

지상진동시험결과를 이용한 KC-100 항공기의 플러터 해석모델 보정 Flutter Analysis Model Tuning of KC-100 Aircraft with the Ground Vibration Test Results

백승길[†] · 최용준^{*}
Seung-Kil Paek, Yong-Joon Choi

Key Words : Ground Vibration Test(지상진동시험), Flutter(플러터), Model Tuning(모델 보정), KC-100 Aircraft(KC-100 항공기)

ABSTRACT

The airframe ground vibration tests were conducted on the KC-100 aircraft according to the regulation requirement, KAS 23.629(a)(2) and the modal characteristics for the target modes were measured. To make FE model tuning, a design sensitivity approach with engineering judgment was implemented using MSC/Nastran and Attune, a genetic algorithm based parameter optimization software. Based on the comparison between initial prediction and test results, design variables such as beam cross-sectional properties and spring stiffnesses were devised. As the results, the correlation of the FE model to the GVT results was made appropriately, meeting the goal of matching the target frequencies within 5%.

기 호 설 명

[M] : 질량 행렬
 ϕ_a : 유한요소모델 모드 형상
 ϕ_t : 시험 모드 형상

1. 서 론

한국항공우주연구원은 한국항공우주산업(주)에서 주관하여 개발하는 단발 피스톤 프로펠러(이하 KC-100 소형항공기) 개발에 참여하고 있다. KC-100 소형항공기는 개인 소유나 전세기 운용 등의 목적으로 사용되는 범용항공기로서 한미간 BASA 협정(Bilateral Aviation Safety Agreement)을 맺기 위한 목적으로 FAR-23⁽¹⁾ 급의 인증요구도를 만족하도록 개발되고 있다.

FAR 23.629에서는 플러터, 조종역전, 다이버전스 등에 대해 20%의 마진을 요구하며⁽²⁾, 이를 위하여 플러터 해석 모델을 구축하여 설계 일정에 따라 플러터 안정성 분석을 수행해 왔다^(3,4). 이때 해석의 기본이 되는 것은 각 설계 단계에서 생성되는 유한요소모델(FEM)이다. 이 유한요소모델을 기초로 한 분석결과를 신뢰하기 위해서는 플러터 안정성 입증의 대상이 되는 항공기에 대하여 동적 특성을 정확히 확인하여야 하므로, FAR 23.629(a)(2)에서는 항공기의 고유진동수를 주요 구조 구성품에 대한 진동시험 또는 허가된 방법으로 결정할 것을 요구하고 있다.

KC-100에서는 특수한 시험 치구를 통하여 비행 상태를 모사한 상태(free-free 조건)에서 가진기를 통해 항공기를 가진하고 항공기 구조 응답을 측정하는 지상진동시험을 통해서 고유 모드 특성을 확인하고, 이 데이터를 기초로 유한요소모델을 보정하였다.

본 논문에서는 KC-100 항공기의 지상진동시험 결과, 유한요소모델의 보정 기법 및 보정 결과에 대해 소개하고자 한다.

[†] 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원
E-mail : seungkilpaek@kari.re.kr
Tel : 042-860-2769, Fax : 042-870-3590
^{*} 한국항공우주연구원

2. 지상진동시험(GVT)

2.1 시험 수행 방법

전기체 지상진동시험은 플러터 해석을 통해 결정된 플러터에 영향을 미치는 항공기 조건 및 Advisory Circular⁽⁵⁾를 참조하여 시험 조건을 설정하고, 각 형상에 대해 Target Mode의 고유 진동수, 모드 형상, 감쇠 계수를 측정하였다. Target Mode는 플러터 매커니즘을 구성하는 고유 모드 및 Advisory Circular에 데이터 획득을 권고하는 전형적인 항공기 고유 모드를 말한다. 정해진 진동수 범위 내에서 유한요소모델을 통해 계산되는 고유 모드의 개수는 매우 많지만 플러터 관점에서 의미가 있는 고유 모드의 수는 이보다 훨씬 적다. Target Mode를 설정하는 이유는 지상진동시험을 통해 획득해야 할 고유 모드, 즉 지상진동시험의 완료조건을 명확히 하기 위함이다.

Target 모드의 고유진동수, 고유 모드 형상, 감쇠 계수를 구하기 위하여 랜덤가진 후에 획득되는 주파수응답함수(FRF)를 이용하여 LMS사의 실험 모드분석 S/W인 CADA-X를 사용하였다. 하지만 조종면 회전모드의 고유진동수는 진동 진폭에 따른 비선형 효과를 확인하기 위하여 여러 가진력에 대해 획득하였다. 시간을 절감하기 위하여 가진 주파수를 수동으로 변화시켜 가면서 가진 신호와 응답 신호의 위상이 90°에 가까워지는 것을 확인함으로써 고유진동수를 결정하였다(아래에서 Sine Dwell 시험으로 표기함). 가진력이 증가하면서 고유진동수가 어느 정도 수렴하게 되는데, 이 진동수를 해당 모드의 고유진동수로 선정하였다.

한편 조종간 및 페달의 구속조건도 회전모드에 영향을 주기 때문에 구속조건에 대한 시험도 수행하였다.

2.2 시험 결과 분석

Target Mode에 대한 해석 결과와 지상진동시험 결과에 대해 Table 1에서 비교하고 있다. Table 1에서는 랜덤가진 시험결과와 예측치를 비교하여 보여주고 있으며, Table 2에는 조종면 회전모드의 Sine Dwell 시험결과를 보여주고 있다. Table 1을 살펴보면, 일부 굽힘 모드 등이 차이가 좀 나타나지만 주로 조종면 회전 모드의 차이가 두드러지게 나타남을 알 수 있다. 이것은 지상진동시험 전에 이미 예측되었던 것으로, 조종면 회전 모드의 경우 지상

진동시험이 필수적임을 확인할 수 있다.

Table 1 Comparison between test and analysis before model tuning (Fuel Empty/Cabin Empty Condition)

FEM Freq.	TEST		Error	Mode Description	Phase
	Freq.	Damp			
2.8	11.1	4%	×	Aileron Rotation	Anti
3.0	7.8	8%	×	Elevator Rotation	Sym
6.0	8.1	2%	×	Rudder Rotation	Anti
6.5	6.0	2%	△	HT Roll	Anti
7.2	6.2	2%	×	Wing 1 st Bending	Sym
9.5	10.6	3%	×	Fuselage Lat. Bending	Anti
9.9	12.3	2%	×	Aileron Rotation	Sym
10.2	9.9	3%	○	Flap Rotation	Sym
12.5	12.2	3%	○	HT Bending	Sym
13.1	11.5	3%	×	Flap Rotation	Anti
14.3	14.0	3%	○	Wing 1 st Bending	Anti
15.6	18.6	3%	×	Elevator Rotation	Anti
21.0	19.5	2%	△	Wing 2 nd Bending	Anti
22.1	20.5	2%	△	Wing Pitching	Sym
23.4	24.8	4%	△	VT Bending	Anti
26.5	25.8	3%	○	Wing 2 nd Bending	Sym

(○: below 5%, △: below 10%이내, ×: above 10%)

Table 2 Sine dwell test results of control surface modes

Stick/Pedal	Free		Fix	
	Sym	Anti	Sym	Anti
Aileron	8.47 Hz	2.86 Hz	10.44 Hz	9.64 Hz
Elevator	6.00 Hz	-	8.00 Hz	-
Rudder	-	~2.0 Hz	-	5.17 Hz
Flap	(8.0 Hz)	(8.0 Hz)	9.37 Hz	9.37 Hz

3. 플러터 해석모델 보정

시험결과와 해석모델의 모드 형상의 유사성을 확인하는 지표로서 다음과 같은 cross-orthogonality 값을 이용하였다.

$$[X]_{ij} = \phi_{t_i}^T [M] \phi_{a_j}$$

해석 모델의 모드 형상이 실험 모드 형상과 가까울수록 Cross-orthogonality를 계산하기 위해서는 질량행렬 축약된 질량행렬을 사용해야 한다. 본 연구에서는 Guyan Reduction 을 사용하였다.

해석 모델 보정 이후 고유진동수 차이가 5% 미만, orthogonality의 비대각선항(Off-Diagonal Term)이 값이 10% 이내이며 목표를 달성하는 것으로 설정

하였다.

해석모델 보정은 MSC/Nastran 2005.1과 Attune 1.2.1⁽⁶⁾을 이용하였다. Attune은 지상진동시험 결과를 이용하여 유한요소모델 보정을 도와주는 전문 소프트웨어이다. 모델보정 과정은 ①설계변수를 설정하고, ②선정된 설계변수를 포함하는 유한요소모델을 MSC/ Nastran SOL200을 이용하여 각 모드에 대한 설계변수들의 민감도를 계산하고, ③계산된 민감도를 Attune에 입력하고, 최적화 알고리즘을 이용하여 설계변수의 변화 및 시험치와의 오차를 최소화하는 최적해를 찾는 방향을 모색한다. 이때, 최적화 문제는 고도의 비선형 문제이므로 Local Minimum에 빠지지 않기 위해 설계변수의 급격한 변화를 피하고 점진적인 모델 수정을 해야 한다. ④ 최적해 결과를 반영하여 모델 수정 후 새로 계산한 orthogonality을 검토하여 시험 대 해석모드 순서쌍을 결정한다. 앞서 제시한 기준에 부합할 때까지 반복한다.

한편, 모드별 유사성을 검사하기 위해 다음과 같이 정의되는 MAC(modal Assurance Criteria)를 이용할 수 있다.

$$[X]_{ij} = \frac{(\phi_{t_i}^T \phi_{a_j})^2}{(\phi_{t_i}^T \phi_{t_i})(\phi_{a_j}^T \phi_{a_j})}$$

3.1 유한요소 모델

내부하중 생성용 유한요소모델을 기초로 강성 모델을 Figure 1과 같이 작성하였고, 중량 DB에 근거하여 유한요소모델 상의 절점에 집중질량으로 Figure 2와 같은 질량 모델을 작성하였다.

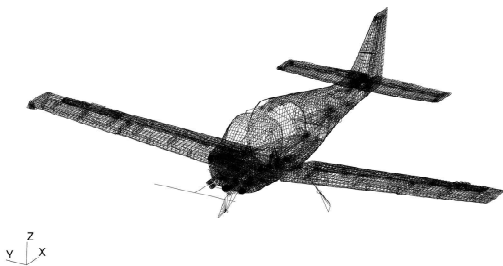


Figure 1 Stiffness Model of KC-100 Aircraft

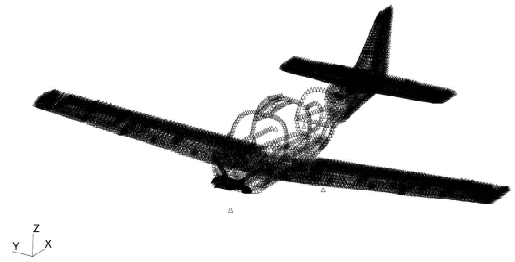


Figure 2 Mass Model of KC-100 Aircraft

3.2 보정에 사용된 설계변수

유한요소 모델은 상당히 많은 수의 요소와 자유도를 가지고 있기 때문에 적절한 설계변수의 선택이 중요해진다⁽⁷⁾. 각 요소들은 설계변수가 될 수 있는 고유 물성치를 가지고 있으나, 이 모두를 설계변수로 선정할 경우 민감도 해석에 많은 시간이 걸리기 때문에 민감도 분석을 통하여 가장 민감도가 높은 특정 요소의 물성치를 설계변수로 선택하여 모델 보정에 사용하였다. 예를 들어 Figure 2에서 에일러론 회전모드를 보정하기 위한 에일러론 조종시스템의 설계변수를 볼 수 있다. 설계 변수에는 조종시스템 링크지의 벨크랭크를 구성하는 보 요소의 단면강성에 대한 변수(A, B, C, D)와, 벨크랭크와 힌지 사이의 마찰 등의 모델링되지 않는 비선형 효과를 고려하기 위한 스프링들(E)이 있다.

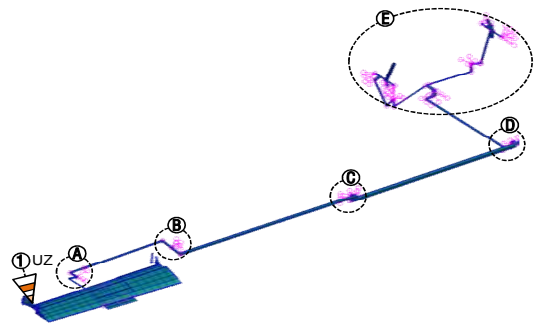


Figure 3 Overview of the Aileron Control System and Design Variable Locations

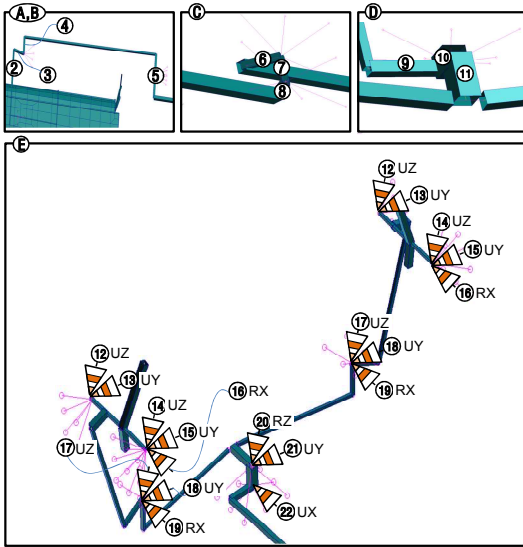


Figure 4 Design Variables in the Aileron Control System

3.3 최적설계 기법

해석 모델을 시험 결과에 일치시키기 위하여 강성 등의 설계변수에 대한 최적 값을 찾아가는 최적화 알고리즘으로는 유전자 알고리즘(GA)을 사용하였다. 유전자 알고리즘은 목적함수에 따른 개체들을 이진 스트링으로 표현하여 개체군을 만들고, 개체군 중에서 환경에 대한 적합도가 높은 개체를 선택하여 교배와 돌연변이의 반복과정을 거쳐 최적의 해를 구하는 방법이다.

이때, 최적화 문제는 수학적으로 다음과 같은 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \min. & \{ \Delta y_0 \}^T [A] \{ \Delta y_0 \} + 2 \{ \Delta y_0 \}^T [A] [DS] \{ \Delta \alpha \} \\ & + \{ \Delta \alpha \}^T [[DS]^T [A] [DS] + B] \{ \Delta \alpha \} \\ & \{ \alpha_{LB} \} \leq \{ \alpha \} \leq \{ \alpha_{UB} \} \end{aligned}$$

여기서, $\Delta \alpha$ 는 설계 변수의 변화량을, y_0 는 초기의 상태변수 값을, Δy_0 는 초기 상태변수와의 차이를, DS는 각 설계변수의 민감도를 의미한다. 상태변수에는 주파수, cross-orthogonality, cross-MAC 등이 있으며, 주로 주파수를 이용하였다.

3.4 해석모델 보정 결과

Table 3에 보정된 결과를 고유진동수에 대해 나타냈다. Figure 5에서는 고유 모드 형상을 비교해 주고 있다. Table 3에서 알 수 있는 것처럼 일부 모드에서 보정목표를 달성하지 못했지만, 적절한 모델 보정이 이루어진 것으로 판단하였다. 그 이유는 다음과 같다.

Table 3 Comparison between test and analysis after model tuning (Fuel Empty/Cabin Empty Condition)

TEST (Hz)	FEM (Hz)	Ortho	Damp	Error	Mode Description	Phase
9.6	8.0	0.4	4%	×	Aileron Rotation	Anti
8.0	7.7	-1.0	8%	○	Elevator Rotation	Sym
5.2	5.2	0.9	2%	○	Rudder Rotation	Anti
6.0	6.1	-1.0	2%	○	HT Roll	Anti
6.2	6.4	0.9	2%	○	Wing 1 st Bending	Sym
10.6	9.1	-0.8	3%	×	Fuselage Lat. Bending	Anti
10.4	10.4	0.7	2%	○	Aileron Rotation	Sym
9.4	9.3	0.6	3%	○	Flap Rotation	Sym
12.2	12.8	0.8	3%	○	HT Bending	Sym
9.4	9.6	-0.5	3%	○	Flap Rotation	Anti
14.0	13.7	-0.8	3%	○	Wing 1 st Bending	Anti
18.6	18.7	0.9	3%	○	Elevator Rotation	Anti
19.5	20.0	-0.8	2%	○	Wing 2 nd Bending	Anti
20.5	21.2	0.6	2%	○	Wing Pitching	Sym
24.8	24.6	0.6	3%	○	VT Bending	Anti
25.8	26.8	0.6	3%	○	Wing 2 nd Bending	Sym

(○: below 5%, △: below 10%이내, ×: above 10%)

먼저 에일러론 반대칭 회전 주파수는 Sine dwell 시험에서 9.64Hz로 측정되어 대칭 회전 주파수(10.44Hz)에 매우 가깝다. 해석에 의하면 이렇게 되려면 조종간에서부터 Figure 3의 D지점까지의 강성이 비현실적으로 커야 하기 때문에, Sine Dwell 시험의 특성상 발생할 수 있는 인위적인 오류인 것으로 보인다.

다음으로 동체 좌우 굽힘 모드의 경우, 시험에서 측정된 주파수보다 해석 모델의 주파수가 더 낮아져서 플러터 연계 모드인 러더 회전 모드와 연계될 가능성이 더 높아지므로 보정 모델은 보수적인 모델이라 할 수 있다.

전체적으로 cross-orthogonality 값이 좋지 않은 경향을 보인다. 이것은 분석에 사용된 축약질량행렬이 최적화된 축약질량행렬이 아니기 때문으로 판단된다. 사실, 최적화된 축약질량행렬을 확보하려면,

측약방법 및 지상진동시험에서의 센서 위치 결정에 많은 노력이 필요하다. 이것은 향후 기술 개선이 이루어져야 하는 과제로 판단된다.

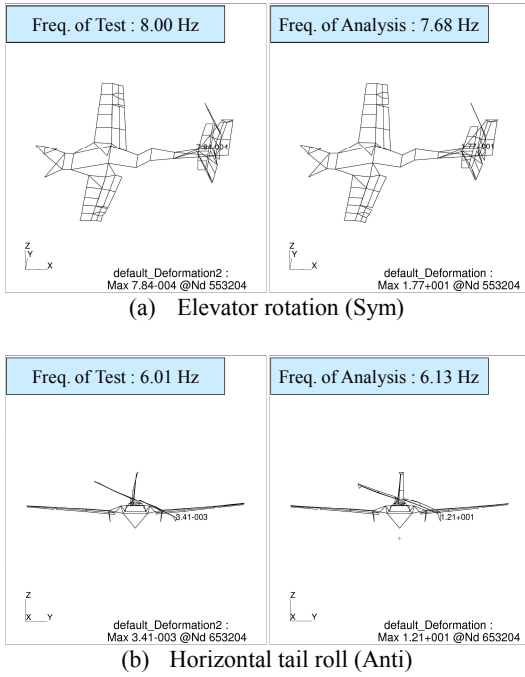


Figure 5 Mode comparisons with tuned model.

4. 결 론

KC-100 항공기에 대한 전기체 지상진동시험이 수행되었다. 이 시험결과와 고유진동수와 모드 형상이 일치하는 유한요소모델을 생성하기 위한 보정 작업을 수행하였다. 초기 해석모델과 시험결과를 비교하여 보의 단면 물성이나 스프링 강성과 같은 설계변수들을 설정하였다. 이때 공학적 판단과 함께 설계 변수 민감도 분석이 사용되었다.

Target Mode에 대해 5% 이내의 고유 진동수 오차 목표를 대체적으로 달성했다고 사료되어 그 다음 단계로서 현재의 보정 모델에 기반한 플러터 해석을 수행할 예정이다.

모델 보정과 관련된 향후 과제로서 cross-orthogonality 를 향상시키기 위해 최적화된 질량축약행렬을 확보하는 분석방법 및 시험방법의 개선이 요구된다.

후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발사업으로 수행된 연구입니다.

참 고 문 헌

- (1) FAA Federal Aviation Regulations, Part 23 – Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes.
- (2) Paek, S.-K., Cho, D.-Y., Flutter Analysis Criteria for KPP Aircraft Based on FAR-23, Proceedings of the KSAS Spring Annual Conference ‘09, pp. 153-156, 2009. 4. 16.
- (3) Paek, S.-K., Flutter Parameter Study of FAR-23 Grade Small Aircraft, Proceedings of the KSAS Spring Annual Conference ‘10, pp. 240-243, 2010. 4. 16.
- (4) Paek, S.-K., Flutter Free Model Establishment for KC-100 Small Aircraft, Proceedings of the KSAS ‘10 Fall Annual Conference ‘10, pp. 319-323, 2010. 11. 11.
- (5) Baker, D. D., “Means of Compliance with Title 14 CFR, Part 23, §23.629, Flutter”, Advisory Circular C 23.629-1B, Federal Aviation Administration, Sep. 28, 2004.
- (6) ATA Engineering Inc., 2006, Attune User’s Guide, Theory.
- (7) Han, J.-H., Kim, T.-H., Han, C.-H., T/A-50 FE Model Correlation Using Ground Vibration Test Results, Proceedings of the KSAS Fall Annual Conference ‘03, pp. 749-752, 2003. 11. 14.