

## 論文

## 헬리콥터의 비행영역제한 알고리즘 설계

고준수\*, 박성수\*\*, 김경목\*

## Design of Envelope Protection Algorithm for Helicopters

Joon Soo Ko\* , Sungsu Park\*\*, Kyungmok Kim\*

## ABSTRACT

This paper presents the algorithm for envelope protection of helicopters. The algorithm consists of two feedback control loops: inner loop and outer loop. As an inner loop control, model following control is designed to meet the ADS-33 handling qualities specification by minimizing the tracking errors between the responses of the actual model and those of the command filter. In order to implement envelope protection, saturation limiter is imposed to command channels in command filter, whose limits are computed corresponding to the envelope limit. Fast model predictive control is designed as an outer loop control to deal with saturation constraints generated by the inner loop envelope protection and also imposed by outer loop envelope protection variables. Simulation results show that the proposed algorithm yields good envelope protection performance.

**Key Words** : Envelope Protection(비행영역제한), Model Following Control(모델추종제어), Model Predictive Control(모델예측제어), Command Filter(명령필터)

## 1. 서 론

비행영역제한 범위는 헬리콥터의 공력, 구조, 조종력 등 다양한 요소들의 한계값으로 정의된다. 비행영역한계를 초과할 경우 조종력 상실 또는 비행체 구조의 손상이 발생할 수 있으므로, 이를 사전에 방지하여 안전성을 확보하는 것이 중요하다[1]. 또한 비행영역 제한 범위 근처에서의 기동성을 극대화하고, 조종사의 조종업무를 최소화하기 위해서는 비행영역제한 제어기의 개발이 필요하다[2].

비행영역제한 알고리즘은 주로 조종입력 및 비행상태와 제한비행변수간의 정적(static) 또는 적

응(adaptive) 모델을 사용하여, 제한비행변수의 값을 조종력의 크기로 변환하는 방식이 연구되고 있다. 예를 들면, dynamic trim[3], peak-response estimation[4], reactionary envelope protection [5], adaptive neural network based algorithm[6] 등의 방법이 대표적이다.

본 논문에서는 새로운 방법으로서, Model Predictive Control(MPC)기법을 이용한 헬리콥터의 비행영역제한 알고리즘을 제안하였다. MPC는 설계단계에서 명시적으로 시스템에 가해지는 제한조건을 다룰 수 있고, 예측구간(prediction horizon)내에서 비행변수들을 예측할 수 있다. 또한 MPC는 제어구간(control horizon)내에서 비용함수(cost function)를 최소화할 수 있는 최적 제어명령을 계산할 수 있기 때문에, 비행영역제한 알고리즘을 설계할 수 있는 적절한 기법이다.

비행영역제한 알고리즘은 일반적으로 대상 항공기의 주 비행제어시스템에 따라 두 가지 서로 다른 접근법으로 설계된다. 첫 번째 방법은 대부분의 일반적인 헬리콥터 비행제어시스템에

2015년 03월 20일 접수 ~ 2015년 05월 15일 심사완료  
논문심사일 (2015.05.10. 1차)

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 세종대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : sungsu@sejong.ac.kr

서울시 광진구 군자동 98

해당되는 것으로, 제어입력이 제어면 입력에 비례하는 일반적인 비행제어시스템에 적용될 수 있는 방법이다. 보통, 항공기에서는 비행한계변수가 복잡한 운동관계식을 거쳐서 제어입력과 연관되어 있다. 이 방법에서는, 비행한계변수와 제어입력의 관련성에서 비행한계변수에 대응하는 제어입력의 제한값을 역으로 찾아내는 알고리즘을 개발하는 것이 목적이 된다. 항공기는 다수의 비행제한이 있기 때문에 각 제한에 해당하는 제어입력 제한값을 계산하기 위해서 서로 다른 예측 알고리즘이 필요하다. 이 알고리즘으로 계산된 제어입력 제한값은 감각적 또는 시청각적인 방법으로 조종사에게 전달되거나, AFCS(Automatic Flight Control System)를 이용하여 자동으로 비행영역 제한을 회피할 수 있도록 한다. 이를 통해 안전 비행 영역을 확보하고 조종사의 주의를 경감시킬 수 있다.

또 다른 접근방법은 진보된 제어법칙이 적용된 현대의 헬리콥터 비행제어시스템에 적합한 방법이다. 최근 군용 헬리콥터는 ADS-33 비행성 규정을 만족하도록 비행제어시스템이 설계된다 [7, 8]. 이 제어시스템은 ACAH(Attitude Command Attitude Hold)와 RCHH(Rate Command Heading Hold)등을 이용한 명령필터를 사용하여 비행명령에 따른 운동궤적을 생성하고 이 궤적을 헬리콥터가 추종하도록 함으로써 비행성 규정을 만족시킨다. 이러한 구조에서는 비행한계변수와 항공기의 운동상태간에 비교적 간단한 운동관계가 존재하기 때문에, 비행영역제한 알고리즘을 명령필터 내에서 명령제한기(command limiter) 형태로 비교적 쉽게 설계할 수 있다[9]. 최근의 군용 헬리콥터가 진보된 비행제어시스템을 장착했거나 앞으로 장착할 것으로 예상되는 바, 본 논문에서는 두 번째 접근방법을 이용하여 비행영역제한 알고리즘을 개발하였다.

## 2. Model Following Control을 이용한 비행영역제한 알고리즘

### 2.1 알고리즘 설계

본 절에서는 Model Following Control(MFC)의 명령필터 내의 운동명령에 포화제한기(saturation limiter)를 두는 간단한 방법으로 비행영역제한시스템을 구현하는 방법에 대해서 설명한다.

먼저 ADS-33 비행성 규정을 만족하는 MFC를 설계했다. 설계된 MFC는 롤축, 피치축, 요축 및

수직축 등 4축 제어기로 구현됐다. 비행성 규정에 적합한 명령필터를 설계했다. ADS-33의 비행성 요구조건을 충족하도록 롤축과 피치축에는 ACAH를, 요축과 수직축에는 RCHH타입을 사용했다. 롤축과 피치축의 이상적인 모델로는 2차 운동 모델이 사용됐고 요축과 수직축에는 1차 운동 모델이 사용됐다. 명령필터의 운동모델은 다음과 같다[10].

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -\lambda_u u - \lambda_u \theta, & \dot{v} &= -\lambda_v v + \lambda_v \phi \\ \dot{w} &= -\lambda_w u + \lambda_w w_{cmd}, & \dot{r} &= -\lambda_r r + \lambda_r r_{cmd} \\ \dot{q} &= -2\lambda_\theta w_\theta q - w_\theta^2 \theta + w_\theta^2 \theta_{cmd}, & \dot{\theta} &= q \\ \dot{p} &= -2\lambda_\phi w_\phi p - w_\phi^2 \phi + w_\phi^2 \phi_{cmd}, & \dot{\phi} &= p \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $u, w, p, q, r, \phi, \theta$ 는 각각 전진속도, 수직축 속도, 롤각속도, 피치각속도, 요각속도, 롤각, 피치각이며,  $w_{cmd}, \theta_{cmd}, \phi_{cmd}, r_{cmd}$ 는 각각 수직축 속도 명령, 피치각 명령, 롤각 명령, 요각속도 명령이다.  $\lambda_{(\cdot)}$ 는 상수값으로 ADS-33 비행성 규정을 만족하도록 설정되고, 본 논문에서는 다음 값이 사용되었다[11].

$$\begin{aligned} \lambda_u &= 4.0, \lambda_v = 4.0, \lambda_w = 3.0, \lambda_r = 5.0, \\ w_\theta &= 4.0, w_\phi = 4.0, \zeta_\theta = 0.7, \zeta_\phi = 0.7 \end{aligned} \quad (2)$$

명령필터는 이상적인 헬리콥터의 운동을 계산하고, 추종제어기는 이 운동궤적을 추종하도록 설계된다. 추종제어기는 LQR(Linear Quadratic Regulator)기법을 이용하여 다음과 같이 설계했다.

$$s(t) = -K_e \int e(t) dt - K_p x_p(t) - K_m x_m(t) \quad (3)$$

여기서  $K_e, K_p, K_m$ 은 LQR기법으로 설계된 게인행렬이며,  $x_p(t), x_m(t)$ 는 각각 헬리콥터 운동 상태변수, 명령필터의 상태변수이며,  $e(t)$ 는 명령필터가 계산하는  $w, \theta, \phi, r$ 와 헬리콥터의 해당 변수간의 차이이다.

제어기(식 (3))는 내부루프로서 수직축 속도, 피치각, 롤각, 요각속도를 제어한다. 전방속도 및 가로축 속도, 비행방향 및 고도 등을 제어하기 위해서 외부루프인 궤적 추종 제어기를 PI제어기법을 이용하여 설계했다. 보통은 궤적추종제어기 효과적이지만, 보다 공격적인 기동을 할 경우에는 내부루프 명령을 사용하여 헬리콥터의 자세를 직접 제어하는 것이 바람직하다. 따라서 기동선

택 스위치를 도입하여 내부루프제어와 외부루프 제어를 직접 선택할 수 있게 설계했다. 설계된 MFC의 전체 구조는 Fig. 1과 같다.

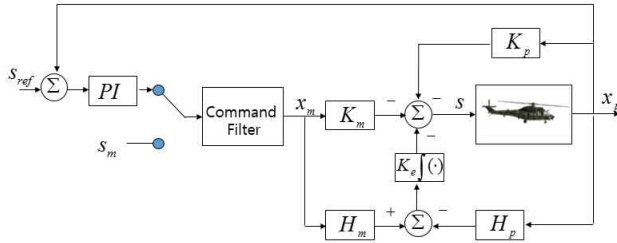


Fig 1. Model Following Control Structure

명령필터의 명령을 추종하는 명령추종제어의 장점은 헬리콥터의 운동을 직접 제어할 수 있다는 점이다. 따라서 비행영역한계변수와 헬리콥터의 운동상태간에는 간단한 운동관계가 존재하기 때문에 비행영역한계 회피기능을 단순화시킬 수 있다. 즉, 비행영역제한 시스템은 명령필터내의 운동명령에 포화제한기(saturation limiter)를 두는 것으로 구현될 수 있다.

내부루프제어만을 이용할 경우, 포화제한기는 피드포워드루프에 제한기(limiter)를 가하는 경우이므로 안정성(stability) 문제를 야기하지 않는다. 또한 외부루프제어를 이용하는 경우에도 전방속도, 가로축 속도, 비행방향 및 고도 등의 궤적명령에 제한기를 가하는 경우에도 같은 이유로 안정성 문제를 야기하지는 않는다. 하지만 외부루프제어를 사용하는 경우에서 명령필터내의 운동명령에 포화제한기(saturation limiter)를 두는 경우는 안정성 문제가 발생할 수 있으며, 이러한 경우에는 외부루프제어를 MPC기법을 이용하여 설계함으로써 극복할 수 있다. 3절에서는 이에 대해 다루도록 한다.

2.2 시뮬레이션

시뮬레이션은 Bo105 선형모델로 수행되었으며, 비행조건은 150km/h이었다. 선형운동모델은 속도 50km/h에서 175km/h에 이르기까지 동특성에서 큰 차이가 없으므로 비행조건 150km/h에서 설계된 비행제어기가 다른 선형화 조건에서도 잘 작동됨을 확인하였다. 아래 시뮬레이션(Fig. 2)은 ALTA (Altitude Acquisition)모드에서 고도명령을 추정하는 제어이다. 속도제어가 자동으로 작동되므로 고도명령 초기에 ±10m/sec중분의 과도응답을 제외하고는 원래의 속도를 회복하는

것을 확인할 수 있다.

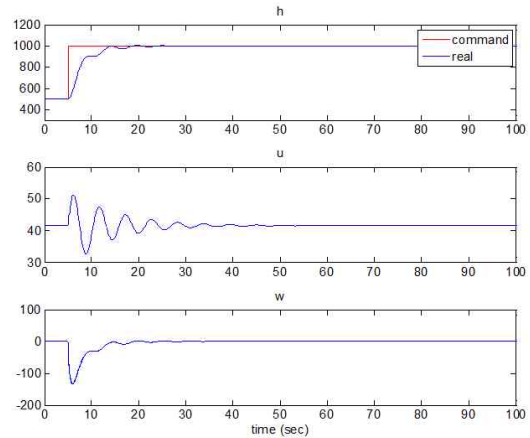


Fig 2. Altitude(h[m]), Forward(u[m/s]) and Climb Speed(w[m/s]) Response in Altitude Control

하지만 상승속도가 과도한 것을 시뮬레이션을 통해 볼 수 있는데, 만약에 상승속도가 10m/sec 이하로 제한되어 있다면, 비행영역한계변수인 w와 고도명령 h사이에  $\dot{h} \approx -w + U_0\theta$ 와 같은 간단한 운동관계가 성립한다는 점을 이용하여 포화제한기를 추가하면 된다. Fig. 3은 Fig. 2와 같은 조건에서 고도명령에 레이트(rate) 포화제한기를 가했을 때의 시뮬레이션 결과이다.

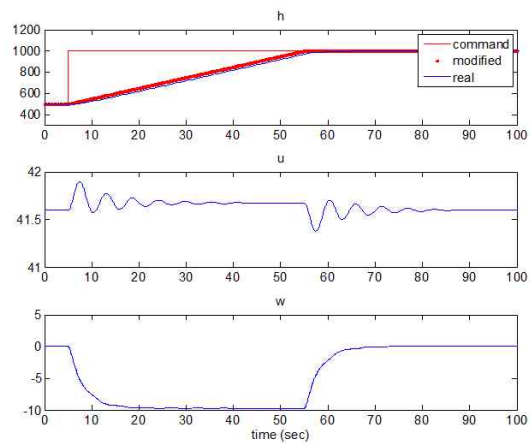


Fig 3. Altitude(h[m]), Forward(u[m/s]) and Climb Speed(w[m/s]) Response in Altitude Control with Rate Limiter

레이트 제한기(rate limiter)에 의해서 계단입력으로 주어진 고도명령이 고도변화율이 10m/sec로 포화되었으며, 상승속도는 10m/sec 이하로 제한되고 전진속도의 과도응답도 ±0.5m/sec중

분으로 제한됨을 알 수 있다.

이와 같이 비행영역제한 시스템은 간단하게 비행영역제한에 해당하는 제한기(limiter)를 명령입력상에 설치함으로써 구현할 수 있다. 이밖에 다른 예로서, 로터허브의 모멘트 제한시스템같은 경우는, 이와 밀접한 운동관계가 성립되는 피치각 명령에 제한기를 설치함으로써 구현할 수 있고, 토크제한시스템은 피치각과 상승속도 명령에 제한기를 설치함으로써 간단하게 구현할 수 있다.

### 3. Fast Model Predictive Control을 이용한 비행영역제한 알고리즘

#### 3.1 알고리즘 설계

외부루프제어를 사용하는 경우에서 명령필터 내의 운동명령에 포화제한기(saturation limiter)를 두는 경우는 안정성 문제를 야기할 수 있다. 또한 두 가지 이상의 제어목표가 상호 작용하면서 각자의 목표가 다를 경우, 한쪽을 절대적으로 만족시키면서 다른 쪽은 최대한 만족시키기 위한 제어를 수행해야 하는 등, 단순히 포화제한기를 설치함으로써 비행영역한계를 보호하지 못하는 경우가 있을 수 있다. 이 경우, PI제어기법으로 설계한 외부루프제어를 MPC기법을 이용하여 대체할 수 있다.

MPC는 설계단계에서 명시적으로 시스템에 가해지는 제한조건을 다룰 수 있으므로 비행영역제한 알고리즘을 설계할 수 있는 적절한 기법이 될 수 있다. 일반적으로 MPC는 입력을 계산하는 매 순간마다 매우 복잡한 최적화문제를 풀어야 하기 때문에, 실제 제어기로 구현하는데 방대한 계산량으로 인한 실시간성의 문제가 따른다. 미리 최적의 MPC 제어값을 오프라인에서 계산하여 테이블로 만든 후, 온라인에서 테이블을 검색하여 제어값을 산출하는 Explicit MPC 알고리즘이 개발되었지만, 상태변수가 많은 시스템이나 예측구간 또는 제어구간이 긴 시스템에서는 제어값을 검색하는데 상당한 시간이 소요되어, 이 역시 실시간 문제에 적용하는 데에는 한계가 있다[12].

본 논문에서는 온라인상에서 최적화문제를 풀어 MPC 제어값을 계산하지만, 계산량을 대폭 줄인 이른바 Fast MPC를 이용하였다. Fast MPC 알고리즘을 정리하면 다음과 같다[13]. 먼저 MPC의 표준문제는 다음과 같다. 다음과 같이 주어진 이산시간 플랜트 모델과 제한조건에서

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bs(k) \\ y(k) &= Cx(k) \\ s_{\min} &\leq s(k) \leq s_{\max} \\ x_{\min} &\leq x(k) \leq x_{\max} \end{aligned} \quad (4)$$

다음과 같은 목적함수  $J$ 를 최소화 시키는 제어입력의 집합  $s(k), s(k+1), \dots, s(k+N)$ 를 계산하는 것이다.

$$\begin{aligned} J &= \sum_{i=0}^N e^T(k+i) Q e(k+i) \\ &\quad + s^T(k+i) R s(k+i) \\ e(k) &= y(k) - r(k) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서  $x(k)$ 는 상태변수이며,  $r(k)$ 는  $y(k)$ 가 추종해야 할 기준명령값이다. MPC는 일정구간  $N$ 에서의 제어입력의 집합을 계산한 후, 실제 제어입력으로는 첫 번째 항인  $s(k)$ 만을 사용한다. 위 제어문제를 최적화 문제인 quadratic program 문제로 변환 한 후, 최적화 기법으로 푸는 것이 일반적인 MPC 알고리즘이라면, Fast MPC는 quadratic program 문제로 변환 할 시, sparse구조를 최대한 이용할 수 있는 특별한 방법으로 변환한다. 그래서 Fast MPC는 최적화 기법을 적용할 시, warm start, fixed iteration, early termination 등의 휴리스틱기법을 사용하여 MPC 계산량을 대폭 줄이는 방법이다. 본 논문에서는 MATLAB으로 Fast MPC 알고리즘을 구현했으며 이를 통해 비행영역제한 알고리즘을 개발하였다.

앞서 설계한 MFC에서는 전 비행영역에서 요구되는 비행성을 일정하게 만족시키기 위하여 명령필터를 설계하고, 명령필터가 산출하는 비행궤적을 추종하는 제어기를 설계하였다. 따라서 MFC가 구현된 시스템의 운동특성은 간단히 명령필터의 운동특성과 근사적으로 동일하다고 볼 수 있기 때문에, 본 논문에서는 MPC의 플랜트로서 명령필터의 동역학 모델을 약간 수정하여 사용하였다. 또한 비행영역한계는 식 (4)로 주어지는 시스템 상태변수의 제한조건으로 표현할 수 있는데, 제한조건에는 절대적으로 만족시켜야 하는 비행영역한계나 제어 목적을 기술하며, 목적함수 (5)에는 상대적으로 덜 중요한 제어목적이거나 상태변수 또는 제어입력 제한조건을 기술하면 된다.

앞서 설명한 바와 같이, MPC는 PI제어기법으로 설계한 외부루프를 대체한다. 따라서 내부루프는 수직축 속도, 피치각, 롤각, 요각속도를 제어하며, 전방속도, 가로축 속도, 비행방향 및 고

도 등은 외부루프인 MPC가 제어한다. 이를 그림으로 도시하면 Fig. 4와 같다.

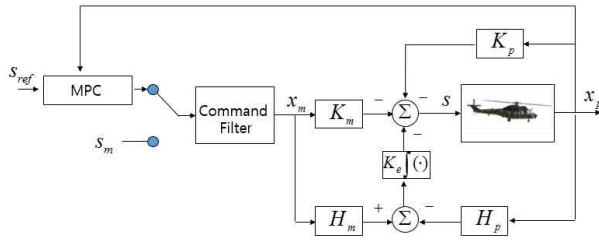


Fig 4. MPC with Outer Loop

### 3.2 시뮬레이션

앞 절과 마찬가지로 시뮬레이션은 Bo105 선형 모델로 수행됐으며, 비행조건은 150km/h이었다. 시뮬레이션 시나리오는 피치각 명령을 -10도로 주었을 때의 전진속도 변화였다. Fig. 5를 보면 전진속도가 30초만에 약 40m/sec 만큼 증가함을 알 수 있다. 이 경우 헬리콥터의 전진 속도 한계를 초과함으로 비행영역한계를 벗어나게 된다.

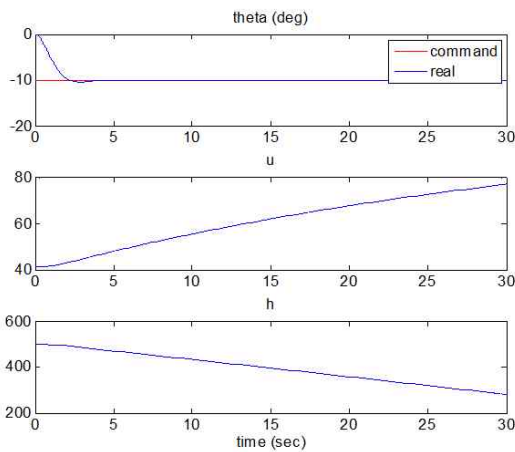


Fig 5. Forward Speed(u[m/s]) and Altitude(h[m]) Response in 10° Pitch Command

같은 조건에서 이번에는 MPC를 이용한 비행영역제한 알고리즘을 설계하여 전진속도 최대 한계를 보호하도록 했다. 이 경우 목적함수는 다음과 같이 설정되었다.

$$J = \sum_{i=0}^N Q(\theta(k+i) + 10 \times \pi/180)^2 + s^T(k+i) R s(k+i) \quad (6)$$

평가구간은 0.5초로, Q와 R은 적당한 값으로 설정되었다. 전진속도 증분 제한조건은 20m/sec로 설정되었다.

$$0 \leq \Delta u \leq 20 \text{ m/sec} \quad (7)$$

Fig. 6은 MPC로 최대 전진속도 보호 알고리즘을 설계한 후 시뮬레이션을 수행한 결과이다. 그림에서 나타나는 것처럼 전진속도의 증가분이 20m/sec 이내로 제한되는 것을 볼 수 있다. 또한 피치 명령이 전진속도가 제한되도록 자동으로 수정됨으로써, 고도가 서서히 감소되는 것을 확인할 수 있다.

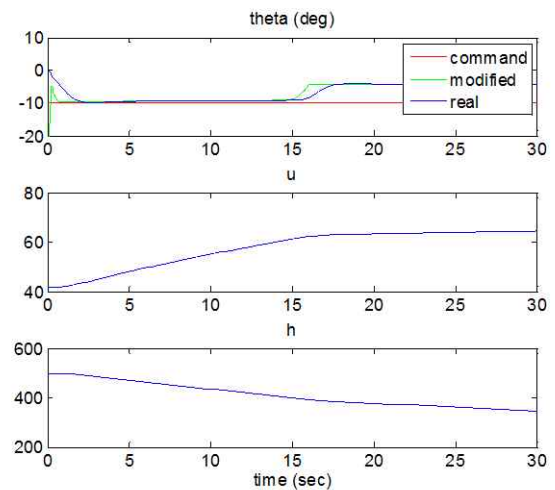


Fig 6. Forward Speed(u[m/s]) and Altitude(h[m]) Response (Envelope protection) in 10° Pitch Command

## 4. 결 론

본 논문에서는 진보된 제어법칙이 적용된 현대 헬리콥터 비행제어시스템에 적합한 비행영역제한 알고리즘을 개발하였다. 먼저 MFC를 이용하여 ADS-33 비행성 규정을 만족하는 헬리콥터 비행제어 알고리즘을 설계하였다. 이 구조에서는 비행한계변수와 항공기의 운동상태간에 간단한 운동관계가 존재하기 때문에 비행영역제한 알고리즘을 명령필터 내에서 명령제한기(command limiter)형태로 비교적 쉽게 설계할 수 있었다. 단순히 포화제한기(saturation limiter)를 설치함으로써 비행영역한계를 보호하지 못하는 경우, PI 제어기법으로 설계한 외부루프제어를 MPC기법을 이용하여 대체하였으며, Fast MPC 기법을 이

용하여 비행영역제한 알고리즘을 설계하였다. 본 논문에서 설계한 비행영역제한 알고리즘의 성능을 시뮬레이션을 통하여 증명하였다.

### 참고문헌

- 1) Gmelin, B. L., Handling Qualities in "Helicopter/Weapon System Integration", May 19-21, 1997, Winchester, UK, AGARD LS-209, pp. 3.11-3.19
- 2) Sahani, N., Envelope Protection Systems for Piloted and Unmanned Rotorcraft, *Ph.D. thesis*, Penn State University, 2005.
- 3) Yavrucuk, I., Prasad, J. and Calise, A., "Adaptive Limit Detection and Avoidance for Carefree Maneuvering", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf.*, Aug.6-9, 2001, Montreal, Canada, 2001, Paper No. 4003.
- 4) Horn, J., Calise, A. and Prasad, J., "Development of Envelope Protection Systems for Rotorcraft", *American Helicopter Society 55<sup>th</sup> Annual Forum*, Montreal, Canada, 1999.
- 5) Unnikrishnan, S., Yavrucuk, I. and Prasad, J., "Teactionary Envelope Protection for Autonomous UAVs", *American Helicopter Society 61<sup>st</sup> Annual Forum*, Grapevine, TX, USA, 2005.
- 6) Yavrucuk, I. and Prasad, J., "Adaptive Limit Margin Prediction and Control Cueing for Carefree Maneuvering of VTOL Aircraft", *AHS Flight Controls and Crew System Design Technical Specialists' Meeting*, Philadelphia, PA, USA, 2002.
- 7) US Army Aviation and Missile Command, Aviation Engineering Directorate, ADS-33E-PRF, Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft, 2000.
- 8) Kumar, M., Sampath, P., Suresh, S. Omkar, S. and Ganguli, R., "Design of a Stability Augmentation System for a Helicopter using LQR Control and ADS-33 Handling Qualities Specifications", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 80(2), 2008, pp. 111-123.
- 9) Frost, C. R., Hindson, W. S., Morales, E., Tucker, G. E. and Dryfoos, J. B., Design and Testing of Flight Control Laws on the RASCAL Research Helicopter, *AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Aug 5-8 2002, Monterey California, AIAA 2002-4869 pp. 1-11
- 10) Trentini, M., Mixed Norm Control of a Helicopter, *Ph.D. thesis*, University of Calgary, 1999.
- 11) Trentini, M. and Pieper, J., "Model-Following Control of a Helicopter in Hover", *Proc. of IEEE International Conf. on Control Applications*, Dearbon, MI, USA, 1996.
- 12) Zeilinger, M., Jones, C. and Morari, M., "Real-Time Suboptimal Model Predictive Control Using a Combination of Explicit MPC and Online Optimization", *IEEE Transactions on Automatic Control*, 56(7), 2011, pp. 1524-1534.
- 13) Wang Y. and Boyd, S., "Fast Model Predictive Control Using Online Optimization", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 18(2), 2010, pp. 267-278.