技術論文

헬리콥터 시뮬레이션용 GUI S/W 개발

박상선*, 이상기**, 이 환**, 주광혁***

GUI S/W Development for Helicopter Simulation

Sang-Seon Park*, Sang-Kee Lee**, Hwan Lee** and Gwanghyoek Ju***

ABSTRACT

This Paper described the simulation program development for helicopter. In the design of flight control system to accomplish some special missions like UAV, it is important to minimize the execution time obtaining a linear model from nonlinear model that is used for design of controller. The first step for this kind of purpose is to complete a nonlinear model that contains full dynamic characteristics. The second step is to get the trim values that are obtained from the nonlinear model by solving an algebraic equation. And then stability and control derivatives are derived through hovering to forward flight by numerical perturbation that will be used for linear model for a specified flight condition. The software program(HeliSim) is developed by using MATLAB GUI and will provide easy modeling procedure. The suggested method in this paper is much more simpler than any other method like a fully scale helicopter model. The advantage of our suggested method will reduce the computational time due to simple formula to extract a linear model from nonlinear model that will be beneficially used for flight control system of unmanned helicopter by some reduction of computational load.

초 록

본 논문은 헬리콥터용 시뮬레이션 프로그램 개발에 관한 연구이다. 일반적으로 헬리콥터 비행시뮬레이션에 사용되는 수확모델은 고 충실도를 가져야 한다. 그러므로 시뮬레이션을 실행할 때 보다 정교한 공력 모델이 필요하게 되며, 계산시간이 많이 걸린다. 어떠한 특수 목적을 수행하는 UAV 비행제어시스템에서는 제어를 설계할 때 사용되는 선형모델을 비선형모델로부터 얻는 시간을 최소화 하는 것이 중요하다. 이와 같은 목적을 달성하기 위한 첫 번째 단계는 실제로 헬리콥터 동특성을 잘 나타내는 비선형 모델을 완성하는 일이다. 두 번째 단계는 비선형방정식으로부터 특정 비행조건에 맞는 트림값을 계산하는 것이다 그리고 나서 수치적인 방법으로 안정미계수와 조종미계수를 계산하여 특정 비행 상태 조건에 부합하는 선형모델을 구한다. 이러한 과정을 편리하게 처리하는 프로그램을 MATLAB GUI를 사용해서 개발하였다. 이 논문에서 제안된 방법은 기존의 실험크기 모델헬리콥터 시뮬레이션 방법에 비해 간략화된 것이다. 따라서 선형모델을 얻기까지의 연산시간이 짧아서 무인헬리콥터의 비행제어시스템을 설계하는데 유용할 것이다.

† 2003년 6월 9일 접수 ~ 2003년 9월 2일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과
연락처자, E-mail : skblee@chosun.ac.kr

광주시 동구 서석동 375

*** 정회원, 한국항공우주연구원

Key Words : Flight Simulation(비행시뮬레이션), Stability and Control Derivative(안정미계수와 조종미계수), Mathematical model(수학적 모델)

I. 서 론

일반적으로 항공기의 설계개발과정에서 시뮬레이터의 개발은 훈련용과 연구용으로 대별되어 지는데 두 경우 모두 실제의 물리적 특성과 부합하는 수학적 모델을 이론과 실험을 통하여 잘 정립할 것인가 하는 문제가 관건이 된다. 특히 특정 임무를 자동으로 수행하기 위한 비행제어문제는 유도항법문제와 함께 비선형 모델로부터 제어기를 설계하기 위한 선형모델을 얻는데 있어 가능한 계산 시간을 줄이는 것이 중요하다. 더구나 헬리콥터는 수직이착륙을 포함하여 정지비행 그리고 전진비행 시 그 비행특성이 고정익 항공기의 비행특성과 전혀 상이하다. 특히 블레이드들 간의 상호간섭, 그리고 로우터와 동체 상호간 간섭 등으로 인해 헬리콥터의 비행특성은 고정익의 공기역학적인 현상에 비해 복잡하다. 따라서 헬리콥터 시뮬레이션을 위해서는 더욱 더 정교한 수학적 모델이 필요하며 이를 위해서는 공기역학적인 계산과정이 더욱 더 정교하게 되고 아울러 계산시간 또한 많이 소요하게 된다.

이와 같은 일을 위해서는 첫째 실제의 동특성을 잘 표현하는 비선형 모델링을 먼저 수행하고 이로부터 비선형방정식을 풀어 정지비행에서부터 전진비행까지 트림 값을 구한다. 이렇게 구한 트림 값에 대해 수치적인 방법에 의해 선형모델을 얻기 위한 안정 및 조종 미계수들을 구한 후 이를 사용하여 특정비행조건에 대한 선형모델을 구하게 된다. 이 과정은 MATLAB GUI 환경하에서 구현되었으며 전 과정을 사용자가 입력 자료만 바꾸면 선형모델을 바로 구할 수 있도록 하기 위함이다. 또한, 무인헬리콥터의 자동비행시스템을 위한 전초 단계로 탑재 컴퓨터의 부담을 최소화할 수 있는 수학적 모델을 찾고 그에 대한 적용 가능성을 이용한 본 프로그램을 개발하게 되었으며 Helisim Toolbox라 부르기로 한다.

본 논문에서 제안된 방법은 기존의 실물모델 헬리콥터의 시뮬레이션방법에 비해 간략화된 것으로 현재 많은 관심이 집중된 무인항공기 유도제어시스템 같은 개발에서 기억용량을 훨씬 더 줄일 것으로 보인다. 또한 제안된 방법의 장점은 복잡한 공력 계산에 관련된 수식과 주로터 후류에 관련된 수식들을 간략화 함으로써 선형 모델을 얻기까지 연산시간을 매우 짧게 하였고 수학적

모델 축소에 따른 계산오차를 최소화 하였다. 그리고 보편화된 Matlab 개발툴을 이용하였기 때문에 프로그램의 사후 관리가 매우 편리하다.

II. 본 론

2.1 헬리콥터 동역학

현재 연구중인 시뮬레이션 프로그램에 적용된 동역학 모델식은 주로 [1], [2]의 두 모델을 기초로 완성되었다.

회전익항공기의 운동방정식을 유도하기 위하여 사용된 가정은 각각의 구성요소에 따라 다르며 여기서는 일반적인 가정들을 적용하여 운동방정식을 유도하였다[3-9].

헬리콥터의 움직임은 대부분 조종모멘트에 의해 발생된다. 즉 조종입력은 주 로터의 기울임에 영향을 주고 이는 다시 기체의 무게중심에 대한 모멘트를 발생시킨다. 단, 수직으로 향하는 주 로터의 추력 성분의 경우는 직접적인 컬렉티브의 조종으로 행해진다. 목적하는 헬리콥터의 비행형태를 갖기 위해서는 추력을 발생시키는 컬렉티브와 가로/세로방향 모멘트를 발생시키는 사이클릭 조종, 그리고 요잉 모멘트를 발생시키는 꼬리 컬렉티브의 입력을 적절히 조작하게 된다. 즉, 이때의 기체의 운동은 가로방향, 세로방향, 그리고 주 로터와 꼬리 로터의 컬렉티브의 조종입력들이 복잡하게 연성되어 일어난다. 탄성체로 간주되는 본체와 로터, 조종면 등의 동적 거동은 물리적으로 매우 복잡한 시스템을 이루고 있으므로 간단한 수학적 모델링만으로 이들에 대한 정확한 운동을 표현하기는 쉽지 않을 뿐 아니라 계산시간이 기하급수적으로 증가하게 된다. 비선형적 요소 및 비정상 공기역학을 고려하면 너무나 많은 계산시간이 소요되므로 이러한 복잡한 요소를 무시하고 가능한 단순한 모델을 얻기 위해 많은 가정을 도입하여 각 구성 요소에 대한 힘과 모멘트 성분들을 구할 수 있도록 한다. 따라서 HeliSim에 적용된 동역학 모델은 제한된 비행조건과 많은 가정들을 포함하며 프로그램에서 사용된 수식을 모델의 주요 인자에 충실하도록 하여 모델을 최소화하는데 중점을 두었다.

2.2 HeliSim Toolbox

2.2.1 Software 개요

기존의 시뮬레이션 프로그램[2,3]은 입력 값의 변화나 알고리즘의 수정을 행하였을 경우, 결과 분석을 위한 시간과 조작의 어려움으로 인하여 모델에 대한 시뮬레이션 프로그램 개발에 어려움이 많았다. 이에 초기 입력에서 결과 분석까지 사용자가 쉽게 조작하고, 완성된 모델에 대한 문제점 발견 및 결과 분석 시에 많은 시간을 들이지 않고 수정할 수 있도록 하기 위하여 사용자 위주의 시뮬레이션 프로그램을 제작하였다. 또한

Fig. 1. Helisim Workflow

Fig. 2. Program Flow Chart

본 프로그램에서는 참고문헌[2,3]의 두 모델을 통합함으로써 여러 수학적 모델에 대한 통합화의 가능성을 시도하였다.

MATLAB Release12의 GUI 환경 하에서 제작한 헬리콥터 시뮬레이션에 대한 전반적인 개발절차는 Fig. 1에 보인 바와 같으며 최종적인 목표인 탑재 컴퓨터에 쓰여질 비행프로그램개발 과정 중에 있으며 S/W 뿐만아니라 H/W에 대한 인터페이스를 고려한 통합 프로그램의 개발에 목표를 두고 있다.

현재 개발된 프로그램에 대한 개요 및 프로그램된 두 모델에 대한 데이터 흐름과 실행과정은 Fig. 2와 같고, 프로그램 실행에 대한 설명과 함께 주요 M-file 및 입출력을 위한 데이터 파일 등은 다음 절에서 설명과 함께 구분하였다.

2.2.2 시뮬레이션 S/W 세부구성 및 실행

개발된 HeliSim-Toolbox는 기존의 시뮬레이션 모델들에 대한 평가를 통해 목표로 하는 실시간 시뮬레이터 구성과 실제 헬리콥터용 자동비행 장치 개발에 응용할 수 있도록 하는데 목표를 두었다. 본 프로그램은 참고문헌[2,3]의 두 모델로 구성되어 있으며 모델 선택여부에 따라 독립적으로 시뮬레이션을 수행한다. 특히 여러 기종에 대한 입력을 고려하여 입력 데이터를 넣는 창을 새로이 구성하였으며 HeliSim-Toolbox와 별개의 폴더를 사용함으로써 여러 헬리콥터 기종에 따른 입력 및 출력 데이터를 효과적으로 관리할 수 있도록 하였다.

초기 구성

본 HeliSim-Toolbox에는 앞서 설명한 바와 같이 두 가지의 수학적 모델이 들어가 있으므로 이에 대한 선택을 먼저 수행해야만 다음의 다른 기능들을 수행할 수 있도록 프로그램 되어있다.

파일 구성

총 50여개의 m-file들로 구성된 이 프로그램은 GUI를 제어하는 Main 프로그램과 각 수학적 모델을 프로그램한 강제모델[3] 및 최소모델[1]이 모듈화 되어 있으며, 이용자를 위한 작업 공간으로 사용될 각 헬리콥터 기종에 따른 사용자 지정의 작업공간으로 구성되어 있다. 효과적인 입출력을 위하여 일반적인 Hex Format의 Data파일과 변수구조를 저장하고 있는 MATLAB 전용 데이터 파일 구조인 Mat파일을 사용하였다.

제원 입력 및 설정

Fig. 4와 같은 입력창을 활성화 시켜 입력데이터를 새롭게 생성 또는 수정한다. 모델에 관한 항

Fig. 3. Helisim Main Screen

Fig. 5. Model Adjustments

Fig. 4. 헬리콥터 제원 입력창

목으로 입력 값이 너무 많아 두개의 창이 필요한 경우도 있다. 그래서 두 창이 연동하도록 데이터를 입력하고 수정하는데 불편함이 없도록 하였

Fig. 6. HeliSim 실행화면

다. 주의할 점은 모델 선택 시 단위환산에 신경 써야 한다는 것이다. 또한 숫자가 아닌 값이 입력될 때는 데이터가 저장되지 않는다.

다음으로 헬리콥터 기종을 선정하는 항목으로써 새로운 헬리콥터에 대한 사항을 입력할 수도 있고 기존에 입력되었던 데이터를 읽어와 수정할 수 있는 항목이다.

만약 [3]의 모델을 선택했을 경우엔, 프로그램 실행이전에 다음과 같이 시뮬레이션 시간과 그때의 스텝 간격, 최소모델에 따른 간소화로 인한 모델링의 부정확성을 보완하기 위한 실험적 데이터의 입력과 연성(Coupling)효과의 고려 여부를 설정해 주어야 한다.

실행 및 결과확인

Start버튼을 클릭하게 되면 앞서 선택된 모델에 대한 일련의 과정을 수행하게 된다. 또한 이때의 프로그램 수행과정은 Fig. 6과 같이 MATLAB command 창을 통해 점검할 수 있도록 구성되어 있다.

2.2.2절에 보여진 Fig. 3은 강제모델에 대한 트림 및 선형화에 대한 결과로써 트림계산과 미계수 계산이 끝나면 메인창 내에 위치한 그래프에 결과를 도시한다. 이러한 결과는 아래의 화살표를 이용하여 각각의 조종입력 및 자세각에 대한 정보를 살펴볼 수 있다. 또한 초기조건 및 계산된 주요 결과는 메인창의 텍스트 항에 나타내었다. 그래프 출력을 위하여 외부로의 그래프 창을 관리할 수 있도록 트림 및 미계수 결과에 관한 버튼을 따로 첨가하였다.

2.2.3 실행결과 및 요약

HeliSim에 적용된 운동방정식은 각각의 구성품에 대한 중심축을 기준으로 구해진 힘과 모멘트를 나타내고 있다. 따라서 구성품에 대한 공기력을 기체축 좌표로 표현하고 중력성분을 합하여 운동방정식에 대입하여 적분하면 시간에 따른 해가 구해진다.

운동방정식을 이용하여 비행성을 평가하기 위해서는 주어진 초기조건에서 힘과 모멘트 성분이 모두 영이 되는 트림조건을 찾는 것이 필요하다. 이때의 헬리콥터의 조종입력인 콜렉티브, 세로와 가로방향 사이클릭 피치, 꼬리 로터의 피치각과 함께 무게 중심위치에 따른 자세각을 결정짓게

된다. 또한 이러한 트림조건이 결정되어지면 외란 요소들이 작용하였을 때 힘과 모멘트의 계산을 통해 동안정 미계수와 조종 미계수를 계산할 수 있다. 이렇게 함으로써 비선형으로 표현되는 헬리콥터의 운동이 주어진 트림조건근처에서 선형화된 방정식으로 표현된다.

이와 같은 출력결과와 Fig. 7과 같이 전진속도에 따른 자세각의 변화를 표기한 그래프의 형태뿐 아니라 세부적인 결과 값은 Output파일의 형태로 저장된다. 새로 시도된 최소모델의 결과가 종전의 강제모델의 결과와 비교적 부합하는 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

무인헬리콥터의 자동비행시스템을 위한 전초 단계로 탑재 컴퓨터의 부담을 최소화할 수 있는 수학적 모델을 찾고 그에 대한 적용 가능성 측면에서 본 프로그램을 개발하게 되었다. 참고자료[1,2]와의 비교를 통하여 연구를 수행하고자 하였으나 입력변수와 초기조건의 차이로 인하여 대조 비교를 해볼 수는 없었다. 하지만 참고문헌[2]에서의 트림조건을 구하고 선형화를 수행하는 알고리즘을 참고문헌[3]의 수학적 모델에 적용한 사례에서 본 바와 같이 매우 유사한 경향성과 비교적 정확한 출력값을 나타낼 수 있었다. 특히 참고문헌[2]의 수학적 모델은 기존의 참고문헌[1]의 모델에 비해 수식이 간단하여 연산시간이 매우 적으므로 인하여 무인헬리콥터에 이를 적용할 경우 탑재컴퓨터의 부담을 최소화할 수 있을 것으로 보인다.

앞으로도 모델에 대한 더 많은 검증을 행하여 이러한 수학적 모델의 헬리콥터운동에 대한 충실도 검토를 계속해 나가야 할 것이다. 또한 트림값을 찾는 과정에서 수치기법의 보완이 필요할 것으로 보인다. 보다 향상된 시뮬레이션 프로그램개발을 위하여 각종 제어입력에 대한 분석과 모델링에 관한 사항도 보완되어야 할 것이다. 이와 같은 과정을 통하여 실제 무인 헬리콥터 자동비행장치 개발 과정에서 시스템을 구성하고 이에 적용하여 시험 비행 및 실시간 시뮬레이션 프로그램을 개발하는 과정에 유용하게 적용될 수 있을 것으로 사료된다. 또한 지면 관계로 본 논문에는 포함되지 않은 수학적 모델링 과정에 대한 논문을 후속으로 게재할 예정이다.

후 기

본 연구는 조선대학교 연구비지원으로 수행되

Fig. 7. 트림계산 출력결과 예

었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Peter D. Talbot, Bruce E. Tinling, William A. Decker, and Robert T.N. Chen, "A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation," NASA TM-84281, NASA Ames, 1982.1.
- [2] Robert K. Heffley, M. A. Minch "Minimum-Complexity Helicopter Simulation Math Model," NASA CR 177476, USAVSCOM TR 87-A-7, California, April 1988.
- [3] 박춘배, "회전익 조종안정성에 관한 연구," 연구 보고서, 국방과학연구소, 1990.
- [4] Christian Munzinger. "Development of a real-time flight simulator for an experimental model helicopter," Master's thesis, Georgia Institute of Technology, School of Aerospace Engineering, Atlanta, GA, July 1997.
- [5] Aaron Kahn. "The design and development of a modular avionics system," Master's thesis, Georgia Institute of Technology, School of Aerospace Engineering, Atlanta, GA, April 2001.
- [6] Robert T.N. Chen, "A Simplified Rotor System Mathematical Model for Pioted Flight Dynamics Simulation," NASA TP-78575, NASA Ames, 1979.
- [7] R.W. Prouty, "Helicopter Performance, Stability, and Control," PWS Publishers, 1990.
- [8] W. Johnson, "Helicopter Theory," Dover Publications, Inc., New York, 1980.
- [9] Gareth D. Padfield, "Helicopter Flight Dynamics The theory and application of flying qualities and simulation modeling," Blackwell Science, 1996.