

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(1), 61-69(2013)
 DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.1.61>

GUI 기반 가상모의시험 비행성 평가 S/W 개발

조승규*, 이인석**, 김병수***

S/W Development of Flying Qualities Evaluation in Virtual Flight Test using MATLAB GUI

Seung-gyu Cho*, Ihn-seok Rhee** and Byoung-soo Kim***

Department of Aerospace and System Engineering Gyeongsang National University*.,***,
 School of Mechatronics Engineering Korea University of Technology And Education**

ABSTRACT

In an evaluation process of aircraft flying qualities, a clear and concise application interface is important since an evaluation process requires numerous repeated evaluation. This flight evaluation program have implemented efficient flight evaluation user interface along with changed trim condition interface and composed of comprehensive evaluation interface have mounted all automated FQ evaluation modules that was selected to be compose of 14 items in respect of an unmanned fixed-wing aircraft. Accordingly when it is necessary to design the flight control system as well as to develop a FQ considered aircraft, this S/W can be utilized as a tool that is a useful test evaluation S/W with scalability and enable to reduce the time and the cost of verification and evaluation process.

초 록

항공기 비행성 평가 과정에서는 수많은 평가의 반복이 필요하기 때문에 평가 시스템에 있어서 간결하고 명확한 응용 인터페이스가 중요하다. 본 비행성 평가 프로그램은 달라진 트림 조건의 사용자 환경과 함께 효율적인 비행성 평가 사용자 환경을 구현하였다. 그리고 14 항목으로 선별된 무인 고정익기의 비행성 평가 자동화 모듈을 모두 탑재한 종합 평가 환경을 구성하였다. 이에 따라 비행제어시스템 개발은 물론 비행성이 고려된 항공기를 개발함에 있어서 검증 및 평가 과정에 소요되는 비용과 시간을 대폭 감소시키고 향후 확장성을 겸비한 유용한 시험 평가 검증 도구로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

Key Words : Flying Quality(비행성 평가), Handling Quality(비행성 평가), Flight Test Simulation(가상모의시험), MATLAB GUI(맷랩 그래픽 유저 인터페이스)

1. 서 론

비행성이라 함은 대상 항공기의 임무 관점(FQ, Flying Quality)과 조종입력에 대한 항공기

의 반응 관점(HQ, Handling Quality)에서의 성능을 아울러 통칭하는 말이다. 이 비행성을 평가하기 위한 방법으로는 조종사의 주관적인 판단에 근거한 쿠퍼-하퍼 평점(Cooper-Harper rating

† Received: September 18, 2012 Accepted: December 27, 2012

*** Corresponding author, E-mail : bskim@gnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

scale)과 입력에 대한 항공기의 반응을 기준으로 판단하는 정량적 판단법이 있다. 고정익기의 경우 미 군사 규격 MIL-HDBK-1797⁽¹⁾은 유인 항공기의 비행성에 대한 정량적인 기준(Criteria)을 제시해 주고 있다. 이와는 다르게 영국군의 Def Standard 00-970 Part 9는 무인 항공기에 대한 규격이지만 항공기 시스템에 대한 내용이 대부분으로 비행성 평가를 위한 요구 규격으로는 적합하지 않다. 따라서 비행성 평가를 정량적으로 판단하는 범주에 있어서 무인 항공기의 비행성 요구 규격은 유인 항공기에 대한 미 군사 규격 MIL-HDBK-1797이 적합하다.

MIL-HDBK-1797에서는 유인 항공기에 대해 적용되고 있는 시험 평가 기법들을 제시하고 있는데 이 기법들은 무인 항공기에도 동일하게 적용가능하다. 대표적인 시험평가 기법으로는 저차수 등가 시스템(LOES, Low Order Equivalent System) 추정 기법^(3,4)과 파라미터변화에 대한 민감도 해석기법, 비선형 시뮬레이션 및 PILS를 통한 시험평가기법을 들 수 있다. 기존의 선형해석에 따른 LOES 추정 기법과 민감도 해석기법은 선형 및 비선형 모델에 대하여 수행^(9,10)되어 왔으나 본 비행성 평가 시스템에서는 비선형 시뮬레이션을 통한 시험평가 기법이 수행된다.

이러한 요구 규격과 평가 기법을 토대로 하여 고정익기에 대한 가상모의시험 비행성 평가 S/W를 개발하였다. 기존 개별적으로 완성된 세부 평가항목의 자동화 모듈들은 MATLAB GUI를 이용하여 하나의 시스템 안으로 통합되었고 사용자가 항공기를 선정하고 트림 조건을 설정하여 원하는 평가 항목을 수행하기에 간편한 통합 환경으로 만들어졌다.

외국의 비행성 평가 프로그램으로는 록히드 마틴에서 보유하고 있는 Matrix X 프로그램을 들 수 있다. 이는 DOS 운영체제이고 명령어 구문 입력으로 프로그램이 실행된다. 본 비행성 평가 시스템은 이와 다르게 MATLAB GUI로 구성된 평가 환경으로써 보다 유연한 환경을 가진다. 이 환경은 평가 항목별로 구성된 모듈을 보면서 원하는 항목을 선택하여 평가할 수 있고 각각의 모듈을 확장함으로써 시스템을 개선하고 통합할 수 있게 한다. 그리고 Matrix X 프로그램과 같이 평가 전 과정이 자동화되어 있어 동등 수준의 기술 평가 신뢰도를 예상할 수 있다.

본 비행성 평가 시스템의 개발에 따라 비행제어시스템 개발 시 반드시 필요한 검증 및 평가 과정의 소요비용과 시간을 대폭 감소할 수 있을 것으로 보이며 향후 확장성을 겸비한 유용한 시

Table 1. Flying Qualities Requirement

고정익기 (MIL-HDBK-1797)	Pitch axis	
	§4.2.1.1	Long-term pitch response
	§4.2.1.2	Short-term pitch response
	§4.3.1.1	Transient flight path response to attitude change
	§4.3.1.2	Steady-state flight path response to attitude change
	§4.4.1	Speed response to attitude changes
	Roll axis	
	§4.5.1	Roll mode
	§4.5.1.2	Spiral stability
	§4.5.1.3	Coupled roll=spiral oscillation
	§4.5.1.4	Roll oscillations
	§4.5.1.5	Roll time delay
	§4.5.8.1	Roll axis response to roll control inputs
	Yaw axis	
	§4.6.1.1	Dynamic lateral - directional response
§4.6.1.2	Steady sideslips	
§4.6.2	Yaw axis response to roll controller	

험 평가 검증 도구로 활용될 수 있을 것이다.

이러한 비행성 평가 시스템 개발에 관하여 2.1장에서는 선별된 무인 항공기의 요구도를 제시하였고 2.2장에서는 가상모의시험의 대상 항공기 모델을 소개하였으며 2.3장에서는 비선형 모델에 대한 대표적인 비행성 평가기법을 제시하였다. 2.4장에서는 MATLAB GUI를 이용하여 개발한 비행성 평가 S/W를 설명하였다.

II. 요구도와 대상항공기

2.1 비행성 평가 요구도

무인항공기에 대한 가상모의시험 비행성 평가 항목은 MIL-HDBK-1797에서 제시한 항목을 기준으로 하여 무인항공기 모델의 적합성과 자동화 적용가능성을 중심에 두고 선별하였다. 무인항공기 모델의 적합성 측면에서는 조종사 유도 진동(Pilot Induced Oscillation)을 제외하였고, 자동화 적용가능성 측면에서는 조종력(Control force) 및 조종변위(Control displacement)와 비대칭 추력(Asymmetric thrust), 조종 민감도(Control Sensitivity), 정성적 요구도와 관련한 항목들을 제외하였으며, 추가로 초음속 비행과 관련한 항목들을 제외하였다.

MIL-HDBK-1797에는 94항목의 비행성 평가항목이 있는데, 선별된 고정익 무인 항공기의 비행성 평가항목은 종축 5항목, 횡축 6항목, 방향축 3항목의 14가지 평가 항목이다. Table 1은 고정익 무인 항공기의 비행성 평가 항목을 보여준다.

2.2 대상항공기 모델

본 비행성 평가 시스템에 이용되는 고정익 대상항공기는 중고도 무인기(MUAV) 비선형 모델

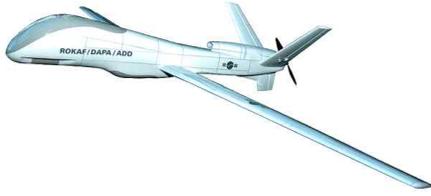


Fig. 1. Medium-altitude UAV

Table. 2 MUAV Specifications

최대이륙중량	9,367 lbs	최대 추력	700 lbs
롤 관성모멘트	17,429 slug-ft ²	주익 면적	343.6 ft ²
롤 관성모멘트	13,670 slug-ft ²	주익 스패น	83 ft
요 관성모멘트	33,197 slug-ft ²	평균공력시위	4.5

이다. Fig. 1과 Table 2는 가상모의시험을 수행하기 위해 제공된 중고도 무인기의 형상과 제원이다. 비행성 평가에 대한 항공기 등급(Class)은 중형 항공기이므로 Class II이며, 모든 비행단계(Flight Phase)를 대상으로 한다.

III. 비행성 평가 기법

항공기의 제어법칙 설계에서 선형해석을 수행할 때에는 하나의 설계점(트립조건)에서 제어법칙을 설계하고 성능 평가를 수행한다. 그러나 이 경우 제어계의 성능 및 안정성은 그 설계점 근처에서만 만족하는 제약이 있다. 따라서 전체 비행영역을 커버하는 제어계를 설계하기 위해 게인 스케줄링(Gain Scheduling) 기법을 이용하는데 통상적으로 가장 많이 사용되는 방법이지만 비행 제어시스템이 비행 전 영역에서 만족할 만한 성능 및 안정성을 보이는지 평가할 필요가 있다.

따라서 전체 비행영역 내에서 안정성, 조종성, 비행성, 강건성 등의 요구도를 만족하는지를 판별하기 위해서는 비선형 시뮬레이션이 반드시 필요하다. 이에 대한 도식적인 표현을 Fig. 2에 나타

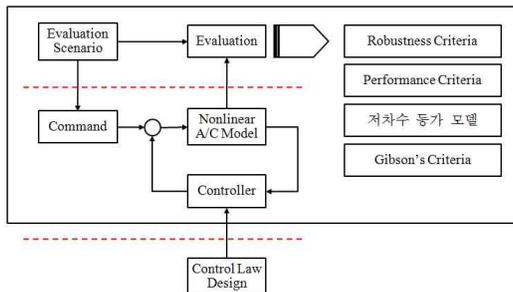


Fig. 2. An automation concept of nonlinear simulation

내었다. 본 비행성 평가 시스템에서는 비실시간 시뮬레이션을 기반으로 하여 비선형 가상모의시험이 평가된다.

3.1 저차수 모델 추정

고전적인 항공기의 운동특성으로부터 얻어진 비행성 평가기준(MIL-F-8785C)을 현대의 복잡한 고차 제어 시스템에 적용하기 위해 저차수 등가 시스템(LOES, Low Order Equivalent System) 추정 기법이 제안⁽²⁾되었으며, 국내에서도 이에 대한 연구^(11,12)가 이어져 왔다.

LOES 추정 기법이란 동일한 페루프 응답을 가지는 등가 모델을 저차로 추정하여 비행성을 평가하는 파라미터 추정 방법이다. LOES를 이용한 추정 시에는 파라미터 추정 방법에서 사용하는 입력과 출력데이터를 동일하게 사용하는데, 입력으로서 조종사의 조종간 또는 페달의 변위(Deflection)나 조종간의 반력(Stick force)을 이용하게 된다. 물론 출력으로는 받음각 또는 롤 각 속도와 같은 항공기 응답 변수를 이용한다. 종축 단주기의 경우 다음 식 (2)과 같이 알려진 저차수 전달함수를 이용하여 항공기의 비행성능을 평가한다.

$$\frac{q(s)}{\delta_e \text{ or } F_e(s)} = \frac{K_\theta \left(s + \frac{1}{T_{\theta_2}} \right) e^{-\tau_e s}}{s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} \quad (1)$$

$$\frac{q(s)}{\delta_e \text{ or } F_e(s)} = \frac{(b_1s + b_0)e^{-\tau_e s}}{s^2 + a_1s + a_0} \quad (2)$$

여기서 q 는 피치각속도이고, δ_e 는 조종간의 변위이며, F_e 는 조종간의 반력이다. τ_e 는 등가 피치 시간지연(Equivalent Pitch Time Delay)이고 K_θ 는 제어 이득을 포함한 피치각 모델의 계수이며 T_{θ_2} 은 고주파 피치 자세 영점(High-frequency pitch attitude zero)이다.

LOES 평가 기법에서는 Fig. 3과 같이 입력 (δ_e or F_e)과 출력(q) 데이터를 고정밀 푸리에 변환⁽⁵⁾을 이용해 주파수 영역으로 변환하고 시간지연을 고정된 수식오차(Equation Error) 방법을 이용해 비선형 회귀에서 필요로 하는 해 근방의 초기값을 확보하며 출력오차(Output Error) 방법을 통해 비선형 최적화(뉴턴법, 비선형 심플렉스법, 마쿼트 변형법)를 수행함으로써 시간지연(τ_e)을 포함한 파라미터들을 추정하게 된다.

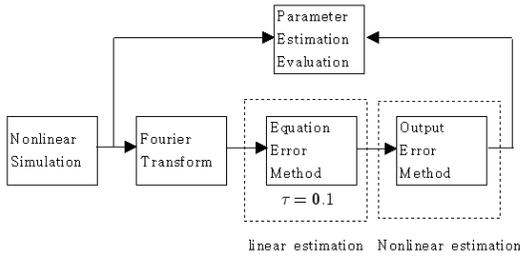


Fig. 3. The Application of the Equation Error And Output error Method

횡측의 경우에도 롤측 모델(p)과 요측 모델(β)에 대해 파라미터를 추정하여 평가한다.

3.2 시간반응 주파수 추정

시간응답의 분석은 비선형 모델의 가상모의시험 응답을 바탕으로 한다. 이럴 경우에는 응답이 편향하는 경향(drift)이 있을 수 있기 때문에 대수감쇠율 해석기법을 적용하는 데에는 무리가 있다. 이에 따라 MATLAB GUI를 이용하여 Fig. 4와 같은 별도의 시간응답 해석 도구를 개발하였다. 이 도구는 조종입력이 끝나고 난 이후의 감쇠자유진동(Damped free response)을 해석하는 도구로서 식 (3)과 같은 2차 진동함수의 파라미터를 사용자가 조절하여 주어진 계측 응답과 일치시킨 다음 그 때의 파라미터를 결과값으로 취하는 프로그램이다.

$$y = X e^{-\zeta \omega_n t} \sin \omega_d (t - t_0) + \phi + C(t - t_0) + D \quad (3)$$

여기서 X 는 진폭이고, C 는 기울기(Slope), D 는 바이어스(Bias)이다. 또한 $\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}$ 이다.

파라미터의 추정은 그래프 형상을 조절하는 스

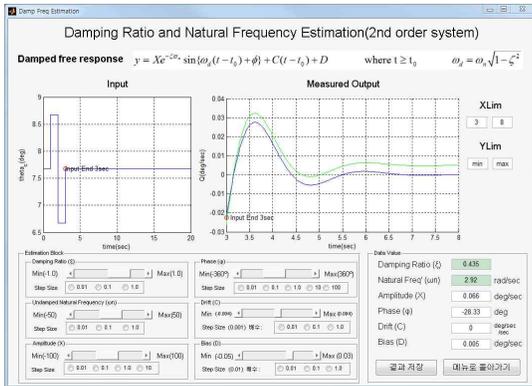


Fig. 4. Time response Frequency Estimation

크롤바를 움직이거나 직접 입력하여 수행한다. Fig. 4의 시간응답 그래프에는 주어진 시간응답과 일치된 그래프 형상을 보이기 위해 임의의 바이어스 0.005 deg/sec를 더하였다.

3.3 시간응답 피크 추정

시간응답의 편향하는 경향으로 인해 비선형 회귀 분석을 이용하는 경우도 있다. 롤 진동(Roll oscillation) 또는 옆미끄럼각 이탈(Sideslip excursion) 평가에서 나타나는 중요한 비행성 파라미터⁽⁹⁾로 ψ_β 는 Fig. 5와 같이 롤 입력으로 계단입력을 가했을 때 편향하는 옆미끄럼각의 시간응답에서 구한다. ψ_β 는 β 응답에서 볼 수 있는 더치를 모드 진동의 지연을 의미하는 위상각이다. 대상항공기 MUAV에 대한 ψ_β 파라미터는 식 (4)로 계산되며 옆미끄럼각의 시간응답에서 $t_{n\beta}$ 는 n 번째 극부 최소를 갖는 시간이다. Fig. 6와 같이 편향하는 그래프에서 극값을 구하기 위해 비선형 회귀를 통해 관측구간에서 10차 이상의 회귀 관계식을 복원하고 일차원 탐색 또는 다항식 보간을 이용하여 극값을 찾는다.

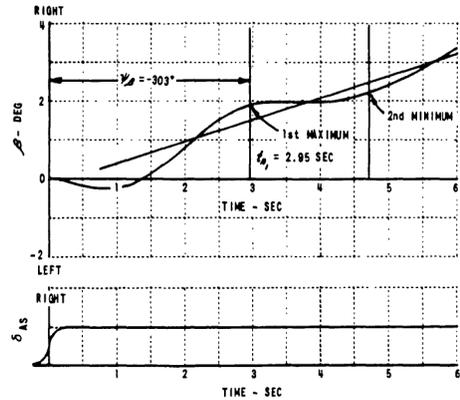


Fig. 5. $t_{n\beta}, \psi_\beta$ Definition

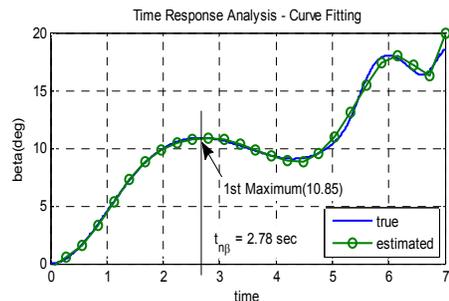


Fig. 6. Time response peak analysis

$$\psi_{\beta} = -\frac{360}{T_d} t_{n,\beta} + (n-1)360 \text{ (deg)} \quad (4)$$

MUAV의 T_d 는 더치를 모드의 주기이며 5.42 sec, $t_{n,\beta}$ 는 2.78 sec로 ψ_{β} 는 -185° 이다.

3.4 시간응답 T_{θ_2} 와 DB

중축 단주기 피치 응답 항목의 비행성 평가에서 중요 파라미터인 T_{θ_2} 와 DB(Dropback)는 피치각속도(q_{cmd})의 펄스 입력에 대하여 피치 자세와 비행경로각의 시간응답에서 구할 수 있다. Fig. 7은 280 ft/sec, 40,000 ft 설계점에서 MUAV 시간응답에 대한 GUI 분석 화면으로 T_{θ_2} 가 3.39 sec, DB가 0.35 deg로 DB/q는 2.82 sec로 분석되었다.

3.5 비행성 평가 기법과 기준

중축 단주기 피치 응답 항목의 비행성 평가에서는 시간응답과 LOES, Gibson's Criteria, Neal-Smith Criteria, Bandwidth Criteria의 평가 기법을 이용하여 다방면으로 비행성을 평가하게 된다. 대표적인 비행성 평가 결과로서 시간응답 평가 기법을 통한 MUAV의 평가 결과를 Fig. 8에 제시하였다. 평가 기준은 유인항공기의 요구 기준과 동일하다. Table 3은 주어진 설계점에 대한 MUAV의 단주기 피치 응답의 비행성 평가 결과이며 n/α 에 대한 ω_{sp} 의 결과 데이터이다. 중축 파라미터 n/α 는 단위 받음각에 대한 수직가속도(n)의 변화율로 다음 식(5)에 따라 분석되었다.

$$\frac{n}{\alpha} \doteq \frac{V}{g} \frac{1}{T_{\theta_2}} \text{ (g/rad)} \quad (5)$$

여기서 V 는 항공기의 비행 속도(ft/sec)이며, g 는 중력가속도(ft/sec²)이다.

3.2절의 시간응답 주파수 추정을 통해 MUAV의 단주기 주파수(ω_{nsp})는 2.92 rad/sec로 추정되었고 280 ft/sec의 트림 속도를 고려하여 $n/\alpha = (280/32.2)(1/3.39) = 2.57$ g/rad을 얻는다.

Table 3. Short-term pitch response FQ Result

Flight Phase Category	Flight Phase	Air-speed (ft/s)	Altitude (ft)	ω_{nsp} (rad/s)	n/α (g/rad)	Level
B	CR	280	40,000	2.92	2.57	1
B	CR	335	40,000	4.32	6.72	1
B	CR	390	40,000	4.62	9.95	1

이 외에도 CAP, $\omega_{sp} T_{\theta_2}$ 등의 파라미터로 단주기 피치 응답의 비행성은 평가될 수 있으며, 가상모의시험 비행성 평가 S/W에 포함되어 있다.

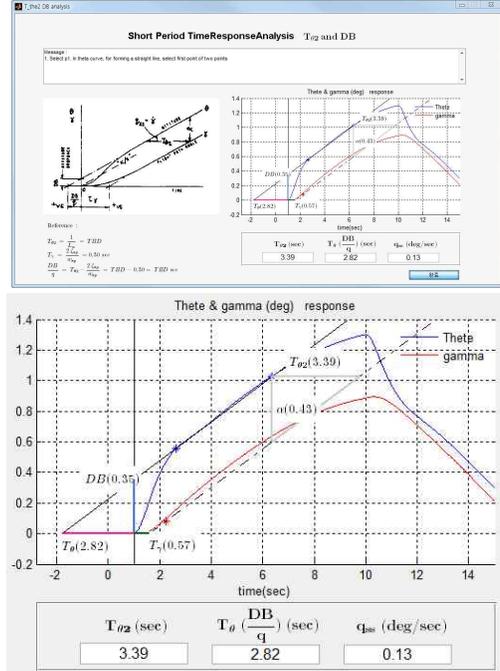


Fig. 7. Time Response T_{θ_2} and DB analysis

ML-F-8785C 3.2.2.1.1. Short Period Frequency and Acceleration Sensitivity Category B

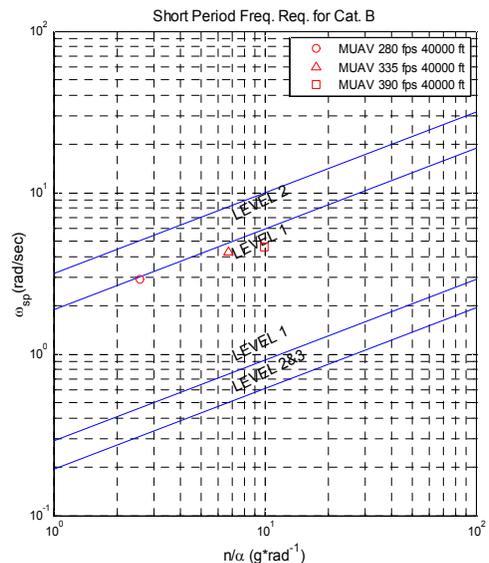


Fig. 8. Short-term pitch response FQ Result

력을 인가한다. 이 외에도 횡측 더치롤의 시간반응 평가에서는 더블릿 입력을 $a_{y\text{cmd}}$ 에 가하는 등 평가하는 방식이 모두 상이하여 개별 설정이 가능한 스위치를 통해 서로 다른 입력의 변경이 가능하도록 하였다. 대상 항공기 모델 내에는 모델의 성능을 저해하지 않는 범위에서 시험 평가 Template(Switch)를 추가로 장착하였고 Script M-file에서는 각각의 스위치를 컨트롤하는 코드를 두어 자동화된 평가 환경을 구현하였다.

또한 가상모의시험에서는 GUI 함수가 가지고 있는 메모리 영역 안에서 비선형 모델이 실행되는데, 선행하여 구한 트림 결과를 반영하지 못하는 문제가 있었다. 이 문제는 각각의 변수를 전역변수로 지정하면 해결되지만 변수의 이름이 경우에 따라서 중복되고 코드가 복잡해진다. 따라서 MATLAB에서 제공하는 모델만의 메모리 공간(Model Workspace)을 활용하는 방법을 이용하였고, 전역변수의 사용을 피할 수 있었다.

평가 결과의 그래프는 Fig. 13과 같이 한 창에서 볼 수 있다. 그리고 Fig. 12의 화면 우측 하단에 위치한 리포트 버튼을 이용하면 Fig. 14와 같이 HTML 리포트를 볼 수 있다.

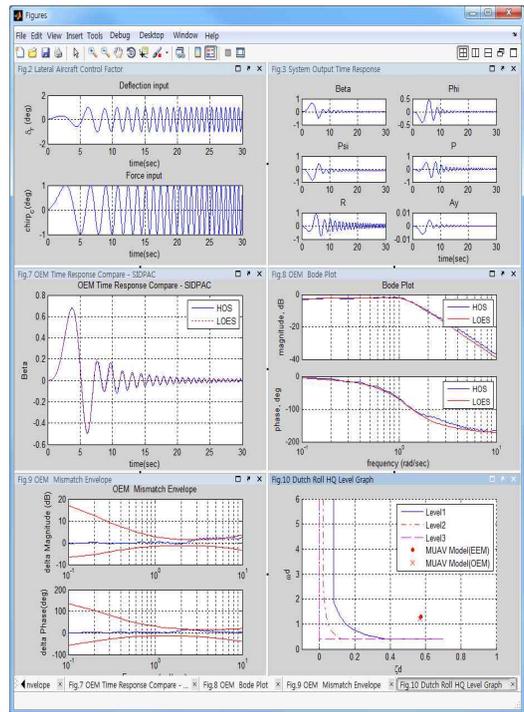


Fig. 13. Dutch Roll Evaluation Result

PV_milhdhk1797_4611
Maximize

MIL-HDBK-1797 §4.6.1.1 Dynamic lateral-directional response

Method of Evaluation

Time Response Analysis(2n.un)
Low Order Equivalent System(4r,undr)

Working Directory

E:\MATLAB\GUI_v33_121213\Default_Script\milhdhk1797_4611\milhdhk1797_4611_TimeResponseTest

Result of Evaluation

Output Graph

Script(M-file) Editor (File: milhdhk1797_4611_TimeResponseTest.m)

```

%% 순서
%% 1. 시험 평가 설정
%% 2. 비실시간 가상모의시험 코드
%% 3. TimeResponse 평가 코드

%% 1. 시험 평가 설정

% 입력과 출력 파라미터 선정
% 입력 파라미터 선정
% 24. Power(%) 25. Elev(rad) 26. Tail(rad) 27. Aa(rad) 28. Rudd(rad)
% 29. thrust_cir(rad) 30. theta_cir(rad) 31. phi_cir(rad) 32. ay_cir(ft/sec2) 33. Chirp(rad)
% input=32
% 출력 파라미터 선정
% 6. Pa(rad/sec) 2. Qi(rad/sec) 3. R(rad/sec) 4. Phi(rad) 5. Theta(rad)
% 8. Pa(rad/sec) 7. Ax(ft/sec2) 8. Ay(ft/sec2) 9. Az(ft/sec2) 10. V_I(ft/sec)
% 11. M(Mach) 12. H(ft) 13. Alpha(rad) 14. Beta(rad) 15. Nz(g)
% 16. Ny (g) 17. gamma(rad) 18. u(ft/sec) 19. v(ft/sec) 20. w(ft/sec)
% 21. X_n(r) 22. Y_n(r) 23. Z_n(r)
% output=8;

% 자율비행 설정 Autopilotmode setting (fv32 mode)
% Autopilot mode setting
% Longitudinal (SAS only : 0, Vel & AR: 7, Vel & Theta : 6, Vel &
% SAS : 4, AR : 3, Theta : 2) (default:7)
% Lateral (SAS only : 11, Roll Hold : 13, Bank Hold : 15) (default:13)
Aplilotongmode=6;
Aplilotatmode=15;

% 입력 형태 설정
                    
```

Status Window

Started: Main GUI Window and Loaded default setting mfile...
Selected Method of evaluation : Time Response Analysis

Requirement

대상항공기의 비행단계(Flight Phase)
- Category A의 중첩(Reconnaissance, RC)
- Category B의 순항(Cruise, CR)
- Category C의 이륙(Takeoff, TO)

MIL-HDBK-1797의 더치롤(Dutch Roll) 특성 시험 요구도

Level	Categ...	Class	ζ	$\zeta\omega$	ω
1	A(CO, ...	IV	0.40-		1.00
1	A	I,IV	0.19	0.35	1.00
1	A	I,II,III	0.19	0.35	0.4**
1	B	All	0.08	0.15	0.4**
1	B	I,II-C,IV	0.08	0.15	1.00
1	C	I,II,III	0.08	0.10	0.4**
2	All	All	0.02	0.05	0.4**
3	All	All	0.00-		0.4**

* Class III의 경우 감쇄율의 상한치는 0.70이다.
** Class III의 경우 3.3.2의 3.3.2.4.1와 3.3.5, 3.3.9.4의 항목을 만족하고 사용자(Procuring Activity)의 승인이 있을 경우 Dutch Roll 주파수의 최소치를 만족하지 않아도 된다.

Fig. 12. Evaluation GUI of Flying Qualities

V. 결 론

본 가상모의시험 비행성 평가 S/W는 비행성 평가 세부 항목을 모두 평가할 수 있는 종합시스템이라는 점, 비선형 모델의 가상모의시험이 신속하고 효율적으로 이루어 지는 점, 트림값 계산 환경이 개선되었다는 점, MATLAB GUI 기반으로 개발되어 평가항목 모듈 확장이 용이하다는 점, 비행성 평가에 필요한 분석 기법들이 반영되어 있는 점, HTML 리포트로 평가 결과를 정리하여 보여주는 점에서 그 개발의 의미를 가진다고 할 수 있다. 이에 본 비행성 평가 S/W를 활용함으로써 평가 수행 및 검증에 소요되는 비용 및 시간을 대폭 줄이고 비행제어시스템의 성능 개선에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

또한 본 S/W는 무인기 비행성 평가 항목에 대한 비행성 수준 평가와 평가 과정, 비행성 평가 파라미터 결과들을 제공하고, 요구 규격에서 제시하는 LEVEL 평가 그래프를 포함하고 있다.

반면에 본 S/W에서는 다른 대상항공기의 비행성을 평가하고자 할 때 모델마다 표준화된 시험평가 Template(Switch)를 장착해야 하는데 Template의 표준화가 되어 있지 않아 장착 소요

시간이 많다는 점과 항목별 HTML 리포트의 결과 정보를 모아서 종합된 리포트를 구성하는 설계가 아직 없다는 점 등이 부족한 점으로 앞으로 개선해야 할 사항이다.

향후 본 비행성 평가 S/W와 함께 Flight Gear를 연동하여 비행체 상태 데이터를 실시간으로 확인하고 조종력의 수동 입력이 가능하여 가상에서 실시간 비행성 평가가 이루어지는 개선되고 발전된 시험평가 시스템을 준비할 예정이다. 그리고 본 S/W는 무인기용으로 개발된 것이나 유인기의 비행성 평가 연구에도 활용될 수 있으므로 확장성 연구를 지속해 나갈 것이다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다. (계약번호 UD100048JD) 또한 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업으로 수행된 연구(2011-0031383)이기에 그 지원에 깊이 감사드립니다.

Report § 4.2.1.2 Short term pitch response

Contents

- Target Aircraft
- Flight Condition
- Method of Evaluation
- Output Result
- Fig 1 Damp Freq Estimation
- Fig 2 T_{the2} DB analysis
- Fig 3 Time delay TPR analysis
- Fig 4 zeta-freq analysis Interested Parameter
- Fig 5 System Output Time Response
- Fig 6 Q_{peak} analysis Interested Parameter
- Fig 7 System Output Time Response
- Fig 8 Short Period Freq. Req.
- Fig 9 Short-term Pitch Response CAP Req.
- Fig 10 Short Period Freq. wsp182 Req.

Target Aircraft

MUAV

Flight Condition

MUAV Flight Condition							
Flight Phase	Power(%)	Airspeed(ft/s)	Altitude(ft)	AoA(deg)	Weight(lb)	CG(% MAC)	Remark
Cruise(CR)	57.25	280	40000	7.67	291.15	22.09	

Method of Evaluation

Time Response Analysis(θ, γ)

Output Result

```

*** Short-term Time Response analysis RESULT ***
* Short Period Frequency (rad/sec) : 2.92 from Fig.1
* Short Period Damping Ratio : 0.44 from Fig.1
* Tthe2 (sec) : 3.39 from Fig.2
* Tthe(DB/qss) (sec) : 2.82 from Fig.2
* qss (deg/sec) : 0.13 from Fig.2
* n/alpha (g/rad) : 2.57 from Fig.8
* DP (g/rad/sec2) : 3.32 from Fig.9
* wsp_Tthe2 (rad) : 3.89 from Fig.10
TPR (Transient Peak Ratio) : 0.01 from -
tl (sec) : 0.01 from -
del_t (sec) : 0.05 from -
    
```

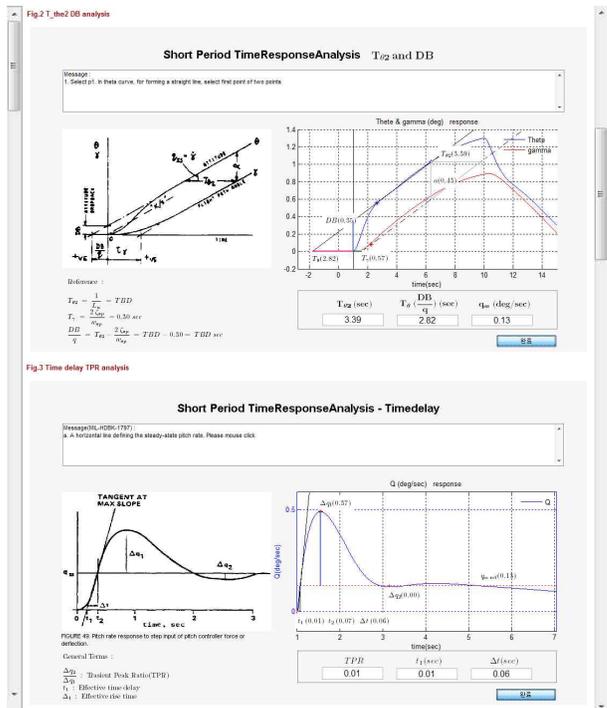


Fig. 14. HTML Report(§ 4.2.1.2 Short term pitch response)

References

- 1) U.S. Department of Defense, *Military Standard-Flying Qualities of Piloted Aircraft*, MIL-HDBK-1797, 1997.
- 2) Anon, *Military Standard-Flying Qualities of Piloted Aircraft*, MIL-STD-1797A (USAF), U.S. Department of Defense, USA, 1987.
- 3) Eugene A. Morelli, "Identification of Low Order Equivalent System models From Flight Test Data," NASA/TM-2000-210117.
- 4) Timothy J. Curry, "Estimation of Handling Qualities Parameters of the Tu-144 Supersonic Transport Aircraft Flight Test Data," NASA/CR-2000-210290.
- 5) Eugene A. Morelli, "High Accuracy Evaluation of the Finite Fourier Transform using Sampled Data," NASA/TM 110340.
- 6) Morelli, E.A., "System Identification Programs for Aircraft (SIDPAC)," AIAA Paper 2002-4704, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Monterey, CA, August 2002
- 7) Klein, V., Morelli, E. A., *Aircraft System Identification : Theory and Practice*, Reston, AIAA, 2006
- 8) Jeong-ho Park, Boo-min Kim, Byoung-soo Kim, "Evaluation Technique and Automating Code Development of Handling Quality for Conventional Aircraft," KSAS Fall Conference, 2008.11
- 9) Hwan-ho Jeong, Sang-Hwee Hong, Do-myoung Kim, Jinyoung Suk, "Assessment of a Longitudinal Axis Handling Qualities for Unmanned Rotorcraft Using ADS-33E," KSAS Spring Conference, 2009.4
- 10) Deok-kon Kim, Byoung-soo Kim, Choon-Bae Park, "Estimation of Handling Qualities Parameters Using Low Order Equivalent System," KSAS Fall Conference, 2002.11
- 11) Youngsu Han, Youdan Kim, "UAV Performance Analysis Using Low-Order Equivalent System Identification," KSAS Fall Conference, 2005.11