안하는 방법에서 필요로 하는 계산량은 상당히 적은 편이므로, 렌더링 부분을 제외시킨 상태에서 실제 초당 프레임 수를 정확히 측정하기가 곤란하였다.

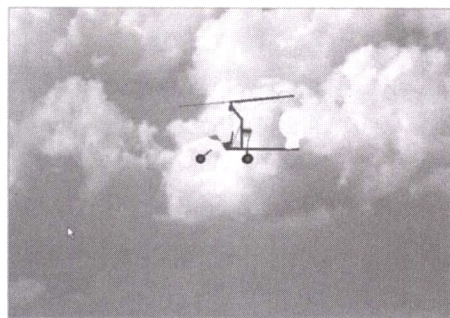
현재 구현된 시스템은 키보드의 방향키로 회전익의 각도와 토크(torque)를 조작해서 헬리콥터의 움직임을 조정하는 시뮬레이션 시스템의 프로토타입이다. (그림 6)은 헬리콥터 특유의 정지 비행인 호버링(hovering) 시의 모습이고 (그림 7)은 헬리콥터의 전진 비행(forward flight) 모습이다. 이들은 모두 사용자가 토크를 가해주는 유무에 따라 오르락 내리락 하는 비행의 형태를 보이며 실제 헬리콥터처럼 자연스러운 모습을 보였다. 전체 시뮬레이션에 대한 예제 동영상은 현재 <http://isaac.knu.ac.kr/~psuwan/heli.html>에 공개되어 있다.

6. 결론 및 향후 연구 과제

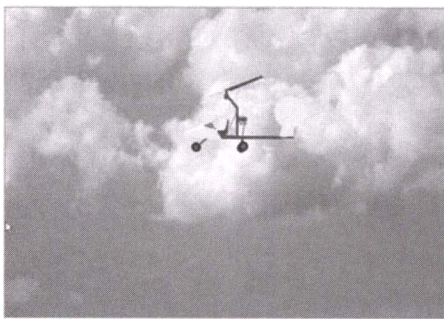
본 논문에서는 실시간 헬리콥터 시뮬레이션을 위한 회전 깃의 역학적 모델을 제안하였다. 이 모델에서는 기존의 유체 방정식의 해석에 기초한 방법들과는 달리, 기존의 강체 시뮬레이션에서 사용하는 수식들을 개량함으로써 실시간 헬리콥터 시뮬레이션이 가능하게 하였다. 뉴턴의 양력 계산법을 이용하여, 항공역학에서 제시하는 이론들을 물리 법칙에 위배되지 않는 범위 내에서 구현하기 쉽도록 단순화시킨 것이다.



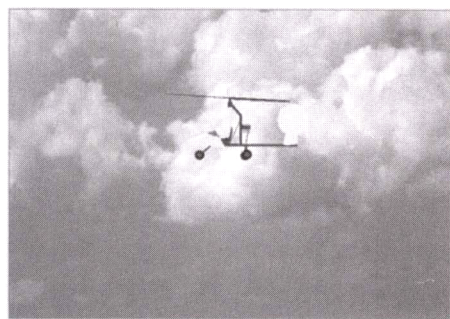
(a)



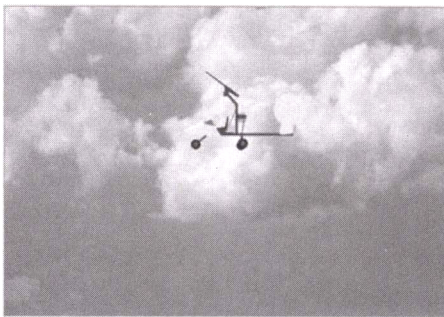
(b)



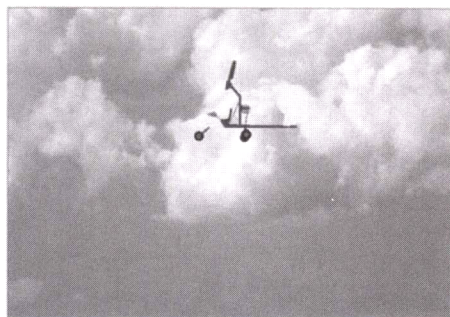
(c)



(d)



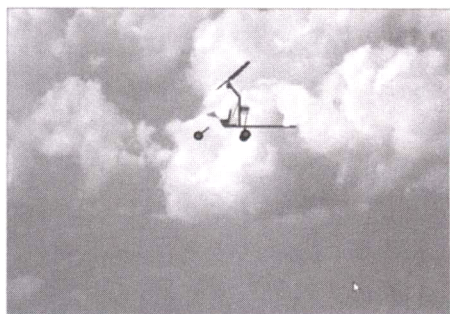
(e)



(f)



(g)

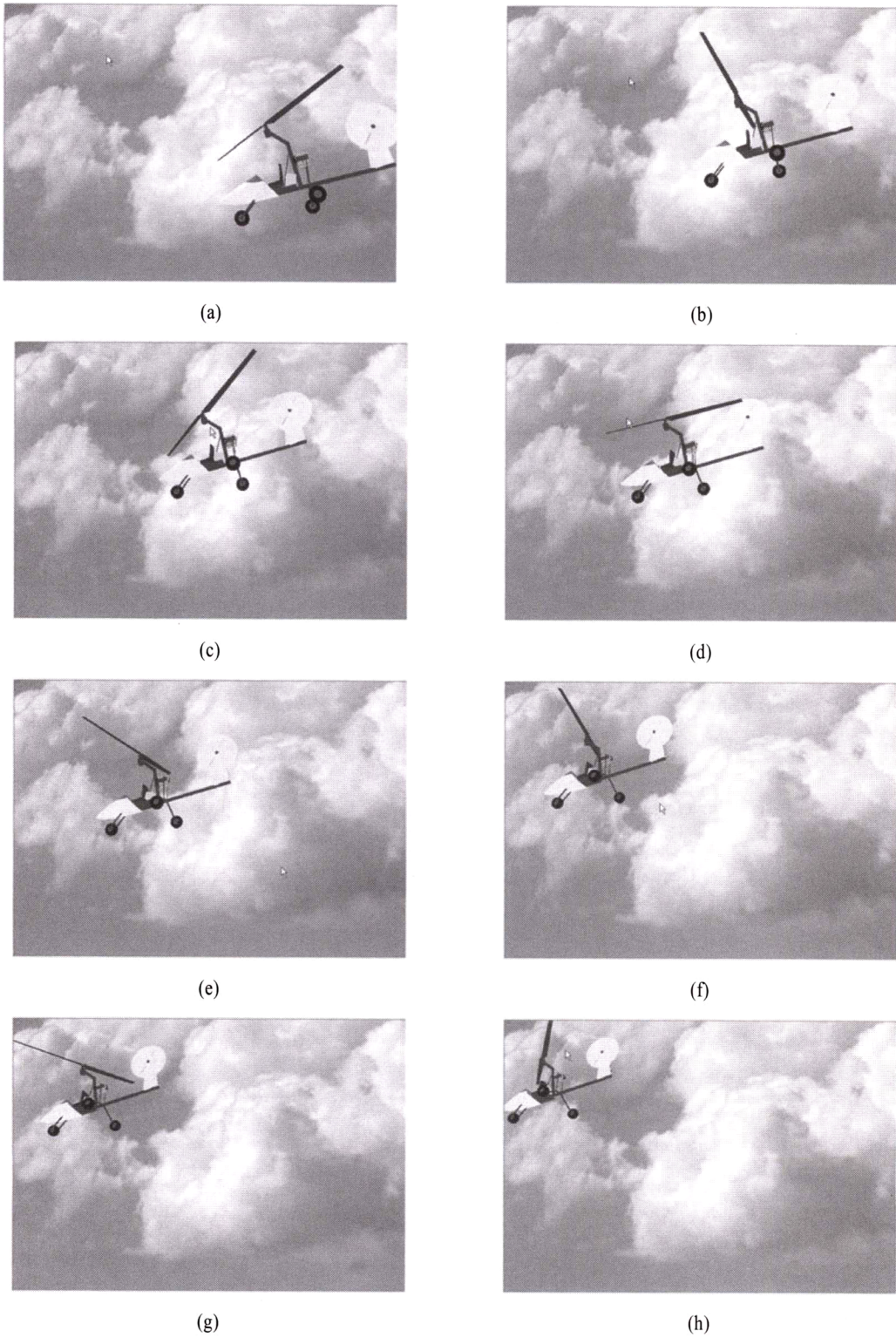


(h)

(그림 6) 호버링(hovering, 정지 비행)하고 있는 헬리콥터

본 논문에서 제안하는 방법으로 구현한 헬리콥터 시뮬레이션 시스템은 강체에 가해지는 힘에 초점을 맞추었고, 주변 유체와의 상호 작용에 대해서는 근사시켜서 계산하였다. 결과적으로 운동량 이론에 비해서는 공기의 영향에 의한 운

동을 잘 시뮬레이션 했지만 깃과 회전익이 고정되어 붙어 있는 것으로 모델링 했기 때문에 플라핑과 같은 현상을 시뮬레이션 할 수는 없다는 한계를 가진다. 따라서 더욱 사실적인 시뮬레이션을 위해서는 유체와 강체가 서로 영향을 주



(그림 7) 전진 비행(forward flight)하고 있는 헬리콥터

는 모델에 관한 연구가 포함되어야 하고, 플레핑 등을 표현하기 위해서는 회전 깃을 관절로 연결시킨 경우에 관한 연구가 포함되어야 한다. 유체와 강체의 상호 작용에 관한 연구는 현재까지 많이 진행되어 오고 있지만 실시간 처리에

대한 어려움을 가지고 있다. 렌더링 측면에서는 모션 블러 기법을 추가하여 회전 깃의 렌더링을 더욱 사실적으로 할 필요가 있다.

참 고 문 헌

- [1] P. M. Moore and J. Wilhelms, "Collision detection and response for computer animation", *SIGGRAPH '88*, pp. 289 - 298, 1988.
- [2] D. Baraff, "Analytical Methods for Dynamic Simulation of Non-penetrating Rigid Bodies", *SIGGRAPH '89*, pp. 223 - 232, 1989.
- [3] B. Mirtich, "Fast and Accurate Computation of Polyhedral Mass Properties." *J. Graphics Tools*, vol. 1, no. 2, pp. 31 - 50, 1996.
- [4] J. Stam, "Stable Fluids", *SIGGRAPH '99*, pp. 121-128, 1999.
- [5] J. Stam, "Real-Time Fluid Dynamics for Games", *Proceedings of the Game Developer Conference*, March 2003.
- [6] M. Carlson, P. J. Mucha and G. Turk, "Rigid Fluid: Animating the Interplay between Rigid Bodies and Fluid", *SIGGRAPH '04*, pp. 377 - 384, 2004.
- [7] R. Prouty, *Helicopter Aerodynamics*, PJS, 1985.
- [8] J. J. Bertin and M. L. Smith, *Aerodynamics for engineering*, Prentice-Hall, 1975.
- [9] G. D. Kerlick, "Visualization for Aerodynamic Design of Helicopter Rotor Blades", *Proceedings of the 6th IEEE Visualization Conference*, 1995.
- [10] C. Theodore and R. Celi, "Flight Dynamic Simulation with Refined Aerodynamic and Flexible Blade Modeling", 56th Annual Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, VA, May 2000.
- [11] G. L. Ghiringhelli, P. Mantegazza, P. Masarati, and M. W. Nixon, "Multi-Body Analysis of the 1/5 scale wind tunnel model of the V-22 tiltrotor", American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
- [12] P. Masarati, M. Attolico, M. W. Nixon, P. Mantegazza, "Real-Time Multibody Analysis of Wind-Tunnel Rotorcraft Models for Virtual Experiment Purposes", the AHS 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics, Fisherman's Wharf, San Francisco, CA, January 21-23, 2004.
- [13] H. Goldstein, *Classical mechanics*, Addison-Wesley, 1980.
- [14] G. M. Craig, *Stop Abusing Bernoulli!: How Airplanes Really Fly*, Regenerative Press, 1998.

박 수 완



e-mail : jpsuwan@naver.com
 1999년 경북대학교 유전공학과 (학사)
 2002년 경북대학교 컴퓨터공학과
 (공학석사)
 2002년~현재 경북대학교 대학원
 컴퓨터공학과 박사과정

관심분야: 컴퓨터 그래픽스, 알고리즘

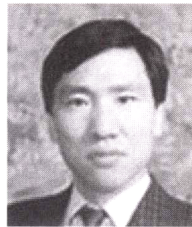
백 낙 훈



e-mail : oceancru@gmail.com
 1990년 한국과학기술원 전산학과(학사)
 1992년 한국과학기술원 전산학과
 (공학석사)
 1997년 한국과학기술원 전산학과
 (공학박사)

2004년~현재 경북대학교 전자전기컴퓨터학부 교수
 관심분야: 컴퓨터 그래픽스, 병렬 알고리즘, 계산 기하학

유 관 우



e-mail : kwryu@knu.ac.kr
 1980년 경북대학교 전자공학과(학사)
 1982년 한국과학기술원 전산학과
 (공학석사)
 1990년 메릴랜드대학교 전산공학
 (공학박사)

1982년~현재 경북대학교 컴퓨터공학과 교수
 관심분야: 컴퓨터 그래픽스, 계산기하학, 계산 이론

김 은 주



e-mail : ejkim@tu.ac.kr
 1984년 경북대학교 전자공학과(학사)
 1986년 경북대학교 전자공학과(공학석사)
 2003년 경북대학교 컴퓨터공학과
 (공학박사)

2000년~현재 동명대학교 정보통신대학
 정보통신공학과 전임강사

관심분야: 컴퓨터 그래픽스, 멀티패러다임 프로그래밍, 병렬알고리즘