

지면효과익기의 비행특성 해석 및 비행제어 방식에 관한 연구

A Study on Flight Characteristics and Flight Control Methodology for a Wing In Ground Effect Vehicle

송 용 규*

Yongkyu Song*

요 약

본 논문에서는 지면효과익기의 중운동 비행특성을 해석하고 비행제어 방식에 관한 비교연구를 한다. 먼저 비행 동특성을 해석하기 위해 지면효과익기가 지닌 것으로 알려진 비선형 특성을 제한 사이클을 통하여 살펴보고 또 선형화되었을 때의 특성과 연관하여 살펴본다. 또한 제어방식을 비교연구하기 위해 순항시에 고도오차가 있는 경우와 상승, 순항, 하강모드에 대한 명령추종관점에서 제어시스템의 성능 및 제어입력 실현 가능성을 비교한다. 제어입력으로는 승강타, 추력제어, 플랩 등의 조합을 고려하고 제어기법으로는 선형이차레귤레이터에 기반한 출력명령추종제어를 적용한다.

Abstract

In this study an analysis on flight characteristics and flight control methods for a wing in ground effect vehicle is made. In order to closely view its nonlinearity a few limit cycles are examined and related to the characteristics of the linearized systems. Several flight control methods are compared for the cruise mode with initial height error and command tracking mode of ascending, cruise, and descending. In comparison performance and the implementation aspects are examined. For the possible control inputs, combinations of elevator, thrust, and flap are considered and LQR-based output command tracking scheme is applied in the control system design.

I. 서 론

지면이나 해면에서 날개폭 이하의 고도에서 항공기가 운행을 하게 되면 통상의 공력과 다른 특성을 보이는 지면효과를 경험하게 된다. 이는 고도가 낮아짐에 따라 보통 양항비의 급격한 증가로 나타나고 고도에 따라 특이한 비선형 거동 특성들을 보인다. Staufenbiel 등은 지면효과를 받는 항공기의 중운동

에 대하여 비선형 거동과 안정성을 고찰하였으며 [1], Delhaye는 몇 가지 다른 해석에 대한 비교 연구를 하였다.[4] 이들은 대개 지면효과를 받는 항공기들은 어느 고도 근방에서는 불안정성을 보인다는 것을 확인하였다. 따라서 인위적으로 지면효과를 받으며 운행하는 비행체는 정상운행을 위해서 반드시 안정성을 확보하는 제어시스템을 구성해야만 한다. 이에 본 논문에서는 지면효과익기의 중운동 비행

본 연구는 한국과학재단 특정기초연구(과제번호 1999-1-305-001-5)의 지원에 의한 연구 결과의 일부임.

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(School of Aerospace and Mechanical Engineering, Hankuk Aviation University)

· 논문번호 : 2001-1-3

· 접수일자 : 2001년 5월 3일

특성을 해석하고 비행제어 방식에 관한 비교연구를 하고자 한다. 먼저 지면효과익기의 종운동 비행 동 특성을 해석하기 위해 지면효과익기가 지닌 것으로 알려진 비선형 특성을 제한 사이클을 통하여 살펴보고 또 선형화되었을 때의 특성과 연관하여 살펴본다. 또한 지면효과익기를 운행하기 위해서는 정밀 고도제어가 요구되므로 이를 구현하기 위한 제어방식을 비교연구하기 위해 순항시에 고도오차가 있는 경우와 상승, 순항, 하강모드에 대한 명령추종관점에서 제어시스템의 성능 및 제어입력 실현 가능성을 비교한다. 제어입력으로는 승강타, 추력제어, 플랩 등의 조합을 고려하고 제어기법으로는 선형이차레귤레이터에 기반한 출력명령추종제어를 적용하고자 한다.

II. 지면효과익기의 모델 및 비선형특성 해석

지면효과익기의 종운동 방정식은 다음과 같은 비선형 미분방정식으로 표현될 수 있다.

$$m(\dot{U} + QW) = T - mg\sin\theta + C_x \frac{1}{2} \rho V^2 S \tag{2.1a}$$

$$m(\dot{W} - QU) = mg\cos\theta + C_z \frac{1}{2} \rho V^2 S \tag{2.1b}$$

$$I_y \dot{Q} = C_m \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} \tag{2.1c}$$

$$\dot{\theta} = Q \tag{2.1d}$$

$$\dot{h} = \int (-\dot{W} + UQ) dt \tag{2.1e}$$

여기서, 전체속도는 $V = \sqrt{U^2 + W^2}$ 로 주어지고, 공력계수들은 아래와 같이 가정한다.

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_u} \frac{u}{V} + C_{x_w} \frac{w}{V} + C_{x_{\dot{w}}} \frac{\dot{w}}{V^2} + C_{x_q} \frac{\dot{c}}{V} + C_{x_h} \frac{h}{c} + C_{x_{\delta e}} \delta e + C_{x_{\delta}} \delta \tag{2.2a}$$

$$C_z = C_{z_0} + C_{z_u} \frac{u}{V} + C_{z_w} \frac{w}{V} + C_{z_{\dot{w}}} \frac{\dot{w}}{V^2} + C_{z_q} \frac{\dot{c}}{V} + C_{z_h} \frac{h}{c} + C_{z_{\delta e}} \delta e + C_{z_{\delta}} \delta \tag{2.2b}$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_u} \frac{u}{V} + C_{m_w} \frac{w}{V} + C_{m_{\dot{w}}} \frac{\dot{w}}{V^2} + C_{m_q} \frac{\dot{c}}{V} + C_{m_h} \frac{h}{c} + C_{m_{\delta e}} \delta e + C_{m_{\delta}} \delta \tag{2.2c}$$

위의 공력계수들이 통상의 항공기와 다른 점은 공력 계수들이 표 1에 주어진 바와 같이 고도에 따라서

표 1. 종운동 공력계수

Table 1. Aerodynamic coefficients for longitudinal motion

	OGE	h = 6.25m	h = 5m	h = 3.75m	h = 2.5m	
C_{x_u}	-0.122	-0.091	-0.086	-0.079	-0.068	
C_{x_w}	0.211	0.3438	0.3618	0.394	0.439	
$C_{x_{\dot{w}}}$	0	0	0	0	0	
C_{x_q}	0	0	0	0	0	
$C_{x_{\dot{c}}}$	0	-0.00715	-0.0085	-0.00959	-0.0107	
C_{x_h}	0.0081	0.0081	0.0081	0.0081	0.0081	
$C_{x_{\delta e}}$	-1.2943	-1.2943	-1.2943	-1.2943	-1.2943	
$C_{x_{\delta}}$	-3.495	-3.813	-3.941	-4.108	-4.583	
$C_{x_{\dot{w}}}$	-3.495	-3.813	-3.941	-4.108	-4.583	
$C_{x_{\dot{c}}}$	-2.858	-2.858	-2.858	-2.858	-2.858	
$C_{x_{\dot{w}}}$	0	0.0853	0.1805	0.2495	0.2939	
$C_{x_{\dot{c}}}$	-0.928	-0.928	-0.928	-0.928	-0.928	
$C_{x_{\delta e}}$	0	0	0	0	0	
$C_{x_{SM}}$	SM=0.1	-0.344	-0.555	-0.559	-0.562	-0.455
	SM=0.15	-0.516	-0.668	-0.675	-0.683	-0.588
	SM=0.2	-0.688	-0.858	-0.871	-0.887	-0.812
$C_{x_{\dot{w}}}$	-1.836	-1.247	-1.13	-0.976	-0.81	
$C_{x_{\dot{c}}}$	-6.14	-6.14	-6.14	-6.14	-6.14	
$C_{x_{\delta e}}$	0	0.00247	0.0086	0.0127	0.01464	
$C_{x_{\delta}}$	-1.95	-1.95	-1.95	-1.95	-1.95	

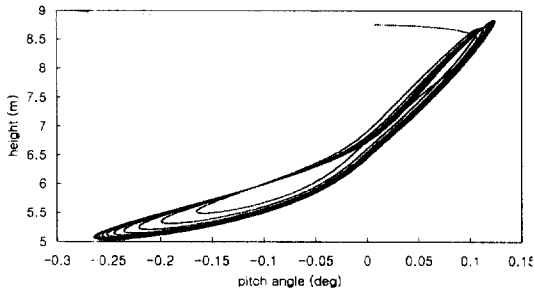


그림 1. 피치각과 고도의 상평면도
Fig. 1. Phase plane for pitch and height.

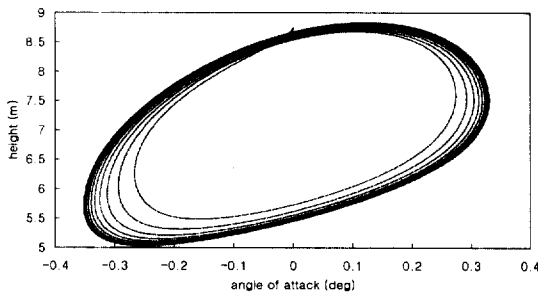


그림 2. 받음각과 고도의 상평면도
Fig. 2. Phase plane for angle of attack and height.

다른 값을 갖는 비선형 시스템이라는 것이며 또한 고도에 직접영향을 받는 고도항들이 포함된다는 것이다. [1] 마지막항은 승강타외에 다른 제어면(예를 들어 플랩)이나 추력등 부가적인 제어입력에 대한 항이 필요한 경우를 고려한 것이다.

이 모델을 가지고 비선형 특성을 살펴보기 위해

초기치가 주어질 경우에 대하여 비선형 시뮬레이션 해본 결과 일종의 제한사이클(limit cycle)현상이 나타남을 확인하였으며 상평면(phase plane)에서는 아래 그림 1, 2처럼 나타난다. 그런데 지면효과익기를 운용하기에는 큰 값의 고도변화가 나타나는 것으로 판단되나 제한사이클의 주기가 크므로 제어 시스템을 구성하기에는 별 문제가 없는 것으로 보여진다. 다만 제한사이클이 일종의 불안정성이므로 지면효과익기에서는 정밀 고도제어시스템을 운용할 필요가 있음을 알 수 있다. 한편 위의 비선형 시스템을 선형화하면 아래와 같이 된다.

$$m\dot{u} = X_u u + X_w w + X_w \dot{w} + X_q q - mg\theta + X_h h + X_{\delta e} \delta e + X_{\delta} \delta \quad (2.3a)$$

$$m\dot{w} = Z_u u + Z_w w + Z_w \dot{w} + (Z_q + mU_e)q + Z_h h + Z_{\delta e} \delta e + Z_{\delta} \delta \quad (2.3b)$$

표 2. 지면효과익기의 데이터

Table 2. Data for a wing in ground effect vehicle.

m	130000kg	S	306.4m ²
I _y	16971952kgm ²	b	31m
U _e	105m/s	λ	0.71
M	0.31	AR	3.1
고도	Sea level	h	0.681
ρ	1.225kg/m ³	CL	0.616
MAC	9.97m	C _{D0}	0.021

표 3. 고도에 따른 특성방정식근들

Table 3. Characteristic roots according to heights.

	Out of ground effect	h=6.25 m	h=5m	h=3.75m	h=2.5m
Short period	-0.7181 ± 0.6728 i ω = 0.9840 ζ = 0.7298	-0.7083 ± 0.8562 i ω = 1.1112 ζ = 0.6370	-0.6937 ± 0.9070 i ω = 1.14 ζ = 0.608	-0.6858 ± 0.9507 i ω = 1.17 ζ = 0.585	-0.6865 ± 0.9262 i ω = 1.15 ζ = 0.595
Phugoid	-0.0047 ± 0.1081 i ω = 0.1082 ζ = 0.0434	0.0077 ± 0.2936i ω = 0.2937 ζ = -0.0262	-0.0114 ± 0.3746 i ω = 0.37 ζ = 0.031	-0.0244 ± 0.4183 i ω = 0.42 ζ = 0.059	-0.0503 ± 0.3985 i ω = 0.40 ζ = 0.125
Speed subsidence	0	-0.0312	-0.0284	-0.0260	-0.0255

$$I_y \dot{q} = M_{u'u} u + M_{w'w} w + M_{\delta'} \dot{\delta} + M_{\theta} q + M_{\eta} h + M_{\delta\delta} \delta e + M_{\delta\delta} \delta \quad (2.3c)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (2.3d)$$

$$\dot{h} = -w + U_e \theta \quad (2.3e)$$

여기서 각 안정 미계수와 조종 미계수는 Delhay의 기호를 따라 다시 정의하였다. 이는 선형 5차시스템이므로 각 비행 조건에 따라 이들의 특성방정식 근들을 살펴보면 비행특성을 좀더 이해할 수가 있는데 이를 표 1, 2의 데이터[1]를 가지고 특성방정식 근들을 계산한 결과를 표 3에 나타내었다. 이들을 보면 모두 안정한 시스템이지만 고도 6.75 m인 경우에는 장주기 모드가 불안정한 것으로 나타나는데 이것이 이 고도 주위에서 제한사이클을 발생시키는 것으로 추정할 수 있다.

III. 비행제어 방식의 비교연구

비행제어시스템 설계를 위해서는 먼저 본 지면효과익기는 지면 가까이에서 정밀 고도제어가 이루어져야 하며 피치각 등 자세각들은 가능한 한 작은 값을 유지해야 한다는 점을 고려하였다. 따라서 CCV (Control Configured Vehicle) 비행체의 제어[3]와 마찬가지로 변수를 분리하여 명령추종하는 방식을 취하였다.[2] 이 제어 기법은 명령과 그에 해당하는 출력의 오차 적분항에 가중치를 주는 선형이차레귤레이터를 다음과 같이 구성하여 제어하는 방식이다. 즉, 선형 시스템이 다음과 같이 주어졌다고 하자.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.1)$$

$$y = Cx$$

여기서 $\zeta = \int y dt$ 라 놓고 다음의 비용함수를 고려한다. 즉,

$$J = \int (\zeta^T Q_1 \zeta + x^T Q_2 x + u^T R u) dt \quad (3.2)$$

그러면 이는 상태변수를 $\bar{x} = \begin{bmatrix} \zeta \\ x \end{bmatrix}$ 로 정의한 다음

의 확장 시스템에서 쉽게 구현할 수가 있다.

$$\dot{\bar{x}} = \begin{bmatrix} 0 & C \\ 0 & A \end{bmatrix} \bar{x} + \begin{bmatrix} 0 \\ B \end{bmatrix} u \quad (3.3)$$

즉, 확장된 시스템에서 비용함수는

$$J = \int (\bar{x}^T \begin{bmatrix} Q_1 & 0 \\ 0 & Q_2 \end{bmatrix} \bar{x} + u^T R u) dt \quad (3.4)$$

가 되고 선형이차레귤레이터를 구성할 수가 있게 된다. 한편 제어시스템에 인가되는 명령치는 다음과 같은 Prefilter를 거쳐서 인가되며 실제 출력계환은

$$v = \begin{bmatrix} \frac{a_1}{s+a_1} & 0 \\ 0 & \frac{a_2}{s+a_2} \end{bmatrix} r \quad (3.5)$$

$\zeta = \int (y - v) dt$ 로 이루어진다. 본 연구에서는 출력명령 변수로 자세유지와 정밀 고도제어를 위하여 고도와 피치각을 선정하였다. 또한 제어입력으로는 승강타만 이용하는 경우, 승강타와 플랩을 이용하는 경우, 승강타와 추력제어를 이용하는 경우에 대하여 실현 가능성을 비교연구하였다. 제어기법으로는 위에서 설명한 LQR (Linear Quadratic Regulator) 기법을 기본으로 하여 각 비행조건에서 제어게인을 구한 후 게인 스케줄링하는 방식을 취하였다. 또한 지능제어기법의 효용성을 파악하고자 승강타만 이용하는 경우에 대하여 퍼지제어기법도 적용하여 비교하여 보았다. 이러한 기법을 순항 모드에서 초기오차가 발생한 경우와 또 궤적(여기서는 고도)추종제어에 적용하여 보았다.

먼저 순항모드에서는 순항고도를 6m로 정하고 고도오차가 +0.5m인 경우에 대하여 비행제어 시스템을 시뮬레이션해 본 결과 그림 3과 같은 결과를 얻었다.

승강타만 사용할 경우 응답이 느리며, 승강타와 추력제어를 사용하면 초기치는 빨리 사라지나 추력을 이용한 제어는 성능 추력의 한계를 훨씬 넘어서는 비현실적인 입력이 요구되므로 의미가 없으며 또한 퍼지제어기를 이용한 제어는 그림 4와 같이 진동

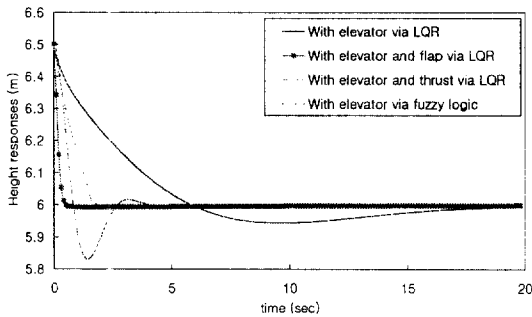


그림 3. 초기 고도오차에 대한 응답

Fig. 3. Time responses to initial height error.

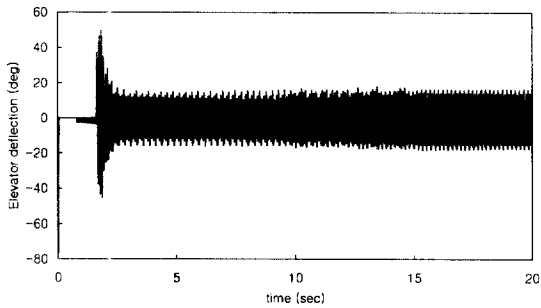


그림 4. 퍼지제어기의 입력

Fig. 4. Control input by fuzzy logic.

이 심한 승강타 입력을 요구하므로 구현이 불가능한 것으로 판단된다. 따라서 승강타와 플랩을 함께 이용하는 것이 가장 바람직함을 알 수 있다. 여기서 플랩의 공력계수는 참고문헌 [1]과 [3]을 참고하여 $C_{X_{\delta}}$ 는 $C_{X_{\delta}}$ 와 비슷한 값으로, $C_{Z_{\delta}}$ 는 $C_{Z_{\delta}}$ 보다 1.5배 정도 큰 값으로, $C_{m_{\delta}}$ 는 플랩이 승강타보다 무게중심에 가까이 위치하므로 $C_{m_{\delta}}$ 의 0.5배로 가정하였다. 물론 제어용 플랩은 전체 플랩의 일부분이 사용되는 것으로 가정할 수 있다. 추력조정은 프로펠러의 피치각 조정이나 회전속도를 변화시킴으로서 구현이 가능할 것이다.

또한 상승, 순항, 하강으로 이어지는 명령추종제어에 대해 시뮬레이션해 본 결과를 그림 5에 나타내었다. 여기서 이륙 직후의 고도는 4 m, 순항고도는

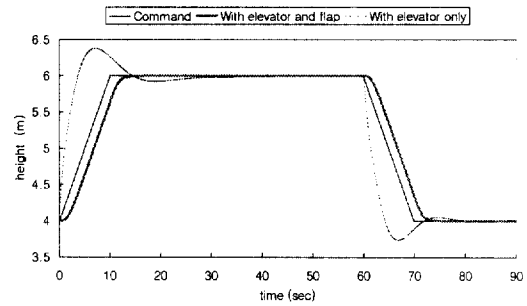


그림 5. 명령추종제어시스템의 고도응답

Fig. 5. Height responses in command tracking control system.

6 m, 다시 착륙 직전의 고도는 4 m로 가정하였다. 상승과 하강에서는 10초간 고도가 선형적으로 변하도록 명령을 주었다. 이 시뮬레이션에서 승강타와 추력제어를 이용하는 경우와 승강타만을 이용한 퍼지제어기법은 앞에서 설명한 이유로 배제하였다. 한편 명령추종을 위한 변수로 고도와 피치각 두 개를 설정하였으므로 승강타 하나의 입력만으로는 변수 분리가 용이하지 않다. 따라서 승강타만을 이용한 경우는 명령추종이 아니라 초기오차를 미리 설정하여 희망고도를 유지하도록 하는 방식을 취하였다. 그림 5의 결과를 보면 승강타만 이용할 경우에는 응답 속도가 빠르나 오버슈트가 발생하여 승차감이나 기타 정밀 고도유지 등에는 그리 바람직하지 않음을 알 수 있다. 여기서 명령추종을 위한 Prefilter에서 $a_1 = a_2 = 3$ 으로 설정하였다. 피치각은 그림 6에서 보듯이 두 경우 모두 그리 크지 않은 변화를 보이고 있어서 만족할만하며 승강타와 플랩을 이용할 경우는 새로운 피치 트립각을 형성함을 알 수 있다. 비행제어시스템에 인가된 입력을 그림 7에 나타내었으며 승강타만을 이용한 경우 상당한 피크값이 나타나지만 승강타와 플랩을 이용할 경우 두 제어면의 값들이 크지 않고 또 매우 완만하여 실제 서보조작이 용이할 것으로 판단된다.

한편 고도에 따른 비선형성으로 인해 게인 스케줄링이 종종 불안정성을 야기하기도 하였으나 승강타와 플랩을 사용하는 경우는 이러한 현상도 나타나지 않았다. 이상에서 여러 가지 제어방식을 비교한

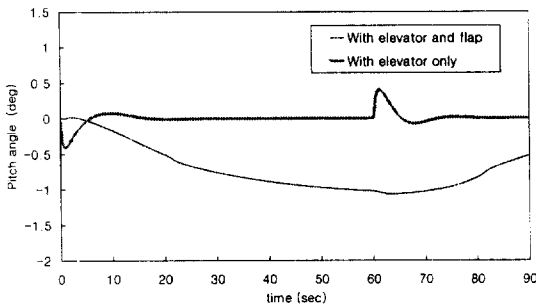


그림 6. 명령추종 제어시스템의 피치각응답
Fig. 6. Pitch angle responses in command tracking control system.

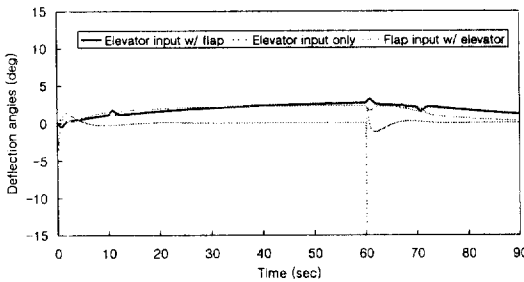


그림 7. 명령추종제어에 대한 입력 비교
Fig. 7. Comparison of control inputs.

결과 입력으로 승강타와 플랩을 제어면으로 사용하는 것이 가장 효과적이고 실현 가능하며 성능도 우수함을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 지면효과익기의 종운동 비행특성을 해석하고 비행제어 방식에 관한 비교연구를 하였다. 지면효과익기가 지닌 것으로 알려진 비선형 특성을 제한 사이클을 통하여 살펴보고 또 선형화되었을 때의 특성과 연관하여 살펴보았다. 또한 입력에 따른 제어방식을 비교연구하기 위해 제어입력으로 승강타, 추력제어, 플랩등의 조합을 고려하고 순항시에 고도오차가 있는 경우와 상승, 순항, 하강모드에 대한 명령추종관점에서 제어시스템의 성능 및 제어

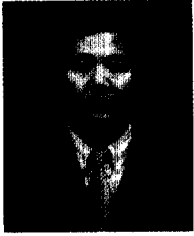
입력 실현 가능성을 비교하였고 제어기법으로는 선형이차레귤레이터에 기반한 출력명령추종제어를 적용하였다.

본 연구에서는 지면효과익기에서 비선형성이 존재하지만 이는 급격한 거동이 아니므로 제어시스템을 통하여 비행제어가 가능함을 확인하였으며 제어방식에 따른 비교결과 승강타와 플랩이 정밀 고도제어 성능, 제어입력의 실현 가능성 등에서 가장 우수함을 확인하였다. 이는 추력제어를 방향제어시 이용할 수 있는 여지로 남기므로 더욱 바람직하다고 하겠다.

참 고 문 헌

- [1] H. Delhaye, "An Investigation into the Longitudinal Stability of Wing In Ground effect vehicles", Master Thesis, Cranfield University, 1997.
- [2] M. G. Safonov, A. J. Laub and G. L. Hartmann, "Feedback Properties of Multivariable Systems. The Role and Use of the Return Difference Matrix", *IEEE Trans on Automatic Control*, vol. AC-26, no., 1, Feb., 1981
- [3] R. D. Toles, "Design Methodology, Implementation, and Flight Test Results of Closed Loop Decoupling for the AFTI/F-16 Aircraft", *AIAA Guidance and Control Conference*, Aug., 1983.
- [4] R. W. Staufienbiel, U. J. Schlichting, "Stability of Airplanes in Ground Effect", *AIAA* 1988.
- [5] J. Gera, "Stability and Control of Wing-In-Ground Effect Vehicles or Wingships", *AIAA* 95-0339 1995.
- [6] E., Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Delft University Press, 1982.
- [7] Li-Xin Wang, "A Course in fuzzy system and control", Prentice Hall, Inc.1997.
- [8] I. Hall, "An investigation into the flight dynamics of Wing In Ground effect aircraft operating in aerodynamic flight", Cranfield College of Aeronautics, September, 1994

송 용 규 (宋龍奎)



1985년 : 서울대학교 항공공학과
(공학사)

1987년 : 서울대학교 항공공학과
(공학석사)

1992년 : 미국 미시간대학교 항공
공 우주공학과 (공학박사)

1993년~현재 : 한국항공대학교

항공기계공학과 조교수, 부교수

관심분야 : 비행체제어, 비선형시스템 제어, 신경회로
망, 비행시험, 항공기 파라미터식별 등