

틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발

Development of Simulation Program for Tilt Rotor Aircraft

유 창 선*, 최 형 식, 박 범 진, 안 성 준, 강 영 신
(Chang-Sun Yoo, Hyung-Sik Choi, Bum-Jin Park, Sung-Jun Ahn, and Young-Shin Kang)

Abstract : VTOL(Vertical Take-Off and Landing) aircraft is attractive due to the reason that it is not necessary to have long runway. However a rotorcraft has a definite limitation to fly at the high speed due to the stall at the tip of rotor. To solve this problem, tilt rotor, tilt wing and lift fan were researched and developed. It was verified that the tilt rotor aircraft among them was more effective in disk loading. On this basis, the tilt rotor aircraft has been made into XV-15, V-22, BA-609 and Eagle Eye. This paper shows a nonlinear simulation program for general tilt rotor aircraft that was developed in order to validate the flight characteristics of tilt rotor aircraft and verified through the simulation analysis.

Keywords : unmanned aerial vehicle, tilt rotor, rotor drive, aircraft modelling, nonlinear simulation

I 서론

현대에는 센서, 컴퓨터, 통신, 제어기술의 발달과 인명 중시적 사고에 힘입어 무인기에 대한 관심이 고조되고 있다. 초기에는 군수용이 대부분이었으나 현재는 민수용에 대한 수요가 증가하고 있다. 기존의 고정익 항공기가 비행을 하기 위해서는 긴 활주로가 필요하였으나 최근에는 좁은 지역에서도 이착륙을 할 수 있는 수직 이착륙 항공기에 대한 기대가 높아지고 있으며, 무인기도 수직이착륙 기능을 요구하고 있다. 대표적인 수직이착륙 항공기인 회전익기의 경우 수직이착륙의 편의성은 갖고 있으나 고정익과 같은 고속비행과 장거리 비행에는 한계를 갖고 있다. 1960년대부터 이러한 한계를 극복하기 위한 노력이 다양한 수직이착륙기 형태로 나타났다. 헬리콥터와 같은 회전익기는 회전면 하중이 낮은 반면에 고속비행에서 한계를 갖고 있으며, 직접양력 발생 기체(direct lift)는 고속비행은 가능하나 회전익 하중(disk loading)이 높아서 이륙시 비효율적이다. 오늘날 수직이착륙기는 호버링, 저속비행, 기동성, 기존의 헬리콥터보다 높은 속도 및 거리성능을 요구하고 있다. 또한 인명 구조등을 고려할 때 호버링시 적절한 내리흐름(downwash) 속도도 중요한 설계요소이기에 낮은 회전익 하중을 요구하고 있다. 또한 이러한 구조조건을 만족하기 위한 노력으로 선진국에서는 틸트로터, 틸트 윙, 양력팬 등의 연구개발을 진행하였으며 이 가운데 틸트 로터기가 보다 효율적인 것으로 확인하고 있다[1].

1950년대 개발된 초기의 틸트로터기 XV-3은 저성능과 조종성의 어려움을 극복해야 하였으며 1970년대 XV-15에 이르러 로터, 파일론, 주날개의 역학적 안정성, 성능, 소음에

대한 데이터 베이스를 축적함으로써 틸트 로터기가 민수 및 군용으로 사용하기에 적절함을 확인하였다. 이를 계기로 1980년대 군용기인 V-22 Osprey, 1990년대 민용기인 BA-609와 무인기인 Eagle Eye의 개발이 이루어져 왔다[2]. 국내에서는 스마트 무인기 개발 사업으로서 틸트로터 무인기를 개발하고 있으며 현재는 개념설계를 통해 TR-S2에 대한 형상이 완성 되었다.

본 논문에서는 틸트로터 항공기에 대한 비행특성을 해석하고, 센서, 자동조종컴퓨터, 통신, 관제로 이루어진 무인기 시스템의 성능을 평가하기 위하여 일반 틸트로터 항공기에 대한 비선형 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다. 회전익, 호버링, 천이, 고정익 모드에 대한 전 비행영역에 대한 비행운동을 모사할 수 있도록 비선형 모델들이 각각 개발되었으며, 트림계산과 동특성 분석을 통하여 개발 프로그램의 효용성을 검증하였다.

II. 모델링 및 프로그래밍

1. 대상 항공기 모델

대상 항공기는 미국 Bell사에서 개발한 XV-15의 전신인 TR-301이다. 항공기 형상은 그림 1과 같으며 제원은 표 1과 같다. 이에 대한 공력데이터 및 수학적 모델링을 수행하고 이에 대한 비선형 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다[3][4]. 항공기 비행운동 모델은 틸트로터 항공기를 구성하고 있는 로터, 동체, 파일론, 안정판 그리고 비행환경 부분으로 구분하여 서브시스템 별로 모듈화를 하였다.

표 1. TR-301 틸트로터 항공기 제원.

Table 1. The specification of tilt rotor TR-301.

항 목	계 원
이륙중량	13,000 lb
순항속도	260 Knots
운용고도	30,000 ft
동체길이	42.2 ft
날개길이	32.2 ft
동체높이	12.8 ft

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 9. 14., 채택확정 : 2004. 12. 20.

유창선, 안성준, 강영신 : 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발

사업단(csyoo@kari.re.kr/tjdownsb@kari.re.kr/kangys@kari.re.kr)

최형식 : 한국항공우주연구원 항행체계그룹(chs@kari.re.kr)

박범진 : 충남대학교 항공우주공학과(woolala@cnu.ac.kr)

※ 본 논문을 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프런티어 연구사업(스마트 무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

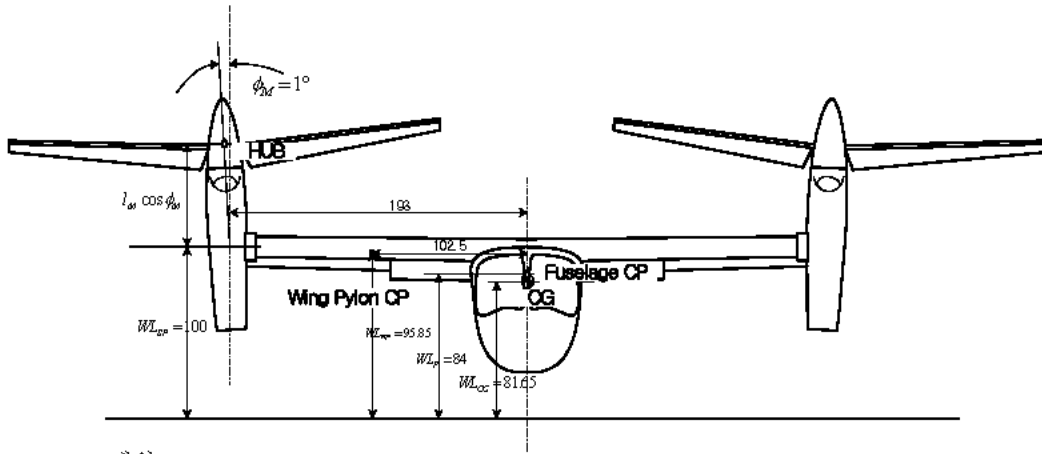


그림 1. Tilt rotor TR-301 제원.

Fig. 1. The configuration of tilt rotor TR-301.

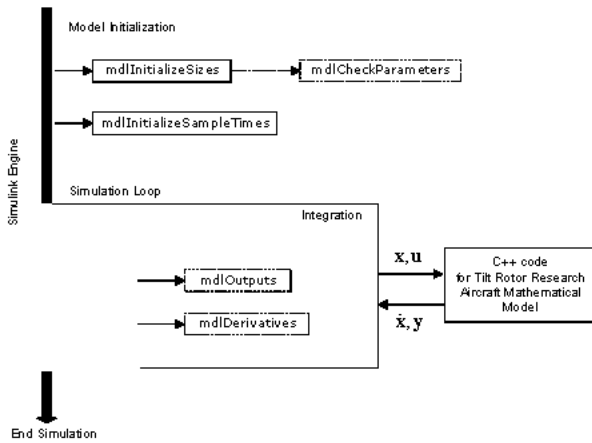


그림 2. Simulink와 C++ 프로그램 연결 관계.

Fig. 2. The block diagram between simulink and C++ program.

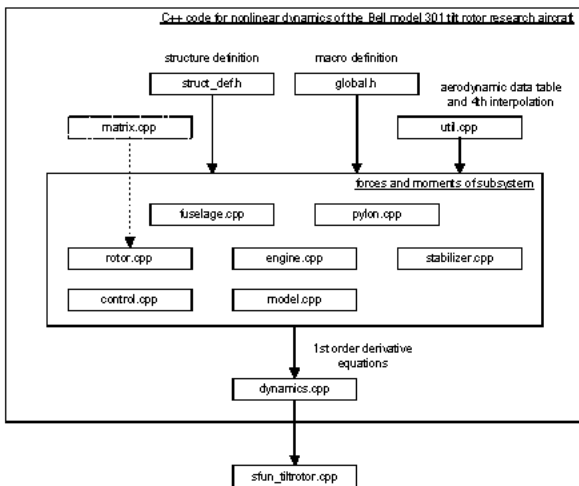


그림 3. 프로그램 파일 구조.

Fig. 3. The configuration of program files.

로터 부분에서는 좌측과 우측 로터에 대한 플랩 반응, 유도 속도 및 추력 그리고 허브에 작용하는 힘과 모멘트를 계산한다.

각 로터는 wind-mast 축에 대한 각속도 및 mast 축에 대한 로터 허브 속도를 제외하고 동일한 계산 함수를 이용하고 있다. 동체 부분에서는 동체에 작용하는 힘과 모멘트를 계산하고 파일론 부분에서는 자유흐름에 의해 날개에서 발생하는 힘과 모멘트를 계산한다. 안정판 부분에서는 수직 안정판과 수평 안정판에 대한 힘과 모멘트를 계산한다. 비행환경 부분에서는 틸트에 의한 중력 중심과 관성 모멘트 변화 그리고 고도에 따른 비행 환경 데이터를 계산한다. 각 서브시스템에 작용하는 공력은 4차원 테이블로 구성하여 4차 보간법 함수를 공통적으로 이용하도록 하였다.

2. 프로그램 구조

개발 언어는 C++이고 MATLAB의 Simulink에서 사용가능하도록 S-function을 만들 수 있는 코드가 추가되었다. S-function은 C++ 코드로 개발된 프로그램을 DLL(Dynamic Link Library)로 만들어 Simulink에서 사용할 수 있도록 개발된 사용자 정의 함수 블록이다. S-function을 이용하여 프로그램이 연결되면 16개의 초기 값과 8개의 입력 값을 Simulink를 이용하여 설정할 수 있고 C++ 코드에서 계산된 상태 변수의 미분치를 MATLAB의 적분기능을 이용하여 적분 후 정의된 25개의 출력 값을 계산하여 내보낸다.

출력되는 25개의 데이터는 Simulink를 이용하여 다시 확인할 수 있다. 초기 값은 미분방정식을 계산하기 위한 상태 벡터로 속도(u, v, w), 각속도(p, q, r), 자세(ϕ, θ, ψ), 위치(x, y, z), 틸트 각(β_M), 엔진 회전속도(Ω), power governor 모델(HP_{ROS}, HP_{ROT})이다. 입력 값은 제어 벡터로 컬렉티브 스틱 변위(X_{COL}), 종방향 스틱 변위(X_{LN}), 횡방향 스틱 변위(X_{LT}), 페달 변위(X_{PD}), 틸트 각 제어 입력(β_M), 플랩 설정 값(F_x), 좌측 엔진 on/off, 우측 엔진 on/off로 구성되어 있다. 그리고 출력 값은 16개의 상태 데이터와 좌측 로터 플랩(a_{0L}, a_{1L}, b_{1L}), 우측 로터 플랩(a_{0R}, a_{1R}, b_{1R}), 비행 각도(α, β, γ)이다. Simulink 엔진과 C++ 프로그램과의 연결 관계는 그림 2와 같다[5].

3. 모듈별 구성

프로그램은 모듈별로 작성되었으며 각 서브시스템에 대해 구조체 변수를 선언하여 함수의 입력 매개변수와 출력

표 2. 모듈별 함수구성.

Table2. The structure of module functions.

함수명	파일명
동체모델 함수	fuselage.cpp
날개 및 파일론모델 함수	pylon.cpp
로터모델 함수	rotor.cpp
엔진모델 함수	engine.cpp
안정판모델 함수	stabilizer.cpp
조종계통모델 함수	control.cpp
초기화 함수	model.cpp
운동방정식 계산 함수	dynamics.cpp

매개변수로 이용하였다. 그리고 각각의 항공기 구성시스템 별로 모듈별로 함수를 선언하여 주 함수에서 요청되도록 하였다. 모듈별 구성은 그림 3과 같다[5].

3.1 구조체 변수 구성

구조체 변수는 `struct_def.h`, `global.h`, `util.h` 파일에서 각각 선언하였다. `struct_def.h`에서는 상태 변수, 제어 변수, 항공기 모델 정보, 비행 환경, 로터, 공간 좌표 정보, 마스터 축에 대한 정보, 바람 및 마스터 축에 대한 정보, 공기역학, 플랩, 블레이드에 대한 데이터와 날개, 파일론, 동체, 수평 및 수직 안정판, 엔진 모델 관련 데이터를 선언하고 있다. `global.h`에서는 공통적으로 적용되는 파라미터에 대한 선언으로 이루어졌으며, `util.h`에서는 공력테이블 작업을 위한 구조체 변수와 4차 공력 테이블 값이 선언되었다.

3.2 함수 구성

모듈별 함수구성은 표 2와 같은 파일에서 각각 작성되었다.

• 동체모델

`fuselage.cpp`에서는 동체관련 함수로서 동체 구조체 변수 초기화, 동체에서 발생하는 힘과 모멘트가 계산되도록 하였다.

• 날개 및 파일론 모델

`pylon.cpp`에서는 날개 및 파일론관련 함수로서 파일론 구조체 변수를 초기화하고, 날개 및 파일론에서 발생하는 힘과 모멘트를 바람 축과 동체축에 대하여 각각 계산하고, 로터 웨이크에 의한 후류 효과에 대한 모델을 포함하고 있다.

• 로터모델

`rotor.cpp`에서는 로터 구조체 변수를 초기화하고 블레이드 트위스트 상수, 로터 각속도, 로터의 공력계수, 블레이드 피치상수, 로터에 대한 추력과 유도속도, 로터 플래핑, 로터에 작용하는 힘, 토크 및 모멘트를 계산한다.

표 3. 비행모드별 조종입력 형태.

Table3. The types of control input in each flight mode.

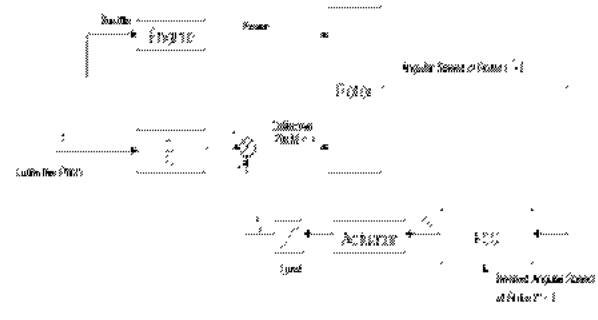
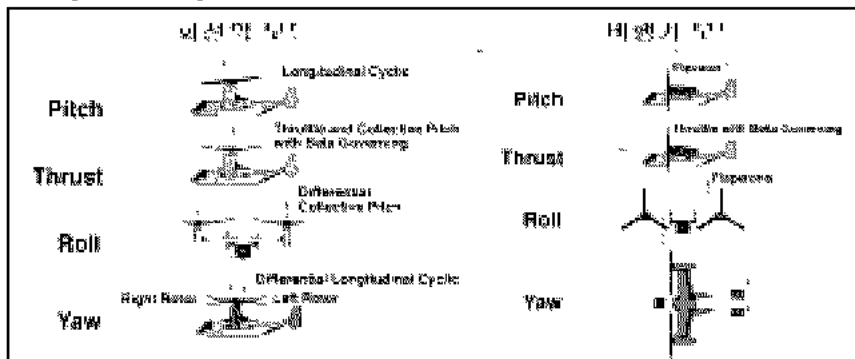


그림 4. 로터피치 가버너의 구성.

Fig. 4. The configuration of rotor pitch governor.

• 엔진모델

`engine.cpp`에서는 엔진 관련 함수로서 엔진 구조체 변수를 초기화하고 파워터빈 가버너, 엔진파워, 로터 구동축 가속도를 각각 계산하도록 하였다. 파워 터빈 가버너는 로터 구동축 회전을 일정하게 유지하기 위하여 쓰로틀 값에 따른 엔진 이용마력과 로터 구동축에서 요구되는 요구마력간의 엔진 성능에 따른 최적값을 생성하는 과정으로 이루어져 있다. 일정한 로터 구동축 회전은 그림 4와 같이 로터피치 가버너에 의해서 조절이 된다[6].

• 안정판모델

`stabilizer.cpp`에서는 안정판 관련 함수로서 수평 및 수직 안정판 구조체 변수를 초기화하고, 수평 및 수직 안정판에서 발생하는 힘과 모멘트 계산을 각각 계산한다.

• 조종계통모델

`control.cpp`에서는 콘트롤 믹서 관련 함수로서 컬렉티브 및 사이클릭 피치, 승강키, 방향키, 에일러론 변위에 대한 계산을 수행한다. 표 3에서 보는 바와 같이 종방향 피치제어는 회전익 모드에서는 종방향 사이클릭이 주도하며 비행기 모드에서는 승강키가 주도하게 된다. 횡방향 롤제어 및 요제어는 회전익 모드에서는 컬렉티브와 종방향 사이클릭 피치를 각각 좌우 로터에 대하여 차등을 줌으로써 수행하고 고정익 모드에서는 에일러론과 방향키가 주도하게 된다. 천이비행 모드에서는 컬렉티브와 사이클릭 피치조종의 영향은 감소하며 꼬리날개 조종면의 영향이 커지도록 파라미터 설계가 되어있다. 추력은 회전익, 천이 및 고정익 모드에서 컬렉티브 피치증감을 통하여 구현하고 있다[7].

• 초기화

model.cpp에서는 모델관련 함수로서 모델 구조체 변수를 초기화하고 틸트 변화에 대한 중력 중심과 관성 모멘트, 비행환경 데이터를 계산한다.

• 운동방정식 계산

dynamics.cpp에서는 운동방정식 관련 함수로서 각 서브시스템에 대한 주요 구조체 전역 변수 선언, 각 서브시스템에서 계산된 힘과 모멘트를 이용하여 1차 미분방정식으로 구성된 틸트로터 운동방정식을 계산하는 함수 그리고 시스템 출력을 계산하는 함수로 구성되어 있다.

III. 시뮬레이션 해석 및 검증

1. 트림계산

틸트 로터 항공기는 스틱과 페달의 변위에 의해 조종입력 값이 계산되고 나셀의 틸트 각도에 따라 로터에 대한 조종입력 값의 가중치가 변하게 된다. 트림계산에서 정의된 상태변수와 제어변수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= [V_T \ \theta \ \beta \ \beta_M \ \Omega \ h] \\ \mathbf{u} &= [X_{COL} \ X_{LN} \ X_{LT} \ X_{PD}] \end{aligned} \quad (1)$$

이를 바탕으로 힘과 모멘트를 0으로 만드는 (1)의 상태변수와 제어 변수값을 찾으면 표 4와 같은 트림값을 얻을 수 있다[8].

표 4. 시뮬레이션 모델의 트림 값.

Table4. The trim values of simulation model.

파라미터	비행모드				
	회전익모드 ($\beta_M \ 0^\circ$)	천이 모드 ($\beta_M \ 30^\circ$) ($\beta_M \ 60^\circ$)		고정익모드 ($\beta_M \ 90^\circ$)	
상태변수	V_T [ft/sec]	0.0	202.56	236.32	438.88
	θ [rad]	0.00512	-0.02914	-0.02597	0.00908
	β [deg]	0.0	0.0002	0.0	0.0
	β_M [deg]	0.0	30	60	90
	Ω [rad/s]	67.11659	59.21598	59.19995	49.68193
h [ft]	1000	1000	1000	1000	
제어변수	X_{COL} [in]	6.63814	4.42566	4.05395	5.14571
	X_{LN} [in]	0.14261	2.36907	2.47707	0.62726
	X_{LT} [in]	0.0	0.0	0.0	0.0
	X_{PD} [in]	0.0	0.0	0.0	0.0

표 5. 비행모드에 대한 고유치 비교.

Table 5. The comparison of eigen values in each flight mode.

	회전익 모드		천이모드		비행기 모드
	$\beta_M \ 0^\circ, 0 \text{ knots}$	$\beta_M \ 0^\circ, 120 \text{ knots}$	$\beta_M \ 30^\circ, 120 \text{ knots}$	$\beta_M \ 60^\circ, 120 \text{ knots}$	$\beta_M \ 90^\circ, 260 \text{ knots}$
중방향	-1.0043 + 0.0077i	-1.1761 + 2.6355i	-1.1580 + 2.5353i	-1.2370 + 4.0847i	-2.1912 + 4.8044i
	-1.0043 - 0.0077i	-1.1761 - 2.6355i	-1.1580 - 2.5353i	-1.2370 - 4.0847i	-2.1912 - 4.8044i
	0.0421 + 0.1582i	-0.1198 + 0.1053i	-0.0741 - 0.2262i	-0.0714 + 0.2071i	-0.0595 + 0.1925i
	0.0421 - 0.1582i	-0.1198 - 0.1053i	-0.0741 + 0.2262i	-0.0714 - 0.2071i	-0.0595 - 0.1925i
횡방향	0.0985	-1.4554	-1.0880	-2.0573	-14.3713
	-0.3185	-1.0566	-0.5275	-1.0004	-0.7314
	-0.1843	0.0915	-0.0048	-0.1181	-0.2640
	-0.0325 + 0.2316i	-0.0761 + 0.9060i	-0.1309 - 0.8176i	-0.1764 + 0.9777i	-0.3528 + 1.2214i
	-0.0421 - 0.1582i	-0.0761 - 0.9060i	-0.1309 + 0.8176i	-0.1764 - 0.9777i	-0.3528 - 1.2214i

나셀 틸트 각이 0도인 헬리콥터 모드에서 정지비행을 수행할 경우 승강타, 방향타, 보조익에서 발생하는 공력은 상대적으로 매우 작아 무시할 수 있다. 나셀 틸트 각이 90도인 비행기 모드에서는 좌우 로터에 대한 블레이드 피치각은 고정되어 있으나 컬렉티브 스틱의 입력으로 엔진 출력을 조절하여 로터의 추력을 변화시킨다. 틸트 로터 비선형 모델에는 조종 막서 장치가 구현되어 있어 단일 스틱 입력 값으로 복수의 조종 입력 값을 구성할 수 있다. 트림 조건은 정해진 비행모드에 대해서 나셀의 기울기는 고정시켜 놓고 스틱과 페달 변위에 의해 계산되었다.

2. 선형모델해석

표 4의 비선형 시뮬레이션 모델의 트림조건에서 비선형 운동식을 선형화한 후 틸트로터 TR-301에 대한 선형모델을 생성하였다. 비선형 운동식의 상태변수는 속도 (u, v, w), 각속도(p, q, r), 자세각(ϕ, θ, ψ)이며 제어변수는 조종스틱 및 페달 변위($X_{COL}, X_{LN}, X_{LT}, X_{PD}$)와 페달로서 이들로부터 이루어진 트림점에서의 힘과 모멘트 값에 미소변화를 줌으로써 각각의 상태변수 및 제어변수에 대한 작용력의 변화율로서 선형모델 파라미터 값을 구할 수 있다.

$$F(x) \approx \frac{\partial F}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial F}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e \quad (2)$$

작용력을 질량과 관성모멘트로 나누어줌으로써 선형상태방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{\delta X}{\delta t} = AX + BU \quad (3)$$

여기서 $X = [u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi]$ 이다. 회전익 모드와 고정익 모드에 대한 특성치를 구하면 표 5와 같다. 회전익 모드에서는 횡방향 운동에서 불안정성을 보이고 있으나 고정익 모드에서는 회복되고 있음을 알 수 있다. 천이모드와 비행기 모드에서는 안정적인 것을 볼 수 있고 특히 비행기 모드에서는 단주기 모드와 장주기 모드가 확실히 나타나는 것을 볼 수 있다[9].

3. 개발 프로그램 검증

개발된 프로그램이 물리적으로 타당한지 검증하기 위하여 NASA 기술보고서[3]에 수록되어 있는 MIL-F-83300에 따른 비행특성 분석결과와 비교를 하였다. 그림 5는 종 방향에 대하여 각 4가지 비행모드 각각에 대한 동특성치를

NASA 기술보고서에 수록된 결과와 비교를 하였다. 고정익 모드보다는 회전익 모드에 가까울수록 서로 간 근접한 결과를 보여주고 있으며 전반적으로 진동이 더 있음을 알 수 있다. 그림 6은 횡 방향 운동에 대한 비교결과로서 회전익 모드에서 보다 근접한 결과를 보여주고 있으며 전반적으로 진동이 덜 함을 알 수 있다. 결과적으로 NASA 기술보고서에 수록된 수학적 모델링을 근거로 하여 비선형 시뮬레이션 프로그램을 개발하였으므로 보고서에 언급된 결과와 일치하여

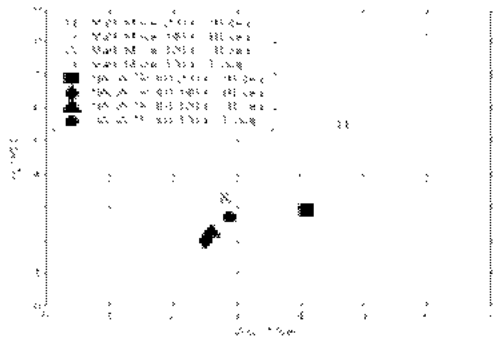


그림 5. 종방향 비행운동 동특성치 비교.
 Fig. 5. The characteristics of the flight maneuver in longitudinal motion.

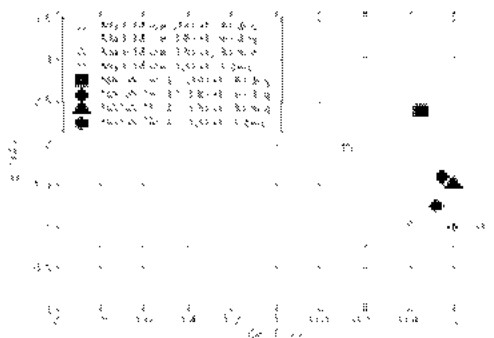


그림 6. 횡방향 비행운동 동특성치 비교.
 Fig. 6. The characteristics of the flight maneuver in lateral motion.



그림 7. 3차원 그래픽을 통한 틸트로터 항공기 비행운동 시뮬레이션.
 Fig. 7. The 3-D graphic simulation of tilt rotor.

야 하겠지만 보고서에 언급된 수학적 모델 및 입력데이터에 대한 기술내용에 대한 정확성의 한계를 고려할 때 동특성 결과치가 보여주는 경향과 근접도는 비행운동 시뮬레이션 프로그램으로서 물리적 의미를 갖는다고 할 수 있다[10,11,12].

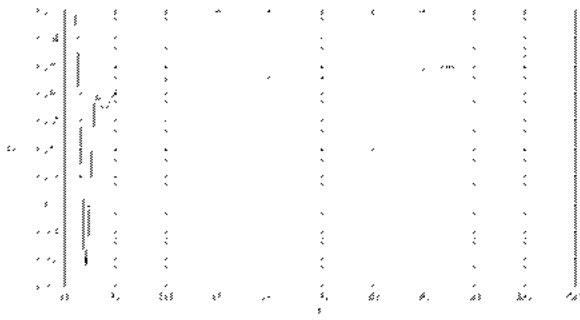
4. 비선형 시뮬레이션 해석

개발된 프로그램에 대하여 트림점으로부터 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 120knots의 속도로 전진비행하는 회전익 모드, 낫셀 틸트각 30도일 때의 천이비행, 낫셀 틸트각 60도일 때의 천이비행, 그리고 260knots로 전진비행할 때의 고정익 비행모드에 대하여 종방향 및 횡방향 사이클릭 단위 펄스 입력에 대한 비행운동 결과를 살펴보았다.

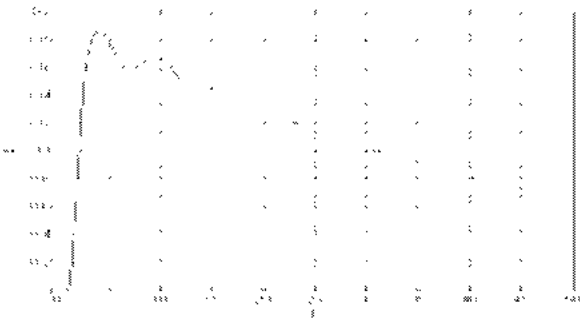
컨트롤 막싱을 고려할 때 회전익 모드에서는 로터의 사이클릭 피치제어 입력이 주도하고 비행기 모드에서는 승강키와 방향키에 의한 조종입력이 주도함으로 동일한 조종력을 단순 비교하기는 어려우나 결과적인 비행운동 특성은 그림 8에서부터 그림 11과 같다. 회전익 모드에서 비행기 모드로 진행하면서 종방향 운동은 진폭이 증가하고 진동수가 감소하여 결과적으로 댐핑이 완화되는 경향을 보이며 자연스러운 장주기 특성을 보이기 시작한다. 횡방향 운동은 진폭이 증가하나 댐핑이 증가하여 급격히 진동이 감소하는 경향을 보이고 있다. 결과적인 비행운동 특성을 볼 때 고정익 모드의 경우 일반 항공기의 비행특성을 보여주고 있으며 기본적인 틸트로터 항공기의 비행운동 특성을 해석하는 수단으로 활용할 수 있음을 보여주고 있다. 이러한 비행운동 시뮬레이션 프로그램은 틸트로터 항공기의 비행운동을 쉽게 눈으로 확인할 수 있도록 3차원 그래픽에 의한 비행가시화를 구현하였다. 그림 7은 3차원 그래픽으로 구현한 비행운동 프로그램과 비행가시화 프로그램이 연동하여 비행운동을 시뮬레이션하고 있는 모습이다. 이를 통하여 회전익 모드에서 고정익 모드로 천이비행과 각 비행모드별로 조종에 따른 비행운동을 확인할 수 있도록 하였다. 이를 바탕으로 개발 중인 스마트 무인기의 형상에 대한 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발을 위한 기본적인 개발도구로 활용할 수 있다.

IV. 결론

긴 활주로를 필요로 하지 않는 수직이착륙기로서 고속비행 성능을 만족하는 틸트로터 무인기에 대한 기술개발이 진행되고 있다. 비행특성을 해석하고 비행운동을 모사하기 위한 틸트로터 비행체에 대한 모델링과 시뮬레이션 프로그램이 개발되어 있지 않은 국내 현실과 틸트로터 무인기의 시뮬레이션 프로그램을 제공하기를 꺼리는 선진 항공국의 입장을 고려하여 틸트로터 비행체에 대한 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발을 시도하였다. 개발 프로그램의 근거는 NASA 기술보고서인 NASA-CR-114614에 언급된 TR-301 틸트로터 비행체를 대상으로 동체, 주날개 및 파이프론, 로터, 안정판, 조종계통에 대한 수학적 모델과 각각의 공력데이터를 사용하여 시뮬레이션 프로그램으로 개발하였다. 개발된 프로그램으로 트림계산과 선형운동 특성을 해석하고 해석결과를보고서에 언급된 결과와 비교함으로써 프로그램의 타당성을 검증하였으며 검증결과 시뮬레이션 프로그램으로서 사용할 수 있음을 확인하였다.

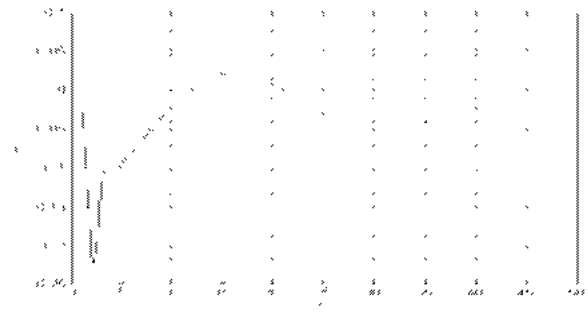


(a) The response of pitch angle

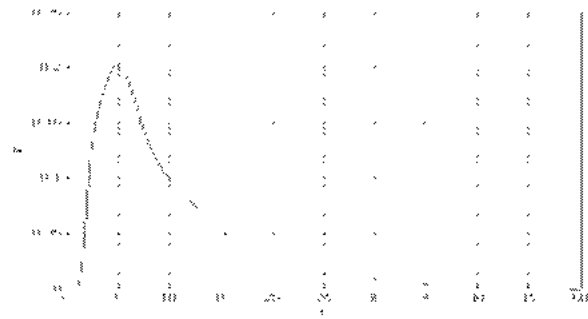


(b) The response of roll angle

그림 8. 단위입력에 대한 시뮬레이션 결과(전진 회전익 모드).
Fig. 8. The simulation result form step impulse(The forward helicopter flight mode).



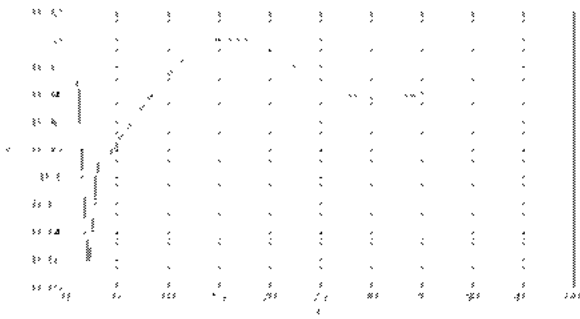
(a) The response of pitch angle



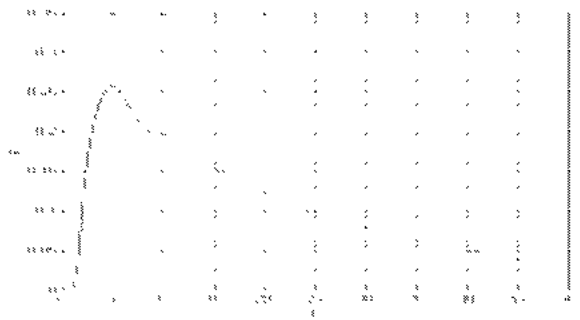
(b) The response of roll angle

그림 10. 단위입력에 대한 시뮬레이션 결과(천이 모드 $\beta_M = 60^\circ$).

Fig. 10. The simulation result form step impulse(The conversion flight mode $\beta_M = 60^\circ$).



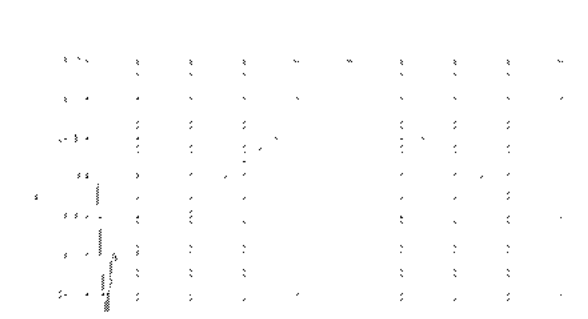
(a) The response of pitch angle



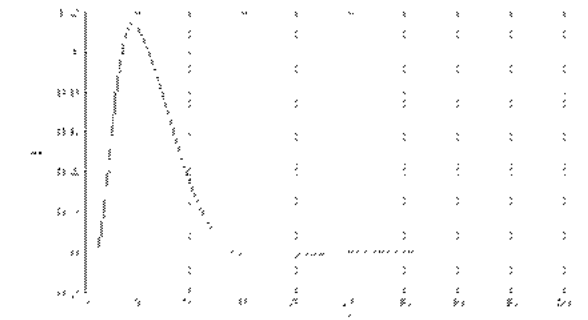
(b) The response of roll angle

그림 9. 단위입력에 대한 시뮬레이션 결과(천이 모드 $\beta_M = 30^\circ$).

Fig. 9. The simulation result form step impulse(The conversion flight mode $\beta_M = 30^\circ$).



(a) The response of pitch angle



(b) The response of roll angle

그림 11. 단위입력에 대한 시뮬레이션 결과(고정의 모드).
Fig. 11. The simulation result form step impulse(The airplane flight mode).

이를 통하여 비행가시화 프로그램과 연동하여 각 비행모드에 대하여 비행운동을 모사할 수 있도록 구성하였으며 제어법칙 설계와 비행제어 시스템 평가시 시뮬레이션 도구로 사용할 수 있도록 하였다. 개발된 프로그램의 최종 목표는 개발 중인 틸트로터 비행체인 스마트 무인기의 비선형 시뮬레이션 프로그램을 개발하는 기본도구로서 활용할 예정이다.

참고문헌

[1] M. D. Maisel, D. J. Giulianetti, D. C. Dugan, *The history of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft-From Concept to Flight*, Government Reprinting Press, 1998.

[2] B. Settle, T. Wise, "Bell eagle eye TR-911X tilt rotor UAV: recent developments, autoland integration, and flight test demonstrations", AHS 56th Annual Forum, Virginia, May 2-4, 2000.

[3] P. B. Harendra, M. J. Joglkar, T. M. Gafey, R. L. Marr, *A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of The Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft*, NASA-CR-114614, 1973.

[4] H. Rosenstein, *VISTOL Tilt Rotor Aircraft Study Mathematical Model for a Real Time Simulation of a Tilt Rotor Aircraft (Boeing Vertol Model 222)-Volume VIII*, Boeing Vertol Company, 1973, 4.

[5] 박범진, 최형식, *틸트로터 TR301 시뮬레이션 프로그램 설명서*, SUDC-ED-B23-02-007-R0, 항공우주연구원, 2003. 11. 24.

[6] J. Beser, *Guidance Logis For Decelerating Spiral Approach of a Tilt Rotor Aircraft In the Presence of Wind*, SUDAAR-506, Stanford University, 1977. 12.

[7] 유창선, *틸트로터 항공기 조종개념-X-15사례중심*, SUDC-ED-B1-03-043-R0, 항공우주연구원, 2004. 6. 21.

[8] B. L. Stevens, *Aircraft Control and Simulation*, Jon Wiley & Sons. Inc., 1992.

[9] 유창선, 최형식, 박범진, "틸트로터 무인기 동특성 분석", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 용평리조트, 2004. 4. 16~17.

[10] 박범진, 홍창호, 최형식, 유창선, "틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 프로그램 검증", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 용평리조트, 2004. 4. 16-17.

[11] R. C. Radford, A. E. Schelhom, R. J. Siracuse, R. D. Till, R. Wasserman, *Evaluation of XV-15 Rotor Aircraft for Flying Qualities Research Application*, AK-5752-F-1, Calspan Corporation, 1976. 4.

[12] *Military Specification, Flying Qualities of Piloted VISTOL Aircraft*, MIL-F-83300, 1991. 9.



유 창 선

1997년 한국항공대학교 항공기계공학과 학사. 1991년 한국과학기술원 항공우주공학과 석사. 2003년 충남대학교 전자공학과 박사. 1991년~현재 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발사업단. 관심분야는 GPS/INS 복합항법, 비행시뮬레이션, 강건제어, 제어설계종합.



최 형 식

1993년 울산대학교 항공우주공학과 학사. 2000년 울산대학교 항공우주공학과 석사. 2002년~2004년 한국항공우주연구원 항법제어그룹. 2004년~현재 한국항공우주연구원 항행체계그룹. 관심분야는 비행시뮬레이션, 헬리콥터, 비행역학, 항법제어.



박 범 진

1999년 충남대학교 항공우주공학과 학사. 2002년 충남대학교 항공우주공학과 석사. 2002년~현재 충남대학교 항공우주공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 지능제어, 자동비행.



안 성 준

2003년 충남대학교 항공공학과 학사. 2004년 충남대학교 항공우주공학과 석사 졸업예정. 2004년~현재 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발사업단 위촉연구원. 관심분야는 무인 항공기 제어법칙설계, 유도 및 항법제어.



강 영 신

1992년 인하대학교 항공공학과 학사. 1994년 서울대학교 항공우주공학과 석사. 1994년~2004년 삼성항공. 2004년~현재 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발사업단. 관심분야는 유인 및 무인 항공기 제어법칙설계, 유도 및 항법제어.