4. 학사논문 지도교수: 김 유 단

4-1. Fixed wing 무인기 제작 및 제어시스템 설계

4-2. Quadrotor 무인기 제작 및 제어시스템 설계

4-3. 무인기 Emergency Landing을 위한 gliding(활공) control 설계 및 실험

4-4. Quad-Tilt-Ducted Fan 무인항공기의 제작 및 수직 비행 제어

4-5. 포텐셜 필드 기법을 이용한 무인기 충돌회피 알고리듬 설계

4-6. 고정익 무인기의 자동착륙 시스템 연구

4-7. 비행체의 목표점 동시도달을 위한 2차원 경로생성 및 유도법칙 적용 및 분석

4-8. NASA X-Series 무인기들의 비행제어 시스템 분석

실험실: 비행역학 및 제어연구실 (Flight Dynamics and Control Lab.)
연구실 홈페이지: http://fdcl.snu.ac.kr
교수 연락처: (02) 880-7398, E-mail: ydkim@snu.ac.kr
담당조교: 이홍주 (sunset123@snu.ac.kr), 이석원 (blueswl@snu.ac.kr) (02) 880-7392

4-1. Fixed wing 무인기 제작 및 제어시스템 설계

무인기는 공해군, 해병대 등에서 활용되는 군용뿐 아니라 해안 및 도서 정찰, 산불 발생 감시 및 진압 통제, 교통 감시, 기상 및 환경 관측 등 민수 분야에서도 다양한 활용이 가능하기 때문에 관련 분야의 연구가 활발하게 진행되고 있다. 소형 무인기의 경우 좁은 공간에서의 용이한 이착륙을 위해 회전익 비행기도 많이 이용되지만 고정익 비행기가 회전익기에 비해 양력을 효율적으로 얻을 수 있다는 장점을 갖고 있으므로 무인기로 많이 이용되고 있다.

본 연구는 고정익 무인기를 제작하고 자동비행을 위한 제어기 설계를 목표로 한다. 연구를 수행하기 위해 비행동역학에 대한 이해가 필요하며, 고전제어기법을 기반으로 MATLAB 프로그램을 이용해 자세제어, 고도제어 등의 제어기를 설계할 것이다. 상태방정식으로 표현된 비행기의 종방향, 횡방향 운동을 고전제어기법을 이용해 제어할 것이므로 상태변수와 입력 사이의 전달함수를 구해 원하는 상황에 맞는 제어기를 설계할 것이다. 본 연구를 통해 비행역학적 이해와 제어기 설계 능력, 그리고 기본적인 프로그램을 다룰 수 있는 기술들을 배울 것이다.

그림 1. KAI에서 제작한 무인기

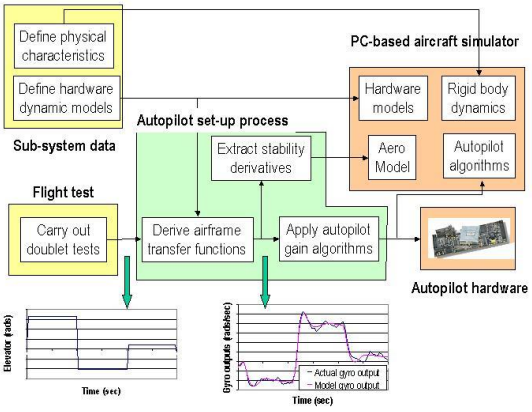


그림 2. 자동제어 시스템 개념도

(http://diydrones.com/profiles/blog/list)

담당조교: 이홍주 (sunset123@snu.ac.kr)

4-2. Quadrotor 무인기 제작 및 제어시스템 설계

제어기의 input 신호가 시스템의 자유도의 개수보다 적은 시스템을 underactuated system 이라고 한다. 이러한 underactuated system 중 대표적인 예가 바로 quadrotor 이다. Quadrotor 란, 대칭적인 4 개의 rotor 를 이용하는 비행체로써 helicopter 로 분류된다. 그러나 일반적인 helicopter 와 달리 tailrotor 가 필요 없고 fixed-pitch blade 로도 비행 및 제어가 가능하다는 특징이 있다. 각각의 rotor 는 추력과 동시에 토크를 기체에 제공하므로 이를 통하여 비행체의 roll, pitch, yaw 를 제어할 수 있게 된다. 특히 helicopter 처럼 tailrotor 로 잃어버리는 출력이 없고 구조가 간단하여 소형 무인기를 제작하기에 용이한 장점이 있다. 또한 이, 착륙이 상대적으로 간단하고 대칭적 구조를 지녀 제어에 용의한 점이 있다. 그림 1 은 개략적인 상용 RC quadrotor 이고 각 rotor 의 회전 방향 별 배치는 그림 2 와 같다.

그림 2 소형 quadrotor 무인기

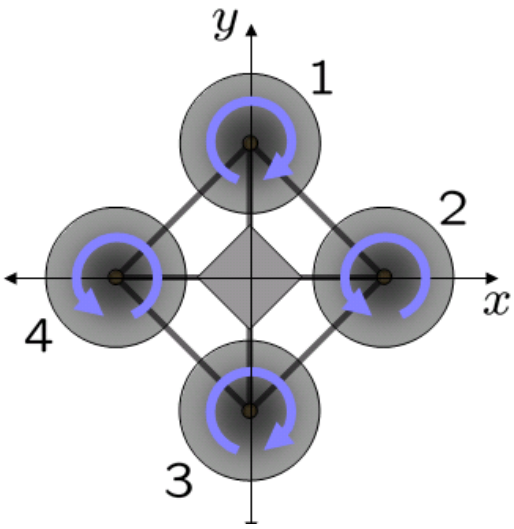


그림 1 Schematic of reaction torque

기체는 4 개의 DC motor 와 3 축 gyro, 그리고 무선 송수신기 등으로 이루어져 있다. 추가적으로 무선 카메라와 GPS 등의 장비를 얹을 수 있다. 이를 통하여 공중에서의 정찰이나 그밖에 다양한 UAV 임무를 수행할 수 있고 실내비행에도 널리 사용되고 있다. 본 연구에서는 소형 quadrotor 의 동역학적 모델링 및 Simulink 를 이용한 제어시스템을 설계하여 보고 최종적으로 field test 를 목표로 한다. 이를 통하여 수업에서 배운 다양한 제어 기법을 실제로 적용시켜 보고 그 결과를 비교, 분석해 본다.

담당조교: 이석원 (blueswl@snu.ac.kr)

4-3. 무인기 Emergency Landing을 위한 gliding(활공) controller 설계 및 실험

유인기 또는 무인기의 비행 중 엔진 고장 등으로 무동력 상태가 되어 정상적인 비행이 불가할 경우 비행기는 적절한 속도(best glide speed)를 유지하며 최대한의 거리를 활공하며 비상착륙을 해야 한다. 유인기의 경우 비행기 특성에 따른 매뉴얼에 따라 적절한 조작을 통해 활공비행을 실시하여 비상착륙을 수행한다. 실제로 경비행기의 경우 활공비가 높아 산악지형이 아닌 이상 비교적 안전하게 활공을 통한 비상착륙을 수행할 수 있고, 상대적으로 활공비가 훨씬 낮은 F-16 전투기 및 767 여객기의 경우에도 활공(gliding)를 통하여 안전하게 착륙한 사례가 있다.

무인기의 경우 엔진 고장으로 인한 무동력 상태가 되었을 경우 안전하게 비행기를 착륙 시킬 수 있는 조종사가 없기 때문에 비상착륙에 대비한 적절한 gliding controller이 필요하다. 이에 본 연구에서는 무인기가 유사시 엔진 고장 등으로 정상적 비행이 불가할 경우 기체 손실 없이 지상에 착륙할 수 있도록 비행기의 rudder, elevator, aileron 3가지 조종면을 제어하는 gliding controller를 설계하고자 한다.

본 연구에서는 Matlab을 이용하여 controller 설계 및 시뮬레이션을 수행하고, 실제 무인기에 적용하여 비행실험을 통해 제어기의 성능을 검증하는 것을 최종 목표로 한다.

본 연구를 수행하기 위해서는 비행기의 동력학적 모델링과 제어기(SAS, CAS, Autopilot)에 대한 지식이 요구되고 추가적으로 Matlab을 이용한 제어기 구축 및 하드웨어 구축에 대한 적절한 능력이 요구된다.

Longitudinal equations
$(\frac{d}{dt}-X_u)\Delta u - X_w\Delta w + (g\cos\theta_o)\Delta\theta = X_{\delta_E}\Delta\delta_E + X_{\delta_T}\Delta\delta_T$
$-Z_u\Delta u + [(1-Z_{\dot{w}})\frac{d}{dt} - Z_w]\Delta w - [(u_o+Z_q)\frac{d}{dt} - g\sin\theta_o]\Delta\theta = Z_{\delta_E}\Delta\delta_E + Z_{\delta_T}\Delta\delta_T$
$-M_u\Delta u - (M_{\dot{w}}\frac{d}{dt} + M_w)\Delta w + (\frac{d^2}{dt^2} - M_q\frac{d}{dt})\Delta\theta = M_{\delta_E}\Delta\delta_E + M_{\delta_T}\Delta\delta_T$
Lateral equations
$(\frac{d}{dt}-Y_v)\Delta v - Y_p\Delta p + (u_o - Y_r)\Delta r - (g\cos\theta_o)\Delta\phi = Y_{\delta_r}\Delta\delta_r$
$-L_v\Delta v + (\frac{d}{dt} - L_p)\Delta p - [\frac{I_{xz}}{I_x}\frac{d}{dt} + L_r]\Delta r = L_{\delta_a}\Delta\delta_a + L_{\delta_r}\Delta\delta_r$
$-N_v\Delta v - (\frac{I_{xz}}{I_z}\frac{d}{dt} + N_p)\Delta p + (\frac{d}{dt} - N_r)\Delta r = N_{\delta_a}\Delta\delta_a + N_{\delta_r}\Delta\delta_r$

그림 1. 비행기의 동역학적 모델

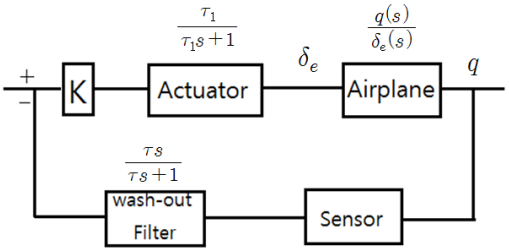


그림 2. 제어기 알고리즘의 예 (Pitch Damper)

담당조교 : 안성준 (han5281@snu.ac.kr)

4-4. Quad-Tilt-Ducted Fan 무인항공기의 제작 및 수직 비행 제어

Quad-Tilt-Ducted Fan(QTDF) 무인항공기는 그림 1과 같은 형상의 비행체이다. 덕티드 팬이 추력을 발생시키며 덕티드 팬의 틸팅을 통해 이착륙 시에는 수직 비행 모드로, 순항 시에는 수평 비행 모드로 전환하며 비행하는 항공기이다. 따라서 QTDF 항공기는 고정익 항공기와 회전익 항공기의 면모를 동시에 지닌다.

현재 지난 1년 간의 학사졸업논문 연구 수행 결과물로써 그림 2와 같은 3자유도 시뮬레이터가 제작되었고 PID 제어기, 선형 최적 제어기를 이용한 수직 비행 제어시스템 설계의 기본적인 밑바탕이 연구 되어 있는 상태이다. 본 연구에서는 이러한 QTDF 무인항공기 플랫폼을 설계/제작하는 것을 목표로 한다. 제어시스템 측면에서는 호버링 제어를 기초로 하여 수직비행 제어시스템을 발전시키는 것을 목표로 한다.

실제 비행체의 설계/제작을 목표로 하기 때문에 본 연구의 수행을 위해서는 뛰어난 하드웨어 설계 능력, 경험이 요구된다. 또한 제어시스템의 설계 및 구현을 위해서는 MATLAB 활용능력과 제어 이론과 비행동역학에 대한 기초적인 이해가 필요하다.

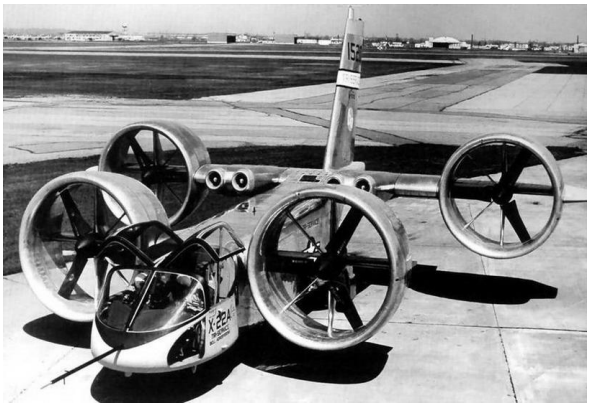


그림 1. Bell X-22

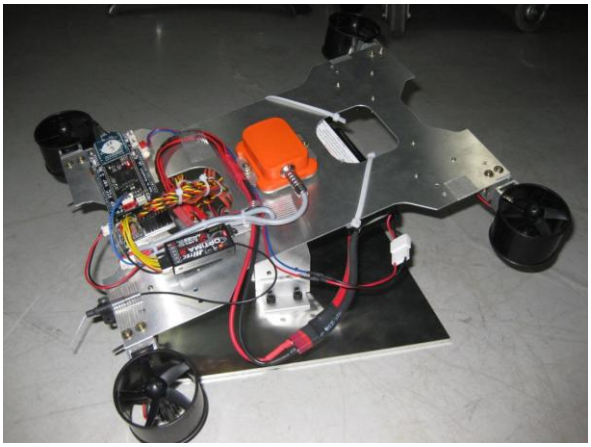


그림 2. 3자유도 시뮬레이터

담당조교 : 조남훈 (nhcho91@snu.ac.kr)

4-5. 포텐셜 필드 기법을 이용한 무인기 충돌회피 알고리듬 설계

충돌회피 알고리듬 설계는 무인기 제어 시스템을 구축하는데 가장 중요한 부분 중 하나이다. 뿐만 아니라, 향후 항공기의 대중교통화 및 무인 항공기 운용 기수의 증가에 따른 적절한 항공교통관제 시스템의 필요성이 대두됨에 따라 그 중요성은 날로 증가하고 있다.

충돌회피 기법에 대한 연구는 오래 전부터 활발히 수행되어 왔고, 현재 다양한 방법이 제안되어 있다. 그 기법들 중 포텐셜 필드 기법은 물리적으로 이해하기 쉽고 설계자의 의도에 따라 비교적 용이하게 포텐셜 함수를 구성하여 이용할 수 있기 때문에 많은 연구에 활용되었다. 포텐셜 기법은 쉽게 말해 자석과 같은 물리적 현상에서 착안한 것으로서 장애물에는 척력을 목표점에는 인력을 적용하여 항공기 또는 로봇이 충돌회피를 수행하도록 하는 알고리듬이다.

본 연구에서는 기존에 제안되어 있는 포텐셜 필드 기법에 대한 reference textbook을 선정하여 이론연구를 선행한다. 이 후 최근 발표된 포텐셜 필드 기법을 이용한 충돌회피 논문을 수 개 선정하여 이론 적용과정과 방향에 대해 연구를 진행한다. 마지막으로 이론 및 논문 연구를 바탕으로 학생이 적절한 알고리듬을 구성하여 충돌회피 시뮬레이션을 수행하여 성능을 확인하는 것을 목표로 한다. 시뮬레이션은 간단한 질점 모델에서 출발하여 성공적인 결과를 얻은 후에 쿼드로터 선형 모델 혹은 공개되어 있는 항공기의 모델까지 확장하여 수행하는 것을 목표로 한다.

본 연구에 참여하기 위해서는 기본적인 비행동역학에 대한 이해 및 적정 수준의 matlab 활용능력이 요구된다.

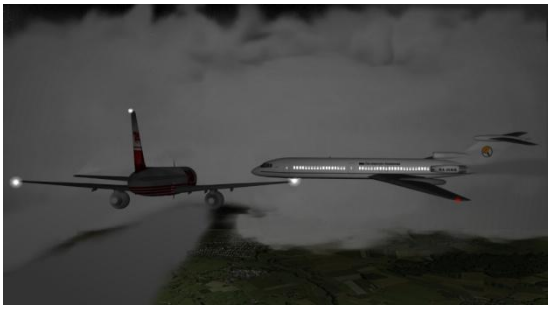


그림1. 항공기의 충돌

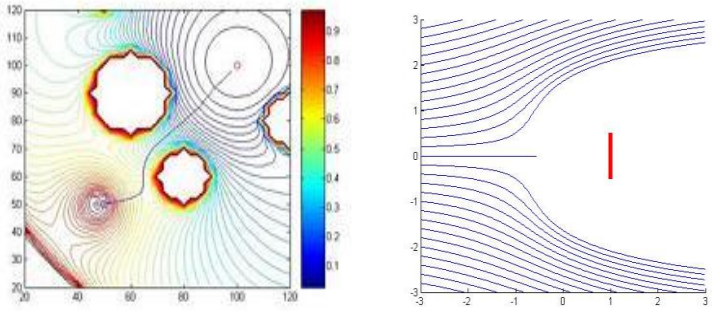


그림2. 포텐셜 필드를 이용한 경로생성(좌) / flow 시뮬레이션

담당조교 : 강승훈(gl9696@snu.ac.kr)

4-6. 고정익 무인기의 자동착륙 시스템 연구

(Automatic Landing System)

자동조종 시스템은 무인기 또는 조종사가 유인기를 제어하기 힘든 상황에서 사용된다. 자동조종 시스템 중 하나인 자동착륙 시스템은 무인기의 착륙 또는 유인기의 경우 조종사가 시야를 확보하기 어려운 경우 안전한 착륙을 하기 위해서 사용되는 시스템이다. 조종사가 시야를 확보하기 어려운 경우 항공기의 기준궤적에 대한 상대적인 위치를 알기 위한 장치를 사용하여 조종하는 경우도 있지만 조종사가 조종하기 매우 힘든 상황에서 항공기는 자동착륙 시스템만으로 착륙하게 된다.
본 연구에서는 고정익 항공기의 자동착륙을 위해 종방향 제어기를 설계한다. 본 연구에서는 선형 모델을 다루며 엔진 추력 제어와 피치 고도 제어로 이루어진 제어기 설계 방법을 익힌다. 제어기 설계를 위해 시스템의 블록 다이어그램을 구성하고 각각의 제어 루프에 대하여 적절한 제어이득값을 구하는 과정을 거친다. 보데선도 등을 통해 시스템을 분석하며 compensator를 설계하여 시스템의 성능을 향상시킨다. 본 연구를 수행하기 위해 기본적인 항공기 동역학 및 선형 제어에 대한 이해가 필요하며 시뮬레이션을 위해 MATLAB 사용 능력이 필요하다.

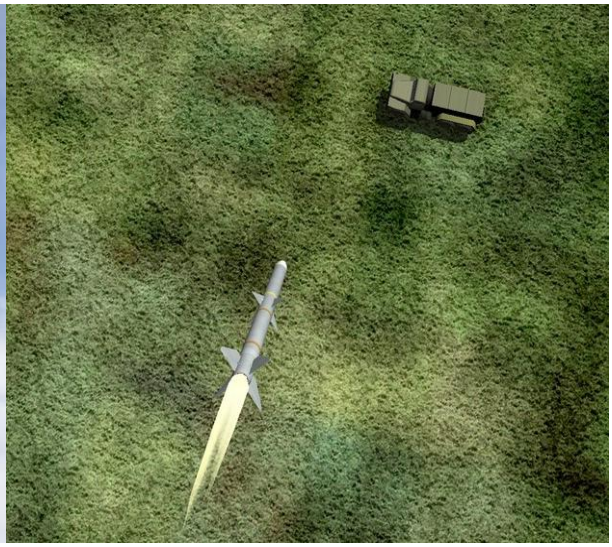
담당조교: 여정민 (juliella@snu.ac.kr)

4-7. 비행체의 목표점 동시도달을 위한 2차원 경로생성 및 유도법칙 적용 및 분석

미사일을 보다 효과적인 목표물 타격을 위해서 여러 지역에서 다수의 미사일로 동시에 타격하는 것이 필요하다. 이를 위해 다수의 미사일이 동시간에 목표물에 도착하여야 한다. 이는 전장에서의 Time-to-go를 알고 있으면 Time-to-go를 고려하여 공격 전략을 수립할 수 있으므로 가능하다. 이런 개념은 전투기의 공대지 타격, 이격된 지점의 미사일 기지에서의 목표물 동시타격, 무인항공기의 타격 및 정찰을 위한 목표물까지의 동시도달 등의 임무를 수행할 때 적용 가능하다.

이를 위해 알고자 하는 전장의 2차원에서의 경로를 생성하고, 이를 추종하여 목표물까지 동시에 도달할 수 있는 경로를 선택한다. 선택된 경로를 기반으로 Time-to-go를 획득한다. 경로를 생성할 때 지나야 할 지점이나 피해야 할 지점들을 구속조건으로 설정하여 원하는 경로를 생성한다. 그리고 이렇게 생성된 경로를 추종할 수 있는 여러 유도법칙들(Pure Pursuit, Follow the Carrot, Vector Pursuit 등)을 적용하고 비교/분석한다.

본 연구를 수행하기 위해서는 Matlab, C, C++ 등과 같은 기본적인 프로그래밍에 대한 지식이 필요하다.



담당조교 : 최재영(injagi19@snu.ac.kr)

4-8. NASA X-Series 무인기들의 비행제어 시스템 분석

무인기는 유인 항공기의 제한에서 탈피하여 생존성을 높일 수 있어 다양한 임무를 수행할 수 있는 새로운 무기체계로 인식되고 있다. 이에 따라 많은 나라에서 활발히 연구되고 있으며 미국, 이스라엘 등이 상대적으로 기술적 우위를 가진 것으로 평가되고 있다. 미국에서는 군과 NASA, 여러 기업들이 무인기 개발에 참여 중이며, 그 중 NASA는 다른 조직들과의 협력 사업으로 X-Series 무인기들을 연구/개발하고 있다.

우리나라도 현재 운용되고 있는 군단급 무인기(송골매/RQ-101)를 기반으로 KAI, 대한항공 등에서 적 대공망 무력화를 주된 임무로 하는 한국형 무인기(UCAV) 개발에 박차를 가하고 있다. 여기에는 비행체 설계, 항공전자, 통신/관제 기술뿐만 아니라 비행 제어 및 GPS 항법 등의 연구 분야가 포함되어 있다.

본 연구에서는 우리나라에서 개발 예정인 무인전투기에 적용 가능한 비행제어 시스템을 결정하기 이전에 무인기 관련 연구가 활발히 진행되고 있는 미국의 NASA에서 개발중인 무인기들에 대한 유도제어 시스템 구조를 살펴보는 것을 목표로 한다.

1940년대부터 개발되기 시작한 X-Series의 항공기들은 여러 가지 임무를 가진다. 기본적인 정찰 임무를 비롯하여 기동성 파악, 적 대공방 무력화(SEAD)등의 다양한 목적을 가지고 설계되었다. 그리고 최근에 개발되는 무인기들의 외형적 특징은 생존성을 높이기 위해 수직꼬리날개를 줄이거나 없애는 방향으로 개발되면서 다수의 보조 승강타(Elevon)와 TV(Thrust vectoring)를 이용하여 무인기를 제어하는 특징을 보이기도 한다.

이처럼 일반적인 항공기들과는 다른 무인기들의 특성에 따른 비행제어 시스템에 대한 분석은 차후 우리나라에서 개발되는 무인기를 이해하는 데에도 많은 도움이 될 것이다.

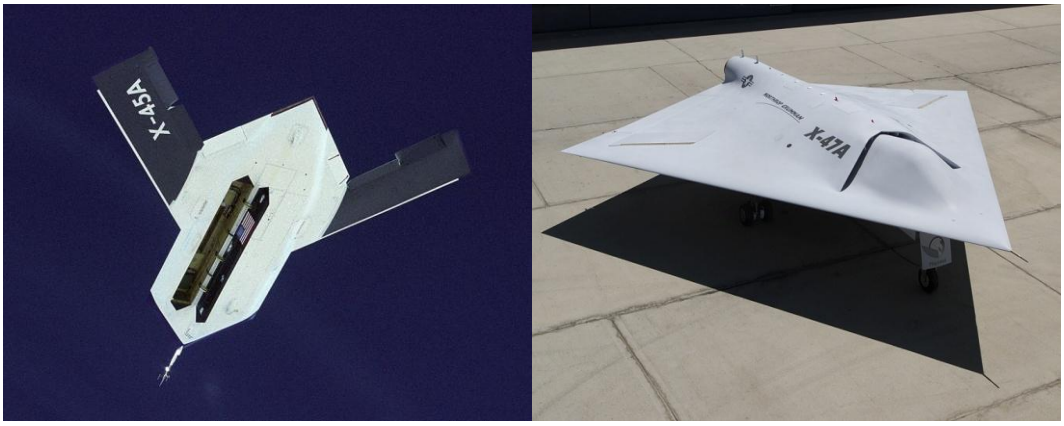


그림 Boeing/Northrop Grumman 사의 X-45/47

담당조교 : 허영일(williams1241@hanmail.net)