설계용 S/W를 활용한 소형비행기의 비행특성 매개변수 추출과 주관적 시험평가방식에 관한 연구

이숙경*, 공지영*, 최유환*, 윤석준*

Derivation and Validation of Aerodynamic Parameters of Small Airplanes Using Design Software and Subjective Tests

Lee Suk-kyung, Kong Ji-Young, Choe yu-hwan, Yoon Sugjoon

Abstract

It is very difficult to acquire high-fidelity flight test data for small airplanes such as typical unmanned aerial vehicles because MEMS-type small sensors used in the tests do not present reliable data in general. Besides, it is not practical to conduct expensive flight tests for low-cost small airplanes in order to simulate their flight characteristics. A practical approach to obtain acceptable flight data, including stability and control derivatives and data of weight and balance, is proposed in this study. Aircraft design software such as Darcorp's AAA is used to generate aerodynamic data for small airplanes, and moments of inertia are calculated using CATIA, structural design software. These flight data from simulation software are evaluated subjectively and tailored using simulation flight by experienced pilots, based on the certified procedures in FAA AC 120-45A and 40B, which are used for manned airplane simulators.

Key Words: 소형비행기, AAA, CATIA, Virtual Flight, AC120-40B

* 세종대학교 항공우주공학과

1. 서론

유인항공기는 오랜 기간동안 많은 비행시험과 연구를 통하여 그에 따른 비행특성 데이터들을 확보하였다. 이런 데이터들을 기반으로 비행특성 매개변수를 추출할 수 있는 설계용 S/W가 개발되었으며 현재 유인항공기 제작에 적용하고 있다. 그러나 무인항공기나 모형비행기 같은 소형비행기들은 제작기관의 검증된 시험평가 데이터를 확보하기가 어렵다. 주된 원인은 비행시험의 어려움에 있는데, 이는 고정밀 소형 센서의 확보가 어렵고 저가의 비행체인 소형비행기에 고가의 측정 장비를 사용하는 비행시험을 적용할 필요성을 갖지 못하는데 주된 이유가 있다.

본 연구의 목적은 무인 항공기를 포함한 소형 비행체의 비행시뮬레이션 및 항법제어장치 설계를 위하여 요구되는 유효 비행특성 데이터의 합리적 확보방식을 제시하는 것이다. 본 연구에서는 유인항공기의 설계용 S/W인 미국 Darcorp사의 AAA(Advanced Aircraft Analysis)를 활용하여 비행특성 매개변수를 추출하였다.[1][2] 그리고 추출한 매개변수의 유효성을 검증하기위해 유인항공기에 적용하고 있는 시험평가 방식인 FAA의 AC120-40B, 45A를 근거로 하여 소형항공기의 주관적 시험평가방식을 체계화하는 작업을 수행하였다.[4][5][6]

2. 공력 데이터 추출

2.1 AAA를 이용한 공력 데이터 추출

본 연구에서는 소형비행기로 모형비행기를 선택하였고 고익기 모델 Trainer40(그림1), 저익기 모델 Extra 300s(그림2)를 우선 선정하여 공력데이터 추출을 시행하였다.

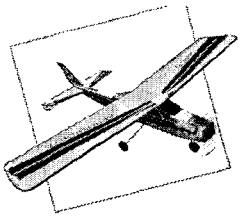


그림 1 Trainer40

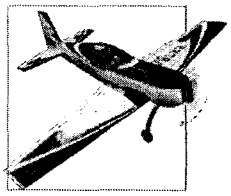


그림 2 Extra 300s

비행조건은 순항 상태이며 각 모델의 기하학적 수치는 실제 모형과 도면을 이용하여 실측, 적용한다. 무게 역시 동체, 주익, 미익, 연료, 랜딩기어, 서버 등 부분별로 측정하여 사용한다. 양력과 항력의 값을 주로 다루는 공력부문에서는 에어포일이 대부분의 값에 영향을 주기 때문에 주익과 미익의 에어포일 형상을 결정한 후, 그에 따른 공기역학 수치들을 사용한다. 비행성능에 원하는 성능의 값들을 입력하고 엔진 제조업체에서 제공하는 엔진에 관한 상세 내역을 추진부분에 적용한다.

AAA의 설계공정은 다음의 절차에 따라 시행한다.

① 비행 상태 설정 : 현재 속도, 고도, 무게입력
② 비행 형태 설정 : 엔진 종류, 주익과 미익의 형상, 랜딩기어의 수 입력
③ 기하학적 수치 측정 : 동체, 주익, 미익의 실측정치 입력
④ 중량 측정 : 동체, 주익, 미익, 연료, 랜딩기어 등 부분별 값 입력
⑤ 비행 성능 설정 : 실속 속도, 이착륙 거리, 최

대 항속 속도 등 요구하는 성능 값 입력

⑥ 추진 기관 : 최대 추력, 연료 소모율 등 엔진 성능 입력

⑦ 비행 안정성과 제어 : 가로/세로 안정성 및 제어 값 입력

그림3은 AAA를 사용하여 공력특성 데이터를 추출하는 예를 보여준다.

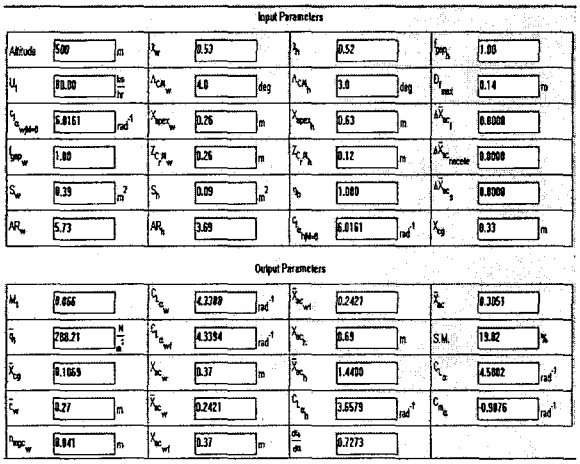


그림 3 AAA에서 추출한 공력데이터의 예 (Extra300s)

위의 과정을 거쳐 추출한 데이터 중 시뮬레이터에 사용되는 주요 변수 중 일부를 표 1에 정리하였다.

공력계수	추출 값	공력계수	추출 값
CL0	0.4119	CMAdot	-2.283
CLA	4.5802	CMQ	-3.0303
CLQ	5.7712	CLB	-0.1593
CD0	0.089	CLP	-0.6177
CDA	0.90601	CLR	0.3744
CYB	-0.4035	CLDR	-0.0127
CYP	-0.00975	CNB	0.159
CYR	0.3148	CNP	-0.0037
CM0	-0.024	CNR	-0.2269
CMA	-0.9076	CLDE	0.4216

표 1 AAA에서 추출한 비행특성 매개변수 (Extra300s)

2.2 관성모멘트 추출

각 축의 관성모멘트 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, 값은 AAA에서 추출할 수 없는 값이므로 실제 모형의 회전축을 이용한 실험값과 모델의 CATIA 도면 작업을 통한 설계값을 구한 후 비교한다.

2.2.1 각 축에 대한 관성모멘트 추출 실험

실 모델은 Extra300s를 사용하였고 관성모멘트 추출 식은 다음과 같다.[3]

$$I = W_M T^2 \frac{D^2}{16\pi^2 L}$$

I : 관성모멘트(kgm^2)

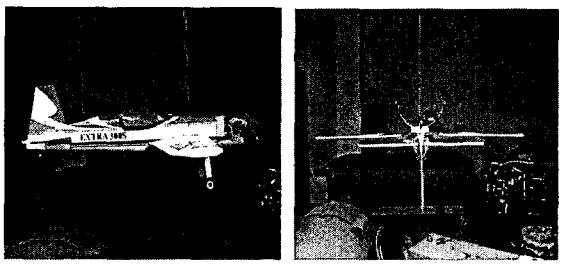
W_M : 대상의 무게(kgm/sec^2)

T : 진동의 주기(sec)

D : 케이블 사이의 거리(m)

L : 케이블의 길이(m)

그림 5는 각 축에 대한 관성모멘트 측정 실험 장면이다.



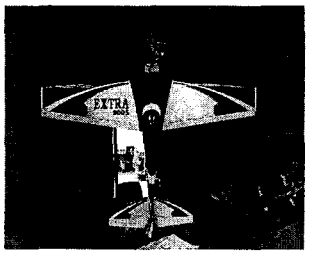


그림 5 관성모멘트 실험

각 축 간의 커플링 효과가 최소가 되는 순간부터 5회 진동한 시간을 측정하였고 실험의 결과값은 표 2와 같다.

단위	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
kgm^2	0.147	0.204	0.044

표 2 관성모멘트의 실험 결과값

2.2.2 CATIA를 이용한 관성모멘트 추출

3D 설계 S/W인 CATIA를 사용하여 모델 Extra300s에 대한 설계를 한 후 관성모멘트 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 값을 추출한다. 실험으로 구할 수 없는 I_{xz} 값은 이 작업을 통해 구할 수 있다.

그림 6은 CATIA로 작업한 Extra300s의 설계 형상이다.

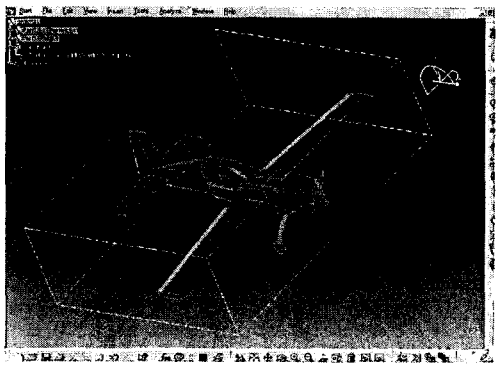


그림 6 CATIA 설계 형상

표 3은 CATIA를 이용한 설계 형상에서 추출한 관성모멘트의 결과값이다.

단위	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}	I_{xz}
kgm^2	0.241	0.352	0.0133	-0.042

표 3 관성모멘트의 형상 설계 결과값

표 2와 표 3의 결과에서 실험값과 설계값의 차이를 확인할 수 있다. 이는 실험방법의 단점에서 야기된 것으로 여겨지며 상대적으로 충실도가 높은 설계값을 사용하기로 한다.

표 4는 관성모멘트를 구하는 두 가지 방법에 대한 장·단점을 보여주고 있다.

	실험	설계(CATIA)
장점	-실제 모델의 축에 따른 회전 특성을 직접 확인할 수 있음.	-설계 완료와 동시에 관성모멘트 값 자동 추출.
단점	-케이블 연결 시에 기체 손상 발생. -축 간 커플링 효과의 제거 어려움. -I_{xz}값의 추출 불가능.	-숙달 된 기술 요구.

표 4 실험 방법과 설계방법의 장·단점

3. 추출한 매개변수의 시험평가

3.1 비행시뮬레이션 S/W(Virtual Flight) 소개

지금까지 추출한 비행특성 데이터들을 사용하여 비행시뮬레이션 S/W인 "Virtual Flight"을 제작하였고[7], GUI(Graphic User Interface) 환경과 연동하여 비행시험 평가에 적용하고 있다. 표 5는 "Virtual Flight"의 특징을 소개하

며 그림 7은 "Virtual Flight"에서 Extra300s를 비행하는 장면이다.

특징	비고
실제 무인기 및 RC 모형항공기의 비행특성을 90%이상 동일하게 구현	-전 비행영역 구현 -무인기, 헬기 등 모델 추가 용이
3차원 지형 DB	실 지형 묘사
다양한 대기 환경 적용	난류,측풍,전단풍 등
엔진/주변소음 등 음향효과	현장감 극대화
실용적인 훈련교과 설계	비행조종경험 반영
정비, 유지보수비용 최소화	제품의 상용화

표 5 "Virtual Flight"의 특징

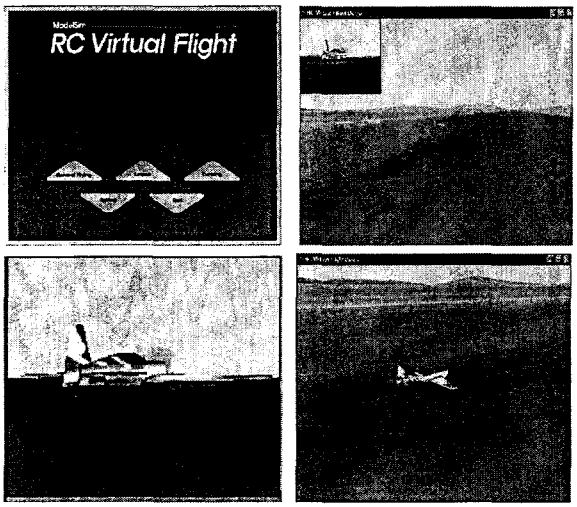


그림 7 "Virtual Flight"의 Extra300s 비행장면

3.2 FAA의 AC120-40B의 Subjective Tests

"Virtual Flight"에 적용된 비행특성 데이터들의 유효성을 검증하기 위해서, 유인항공기의 시뮬레이터 검증에 사용하고 있는 FAA의 AC120-40B 중 Subjective Tests를 활용한다. 표 6은 AC120-40B의 Subjective Tests 항목 중 소형항공기에 적용가능 한 부분을 나타낸다.

3.2 소형비행기 전문 조종사들의 시험평가

AAA와 실험 및 설계 작업으로 추출한 비행특성 데이터를 기반으로 소형비행기의 시뮬레이터를 제작한 후, 소형비행기의 전문 조종사들을 대상으로 AC120-40B의 Subjective Tests를 적용하여 시험평가를 시행한다.

4. 결론 및 향후 계획

본 연구는 소형비행기의 공력데이터 추출과 그 유효성 검증을 위한 시험평가에 대한 것이다. 현재 소형비행기 2개의 모델에 대한 시뮬레이터를 제작하여 전문 조종사의 Test를 1회 시행하였고, 현재 3개의 RC 모델과 1개의 스케일기를 비행모델에 추가하는 작업을 수행

Subjective Tests		적용 여부
주요 항목	세부 항목	
Pre-flight	스위치,계기 등 시스템 장비 확인	O
Pre-Takeoff	엔진 가동	O
	Taxi	O
Takeoff	일반적인 Takeoff 상태	O
	비상시의 Takeoff 상태	O
Inflight	상승 상태	O
	순항 상태	O
	하강 상태	O
Approaches	nonprecision	X
	precision	X
Landing	일반적인 Landing 상태	O
	비상시의 Landing 상태	O
Post Landing	Roll, Taxi	O
Flight Phase	항공기와 추진 시스템 조작	O
	항공기 조작과 유도 시스템	X
	대기 환경의 영향	O
	엔지 정지와 parking	O
Visual system		X
Special effect		X

표 6 Subjective Tests의 항목과 적용여부

하고 있다. 동시에 AC120-40B의 Subjective Tests 항목에 준하여 전문 조종사 5인 이상을 초빙, 기종별 Test 10회 이상을 시행하여 신뢰성 높은 비행특성 데이터를 추출하는데 주력하고자 한다. 결론적으로, 비행시험을 통한 유효 데이터의 확보가 현실적으로 어렵고 검증된 소형비행기 전용 설계 S/W가 없는 상황에서 AAA와 같은 항공기 설계용 일반 S/W를 사용하여 비행특성 매개변수를 확보하고 전문 조종사들의 검증된 주관적 시험평가 방법을 통한 수정보완이 소형비행기의 유효 비행특성 데이터를 확보하는 가장 현실적인 대안이라 할 것이다.

참고문헌

[1] Jan Roskam, "Airplane Design", Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1986.

[2] Ira H. Abbott and Albert E. von Doenhoff, "The of Wing Sections", Dover Publications, Inc. ,1959.

[3] R.C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, 1998.

[4] FAA AC120-40B, "Airplane Simulator Qualification", 1991.

[5] FAA AC120-45A, "Airplane Flight Training Device Qualification", 1992.

[6] 윤석준, "시뮬레이션과 시뮬레이터", 선학사, 2003.

[7] Yoon S., Lim J., Kim K., Ahn J. "Development of a Simulation S/W for Evaluation of Precision Auto-Landing Algorithms for Unmanned Aerial Vehicles", Proceedings of AIAA Modeling & Simulation Conference, Aug., 2003.