

## 論文

## 창공-91 실속속도 비행시험

이정훈\*, 김칠영\*\*\*

## Flight Test of Stalling Speed for ChangGong-91

Jung Hoon Lee\* and Chil Young Kim\*\*

## ABSTRACT

The stalling speed flight test of light airplane, ChangGong-91, was performed to acquire the certification. With power-off engine condition, the wings level stall flight tests were conducted at the aircraft configuration of various flap angle - clean, 20degree, and full flap, respectively. They were performed considering with the combination of the maximum and minimum test weight, and forward and afterward center of gravity. The stalling speeds and the minimum speeds of light airplane were determined from the results of flight test. Also, the appropriateness of stall warning speeds are evaluated through the flight test measures. The airplane is recoverable only with pitch control and engine throttle from stall state without exceptional operation.

**Key Words** : Flight Test(비행시험), Light Airplane(경비행기), Stall Speed (실속속도), Stall Warning Speed (실속경고속도), Minimum Speed (최소속도)

## 1. 서 론

항공기의 성능에 대한 비행시험의 목적은 크게 두 가지 유형으로 구분된다. 하나는 인증 취득을 목적으로 하는데, 주로 비행적합성을 파악하고 조종사에게 정보를 전달하기 위한 비행교범에 그 성능을 수록하기 위하여 시험을 수행한다. 다른 하나는 다양한 운용조건에서의 항공기의 양력, 항력, 추력 등을 파악하기 위하여 시험되는데, 이는 항공기의 공력학적 특성과 관련되는 것이다. 이 두 가지는 서로 관련되어 있지만, 비행시험 및 장비장착에 있어서는 각각 다른 접근방법을 필요로 한다.[1]

인증 취득을 목적으로 하는 비행시험은 주로 통상적인 운용인 실속속도 파악, 이륙, 상승, 착

륙 및 보오크 착륙 등을 실시하면서 데이터가 취득되는데, 이때에 취득되는 데이터를 근거로 특정한 운용상태의 항공기에 대한 대략적인 공력특성을 추측할 수도 있다.

창공-91은 인증 획득 당시의 우리나라의 건설교통부에서 “대한민국 항공법 부속서 (항공기 행행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준 - 항공법 제15조 제5항 관련)”[2]과 미국의 ‘연방항공규정 (FAR, Federal Aviation Regulation) Part 23’[3]의 규정을 기준으로 본 연구를 수행하였다. 비행과 관련된 많은 규정에 있어서, 성능과 비행 특성 등의 비행시험을 수행하는데 기준이 되는 대기속도는 대부분이 실속속도의 함수이므로 항공기의 속도계를 보정한 후에 비행시험 초기 단계에서 실속속도를 파악하는 것이 바람직하다. 비행시험을 통하여 파악된 실속속도는 차후에 수행될 비행시험에 유용한 자료가 되므로 실속속도 비행시험은 신중한 조종기술이 요구된다.

본 연구는 독자기술로 개발되어 당시 건설교통부로부터 감항증명과 국내 최초의 형식증명을

† 2008년 8월 3일 접수 ~ 2008년 9월26일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 항공사업단

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과

연락처, E-mail : kariere@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45 한국항공우주연구원

취득한 5인승 경비행기 창공-91에 있어서, 이를 취득하기 위하여 수행된 비행시험 중, 창공-91A1기의 실속속도 비행시험에 대한 것이다.

## II. 실속속도 정의

실속속도는 다음의 세 조건 중, 어느 한 가지가 발생하였을 때 어느 것이든 먼저 발생되면 항공기는 실속된 것으로 정의된다.[4]

- ① 조종 불가능한 기수 하향의 피칭운동
- ② 실속방지장치(예를 들면, stick pusher)의 작동에 의한 기수 하향의 피칭운동
- ③ 조종면이 정지점에 도달하였을 때

‘조종 불가능한 기수 하향의 피칭운동’이란 수평꼬리날개 조종면 조작에 의하여 기수 상향으로의 피칭운동이 더 이상 진행되지 않는 점이며, 기수 하향 피치의 첫 징후일 필요는 없다. 수평꼬리날개 조종면이 정지점에 도달하기 전에 실속에 진입한 경우, 실속속도는 최소속도가 아니고 조종 불가능한 기수 하향의 피칭운동이 발생하는 속도인데, 대략 최소속도 발생 0.5~1.0초 전에 실속이 일어난다.

## III. 비행시험

### 3.1 시험 항공기

본 연구에서 이용된 비행기는 대한항공이 주관연구기관으로, 한국항공우주연구원이 협동연구기관으로 참여하여 개발한 창공-91A1으로서 단발의 왕복엔진을 장착한 일반등급의 5인승 경비행기다.(Fig 1)



Fig 1. 비행시험 중인 창공-91

창공-91은 한국 고유모델의 비행기로서 시제기

가 1991년 8월에 선보여 같은 해 11월 22일 첫 비행이 실시되었으며, 1대의 구조시험용 시제기와 2대의 비행시험용 시제기가 제작되어 1997년 8월까지 280시간 이상의 비행시험이 수행되었다. 창공-91의 제원은 Table 1에 나타내었다.

Table 1. 창공-91의 제원

항 목	설 계 치	
전 장	25.1 ft	7.7 m
전 폭	33.5 ft	10.2 m
전 고	8.8 ft	2.7 m
날개면적	160 ft <sup>2</sup>	14.9 m <sup>2</sup>
자 중	1,826 Lbs	830 kg
최대이륙중량	2,700 Lbs	1,227 kg
평균공력시위	58.2 in	1.48 m
엔진출력	200 마력	
수직꼬리날개면 위	위 16° / 아래 4°	
러더면위	좌 25° / 우 25°	

### 3.2 항공기 형상

실속속도 비행시험은 지정된 모든 플랩변위각에 대해서 수행되어야 한다. 또한 실속속도는 하중포위선도의 모퉁이로 규정된 모든 중량과 C.G 위치에서 결정되어야 한다. 이륙 전에 항공기의 중량 및 C.G 위치를 계산하여 파악하고 적재된 연료량으로부터 엔진출력 설정 시간에 의한 연료 소모량을 산정하여 비행시험 시의 중량 및 C.G 위치를 추정한다.

일반적으로 전방 C.G 위치에서 발생된 실속보다 후방 C.G에서의 실속이 더욱 위험한 상황을 야기할 수 있다. 실속 시 전방 C.G 위치의 형상보다 후방 C.G 위치의 형상이 더 큰 받음각으로 실속에 진입하기 때문에 실속으로부터의 회복이 용이하지 않고 스핀으로 이어질 가능성이 높기 때문이다. 특히 후방 C.G에서의 경량 중량은 실속 비행시험에서 가장 임계의 형상이라 할 수 있다.[4] 이러한 이유로, 안전을 위하여 전방 C.G에서 실속시험을 우선 수행하여 그 특성을 파악하는 것이 일반적이다. 본 시험에 있어서, 전방의 조종석에 조종 및 데이터 취득을 위한 조종사가 2인 이상 필요하므로 실제로 하중 포위선도에서와 같은 경하중 최후방 C.G 조합의 형상으로 비행시험을 수행하는 것은 불가능하였다.

### 3.2 요구 데이터 및 시험장비 구성

본 시험에서 취득해야 할 데이터는 ① 지시압

력고도, ② 지시대기속도, ③ 플랩의 위치, ④ 중량 및 C.G 위치, ⑤ 사용 연료량, ⑥ 대기온도 등이다. 이를 위하여 구성되는 장비는 Table 2와 같이 ① 압력고도 지시계, ② 대기속도계, ③ 기내장착 비디오카메라, ④ 연료계, ⑤ 외부의 대기온도 측정을 위한 온도계로 구성된다.<sup>[5]</sup>

**Table 2. 요구 데이터 및 비행시험장비 목록**

요구데이터	비행시험장비
지시대기고도	Swivel head testboom 및 보정된 고도계
지시압력속도	
외부대기온도	thermocouple
엔진 rpm	보정된 타코미터
매니폴드압력	보정된 매니폴드 압력계
연료량	연료량지시계
비행기록	기내장착 비디오카메라 및 data sheet

### 3.3 시험절차

실속에 진입하는 방법은 다양한데, 진입하는 자세 및 가속도에 따라 ① 좌·우 날개가 거의 동시에 진입하게 되는 수평실속, ② 경사각을 가진 채 실속에 진입하는 경사실속, ③ 점점 가속하면서 실속에 진입하게 되는 가속실속으로 나누어진다. 또한, 엔진의 동력상태에 따라 무동력 실속(power-off stall)과 유동력 실속(power-on stall)으로 구분되는데 일반적으로 실속속도를 파악하기 위해서는 엔진 공회전 상태의 무동력 실속의 수평실속방법으로 수행한다. 창공-91의 실속속도 비행시험은 다음과 같은 절차로 수행하였다.<sup>[5]</sup>

- ① 활주로상에서 압력고도계를 29.92in-Hg로 설정
- ② 이륙하여 실속으로 회복하기에 적절한 고도(3,000feet) 이상으로 상승
- ③ 예상되는 실속속도의 1.5배 또는 최소트림속도에서 시작
- ④ 비행시험으로부터 취득할 데이터 기록시작
- ⑤ 플랩을 시험하기 위한 위치로 설정
- ⑥ 예상되는 실속속도보다 약 10knot 이상이 될 때까지 감속
- ⑦ 프로펠러를 이륙상태로 조정하고 스로틀을 단

- 아 엔진 공회전 상태로 설정
- ⑧ 초당 1knot 이하의 속도비로 감속비행
- ⑨ 실속경고속도 기재
- ⑩ 실속진입 직전 압력고도 기재
- ⑪ 실속진입 시 속도계상의 최소 대기속도 기재
- ⑫ 실속진입 후, 엔진스로틀 및 조종간 조작하여 실속 회복
- ⑬ 실속회복 후 상승계가 0이상이 될 때의 압력고도 파악
- ⑭ 매번 비행시험을 시작할 때와 종료 시에 시간/중량 계산 기록

실속속도를 파악하기 위한 비행시험 수행에 있어서, 실속 진입 시에  $1.1 V_s$ 부터 실속속도까지 대기속도 감속비율이 초당 평균 1knot를 초과하지 않아야 하는데, 이를 실제 수행하는 것은 용이한 일이 아니므로 이에 신중한 기술을 필요로 한다.<sup>[4]</sup>

### 3.4 데이터 처리 방법

실속속도 비행시험의 데이터 처리는 조종사가 수기기록한 데이터와 조종석 후방에 설치된 비디오카메라로 기록한 데이터를 이용하여 수행한다. 조종사가 기록한 연료량으로부터 항공기의 중량 및 C.G를 산출하며, 실속진입 직전의 압력고도와 실속회복후의 압력고도를 파악한다. 또한, 비디오카메라로부터 속도계를 초단위로 판독하여 시간의 경과에 따른 대기속도의 변화를 파악한다.

이때에 파악되는 속도를 대기속도 계기에 Table식할 때에는 계기오차가 보정된 지시대기속도(IAS)로 표시하여야 하며, 데이터가 처리되어 다른 시험에 이용될 때에는 보정대기속도(CAS)를 기준으로 한다. 파악된 실속속도와  $1.1 V_s$ 가 되는 점을 직선으로 연결하여 이 직선의 기울기가 초당 1knot 이하가 되는 감속비율로 대기속도를 줄여 실속에 진입하였는가를 확인한다.

창공-91은 아음속 항공기이므로 마하수를 무시할 수 있고 시험시작 전에 이미 활주로 상에서 압력고도계를 29.92in-Hg로 조정하여 비행시험을 실시하므로 시험 시에 측정되는 지시대기속도를 위치보정 및 계기보정만 하면 고도에 무관하게 보정대기속도(CAS)를 구할 수 있다.

비행시험 시의 중량에서 파악되는 실속속도로부터 창공-91의 표준중량(2,700Lbs)으로 변환한 실속속도로 처리해야 하는데, 이 때 다음과 같은 식을 이용한다.

$$V_s = V_{st} \times (W_s / W_t)^{1/2} \quad (1)$$

여기서,

$V_s$  = 실속속도 (CAS)

$V_{st}$  = 시험실속속도 (CAS)

$W_s$  = 표준중량 (Lbs)

$W_t$  = 시험중량 (Lbs)

#### IV. 시험결과 및 고찰

창공-91A1기의 비행시험은 플랩변위각을  $0^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $40^\circ$ 로 설정하여 각각에 대하여 수행되었다. 또한 시험 최대이륙중량 및 시험최소이륙중량을 포함한 다양한 중량상태에서, 그리고 비행시험이 가능한 범위의 최전방, 중앙, 최후방의 C.G 위치에 대하여 총 16회의 실속속도 비행시험을 수행하였다. 실제 비행시험에 있어서, C.G 위치변화에 따른 실속속도는 거의 차이가 없으나 전방 C.G의 경우는 실속에 진입하여 기수가 쉽게 하향피칭운동을 하게 되므로 낮은 받음각 상태가 되어 실속에서 용이하게 회복되지만 후방 C.G의 경우에는 실속에 진입한 후 높은 받음각이 유지되어 회복이 용이하지 않았다.[5]

실속속도 시험이 거의 동일한 조건 하에서 수행되었어도 실속경고속도, 실속속도, 최소속도 등, 취득된 데이터는 약간 상이한 값을 보였다. 전술한 바와 같이 수차례에 걸쳐서 수행된 비행시험으로부터 취득된 데이터를 표준중량으로 보정하여 실속속도를 평균으로 처리하였으며, 다양한 시험중량 상태에서의 실속경고속도 역시 표준중량상태로 처리하여 평균값으로 산출하였다.[6]

Fig 2, 3은 플랩변위각  $0^\circ$ 의 형상으로 전방 C.G위치에서 2,700Lb의 중량상태와 후방 C.G위치에서 2,690Lb 중량으로 수행된 실속속도 비행시험에 대하여 시간에 대한 대기속도를 나타낸 것이다. 창공-91의 최소속도는 전방 C.G위치에서 61.0KCAS, 후방 C.G위치에서는 59.0KCAS로 나타났다. 창공-91은 stick pusher 등의 부속장치를 장착하지 않고 있으며, 또한 조종면이 정지점에 도달하기 전에 실속이 발생하므로 세 가지 실속속도의 정의 중에서 첫 번째 경우인 '조종 불가능한 기수 하향의 피칭운동'에 의하여 실속에 진입하였다. 그러므로 실속속도는 최소속도가 발생된 점이 아니고 이보다 0.5~1.0초 정도 앞서는 데, 최소속도보다 약간 높은 값으로 추정된다.

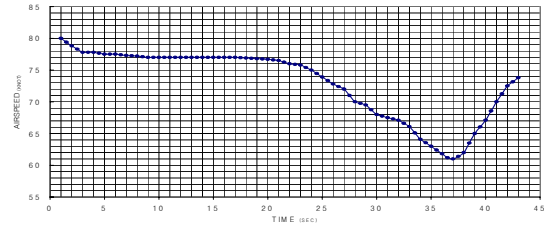


Fig 2. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2700Lbs, flap=0, 전방C.G)

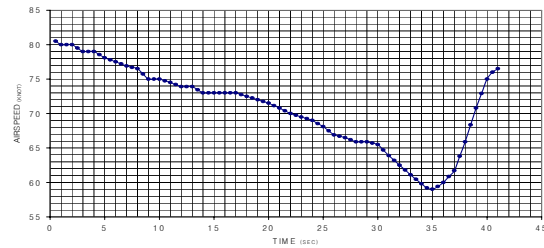


Fig 3. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=269Lbs, flap=0, 후방C.G)

Fig 4, 5는 플랩변위각  $0^\circ$ 의 형상에서 비교적 경중량 상태인 2,480Lb, 2,490Lb의 항공기 중량으로 전방 C.G 위치와 후방 C.G 위치 각각에서 수행된 실속속도 비행시험의 결과를 각각 나타내었다. 최소속도는 56.5KCAS, 57.0KCAS로 측정되었다.

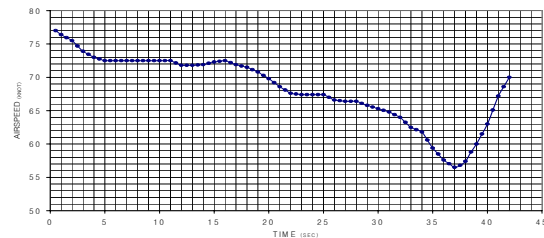


Fig 4. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2480Lbs, flap=0, 전방C.G)

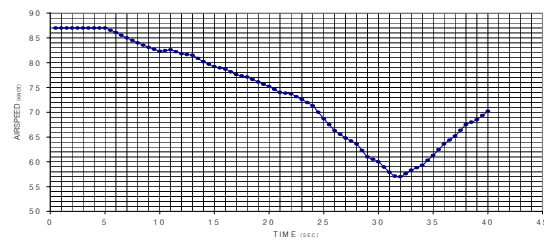


Fig 5. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2490Lbs, flap=0, 후방C.G)

플랩변위각 20°형상으로 중량 2,700Lb의 전방 C.G와 2,510Lb의 후방 C.G 위치에서의 실속속도 비행시험결과를 각각 Fig 6, 7에 나타내었다. 최소속도는 각각 56.0KCAS, 55.0KCAS로 나타났다.

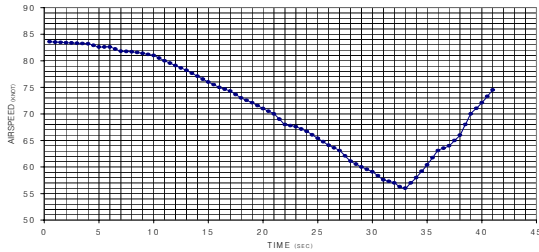


Fig 6. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2700Lbs, flap=20, 전방C.G)

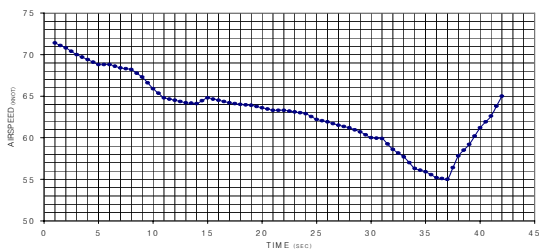


Fig 7. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2510Lbs, flap=20, 후방C.G)

플랩변위 40°형상에서 전방 C.G위치에서 항공기 중량 2,700Lb, 2,480Lb, 그리고 후방 C.G 위치에서 2,510Lb의 중량으로 비행시험을 수행하였다. 이에 대한 최소속도는 53.0KCAS, 50.2KCAS, 51.2KCAS로 측정되었다.(Fig 7, 8, 9) 실제 비행시험에 있어서, 실속속도 시험이 거의 동일한 조건 하에서 수행되었어도 실속경고속도, 실속속도, 최소속도 등, 취득된 데이터는 약간 상이한 값을 보였는데 이는 gust 등의 대기환경 차이에서 기인되는 것으로 보인다.

C.G 위치변화에 따른 실속속도는 거의 차이가 없으나 전방 C.G의 경우는 실속에 진입하여 기수가 쉽게 하향피칭운동을 하게 되므로 낮은 받음각 상태가 되어 실속에서 용이하게 회복되지만 후방 C.G의 경우에는 실속에 진입한 후 높은 받음각이 유지되어 회복이 용이하지 않았다.[5]

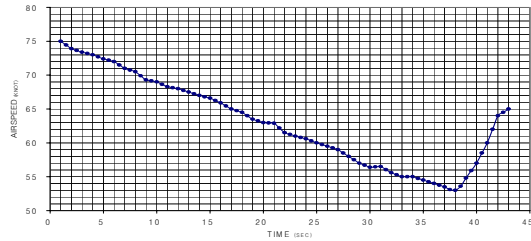


Fig 8. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2700Lbs, flap=40, 전방C.G)

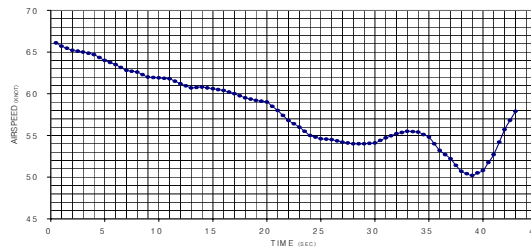


Fig 9. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2480Lbs, flap=40, 전방C.G)

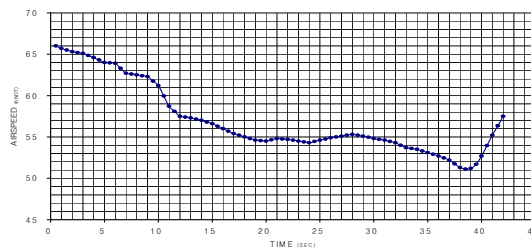


Fig 10. 실속속도 비행시험 대기속도변화 (W=2510Lbs, flap=40, 후방C.G)

수차례에 걸쳐서 수행된 비행시험으로부터 취득된 데이터를 전술한 바와 같이 표준중량으로 보정하고 실속속도를 평균으로 처리하여 경험식에 의한 해석적 방법으로 예상된 실속속도[7]와 비교하였다.[Table 3]

또한, 실속경고속도는 창공-91A1기가 비행시험을 수행할 당시의 FAR Part 23에서는 실속속도보다 5~10knot, 또는 실속속도의 15% 이상의 속도에서 실속경보가 이루어져야 한다고 명시되어 있었다. 그러나 현재 FAR Part 23과 KAS Part 23에 의하면 실속속도보다 5knot 이상의 여유를 두고 실속경보가 시작되어서 실속이 일어

날 때까지 계속되어야 한다고 규정되어 있다. 창공-91A1기의 실속경고속도에 대한 실측치와 규정을 Table 4에 나타내었다.

Table 3. 플랩변위에 대한 최소속도 및 실속속도

플랩변위 (도)	최소속도 (KCAS)	실속속도 (KCAS)	예상실속속도 (KCAS)
0	61.3	62.5	61.0
20	57.1	58.8	56.3
40	53.6	54.7	49.3

Table 4. 실속경고속도에 대한 평가

플랩변위 (도)	경고속도 (KCAS)	실속속도 +5(KCAS)	실속속도 +10(KCAS)	$1.15 V_s$ (KCAS)
0	72.3	65.3	71.3	71.9
20	65.0	62.1	67.1	67.6
40	57.1	58.6	63.6	62.9

또한, 실속경고속도는 창공-91A1기가 비행시험을 수행할 당시의 FAR 규정에서는 실속속도보다 5~10knot, 또는 실속속도의 15% 이상의 속도에서 실속경보가 이루어져야 한다고 명시되어 있었으며, 현재 국토해양부에서 제정한 항공기 기술기준 (Korean Airworthiness Standard, KAS) Part 23[8]에 의하면 실속속도 보다 5knot 이상의 여유를 두고 실속경보가 시작되어서 실속이 일어날 때까지 계속되어야 한다고 규정되어 있다. 창공-91은 플랩변위가 0도, 20도일 때에는 적절한 실속경고속도를 갖고 있으나, 40°일 때에는 그 여유범위가 약간 짧다고 할 수 있어 실속경고를 알리는 센서에 대한 수정이 요구된다. 그리고 창공-91은 비교적 급하지 않고 완만한 실속 및 실속회복특성을 갖고 있는 것으로 판단되었다.

## V. 결 론

다목적 경비행기 창공-91A1기의 실속속도를 파악하기 위하여 무동력 실속속도 비행시험을 수행하였다. 비행시험은 플랩변위각 0°, 20°, 40°에서 수행되었으며, 또한 다양한 중량 및 C.G. 위치의 조합인 형상으로 실시하였다.

실속속도는 플랩변위각 0°, 20°, 40°에서 보정대기속도로 62.5knot, 58.8knot, 54.7knot로, 최소속도는 플랩변위에 따라 61.3knot, 57.1knot, 53.6knot로 파악되었다. 실속 진입 후, 별도의 특별한 조작없이 수평꼬리날개와 엔진스로틀 만으로 용이하게 회복 가능하였다.

전방 C.G위치와 후방 C.G위치에 따른 실속속도의 차이는 없었으나, 실속 회복에 있어서는 많은 차이를 보였다. 후방 C.G위치 형상으로 실속 시에는 전방 C.G위치보다 높은 받음각으로 실속에 진입하게 되어 실속특성은 물론, 실속 회복특성도 상대적으로 바람직하지는 않았다.

그리고 실속경고속도는 0° 및 20° 플랩변위 시에는 FAR Part 23의 규정을 만족하지만, 40° 플랩변위 시에는 경고속도에 대한 여유가 많지 않아 실속경고 센서에 대한 조정이 요구되었다.

## 참고문헌

- [1] "Flight Test Principles and Practices," Aerospace Short Courses, the University of Kansas, 1990.
- [2] "대한민국 항공법 부속서 (항공기 항행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준 - 항공법 제15조 제5항 관련)," 건설교통부, 1989.
- [3] "Federal Aviation Regulation, Part 23 Airplanes," Federal Aviation Administration, 1990.
- [4] "Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes," Advisory Circular 23-8A, Federal Aviation Administration, 1989.
- [5] 이정훈 외, "창공-91A1기 비행시험(II) - 실속속도," RR-93-006, 한국항공기술연구원, 대한항공, 1993. 2
- [6] 홍용식 외, "다목적 소형 항공기 개발 연구 (4차년)," 한국항공우주연구조합, 1992.
- [7] 이정훈, 류시용, 이장호, "경비행기의 실속속도 비행시험," 한국항공우주학회 2007 추계 학술발표회, 2007. 11.
- [8] "항공기 기술기준 (Korean Airworthiness Standard, KAS)" 건설교통부, 2004.