

전자식 조정장치 헬리콥터의 하중 비행영역 제한 로직 설계

최인호*

¹한국항공우주연구원

Flight Envelope Load Factor Limit Logic Design for Helicopter Fly-By-Wire Controller

In-Ho Choi*

¹Korea Aerospace Research Institute

요약 본 논문은 전자식 조정장치 헬리콥터의 비행영역 보호를 위한 하중제한 로직 설계에 대한 결과이다. 헬리콥터는 로터, 동체, 엔진등 구조가 복잡하기 때문에 여러 가지 제약조건에 가지고 비행을 해야 한다. 이 때문에 조종사가 그 제약조건을 고려하여 조종을 하면서 조종사의 작업부하가 증가하고 비행 조종성을 떨어뜨리는 결과가 발생한다. 이러한 헬리콥터의 비행제약조건으로부터 자유롭게 조정 하도록 하여 조종사를 도와주는 기능이 필요하고 본 논문에서는 그 중의 대표적인 제약조건인 하중제한조건에 대한 제한 로직을 전자식 조정장치 헬리콥터에 설계하고자 한다. 하중범위를 벗어나는 비행은 피치 싸이클릭 스틱을 급격하게 입력하여 주로 발생한다. 이때 조종스틱 명령과 피치축 자세명령모델사이 비행영역제한로직을 추가하여 하중범위를 벗어나지 않도록 하였다. 현재의 하중 값에 대한 자세범위를 동적으로 계산하는 로직을 사용하였고 헬리콥터 모델에 적용하여 시뮬레이션을 통하여 알고리즘을 검증하였다. 시뮬레이션을 통하여 정지비행영역, 전진비행영역에서 하중제한로직을 적용하지 않았을 때와 적용하였을 때를 비교한 결과, 하중제한로직을 적용하지 않았을 때는 하중제한리미트를 20% 이상 초과하였으나 본 연구에서 제한한 로직을 적용하였을 때는 하중제한 리미트가 초과하지 않음을 확인하였다. 결론적으로 시뮬레이션을 통하여 동적으로 할당하는 제한로직이 헬리콥터 전자식 조정장치 제어기에 적합함을 확인하였다.

Abstract This paper reports the load factor logic design for a fly-by-wire helicopter flight envelope protection. As a helicopter is very complex system with a rotor, fuselage, engine, etc., there are many constraints on the flight region. Because of these constraints, pilots should consider them carefully and have a heavy workload, which causes controllability degradation. In this respect, automatic logic is needed to free the pilot from these considerations. As one of these logics, the flight envelope protection logic for the load factor of a FBW helicopter was designed. The flight to exceed the load factor is caused by an abrupt pitch cyclic stick change. In this scheme, the load factor limit logic was added between the pilot stick command block and pitch attitude command block. From the current load value, the available attitude range was calculated dynamically and simulated on the helicopter simulator model to verify the performance. A comparison of the simulation results at the hovering and forward speed region with and without applying the load limiting logic showed that the load factor limit was exceeded more than 20% when the logic was not applied, whereas with the load factor limit logic the load factor was within the limit. In conclusion, a dynamically allocated limitation logic to helicopter FBW controller was verified by simulation.

Keywords : ACAH, ADS-33E, Helicopter, Flight control, FBW

본 논문은 산업통상자원부 산업융합원천기술개발사업으로 지원된 연구결과입니다.[10040188, 조종성 국제규격(ADS-33)에 따른 헬리콥터 전자식 비행제어(Fly-By-Wire) 시스템 기술개발]

*Corresponding Author : In-Ho Choi(Korea Aerospace Research Institute)

Tel: +82-10-9313-8443 E-mail : inho@kari.re.kr

Received September 7, 2015

Revised November 10, 2015

Accepted January 5, 2016

Published January 31, 2016

1. 서론

한국형 헬리콥터 개발 사업이 2012년도에 성공적으로 완료되어 양산이 진행되고 있고 현재 민수헬기와 공격헬기 개발 사업을 추진하고 있으며, 특히 헬리콥터 비행제어시스템 설계에 대한 국내적인 관심이 높아지고 있다. 비행영역 보호로직은 비행제어법칙의 일부분으로써 헬리콥터의 조종성 향상을 위해서 매우 중요한 부분으로 국내외적으로 많은 연구가 현재까지도 진행되고 있다. 연구동향을 살펴보면, 조지아텍에서는 carefree maneuvering에 대한 오픈 플랫폼에 대한 연구를 진행하고 있으며[1], 자율 비행하는 무인기에 적용하는 연구도 진행 중에 있다[2]. 최근에 소형항공기의 비행영역 보호 제어가 중요해짐에 따라 Command Limiting 로직 설계에 대한 연구가 수행되었다.[4, 5] 국내적으로는 서울대에서 동적트림알고리즘을 이용한 영영보호 시스템연구를 수행한 바 있다[3]. 영영보호 제어(Flight Envelope Protection)은 "Carefree Handling Qualities 와 같은 의미이고 조종사가 운용한계를 고려하지 않고 운행하도록 하는 비행 조종 전략에 대한 것으로 정의할 수 있다. 즉, 조종사가 운용한계를 모니터링하면서 한계값에 따른 운용을 하기 위한 수고(workload)를 줄임으로써 조종성을 증대시키는 것이라고 할 수 있다.

비행영역 보호 제어 방법은 크게 미국의 보잉사등에서 적용하는 Command Cueing 방법과 유럽의 에어버스 사등에서 적용하는 Command Limiting 방법이 있다. Command Cueing 방법은 조종사에게 한계값을 효율적으로 전달해줌으로써 조종사가 판단하여 제어하는 방식으로 최종적인 판단을 조종사에게 위임하는 방식이다. Command Limiting 방법은 제어법칙에서 직접 제한 값에 따른 조종명령을 제한 하는 방법으로써 조종사의 수고를 줄일 수 있지만 조종사의 방향과 반대로 작용함으로써 조종사를 불편하게 하거나 긴급한 상황에서 조종사의 대처가 불가능하다는 단점이 있다. 영영보호를 할 때의 고려해야할 기술적인 사항을 요약하면 다음과 같다.

- 제한값이 초과하는 것을 예측하는 알고리즘 개발
- 조종사를 화나게 하는 로직 지향
- 고가센서를 사용안하는 방법 필요
- 다축을 고려한 리미트 설계
- 제어법칙과의 연동
- 영역보호로직의 장단점의 정량화

현재 연구가 진행되거나 적용되고 있는 헬리콥터의 영역보호로직의 종류는 다음과 같다.

- 최대 가속도(Maximum Acceleration)
- 롤자세 보호(Roll Attitude Protection)
- 로터 스톨 보호(Rotor Stall Protection)
- 엔진 토크 보호(Engine Overtorque Protection)
- 횡축 파워 보호(Dir. Axis Power Limiting)
- 로터 속도 보호(Rotor Speed Control)
- 하중제한 보호(Load Factor Protection)

본 연구에서는 위 내용 중에서 하중제한 보호로직을 대상으로 Command Limiting 방식에 의한 영역보호 로직 설계를 제안하였다. 2장에서는 본 연구에 적용되는 하중제한 요구사항을 기술하고 3장에서는 기존의 제어법칙과 통합하여 하중제한 로직을 설계한 내용을 기술하고 4장에서는 설계된 로직의 시뮬레이션을 수행한 내용을 기술하고 끝으로 5장에서 결론을 제시하였다.

2. 하중제한 요구조건

헬리콥터의 하중제한요구조건은 다음 그림과 같이 속도에 따라 다르게 적용된다. 조종사가 급격한 기동을 할 때 적용되며 Ng 가 제한 값을 넘어가는 경우 Command Model 에 리미트가 걸리도록 해야 한다.

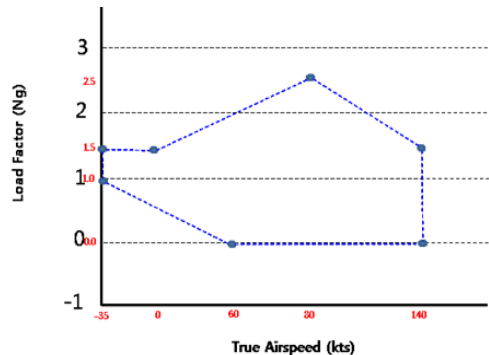


Fig. 1. Load factor limit requirement

3. 하중제한 로직 설계

하중제한 로직을 적용하기 위한 기본적인 플랫폼은 전자식 조종장치(Fly-By-Wire)시스템을 사용하였다[6].

전자식 조종장치 시스템의 제어기는 모델 추종방식의 제어법칙으로 안정성 증강을 위한 내부루프 설계와 명령을 생성하는 제어명령 모델이 있으며 본 연구에서 설계한 하중제한 로직은 다음 그림과 같이 제어명령모델의 앞에 위치하여 피치축 명령을 제한하도록 설계를 하였다.

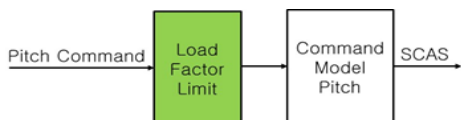


Fig. 2. Block diagram of load factor limit

Fig. 1 에서와 같이 하중제한 요구조건이 속도에 따라 변하기 때문에 속도별 하중제한 값을 계산하기 위하여 Fig. 3에서와 같이 1차원 Look-up 테이블 2개를 이용하여 상한값과 하한값을 계산하도록 구현하였다.

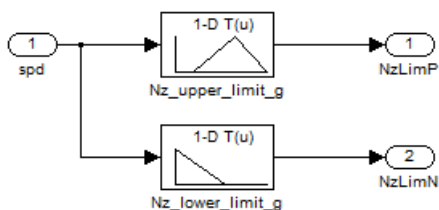


Fig. 3. Load factor limit calculation with speed

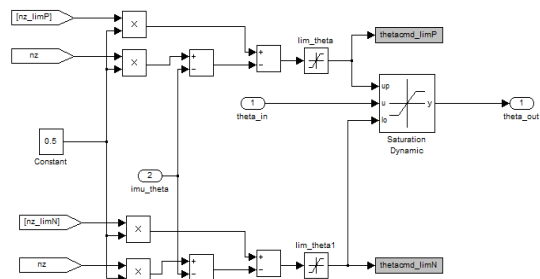


Fig. 4. load factor limit logic

본 논문에서 제안하는 하중제한 로직은 Fig. 4 와 같이 현재의 하중과 자세각으로부터 자세제한값을 동적으로 계산하는 방식으로 설계 하였다. 자세 제한값을 동적으로 할당하기 위해서 현재의 하중값을 항공기자세로 환산하기 위한 게인값을 적용하여 자세값으로 변환하고 현재의 실제의 자세값과의 차이에 의해서 게인값을 보상하여 자세제한을 하게 됨으로써 게인값이 정확하지 않더라

도 하중값을 자세로 변환하는 로직이 빠르게 수렴하도록 하였다.

4. 시뮬레이션 및 해석

하중제한 로직을 검증하기 위해 선형모델과 비선형 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였으며 정지비행과 전진비행 영역 두 가지 경우에 대하여 수행하였다. 시뮬레이션을 위한 입력은 다음 그림과 같이 10초 동안의 Doublet 파형으로 스틱 입력 최대범위를 변화도록 하여 하중제한 값이 벗어나도록 하였다.

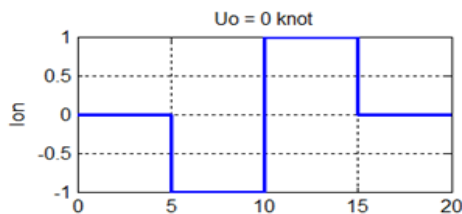


Fig. 5. Pitch axis control input(Doublet Pulse)

선형 헬리콥터 모델을 사용하여 정지비행에서 하중제한로직을 적용하지 않았을 때의 시뮬레이션 결과와 다음과 같다.

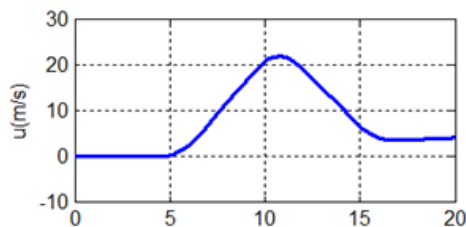
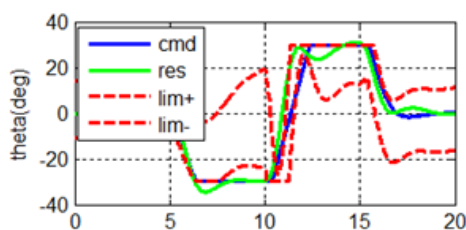


Fig. 6. Pitch angle and forward speed without load factor limit logic(@Hover)

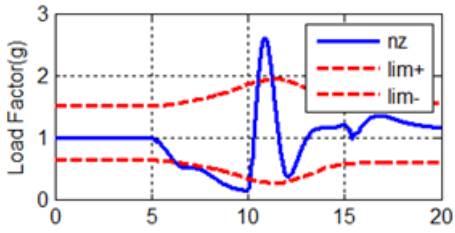


Fig. 7. Load factor and limit without load factor limit logic(@Hover)

Fig. 6에서 빨간색 점선은 시간에 따라 변하는 하중제한 리미트값을 계산한 결과이고 파랑색의 명령모델에 따라 피치자세각이 추종을 하지만 명령모델이 하중제한 리미트값을 벗어남을 알 수 있다. 피치자세각에 따른 전진 속도의 값의 변화를 확인할 수 있고 Fig. 7에서 전진 속도의 변화에 따라 하중제한 값이 변하고 하중제한 로직을 적용하지 않았기 때문에 하중값이 제한값을 초과한 결과를 나타내고 있다. 다음 Fig. 8 과 9는 본 논문에서 제시하는 하중제한 로직을 적용한 결과이다. 명령모델이 시간에 따라 계산되는 하중제한에 따른 피치 제한 값을 잘 추종함을 알 수 있으며 16초 부근에서 순간적으로 제한값을 약간 초과함을 확인할 수 있다. Fig. 9와 Fig. 7을 비교하면 하중제한 로직을 적용 하였을 때가 하중제한 리미트값을 초과하지 않고 비행하는 것을 확인할 수 있다.

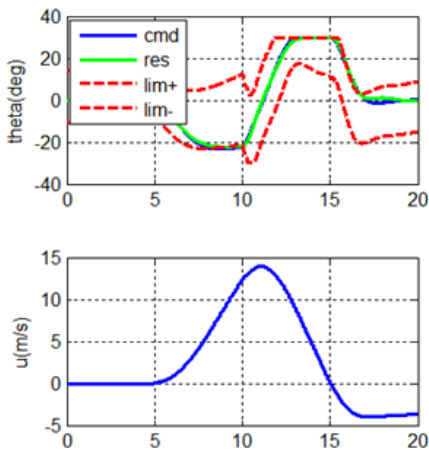


Fig. 8. Pitch angle and forward speed with load factor limit logic(@Hover)

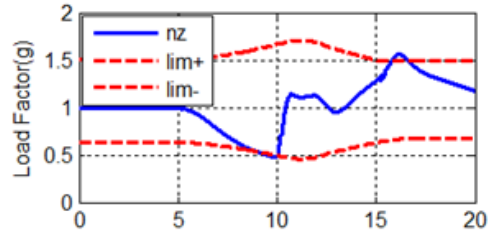


Fig. 9. Load factor and limit with load factor limit logic (@Hover)

전진속도영역에서의 분석을 위하여서 80knot부근에서 시뮬레이션을 수행 하였다. 80 knot에서의 스틱입력은 정지비행시와 동일하게 다음과 같이 인가하였다.

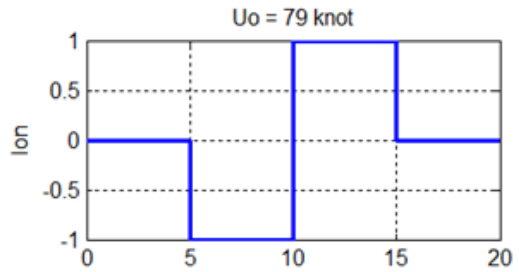


Fig. 10. Pitch axis control input(Doublet Pulse)

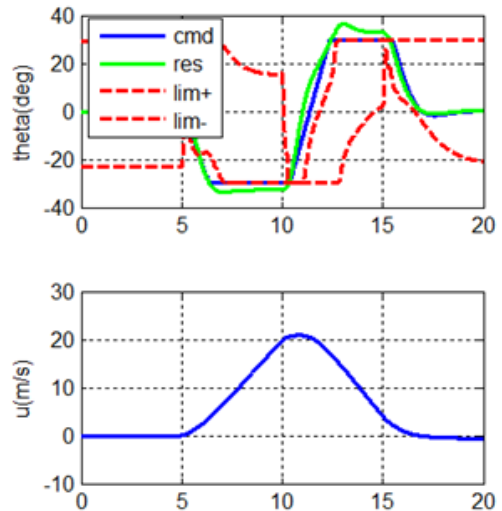


Fig. 11. Pitch angle and forward speed without load factor limit logic(@80knot)

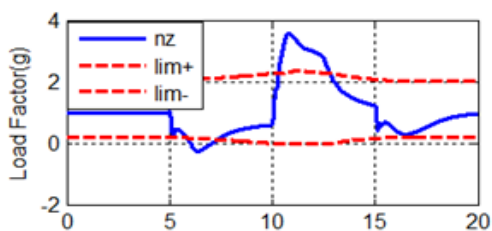


Fig. 12. Load factor and limit without load factor limit logic(@80knot)

Fig. 11 과 12는 하중제한 로직을 적용하지 않았을 때의 시뮬레이션 결과로써 정지비행때보다 더 많이 하중제한 범위를 벗어나는 것을 확인할 수 있다.

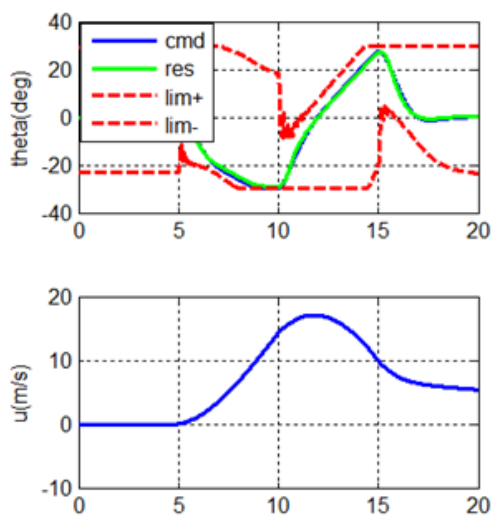


Fig. 13. Pitch angle and forward speed with load factor limit logic(@80knot)

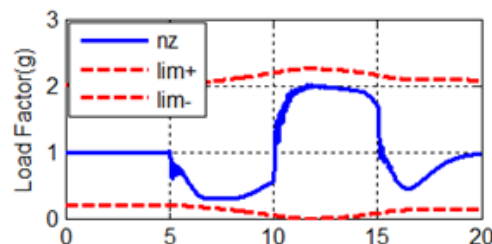


Fig. 14. Load factor and limit with load factor limit logic(@80knot)

Fig. 13 과 14는 하중제한 로직을 적용할 때 하중범위 값내에서 항공기가 비행하는 것을 확인할 수 있다. 위 결

과들을 비교했을때 전진비행속도가 하중제한 로직을 적용 했을때 급기동이 약간 제한되는것을 확인할 수 있다. 하지만 조종사가 급기동시 하중값을 모니터링하는 업무를 줄임으로써 좀 더 확신을 가지고 급기동을 할 수 있도록 도와준다. 위 선형시뮬레이션 결과를 검증하기 위해서 비선형모델에 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

정지비행시 선형모델과 동일하게 비선형모델에 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 15, 16에서 보는 바와 같이 비선형모델일 경우 급격한 기동에서 하중제한 로직을 적용하지 않아도 하중제한 범위를 벗어나지 않음을 확인할 수 있었으며, 이는 비선형 모델이 선형모델에 비해 급격히 변하는 현상이 줄어들기 때문이다.

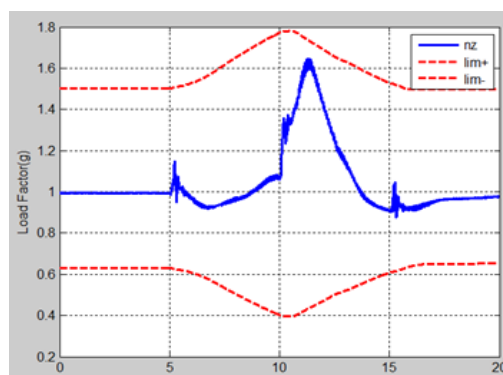


Fig. 15. Load factor and limit without load factor limit logic(@Hover, Non-linear model)

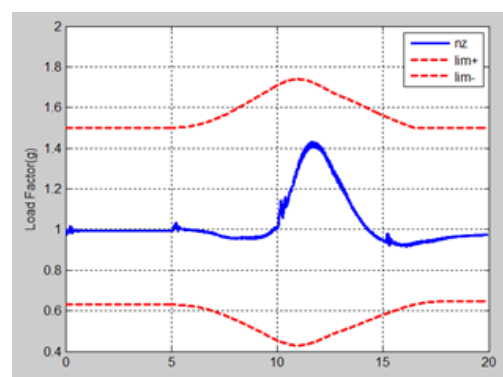


Fig. 16. Load factor and limit with load factor limit logic(@Hover, Non-linear model)

전진비행영역에서의 하중제한 로직의 성능은 Fig. 17 과 18을 비교하여 확인할 수 있듯이 미적용시 Fig. 17에서와 같이 하중제한값의 범위를 벗어나서 항공기가 운행

이 되지만, 하중제한로직을 적용하면 Fig.18에서와 같이 하중제한 범위내에서 항공기가 운영됨을 확인할 수 있다.

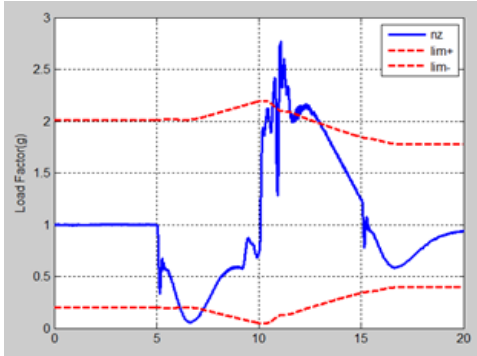


Fig. 17. Load factor and limit without load factor limit logic (@80knot, Non-linear model)

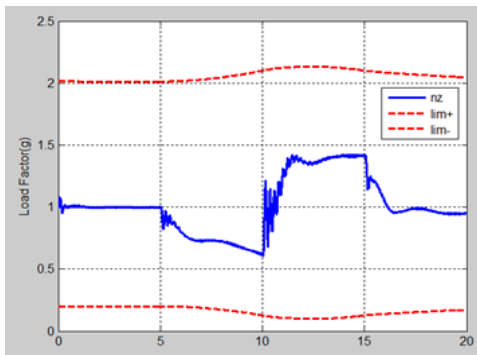


Fig. 18. Load factor and limit with load factor limit (@80knot, Non-linear model)

위 시뮬레이션을 통하여서 본 연구에서 제안하는 하중제어로직이 비선형 모델을 적용했을 때도 잘 동작함을 확인 할 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 비행영역보호로직의 대표적인 것으로 하중제한로직에 대한 설계를 하였다. 특히, 동적할당에 의한 자세 리미트 값을 계산하고 이를 이용하여 자세 명령값을 변경하도록하는 전략의 알고리즘을 활용하였다.

본 연구의 결과는 첫째 항공기의 기동에 따라 항공기의 자세가 변하고 그에 따라 항공기 하중이 변하므로 항공기 하중제한을 하기 위해 자세를 제어하는 알고리즘의 유효성을 확인하였고, 둘째 자세의 한계값을 하중측정값

을 이용하여 동적으로 실시간 계산하는 로직의 유효성을 확인하였고, 셋째 하중과 자세의 변환게인이 오차가 있더라도 수렴하는 특성을 갖는 설계된 제어기 이론이 입증되었다.

시뮬레이션을 통하여 정지비행시와 전진비행의 모든 영역에서도 잘 수행됨을 확인하였고 향후, 다른 제약조건에 대한 비행영역보호로직을 설계할 때에도 동일한 전략으로 로직을 구현할 수 있으리라고 판단된다.

References

- [1] Jeffrey J. Jeram, "Open platform for limit protection with carefree maneuver application", Georgia Institute of Technology, Dec. 2004.
- [2] Ilkay Yavrucuk, J.V.R. Prasad, Suraj Unnikrishnan, "Envelope protection for Autonomous unmanned aerial vehicles", Journal of guidance, control, and dynamics, Vol.32, No. 1, January - February 2009.
- [3] Ho-Hyun Shin, Sang-Hyun Lee, Youdan Kim, Eung-Tae Kim, and Ki-Jung Sung, "Design of a Flight Envelope Protection System Using a Dynamic Trim Algorithm", Int'l J. Aeronautical & Space Sci. Vol. 12, No. 3, 241-251, 2011
DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/IJASS.2011.12.3.241>
- [4] Robert C. Allen and Harry G. Kwatny, "Maneuverability and envelope protection in the prevention of aircraft loss of control", 2011 8th Asian Control Conference, pp. 381-386, May 2011.
- [5] W. Falkena, C. Borst, Q.P. Chu, and J. A. Mulder, "Investigation of practical envelope protection systems for small aircraft", J. of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 34, No. 4, pp. 976-988, 2011.
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.53000>
- [6] In-Ho Choi, Eung-Tai Kim, and Jung-Wook Hyun, "Helicopter FBW Flight Control Law Design for the Handling Quality Performance", Vol. 14, No. 4, pp. 1561-1567, 2013.

최 인 호(In-Ho Choi)

[정회원]



- 1994년 2월 : 전북대학교 전자공학과 (학사)
- 1996년 2월 : 전북대학교 전자공학과 (석사)
- 2012년 2월 : 한국과학기술원 항공우주공학전공 (박사)
- 1996년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>
제어, 전자, 항공