

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.726>

터보프롭 항공기의 스핀/실속 회복장치 설계

이동훈*, 노병찬*, 강명각*, 강경우*, 이주하*

Design for Spin/Stall Recovery Parachute System of Turbo-prop
Airplane

Dong-Hun Lee*, Byung-Chan Nho*, Myung-Kag Kang*, Gyeong Woo Kang* and Ju-Ha Lee*

ABSTRACT

This paper deals with Spin/Stall Recovery Parachute System from design to ground taxiing stage which would be deployed on the high speed taxi of turbo-prop airplane. In detail design phase, design parameters- riser length, parachute type, size, porosity, parachute canopy filling time, and deployment method- were considered based on the analytical disciplines such as aerodynamics, structures, and stability & control. Before the installation of Spin/Stall Recovery System of turbo-prop airplane, all control functions of this system were validated by the SBTB(System Breakout Test Box) in the laboratory. SBTB was used to confirm if it can detect faults, and simulate the firing of pyrotechnic devices that control the deployment and jettison of it. Once confirmed normal operation, deployment of parachute on the high speed taxiing were performed.

초 록

본 논문은 KC-100 소형민항기의 스핀시험을 위해 장착될 스핀회복장치의 설계 및 지상 활주 전개 시험에 대해 기술하였다. 스핀회복장치에 대한 상세 설계 단계에서 공력, 구조, 안정성, 조종성 등에 대한 해석적 결과를 토대로 낙하산 단위면적당 라이저 길이, 낙하산 다공성, 낙하산 펼침 시간, 및 전개방법 등의 설계 변수를 결정했다. 본 시스템의 검증을 위해 항공기에 스핀회복장치를 장착한 상태에서 기능점검 후 KC-100 고속활주 중 스핀슈트 전개를 수행했다.

Key Words : Spin/Stall Recovery (스핀/실속 회복), Parachute, KC-100 (소형민항기)

1. 서 론

KC-100 항공기 개발 사업은 단발 피스톤 프로펠러 항공기를 개발하여 국내 인증기관으로부터

항공기의 형식증명(Type Certificate)을 획득하기 위한 사업이다. 국내 감항인증 기준(KAS, Korea Airworthiness Standards)에 따르면, Part23급 항공기는 스핀이나 실속에 진입하더라도 곧 바로 회복될 수 있어야 한다[1-2].

스핀은 항공기가 고받음각 기동 중 발생할 수 있는 비선형적인 거동이므로 해석, 축소모델을 이용한 풍동시험 등을 통해 스핀 및 회복특성을 완전히 예측하기 어렵기 때문에 비행시험을 통한

† 2012년 4월 25일 접수 ~ 2012년 7월 26일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주) 비행계측팀

교신저자, E-mail : donghun.lee@koreaero.com

경남 사천시 사남면 유천리 802번지

검증이 필수적이다. 그런데 개발항공기는 스핀특성을 정확히 알 수 없으므로 스핀 회복성이 검증될 때까지 스핀회복장치를 장착하여 비행시험을 수행해야 한다. KC-100 항공기는 실속 등으로 인해 스핀에 진입하더라도 러더(Rudder) 페달을 이용해 스핀억제 모멘트(Anti-yawing moment)를 가함으로써 스핀회복이 될 수 있도록 설계되었다. 그러나 조종사가 스핀회복을 위한 절차에 따라 조치를 취했음에도 스핀 회복이 되지 않는 경우 스핀회복장치를 전개하여 강제 스핀회복을 시켜주어야 한다. 이상적으로는 실제 비행 중 스핀회복장치 전개시험을 해야하지만 소형급 항공기 비행 중 스핀슈트 전개 시 발생할 수 있는 위험성 등을 고려하여 지상활주 시험으로 스핀회복장치의 건전성을 확인하는 방향으로 시험을 진행하였다. 본 시험에 앞서 스핀회복장치를 구성하는 기계적 단품에 대한 강성시험을 수행하였고, 항전장비(Avionics System), 엔진제어(FADEC), 비행제어컴퓨터(FLCC) 등과 연동한 전자과 장해시험(EMI Test)을 포함하는 통합 기능 시험(Integration Test)을 수행하였다. 한국항공우주산업(주)에서는 고속활주 시험의 위험성을 고려하여 전 계통엔지니어들이 MCR(Mission Control Room)에서 안전모니터링을 하면서 시험을 진행하였다. 본 고속활주 시험 후 일회성인 스핀회복장치의 특성을 고려하여 사후 관리 방법에 대해서도 기술하였다.

II. 스핀회복장치 설계

2.1 스핀회복장치 설계 요구도

낙하산은 착륙하거나 스핀으로부터 회복하기 위해 감속을 위한 효율적인 수단으로 알려져 있다. 1937년 Junker W-34 항공기에 Ribbon Parachute를 장착한 상태에서 감속 시험을 수행한 결과 Ribbon Parachute은 안정적으로 전개되고 낮은 충격하중(Opening force)을 받으며 항공기의 운용에 방해를 주지 않음을 확인하였다[3].

스핀회복장치를 설계할 때 낙하산 크기, 낙하산 형태, 라이저(Riser) 길이, 낙하산 전개 방법 등을 결정해야 한다. 낙하산 크기와 라이저 길이는 스핀 풍동 시험을 통해 결정되어야 하지만 Table 1에서 보는 것과 같이 스핀회복장치의 개발 사례를 바탕으로 최적의 낙하산 크기 및 형상을 결정하였다. KC-100 스핀회복장치의 스핀슈트

로서 Conical Ribbon 낙하산을 선택하였는데 Conical Ribbon 낙하산은 Flat Ribbon 낙하산에 비해 항력은 큰 반면 진동(Oscillation) 및 전개 하중은 작은 특성을 갖는다[4]. 또한 낙하산 전개가 안정적으로 펼쳐질 뿐 아니라 한번 스핀슈트를 전개한 후에도 재 사용이 용이하다.

스핀회복장치를 설계할 때 항공기와 낙하산 사이에서 발생하는 Forebody Wake 효과를 고려해야 한다. 스핀회복을 위해 항공기에 장착된 스핀회복장치에서 낙하산을 펼칠 때, 항공기 동체(Forebody)와 낙하산 및 라이저 사이에서 예측할 수 없는 난류가 유발되는데 이를 Forebody Wake라 한다. Forebody Wake는 낙하산 직경과 동체의 비, 라이저 길이와 동체의 비의 함수이다[2]. 스핀회복을 위한 낙하산이 동체 크기에 비해 직경이 작게 설계될 경우 낙하산 항력 손실이 커지게 되어 항공기 안정성에 좋지 않은 영향을 끼치게 된다. 동체에 비해 라이저 길이가 작게 설계될 경우 낙하산 전개가 잘 되지 않는다. 반대로 동체 대비 라이저 길이가 지나치게 클 경우 스핀억제 모멘트가 작아져 스핀 회복이 지연될 수 있다. 항공기 동체가 결정되어 있는 상황에서 라이저 길이와 낙하산 직경 결정이 스핀회복장치 설계의 핵심 요소라 할 수 있다. 이 요소들을 결정하기 위해 프로펠러 후류 효과등이 미치는 영향을 고려한 풍동 시험을 거쳐야 하지만 제반 여건상 경험 데이터[3]를 토대로 낙하산 직경 및 라이저 길이를 결정하였다.

또한 낙하산 설계 시 낙하산 다공성 효과를 고려해 주어야 한다. 낙하산의 다공성(Porosity)은 항력, 진동(Oscillation) 및 전개 하중에 영향을 미친다. 다공성이 증가할수록 항력과 진동이 감소하는 것은 참고문헌[4]을 통해 확인할 수 있다. 그러나 다공성이 지나치게 높으면 공력 특성이 나빠지는 결과를 초래할 수도 있다[4]. KC-100 스핀슈트로 35%의 다공성을 갖는 낙하산을 선택하였는데 이는 낙하산 개발 업체인 Airborne Systems의 경험 데이터[3]를 근거로 결정되었다.

또 다른 낙하산 설계 시 고려할 점으로 고도 효과를 들 수 있다. 미 공군 기술연구소의 연구 자료에 따르면, 낙하산을 전개하는 고도가 높아질수록 동일 동압(Dynamic Pressure)조건임에도 불구하고 전개 하중이 증가하는 경향을 보인다. 또한, 실크로 제작된 낙하산이 나일론으로 제작된 낙하산에 비해 더 큰 전개 하중을 받는다. 이

Table 1. Recovery Parachute Systems for Spin Recovery[3]

Aircraft	Weight (lbs)	Deployment velocity (Kts)	Parachute diameter D_0 (ft)	Riser length L_s (ft)	Parachute type	Deployment method
DC-9	108,000	210	24	136	Ribbon	Motar
T-38	11,000	185	24.8	45	Ribbon	Drogue
F-105	50,000	200	21	45	Ringslot	Drogue
F-14	53,000	185	26	74	Ribbon	Motar
S-3A	42,500	140	28	47	Ribbon	Motar
F-16	20,000	188	28	50	Ribbon	Motar
F-5E	15,000	185	24.8	45	Ribbon	Motar
F-17	22,000	188	26	76	Ribbon	Motar
KC-100	3,600	140	9.8	11.4	Ribbon	Rocket

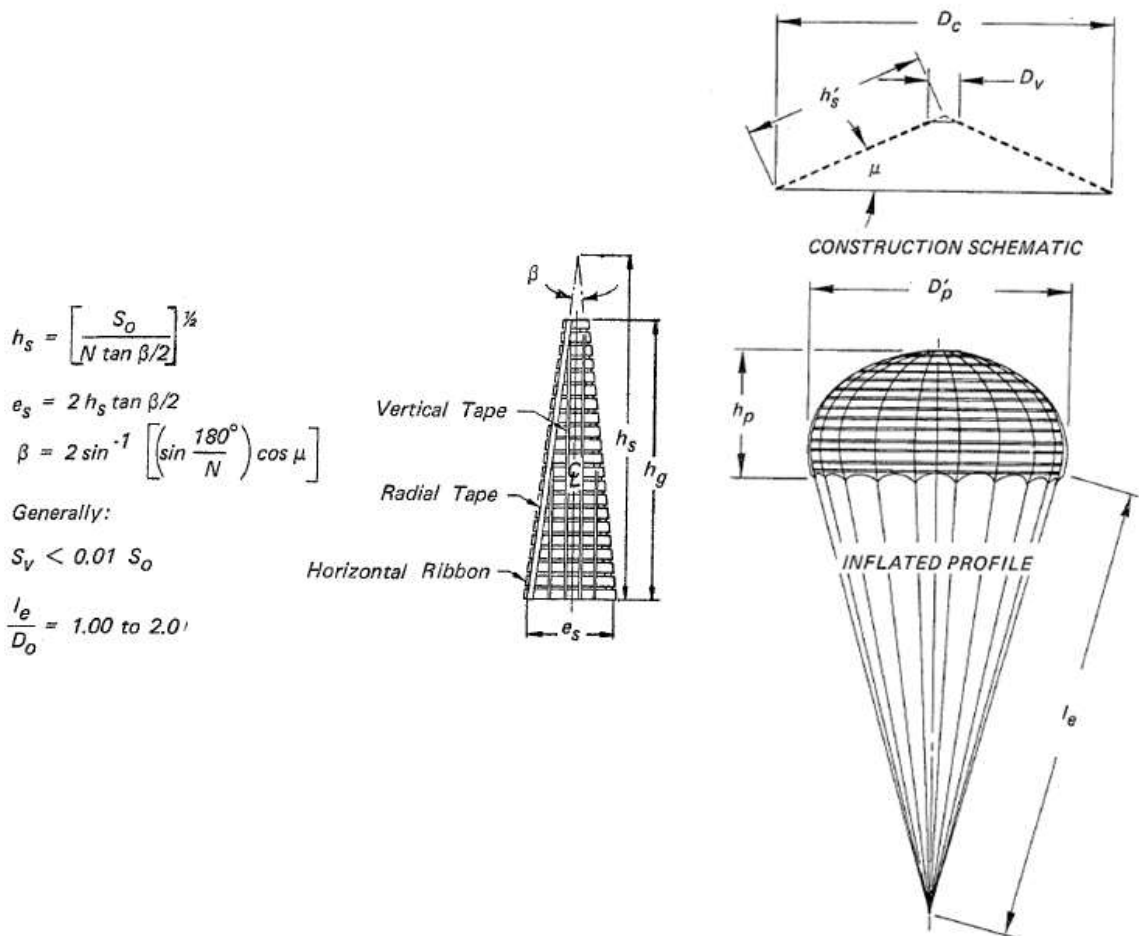


Fig. 1. Conical Parachute Configuration[3]

러한 점들을 고려하여 KC-100 스핀 시험은 15,000ft에서 스핀에 진입하여 8,000ft에서도 스핀 회복이 안 될 경우 스핀회복장치의 낙하산을 전개시키도록 비행시험 절차를 만들었다.

2.2 주요 설계 변수

2.2.1 낙하산 형상

낙하산은 Fig. 2에서 보는 것과 같이 Slotted 낙하산과 Solid Textile 낙하산으로 분류된다. Slotted 낙하산은 Solid Textile 낙하산에 비해 항력은 적지만 전개하는 동안 비행 안정성 측면에서 장점이 있기 때문에 Slotted 낙하산이 주로 사용된다. Slotted 낙하산중 Conical Ribbon 은 비행안정성이 우수하며, 전개하중이 작고 높은 항력계수를 가지는 장점을 가지므로 Slotted Conical Ribbon 낙하산이 항공기 스핀슈트로서 많이 사용된다[3]. 이를 고려하여 KC-100 스핀슈트로서 Conical Ribbon을 선택하였다.

2.2.2 낙하산 크기

낙하산 직경을 결정하기 위해서는 경험식[6]을 주로 사용하는데 식 (1)과 같다.

$$C_D A = 0.0914 S^* b / L \tag{1}$$

여기서, C_D 는 항력계수, A 는 낙하산 단면적, S 는 주익면적, b 는 주익 스패 길이, L 은 항공기 무게중심에서 낙하산 장착 위치까지의 길이이다.

KC-100 항공기 형상이 결정된 상태에서 스핀 회복장치의 설계가 진행되므로 S , b , L 은 고정된 값이고 변수는 C_D 와 A 이다. 이 중 Conical Ribbon 낙하산의 항력계수 C_D 는 0.55[3]이므로 낙하산직경을 구할 수 있다. 라이저 길이와 낙하산을 바탕으로 KC-100 스핀회복장치의 라이저 길이 비는 1.16이 되도록 설계하였다. Table 2는 KC-100 스핀회복장치의 낙하산 크기 설계를 위한 변수들이다.

	Class No.	Type	C_{Dc}	n	Plan	Profile
Slotted Parachutes	1	Flat Ribbon	0.45 to 0.50	14		
	2	Conical Ribbon	0.50 to 0.55	14		
	3	Ribbon	0.30 to 0.46	14		
	4	Ringslot	0.56 to 0.65	14		
	5	Ringsail	0.75 to 0.85	7		
	6	Disc-Gap-Band	0.52 to 0.58	10		
Solid Textile Parachutes	7	Cross	0.60 to 0.85*	11.7		
	8	Flat Circular	0.75 to 0.80	8		
	9	Conical	0.75 to 0.90	8		
	10	Biconical	0.75 to 0.92	8		
	11	Triconical	0.80 to 0.96	8		
	12	Extended Skirt 10%	0.78 to 0.87	10		
	13	Extended Skirt 14.3%	0.75 to 0.90	12		
	14	Hemispherical	0.62 to 0.77	8		
	15	Guide Surface	0.28 to 0.42	5		
	16	Annular	0.85 to 0.95	9		

Fig. 2. 낙하산 형태[3]

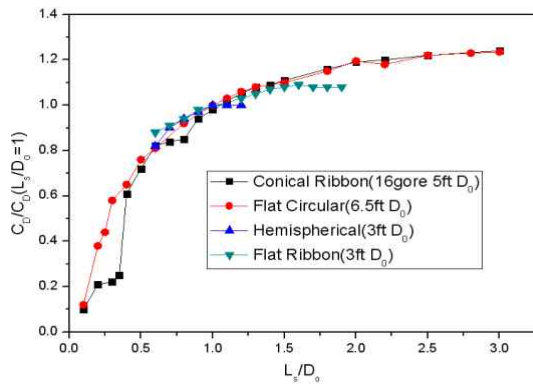


Fig. 3. 낙하산 라이저 길이가 항력에 미치는 영향

Table 2. 낙하산 설계 변수

Parachute design factor	
Reference diameter(ft)	9.85
Reference area(ft ²)	76.20
Drag area(ft ²)	42.67
Drag coefficient	0.55
Riser length ratio	1.16
Shock factor	1.3

2.2.3 스펀회복장치 지지구조물 설계

항공기 스펀 시험을 하는 동안 항공기가 제어 불능 상태에 빠졌을 때를 대비하여 항공기 외부에 스펀회복장치를 장착하게 된다. 스펀회복장치는 Fully Developed Spin 조건에서 구조물이 가장 큰 하중을 받으므로 이 때의 하중을 기준으로 구조물을 설계하였다. 지지 구조물이 받는 하중을 분산시키기 위해 Fig. 4와 같이 트러스 형상으로 설계하였다. 트러스 구조물의 각 부재의 장착 각도는 Fig. 5에서 보는 바와 같이 30도 정도가 되어야 와류에 의한 영향이 최소화 된다는 공력해석을 반영하여 구조물 설계를 진행하였다. 트러스의 소재는 AL2024-T3를 선정하였고 좌굴 해석 등을 바탕으로 외부직경(ϕ_o) 약 45mm, 내부직경(ϕ_i) 약 38mm, 두께 3mm로 결정하였다. Table 3은 KT-1과 KC-100의 관성모멘트 값을 비교한 데이터이다. I_{zz} 와 I_{yy} 의 비가 클수록 스펀모드에 잘 빠지지 않는 특성을 지니는데, KC-100은 스펀특성이 좋은 것으로 알려진 KT-1과 비교해도 나쁘지 않음을 알 수 있다.

여기서, I_{xx} 는 롤(roll) 모멘트, I_{yy} 는 피치(pitch) 모멘트, I_{zz} 는 요(yaw) 모멘트이다.

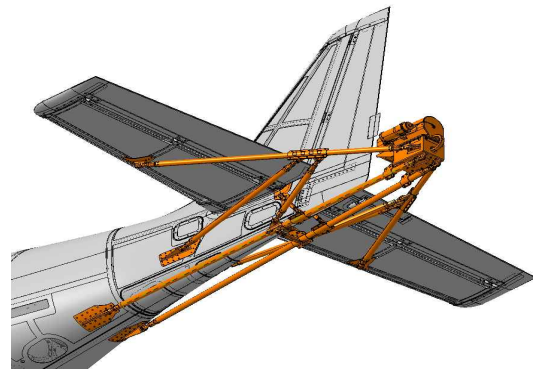


Fig. 4. 스펀회복장치 박스 및 지지구조물

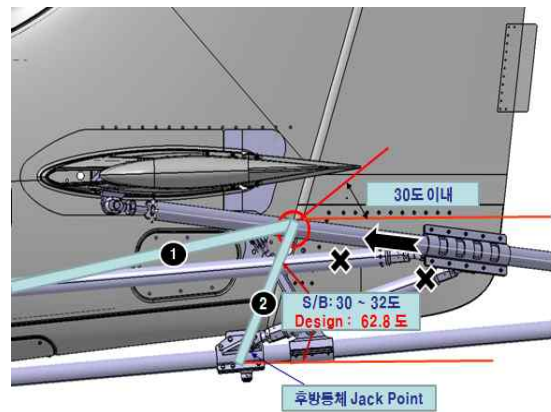


Fig. 5. 스펀회복장치 지지구조물의 측면도

Table 3. 관성모멘트 값 비교

	Weight (lb)	CG (%MAC)	MOI(slug-ft ²)		
			Ixx	Iyy	Izz
KC-100	3738	31.7	2679.0	3607.2	5935.9
	3379	30.8	2258.4	3595.8	5515.9
	3840	28.1	2693.8	3761.2	6049.2
	3487	26.9	2286.3	3749.0	5638.1
KT-1	4839	28.9	2187.0	6972.0	8552.0
	5828	27.5	3760.0	7004.0	10111.0
	5039	31.3	2207.0	7050.0	8610.0
	6029	29.6	3783.0	7089.0	10173.0

$$F = k \times \frac{1}{2} \times \rho \times V_{max}^2 \times C_D A \quad (2)$$

여기서, k는 충격 계수, ρ 는 공기 밀도, V_{max} 는 깊은 스펀에서의 항공기 속도, C_D 는 항력계수, A는 낙하산 단면적이다.

III. 스펀회복장치 구성 요소

3.1 구성 요소

스펀회복장치는 Fig. 6에서 보는 것과 같이 낙

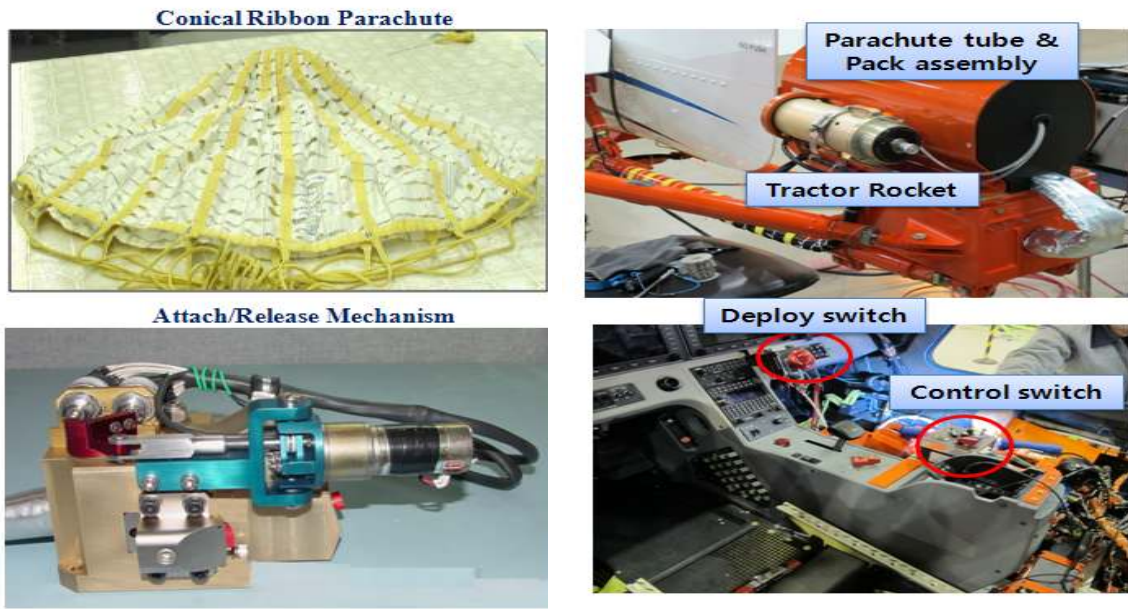


Fig. 6. 스핀회복장치 구성 및 장착 위치

하산, 스핀슈트 컨트롤러, Tractor Rocket, Parachute Assembly, ARM(Attach Release Mechanism)으로 구성된다. 낙하산은 앞서 언급한 것처럼 Conical Ribbon Type이다. 스핀슈트 컨트롤러는 스핀회복장치 시스템의 상태를 나타내는 Indicator, 낙하산을 펼치라는 명령인 Deploy Button, 전개된 낙하산을 끊어내는 명령을 내리는 Jettison Switch를 포함하고 있다. ARM은 낙하산 줄을 고정시켜주는 Pyro Lock Initiator, 펼쳐진 낙하산을 끊어내는 Cutter Initiator로 구성된다. 스핀회복장치 제어 판넬의 Deploy Button을 누르면 낙하산이 펼쳐지기 직전 ARM의 Pyro Lock Initiator가 작동하여 낙하산 줄을 고정하게 된다. 이후 Tractor Rocket은 낙하산이 완전히 전개되도록 라이저와 낙하산을 끌어당긴다. 낙하산이 완전히 펼쳐진 후 Jettison Switch를 누르면 ARM의 Cutter Initiator가 작동하여 낙하산 라이저를 Cutter Initiator가 끊어냄으로써 스핀회복장치의 기능이 끝나게 된다.

3.2 단품 강성 시험

스핀슈트 전개 과정에서 발생하는 하중을 충분히 견딜 수 있는지 확인하기 위해 스핀회복장치를 구성하는 각 요소들에 대한 강성 시험을 수행하였다. 강성 시험을 수행한 구성요소는 Tractor Rocket Motor & Igniter, ARM Cutter Screw, Pyro Lock Screw, TLF bolt, Shear Pin이다.

3.2.1 Rocket Motor & Igniter

Rocket Motor와 Igniter는 스핀슈트를 끌고 나오는 역할을 해주는 요소로서 Vulcan Systems사에서 5개 제작하였으며 그 중 2개를 선택하여 72°F의 온도 조건에서 Firing 시험을 수행하였다. 그 결과 Table 4와 Fig. 7에서 보는 것과 같이 평균 추력은 약 98lbs, 최대추력 약 125lbs로 확인되었으며, 폭발 시간은 약 2.2 sec였다.

Table 4. Firing Test Result

Sample	Peak Thrust (lbs)	Average Thrust (lbs)	Total Impulse (lb-sec)
1	124.4	97.9	220.2
2	125.8	99.8	219.4

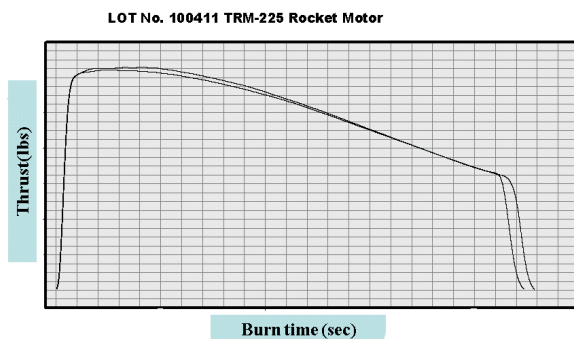


Fig. 7 Rocket Motor Firing Test Result

3.2.2 Pyro Lock Screw & Cutter Screw

Pyro Lock Initiator는 스프링슈트가 전개되기 전 낙하산을 잡아주는 역할을 하며 Cutter Initiator는 스프링슈트가 완전 전개된 후 낙하산을 끊어내는 역할을 한다. 이와 관련된 Screw에 대한 파단 강도 시험을 수행하였다. 파단 강도 측정 시험은 Airborne Systems 시험 시설에서 수행되었다. Fig. 8은 파단 강도 시험을 위한 시험 장치 구성을 나타내며 Table 5는 각 Screw에 대한 파단 하중을 나타낸다. Pyro Lock Screw 설계 하중은 1000~1400lbs이며 Cutter Screw 설계하중은 1500~2000lbs이다. Table 5의 시험 결과로 미루어 볼 때 각 Screw는 설계 하중을 충족시키는 것을 알 수 있다.

3.2.3 TLF bolt

TLF 볼트를 스프링회복장치의 구성요소로 사용하기 위해서는 Base Line Test, Verification Test, Production Lot Acceptance Test 과정을 거쳐야 한다. Fig. 9는 TLF 볼트에 가해지는 하중을 측정하기 위한 시험 장치 구성을 보여주며 Fig. 10은 볼트 직경에 따른 작동 하중에 대한 결

Table 5. Load test results

Sample	Pyro Lock Screw Failure Load (lbs)	Cutter Screw Failure Load(lbs)
1	1248	1834
2	1204	1875
3	1231	1854

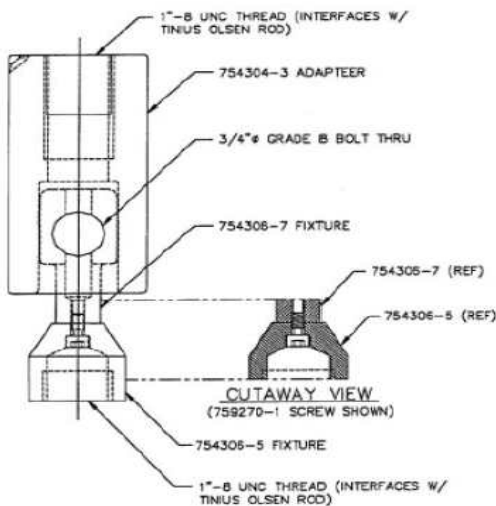


Fig. 8. 하중 시험장치 구성

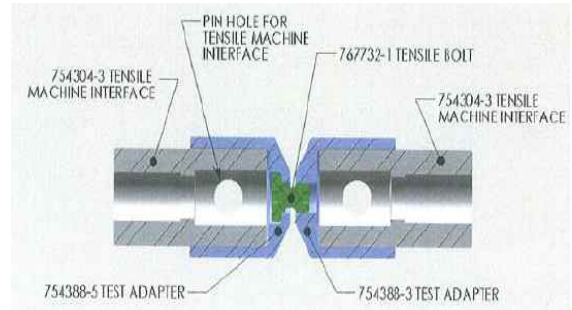


Fig. 9 시험장치 구성

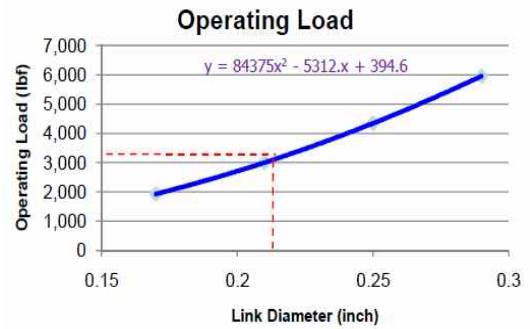


Fig. 10. Operating load test results

과를 나타낸다. TLF 볼트에 대한 설계 하중은 3200lbs±3%(3104~3296lbs)이므로 직경이 0.215 inch 인 TLF 볼트 2개를 제작하여 Verification Test를 수행하였다. 이를 근거로 최종 제작을 위해 TLF 볼트 5개를 제작한 후 그 중 2개를 선정하여 AT(Acceptance Test)를 수행하였다. 실제 사용하기 위한 볼트는 설계하중 보다 적은 하중을 받도록 하기 위해 직경 0.216 in인 볼트를 제작하였다. 이 때 볼트가 받는 하중은 3170lbs정도이다. 볼트 제작은 통합된 하나의 bar에서 이루어지며 Airborne Systems사에서 진행하였다.

3.2.4 Shear Pin

ARM에서 사용되는 Shear pin에 대한 파단 하중 시험은 Fig. 11과 같으며 Airborne Systems사에서 수행하였다. 파단 시험결과 약 310(lbs)에서 파단 되었으며 이는 설계요구도(300~500(lbs))를 충족시킨다.

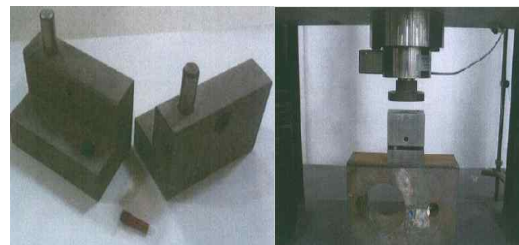


Fig. 11 Shear pin 파단 시험

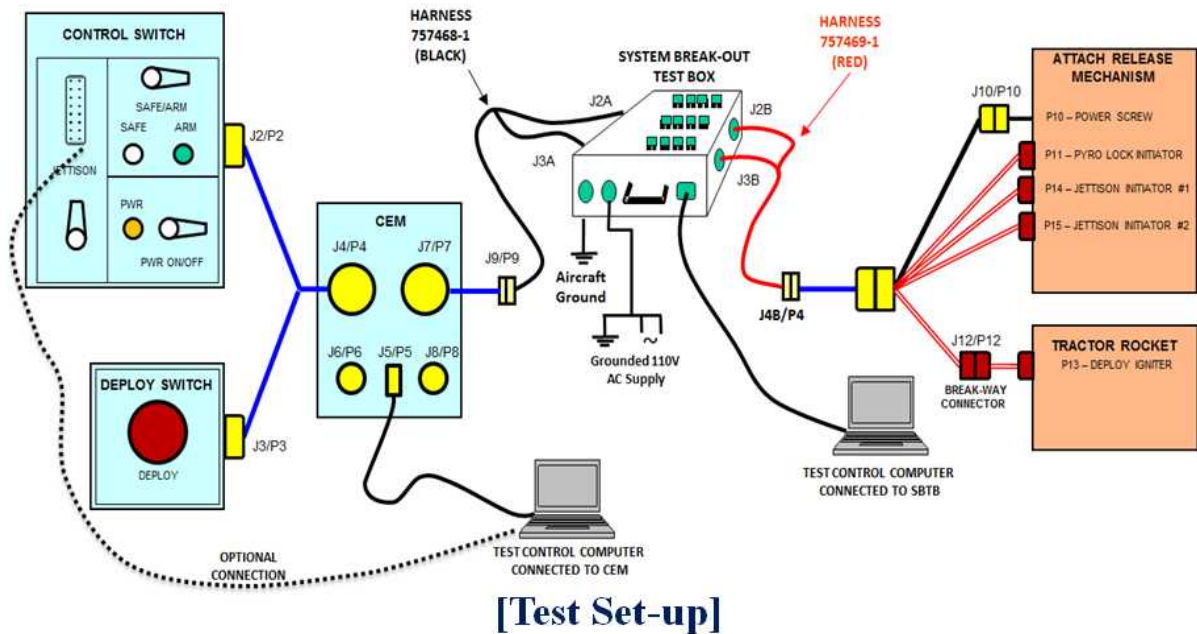


Fig. 12. 스핀회복장치 시스템 점검

IV. 스핀회복장치 검증

4.1 기능 점검

4.1.1 Stray Voltage Check

스핀회복장치의 기능 점검을 위해 Fig. 12와 같이 시스템을 구성한다. 스핀회복장치와 관련된 항공기 커넥터를 분리한 후 전원, Deploy, Jettison 관련 와이어가 정상적으로 되어 있는지 확인하였다.

4.1.2 Normal Operation Test

본 시험의 목적은 SAFE/ARM 상태 모두에서 Fault 없이 정상적으로 작동하는지 여부를 확인하기 위함이다. Fig. 13에서 보는 것과 같이 각 지시기(Indicator)의 표시등의 점멸 여부를 확인함으로써 Fault의 원인이 BUS 통신인지 전원인지 확인해야 한다. 실제 비행 중 Fault가 시현되면 스핀 시험에 돌입할 수 없도록 규정되어 있다.

4.1.3 Simulated Firing Test

본 시험을 위해서 SBTB(System Break-out Test Box), ARM & Tractor Rocket을 연결한다. 안전을 고려하여 Mechanical Lock, Deploy & Tractor Rocket 부분을 단락 시킨 상태에서 시험을 먼저 수행하였다. 저항의 역할을 하는 Initiator를 제거한 상태이므로 Deploy/Jettison 버튼을 눌렀을 때 Pyro Mechanical Lock,

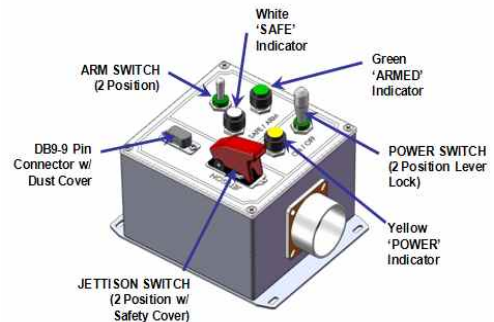


Fig. 13. 스핀슈트 컨트롤러

Jettison에 대응하는 회로에서 Initiator가 있을 때에 비해 2배 큰 전류가 순간적으로 흐르게 되는데 이 때의 전류값은 약 8A이다. 실제 Initiator가 연결된 상태에서는 Initiator가 저항의 역할을 하므로 Mechanical Lock, Deploy, ARM & Tractor Rocket 순서로 순간적으로 약 4A의 전류가 흐름을 확인해야 한다.

4.1.4 ARM Fault Test

본 시험은 의도적으로 ARM에 연결되는 커넥터를 분리하거나 SBTB의 플러그 중 하나를 제거하거나 단락 시켰을 때 컨트롤 시스템에서 Fault를 정확하게 검출해 낼 수 있는지 확인하는 시험이다. 주의할 사항은 의도적으로 Fault를 유발 시킨 후 원복시켰을 때 컨트롤 시스템에서 Failed Mechanical 메시지가 없음을 확인해야

하고 또한 SAFE/ARM 위치에서 Light Flashing 하지 않음을 반드시 확인한 후 시험을 종료해야 한다는 점이다.

4.1.5 Pyrotechnic Fault Test

본 시험은 Pyro 회로와 관련된 플러그를 제거했을 때 컨트롤 시스템에서 Fault를 검출해 낼 수 있는지 확인하는 시험으로 방법은 4.1.4의 시험과 동일하다.

4.1.6 Final Validation

본 시험은 그 동안 사용해온 SBTB를 제거하고 비행 형상으로 복귀하였을 때 컨트롤 시스템에서 SAFE/ARM 상태 모두에서 Light가 Flashing 하지 않음을 확인하는 시험이다. 본 시험은 Safe Zone을 확보한 상태에서 수행해야 하며 절대 Deploy 및 Jettison 버튼을 누르면 안된다. Initiator가 장착되어 있으므로 매우 위험할 수 있다.

4.2 EMI test

본 시험의 목적은 스핀회복장치를 장착하고 운영할 때 각 계통에 전자기적 영향성이 없음을 확인하기 위함이다. 본 시험을 위해 스핀회복장치의 ARM을 탈거한 후 관련 커넥터에 퓨즈를 연결하였다. 항공기 엔진런을 수행하면서 스핀회복장치의 전원을 켜고 있을 때 항전장비, 비행제어 컴퓨터, 엔진제어장치(FADEC) 등 항공기에 장착된 장비들의 기능에 영향이 없는지 확인하였다.

V. 시험 평가

5.1 전개 시험 종류

스핀회복장치의 전개 시험 방법으로 Ground by Truck, Ground Taxi, Level Flight 가 있다. Ground by Truck 방식으로 전개할 경우 전개되는 시점의 속도 한계로 인해 전개 충격을 충분히 재현할 수 없다. Ground Taxi 방식으로 전개할 경우 전개 순간 기수 들림 현상이 발생할 위험이 있다. Level Flight 방식은 가장 확실히 스핀회복장치를 검증할 수 있는 방식이지만 예상할 수 없는 위험요소를 많이 안고 있다. 본 시험의 경험이 많은 미국 비행시험 파일럿 양성 학교의 자문을 받은 결과를 종합해볼 때 Ground Taxi 방식이 가장 적합하다고 판단하였다. Table 6은 스핀회복장치 전개 사례를 정리한 것이다.

Table 6. 스핀회복장치 전개 사례[6,7]

항공기 종류	Ground test by truck	Ground taxi test	In-flight test
F-16 ('75~'78)		✓	✓
KT-1 ('88~'99)	✓	✓	✓
T-50 ('97~'06)		✓	✓
F/A-22 ('98~'04)		✓	
F-35 ('06~)		✓	

5.2 전개 방식

스핀슈트 전개 방법으로 Motar, Drogue Gun, Rocket Extract 가 있다. Motar 전개방식은 반발력이 크기 때문에 작은 항공기에 적합하지 않다. Drogue Gun 방식은 구성 부품이 과다하고 전개되는데 시간이 많이 걸리는 단점이 있다. Rocket Extract 방식은 반발력이 거의 없기 때문에 지지구조물에 하중이 덜 가해진다. 이런 장점 때문에 KC-100 스핀회복장치의 전개 방법으로 Rocket Extract 방식을 선택하였다.

5.3 분리 방식

스핀슈트 전개 후 낙하산 줄을 끊어 내기 위해 주로 Electrical Pyrotechnic Riser Severance 방식과 Mechanical Pyrotechnic Riser Severance 방식이 사용된다. 전자는 전기에 의한 기폭된 커터로 라이저를 절단하고 후자는 Mechanical Cable에 의한 기폭된 커터로 라이저를 절단한다. 상대적으로 전자의 방식이 안정성이 높기 때문에 KC-100의 Jettison 방식으로 Electrical Pyrotechnic Riser Severance 방식을 선택하였다.

5.4 고속활주 중 스핀슈트 전개

스핀회복장치의 검증을 위해 스핀슈트를 고속활주 상태에서 전개하였고 비행시험 통제실(MCR; Mission Control Room)에서 전 계통 엔지니어들이 하중, 공력 등 스핀슈트 전개와 관련된 계측데이터(Telemetry data)를 모니터링 하였다.

Fig. 14는 고속활주 중 스핀슈트를 전개하는 모습이다. 안전을 위해 Safety Zone 200ft를 확보한 상태에서 시험을 진행하였다. 가속 중 스핀슈트를 전개할 경우 기수 들림 현상을 겪을 수 있으므로 감속 중에 스핀슈트 전개를 수행하

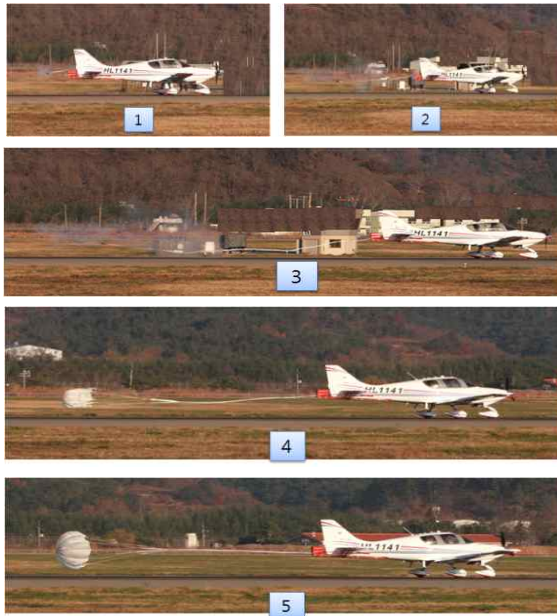


Fig. 14. 고속활주 중 스피슈트 전개

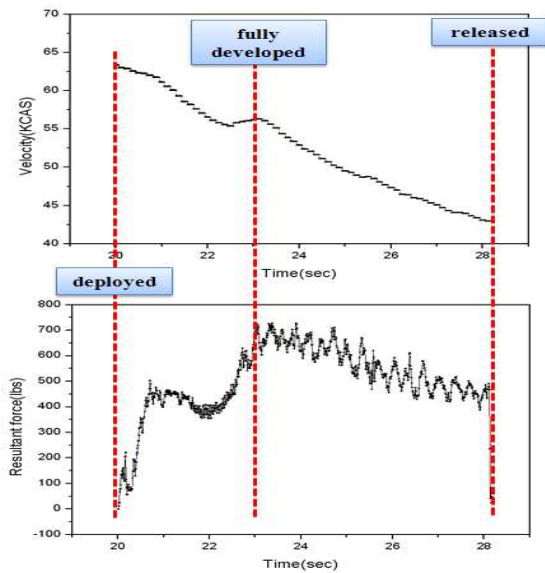


Fig. 15. 스피슈트 전개 시험 결과

였다. 스피슈트 전개는 Fig. 15에서 보는 것처럼 약 63KCAS 속도에서 스피슈트 전개 버튼을 눌렀으며 스피슈트가 완전히 펼쳐진 후 42KCAS 까지 감속시킨 상태에서 낙하산을 분리하였다.

Fig. 16은 스피슈트 전개 후 Tractor Rocket, ARM 내부의 Pyro, Cutter Initiator의 모습이다. 시험이 종료된 후 Tractor Rocket 및 Pyro 및 Cutter Initiator는 재사용이 불가능하다. ARM은 수명제한은 없으나 시험할 때마다 항공기 상에서 점검하여야 한다. 스피슈트 낙하산도 전개했을 경우 재사용이 불가능하다.

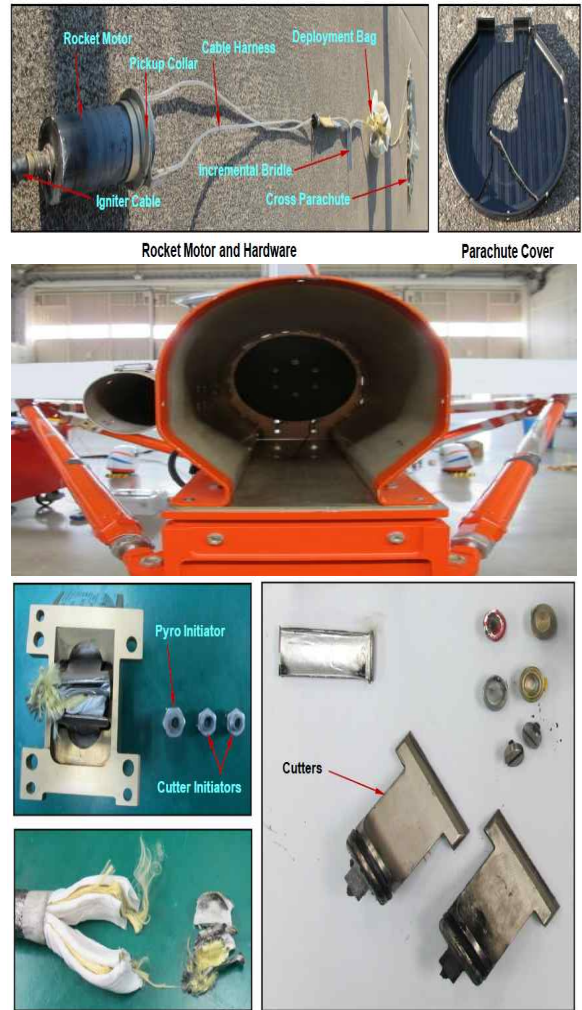


Fig. 16. 스피슈트 전개 후 모습

VI. 결 론

스핀시험은 소형급 항공기의 국내 감항인증 (KAS, Korea Airworthiness Standards) 획득을 위해 필수적인 시험이다. 본 논문에서는 스피회복장치의 설계 및 시험평가에 대해 다루었다. 스피회복장치 설계 변수들인 낙하산 형상, 크기, 다공성 및 스피슈트 지지구조물 등을 기술하였다. 또한 스피슈트 전개를 위한 구성요소 및 시험 절차를 구체적으로 제시하였고 스피회복장치 설계가 적절하였음을 고속지상활주 시험결과로 확인하였다.

후 기

본 연구는 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Zdobyskaw, G., and Alfred, B., "Theoretical, experimental and in-flight spin investigations for an executive light airplane", 23rd Congress of International Council of the Astronautical Sciences, Toronto, Canada, 2002.
- 2) Stough, H. P., "A summary of spin-recovery parachute experience on light airplanes", AIAA Paper 90-1316, 1990, pp.393-402.
- 3) Technical report AFFDL-TR-78-151, Recovery systems design guide. IRVIN Industries INC., 1978.
- 4) Dong-Hun Lee, Byung-chan Nho, Myung-Kag Kang, Kyung Woo Kang, Ju-Ha Lee, "Design and testing of the Spin Recovery Parachute System(SRPS), Int'l J. of Aeronautical & Space Sci. 3(1), pp.241-251, 2012
- 5) Mohaghegh, F., and Jahannama, M. R., "Parachute filling time : A criterion to classify parachute types", 19th AIAA Aerodynamic decelerator systems technology conference and seminar, Williamsburg, VA, 2007.
- 6) 변진구, 이상직, 신용현, 이대열, "기본훈련기 스피ن 회복장치 설계 및 적용에 관한 연구", 한국항공우주학회지, Vol.25 pp.7-15, 1997
- 7) M.S. Cooper, GIR85-1164, "Stall Recovery System for T-50 aircraft", ARVIN Aerospace Incorporated, September, KAI 내부보고서, 2002