

# 소형비행기 가로안정성 향상 및 적합성검증 방안 연구

최주원\*, 김찬조\*\*, 정훈화\*\*, 김진수\*\*

## Study on the lateral stability improvement and compliance verification

Joo-Won Choi\*, Chan-Jo Kim\*\*, Hoon-Hwa Jung\*\*, Jin-Su Kim\*\*

### ABSTRACT

This is a research on the method of how to improve lateral stability for the small general aviation airplane to meet the FAR part 23 requirements. This research is based on the experience of certification flight tests of KC-100 airplane for Korea first type certification. KAS/FAR Part 23.177 is the static lateral and directional stability requirement. And, 23.177(b) requires to show the tendency to raise the low wing in steady heading side slip maneuver.

However, it is very difficult for the low wing to be raised at the low speed during the steady heading side slip maneuver. So, the requirement allows not be negative at the  $1.2 V_{S1}$  speed and takeoff configuration. (static stability requirement requires low wing picked up at any speed except  $1.2 V_{S1}$  speed and takeoff configuration)

In this paper, the static lateral stability requirements and the lessons & learned of KC-100 airplane certification flight test results are shown.

Key Words: Certification, Flight Test, Static Lateral Stability, SHSS(Steady Heading Sideslip), ARI, Wing pickup

### 1. 서 론

인증절차상 감항당국의 적합성검증 비행시험 이전에 신청자는 해당 인증기준에 대한 적합성 입증을 선수행하고 그 비행시험 자료와 결과를 인증당국에 제출하도록 되어 있다.

이에 따라 신청자의 비행시험 기간 중에는 개발비행시험과 적합성입증을 위한 비행시험이

병행된다. 우리나라 최초의 형식증명 비행기인 KC-100의 경우, 2011년 6월 15일 형식증명을 위한 초도비행이 시작되어 2012년 7월까지 332소트의 신청자 비행시험이 수행되었고, 이후 2012년 8월 25일 적합성 검증을 위한 감항당국의 첫 인증비행시험이 착수된 이후 2013년 3월 22일까지 102소트의 인증비행시험이 수행된 바가 있다.

인증비행시험 과정에서 감항당국의 비행시험 팀은 KC-100 비행기가 정적 가로안정성 요건이 부적합한 것으로 판단하여, 신청자는 설계변경과 추가 개발시험 과정(기타 부적합사항 포함

† 2013년 6월 24일 접수 ~ 2013년 6월 29일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원 비행시험팀

연락처자, E-mail: choijw@kari.re.kr

\* 정희원, 한국항공우주산업주식회사, 공력성능팀

하여 115쏘티)을 통하여 적합성을 입증하였고, 이 과정에서 적합성기준에 대한 세부 검토와 비행시험 방법 및 결과분석 등이 면밀하게 수행되었다.

본 글에서는 소형비행기의 정적가로안정성요건, 비행시험방법(Flight test technique) 및 요건에 적합한 시험결과 Data를 제시하여 향후 동급 항공기의 개발 과정에 도움이 되도록하고자 한다.

## 2. 정적 가로안정성에 대한 인증요건 및 적합성 입증방법

### 2.1 정적 가로안정성에 대한 감항기준요건

23.177항은  $C_{n\beta}$ 를 확인하는 (a) 정적방향안정성(Static Directional Stability),  $C_{l\beta}$ 를 확인하는 (b) 정적가로안정성(Static Lateral Stability) 그리고 (d) 방향타(Rudder)와 보조익(Aileron)의 변위 및 조종력(Control force) 변화를 통한 조종력 역전(Control force reversal)여부와 Lateral-Directional coupling stability를 확인하는 요건으로 구성되어 있다.

Table 1. 23.177 감항기준 요약

	Static Directional	Static Lateral	Cont. reverse
Config.	Take-off Climb Cruise Approach Landing	All gear & flap position	All gear & flap position
Power	Sym up to MCP	Sym up to 75% MCP	Sym up to 50% MCP
Speed	1.2Vs1 ~ Max	TO: 1.2Vs1~Max 기타:1.2Vs1~Max	1.2Vs1

이 중 일반적인(Conventional) 소형 비행기(General Aviation)의 경우 정적 방향안정성은 대부분 큰 문제가 되지 않지만, 정적 가로안정성의 경우 동압이 작은 저속영역에서 기준에 만족하지 못하는 경우들이 종종 발생한다.

KT-1과 SR-22의 개발과정 초기에도 동일한 문제점들이 발견된 바 있었다.

소형항공기 감항기준에서 요구하는 가로안정성 요건은 다음과 같이 요약할 수 있다.

- ◎ Steady Heading Sideslip(SHSS) 비행시험 기동 중 Low wing이 올라가려는 경향이 있어야 한다.
- ◎ 착륙장치와 플랩 형상의 조합을 모두 고려해야 하며, 출력은 75% 출력까지 만족되어야 한다. (LD 형상의 경우  $3^\circ Y$  Power)
- ◎ 속도영역은 TO 플랩의 경우  $1.2V_{S1}$ , 다른 플랩형상의 경우  $1.3V_{S1}$ 부터 해당 형상의 최대 속도까지 만족되어야 한다.
- ◎  $1.2V_{S1}$ (TO Flap)와  $1.3V_{S1}$ (LD Flap) 속도에서 Negative한 경향이 없어야 한다.

### 2.2 정적 가로안정성에 대한 요건 분석 및 적합성 입증방법

정적 가로안정성 요건은 옆미끄럼각(Sideslip,  $\beta$ )에 대한 Rolling moment를 확인하는 것으로 안정계수는  $\beta$ 의 함수이다.

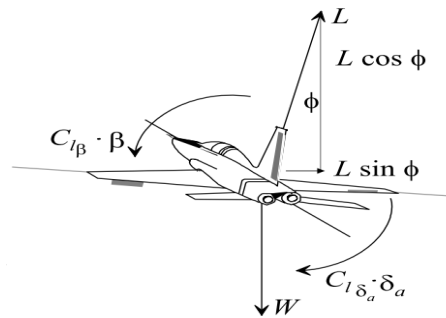


Figure 1. Steady Heading Side Slip 기동

그림 1은 SHSS(Steady heading sideslip) 상태에서 평형된 상태를 나타낸 것으로, 이 상태에서의 중량은 Bank각으로 인한 손실을 제외한 양력과 같으며, 보조익의 변위에 따른 Rolling moment와 옆미끄럼각에 따른 Rolling moment가

평행을 이루어  $W = L \cdot \cos\phi$  와  $C_{l\delta a} \cdot \delta_a = C_{l\beta} \cdot \beta$  로 표현할 수 있다.

방향타에서도 Rolling moment가 발생되지만 방향타로 인한 Rolling moment는 보조익이나 옆미끄럼각으로 인한 Rolling moment에 비해 작음으로 단순화 시켜  $C_{l\beta} = -C_{l\delta a} \left( \frac{d\delta_a}{d\beta} \right)$  로 표현할 수 있다.

정적 가로안정성에 영향을 미치는 요소로는 상반각(Dihedral) 효과, 날개와 동체 연결방식, 날개 후퇴각(Sweep-back angle) 그리고 기타의 요소들이 있으며, 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$C_{l\beta} = C_{l\beta} \Big|_{dihedral} + C_{l\beta} \Big|_{wing/fuse} + C_{l\beta} \Big|_{sweep} + C_{l\beta} \Big|_{other}$$

$C_{l\beta}$  는 부호정의에 의하여 일반적으로 음의 기울기가 안정한 것으로 정의되고 양의 기울기는 불안정한 것으로 정의된다.

위 식에서 상반각 효과와 날개와 동체의 연결방식 그리고 날개 후퇴각(Sweep-back angle)은 정적 가로안정성을 좌우하는 가장 중요한 요소들이다.

상반각 효과의 경우 상반각이 클수록, 날개 부착의 경우 위쪽으로 갈수록, 날개 후퇴각은 각도가 클수록 안정한 특성을 갖는다. 기타요소로는 프로펠러 파워효과, 플랩효과, 착륙장치효과, 조종계통 효과 등이 있다.

소형항공기의 정적 가로안정성 요건은 기본적으로 옆미끄럼각이 발생할 경우 이에 대하여 항공기에 Rolling moment가 발생하는지를 확인하는 것이다.

정적 가로안정성 요건의 적합성 입증 방법은 비행시험으로, AC23-8C에서는 동종 비행기에 해당하는 최대 옆미끄럼각까지 비행시험하도록 요구하고 있으며, 이때 10° Bank 또는 Full rudder 또는 150lbs 러더 페달 조종력(Rudder Pedal force)에 해당하는 옆미끄럼각까지 시험하도록 요구하고 있다.

또한, 시험속도는 1.2V<sub>S1</sub>(TO Flap)와 1.3V<sub>S1</sub>(LD 및 CR Flap) 속도부터 V<sub>FE</sub> 또는 V<sub>NE</sub> 속

도까지 검증하여야 하며, SAS(Stability Augmentation System) 또는 자동비행조종장치(Autopilot)가 장착된 경우 시스템이 부작동된 상태에서 검증되어야 한다.

시험 고도는 엔진출력과 Aerodynamic damping을 고려한 최대 실용고도까지 시험되어야 하며, Wing tank가 장착된 경우 시험조건에서 최대 Lateral imbalance도 고려되어야 한다.

시험기동은 트림속도에서 방향타와 보조익을 이용하여 Steady Heading Sideslip 상태로 만든 후, 러더 페달은 유지한 상태에서 보조익을 Release 하여 Low wing이 수평(Level) 위치로 되돌아오면 정적가로안정성이 있는 것으로 판정된다. 이때 중립에서 어느 정도의 Deadband는 허용되며, 1.2V<sub>S1</sub>(TO Flap)과 1.3V<sub>S1</sub>(LD, CR Flap)에서는 Low wing이 더 이상 Negative한 방향으로 떨어지지 않으면 적합한 것으로 판정한다. 그러나 기본적으로 Positive 한 경향의 Rolling moment가 나타나야 안정된 것으로 판단된다.

### 3. 정적 가로안정성에 대한 비행시험 Data 분석 및 향상방법

#### 3.1 정적 가로안정성 향상방법

정적가로안정성을 향상시키는 방법은 기본적으로  $C_{l\beta}$  의 경향을 증가시키는 방법으로 주익의 상반각을 높이는 방법과, 옆미끄럼각의 발생에 따라 인위적으로 Rolling moment가 발생하도록 조종계통을 설계하는 방법이 있다. 인증지침서인 AC23-8에서는 조종계통의 설계를 통해 인위적으로 Rolling moment가 발생하도록 하는 것이 허용된다.

이러한 예로는 보조익과 방향타 조종계통을 스프링으로 연결하여 방향타의 작동 시 보조익이 움직이도록 하는 ARI(Aileron Rudder interconnection) 방법이 있다. ARI를 장착한 소형비행기의 대표적인 예로는 국내 개발한

KC-100 비행기와 SR-22 가 있다.

정적 가로안정성의 최종 부적합 여부는 비행시험을 통하여 판단될 수 있으므로 ARI의 장점은 항공기의 개발과정 중 큰 형상변경 없이도 요구도를 확실하게 만족시킬 수 있다는 장점이 있다. 반면 주익의 상반각을 변경시키는 방법은 개발과정에서 날개를 다시 제작해야하는 이유로 많은 제약이 수반된다. ARI의 단점으로는 조종사가 지상에서 러더 페달을 작동 시킬때 마다 조종간이 움직일 수 있다는 점과 가로축 조종시 공력에 의한 조종력만이 아닌 인위적인 스프링 장력이 포함된 조종력을 느끼게 된다는 점이다.

기타 정적 가로안정성의 향상 방법으로는 보조익의 상하면에 Aerodynamic fence를 장착하는 방법이 있다. fence의 경우 옆미끄럼각이 발생하지 않는 일반비행 중에는 아무 영향이 없지만 fence의 형상에 따라 옆미끄럼각이 발생하면 공력불균형을 발생시켜 조종간 자유(stick free) 상태에서도 Rolling moment를 발생시켜 Wing level로 회복하려는 회복력을 발생시킨다. Aileron fence의 장점으로는 간단한 설계변경과 옆미끄럼각이 있을 때만 반응한다는 점과 공력에 의한 조종력을 조종사가 느낄 수 있다는 점이다. 그러나 큰  $C_{l\beta}$ 를 발생시키지 못하는 단점이 있다. 이에 따라 Aileron fence는 전체적으로 정적가로안정성을 가지고 있으나, 그 양이 작은 비행기에 있어 좀 더 안정한 방향으로 만드는 데 적합한 방법이다. 그림 2는 Aileron fence의 사례를 보여주는 그림이다.

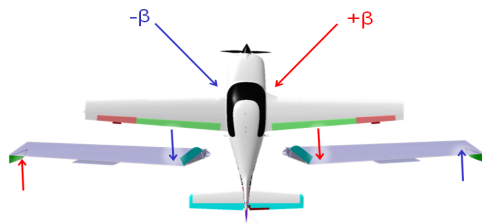


Figure 2. Aileron Fence 형상

3.2 정적 가로안정성에 비행시험 Data 분석

그림 3, 4, 5, 6은 모두 동일한 시험조건인 TO Flap,  $1.2V_{SI}$  조건에서의 비행시험 결과를 나타내고 있다. 이 조건은 Wing pickup tendency가 작은 조건으로 감항기준에서도 Pickup이 안되는 중립(Neutral) 성도 적합하게 인정하는 영역이다.

제시된 그림 중 3과 4는 부적합한 사례이며, 5와 6은 적합한 사례이다.

그림 3은 좌측 Bank 방향으로 SHSS 중 Bank angle 변화를 보여주는 시험 결과의 사례로 Stick release 이후 바로 Bank가 발산(Diverge) 하는 것을 보여준다.

그림 3은 정적 가로안정성의 대표적인 부적합 사례를 보여주는 시험 결과이다. 이때의 경우 조종력(Stick force)도 Roll이 발산하는 방향으로 이미 발생하고 있는 경우가 대부분이며, 그 이유로는 날개 및 보조익의 형상에 따른 공력 등이 원인이 될 수 있다.

그림 4는 우측 Bank 방향으로 SHSS 중 Bank angle 변화를 나타낸 시험 사례로 그림 3과는 달리 Stick release 이후 약 3초간 Bank angle을 유지하다가 Bank angle이 발산하는 사례를 보여준다.

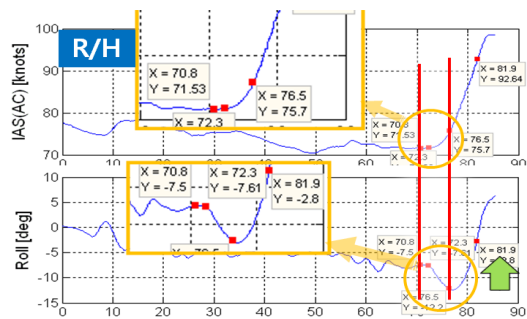


Figure 3. 정적가로안정성 시험 결과(Unstable, R/H)

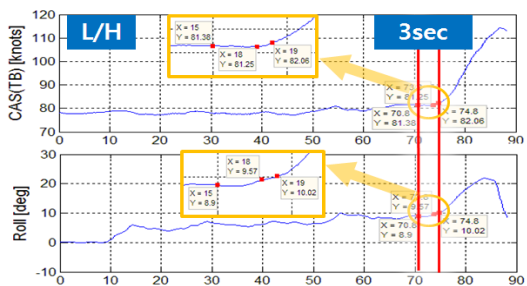


Figure 4. 정적가로안정성 시험 결과(Unstable, L/H)

그림 4의 경우 Stick release 이후 속도는 이미 Trim 속도를 벗어나 증속되고 있으나, Stick release 이후부터 회복조작 이전까지 전체적인 Bank의 변화 경향이 발산하는 것을 보여준다.

이때 신청자와 감항당국 간 논란의 소지가 있는 부분은 3초간 Bank 각도가 유지되는 부분이다. 그 이유는 TO Flap 형상에서 1.2V<sub>S1</sub> 속도 조건에서는 요건에서 중립경향도 적합한 것으로 명시하고 있기 때문에 속도가 1.2V<sub>S1</sub>의 속도 오차 범위 내에서 Bank를 유지하는 것으로 오해할 수 있다. 3초 이후에는 발산되나 이때는 이미 속도 오차를 벗어난 상태임으로 의미 없는 결과로 볼 수 있다. 하지만 요건에 적합하기 위해서는 지속적으로 Bank 각도가 유지될 수 있어야 하며, 속도가 증가될수록 더욱 Wing pickup의 경향이 커져야 한다.

이에 따라 그림 4의 경우 민간 감항당국은 부적합한 것으로 판단한다. 그림 5와 6은 정적 가로안정성의 적합한 예시를 보여주고 있다.

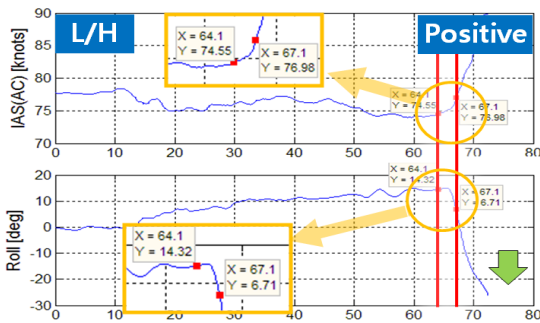


Figure 5. 정적가로안정성 시험 결과(Stable,L/H)

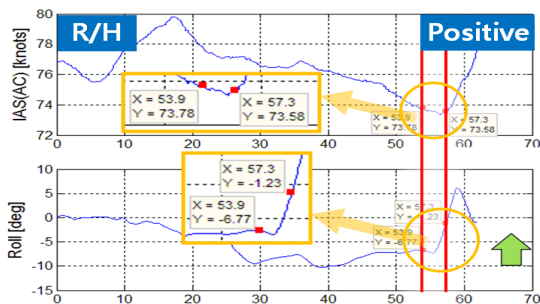


Figure 6. 정적가로안정성 시험 결과(Stable,R/H)

그림 5와 6은 모두 TO Flap 및 1.2V<sub>S1</sub> 속도 조건에서 각각 좌측 Yawing 및 우측 Bank 상태와 우측 Yawing 및 좌측 Bank 상태에서 Stick Release를 한 결과를 보여주고 있다.

같은 비행에서 같은 조건에서 시험한 결과이지만 좌우가 상이한 경향을 나타낸다.

그러나 모두 Positive한 Wing pickup 경향을 나타내고 있어, 적합한 것으로 판단되는 결과를 보여주고 있다.

#### 4. 결 론

정적가로안정성 시험은 저익 소형항공기의 개발 과정에서 흔히 문제가 발생될 수 있는 부분으로 인증과정 중에 설계변경이 요구되거나 불필요한 시험 및 개발기간을 증가시킬 소지가 있는 부분이다.

특히 정적가로안정성의 경우 최종적으로 비행시험을 통해서만 확인되는 부분으로 개발 초기 단계에서 동종의 타 사례를 사전에 면밀히 검토해볼 필요가 있다.

프로펠러 항공기의 경우 프로펠러 효과와 엔진 장착각도에 따라 좌우 상이한 특성을 나타낼 수 있으므로 특히 저속의 영역에서 좌/우측에 대한 면밀한 검토와 보수적인 설계 접근이 필요하다.

또한, 동일한 치구에서 제작된 항공기라도 공차 내에서 차이점이 발생하고 항공기 별로 상이한 특성을 나타낼 수 있으므로 인증과정에서 Positive한 특성이 나타내지 않는다면, 가용한 시제기들로 동일 조건의 시험들을 수행하며 Marginal 한 조건들을 확인해볼 필요가 있다.

그리고 플랩 Up 상태보다, 플랩 Down 시 양력 중심점이 Inboard로 이동하기 때문에 추력에 의한 양력 불균형이 심화될 수 있다. 또한 저속의 영역으로 갈수록 동압이 낮아짐으로 Wing pickup의 경향이 급격히 감소된다.

개발과정과 적합성 평가시험 시 신청자와 인증당국은 이러한 요소들을 모두 고려하여 정적가로안정성을 판단해야 할 필요가 있다.

### 참고문헌

- [1] FAA, FAR Part 23.177 Static directional and Lateral stability
- [2] FAA, AC 23-8B 및 23-8C Flight test guidance
- [3] 국토교통부 고시 항공기 감항기술기준 23.177
- [4] 미국 비행시험학교(National Test Pilot School), FAA Flight Test Pilot/Engineer Initial course 교재