Wing Tip Tank 유무에 따른 MB-326M 실속 및 스핀특성

Limited Stall & Spin Characteristics of an MB-326M with and without Wing Tip Tanks

이주하*(한국항공우주산업(주))

I 서 론

고받음각 영역에서 항공기의 운동은 항공기 급에 따라 매우 중요한 의미를 가진다. 곡예급 항공기의 경우 훈련 목적에 사용되는 항공기는 훈련목적상 고받음각 영역인 실속 및 스핀에 진입이 용이하여야 하고 또한 상반된 견해지만 회복특성이 좋아야 한다. 그래야만 교육 목적에 부합되어 만약 고받음각 영역에 진입할 경우 조종사가 항공기를 회복시킬 수 있는 능력을 배양할 수 있기 때문이다. 반면에 고난이도 기동을 하는 전투기급의 항공기는 고유의 임무에 충실하기 위해서는 가능한 한 고받음각 영역에 진입하지 말아야 하며 어쩔 수 없이 진입되더라도 *Anti-spin Logic*에 의해 항공기의 비행제어 계통이 항공기를 안전하게 정상비행영역으로 회복시킬 수 있어야 한다. 최근의 *Fly-by Wire Control System*을 채용하는 대부분의 항공기들은 이러한 자체 회복 능력을 보유하고 있다.

고받음각 영역에서 항공기의 특성은 항공기 외형에 따라 크게 영향을 받는다. 따라서 본 연구에서는 현재 유럽에서 군용 중등훈련기로 사용되고 있는 이탈리아에서 제작된 MB-326 항공기의 실속 및 스핀 특성을 2가지 관점에서 관찰하였다. 하나는 *Wing Tip Tank*를 장착한 형상이고 다른 하나는 *Wing Tip Tank*를 제거한 형상이다. 이 두 형상에 대하여 고받음각 영역에서 항공기의 거동인 실속과 스핀 운동을 연구하였다. 그리고 비행시험에서 획득한 자료를 분석하여 *MB-326*의 실속 및 스핀 특성이 *FAR*[8]나 *MIL-Specification*[9]에 부합되는지 분석하였다.

II 본 론

1. 개 요

1) 시험목적

MB-326 항공기의 *Wing Tip Tank* 유무에 따른 실속 및 스핀 특성을 결정하고 가장 효과적인 스핀 회복 방법을 찾으며 실속 시 *Aileron*의 영향성을 관찰한다. 또, 비행시험 결과를 분석하여 *FAR*-23 및 *MIL-Specification*과 비교하며 이 항공기 본래의 목적인 훈련기로서 적절성을 판단한다.

2) 시험 제한사항

비행시험을 안전하게 수행하기 위하여 시험 전에 몇 가지 제한사항을 설정하였으며 고받음각 시험인 스핀시험에서 가장 크게 고려할 사항은 고도이다.

(1) 고도 제한

본 시험을 위한 최저고도(절대고도)로

- 스핀 및 *Phase C* 실속 진입고도 : *15000 ft*
- 스핀 회복 시작 고도 : *12000 ft*
- 스핀 미 회복 시 사출고도 : *7000 ft*

(2) 기타

- 최대속도 : *360KIAS/M0.8*
- 하중배수 : 대칭기동의 경우 *-2.0g ~ 6.0g*, 비대칭 기동의 경우 *-1.0g ~ 3.0g*
- 무게중심 : *Nominal C.G(22~30%MAC)*
- 최대 측풍 : *12 kts*

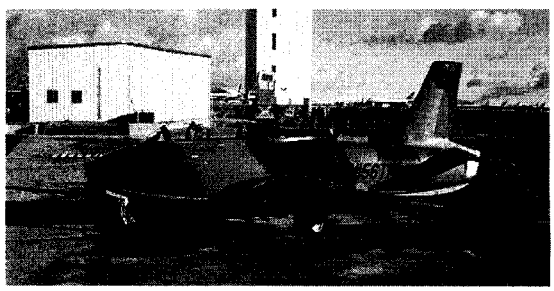

그림 1. *MB-326* 시험 항공기

3) 시험 항공기

본 시험에 사용된 항공기는 이탈리아에서 제작된 MB-326으로 군용 중등훈련기 및 경공격기로 사용되고 있다. 항공기의 개요는 아래와 같으며 <그림 1>과 같다.

- *Tandem 2-seat*
- *Single Turbo-engine(Rolls Royce Viper MK22-1)*
- *Normal Configuration : with Tip Tank (160 lbs)*
- *Noseboom : AOA, AOS*
- *Data Acquisition : Rear Cockpit*
- *Gross weight with Fuel : 7440 lbs*
- *Load Factor Limit : -2g~6g*
- *Mechanical Flight Control System*
- *Center Stick(No bobweight/springs)*

4) 계측장비

본 시험을 위하여 사용된 자료 획득 장비는 항공기 고유의 계기와 시험을 위하여 특별히 장착된 계측장비로 구분된다. 항공기 기본계기의 정확도는 <표 1>과 같으며 시험용 장비의 정확도와 배치도는 <표 2> 및 <그림 2>와 같다.

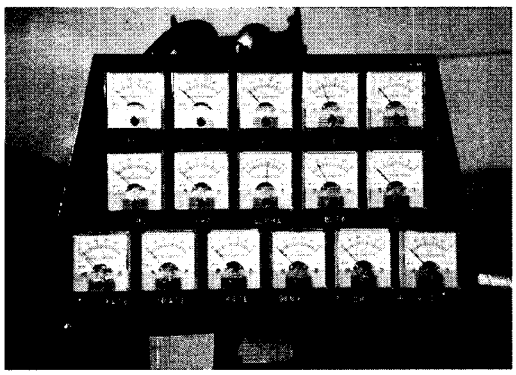

그림 2. 후방석 계측장비

Parameter	Units	Location	Resolution
Airspeed	*kts*	*Front and rear cockpit*	*2 kt*
Altitude	*ft*	*Front and rear cockpit*	*10 ft*
Heading	*deg*	*Front and rear cockpit*	*2 deg*
VVI	*fpm*	*Front and rear cockpit*	*50 fpm*
Pitch attitude	*deg*	*Front and rear cockpit*	*2 deg*
Roll attitude	*deg*	*Front and rear cockpit*	*5 deg*
Load factor	*g*	*Front* and rear cockpit*	*0.1*, 0.25*
Engine rpm	*%*	*Front and rear cockpit*	*1 %*
Fuel remaining	*lb*	*Front and rear cockpit*	*50 lb*

표 1. 항공기 기본 계기 정확도

Parameter	Units after calibration	Resolution
Elevator stick force	*lb*	*± 1 lb*
Elevator deflection	*deg*	*± 1 deg*
Aileron stick force	*lb*	*± 2 lb*
Aileron deflection	*deg*	*± 0.5 deg*
Rudder pedal force	*lb*	*± 4 lb*
Rudder deflection	*deg*	*± 1 deg*
Angle of attack	*deg*	*± 2 deg*
Angle of sideslip	*deg*	*± 1 deg*

표 2. 시험용 장비 정확도

2. 시험방법 및 조건

1) 시험방법

본 시험에 적용된 시험 방법은 시제기에 적용되는 일반적인 방법을 사용하였으며 세부내용은 *Flight Test Techniques Demonstration Flights (National Test Pilot School)[2]*에 있다. 시험은 *Build-up* 으로 접근하였으며 스핀 저항성을 평가하기 위하여 *Phase A, B* 및 *C Stall* 을 실시하였고 이후 3~6회전 스핀시험을 실시하였다. 스핀 회복 방법으로는 Wing Tip Tank가 있는 형상은 *Aircraft Flight Manual Recovery (NASA Modified)[1], NASA Standard, NASA Neutral* 방법[2]을 사용하였으며 *Wing Tip Tank*가 없는 형상은 *'NASA Modified'* 방법을 사용하였다. 구체적인 회복 방법은 <표 3>과 같다.

NASA-Standard	NASA-Modified	NASA-Neutral
Ailerons-Neutral	*Ailerons-Neutral*	*All Controls Neutral*
Full Opposite Rudder	*Full Opposite Rudder & Stick Neutral*	
Full After Stick	*When rotation stops-Rudder neutral*	
When rotation stops-Rudder neutral		
Stick Neutral		

표 3. *Recovery Techniques*

2) 시험조건

*Wing Tip Tank*가 있는 형상은 2쏘티를 수행하였으며 각 쏘티별 시험조건은 <표 4>와 같다.

Altitudes	Airspeed
Spin Entry : 18000 ft MSL, 20000 ft MSL	Climb : 220 kts
AFM Recovery : 15000 ft MSL	Nz : -2g - 6g
Bail Out : 10000 ft MSL	No Spin with tip fuel

1. Phase A 18000 ft 1kts/s 1g
2. Phase A 18000 ft 3kts/s 2g
3. Phase B 18000 ft 1kts/s 1g
4. Phase C 18000 ft 1kts/s 1g
5. Right 3 Turn 18000 ft MR
6. Left 3 Turn 18000 ft MR
7. Left 3 Turn 18000 ft NASA STD
8. Left 3 Turn 18000 ft NASA Neutral
9. Left 3 Turn-Inverted 20000 ft MR
10. Left 6 Turn 20000 ft NASA STD
11. Left 3 Turn 18000 ft Hands Off
12. Zero Airspeed Detarture
13. Adverse Yaw Departure

Altitudes	Airspeed
Spin Entry : 18000 ft MSL, 20000 ft MSL	Climb : 220 kts
AFM Recovery : 15000 ft MSL	Nz : -2g - 6g
Bail Out : 10000 ft MSL	No Spin with tip fuel

1. Phase A 18000 ft 1kts/s 1g
2. Phase A 18000 ft 5kts/s 1g
3. Phase A 18000 ft WUT 1g/sec
4. Phase B 18000 ft 1kts/s 1g Left rudder/Left rudder-right aileron
5. Zero airspeed departure
6. Roll reversal
7. Left 3 Turn 18000 ft Manual recovery
8. Left 3 Turn 18000 ft MR(with aileron)
9. Left 3 Turn 18000 ft MR(against aileron)
10. Left 3 Turn 18000 ft Hands off recovery
11. Left 3 Turn-Inverted 20000 ft MR
12. Left 6 Turn 20000 ft MR
13. Left 3 Turn 18000 ft NASA STD
14. Left 3 Turn 18000 ft NASA neutral

표 4. 시험조건(*With Wing Tip Tank*)

*Wing Tip Tank*가 없는 형상은 1쏘티를 수행하였으며 시험조건은 <표 5>와 같다.

Altitudes	Airspeed
Spin Entry : 23000 ft MSL, 20000 ft MSL	Climb : 220 kts
AFM Recovery : 15000 ft MSL	Nz : -2g - 6g
Bail Out : 10000 ft MSL	

1. Phase A 23000 ft 1kts/s 1g
2. Phase A 23000 ft 3kts/s 2g
3. Phase A 20000 ft WUT 1g/s
4. Phase B 23000 ft 1kts/s full Rudder @ Stall for 1 sec, then Neutral
5. Phase C 23000 ft 1kts/s full Rudder @ Stall for 3 Sec, then Neutral
6. Phase C 23000 ft 1kts/s cross-ct기 @ stall for 3 sec, then neutral
7. Left 3 Turn 23000 ft NASA Modified
8. Right 3 Turn 23000 ft NASA Modified
9. Left 3 Turn 23000ft NASA Modified
10. Right 3 Turn 23000 ft NASA Modified

표 5. 시험조건(*No Wing Tip Tank*)

3. 결과 및 토론

1) *Wing Tip Tank* 형상

전반적으로 항공기의 실속 및 스핀 특성은 양호하였다. 모든 실속시험에서 스핀으로 발전한 경우는 없었으며 스핀시험도 회복 조작 후 3/4 회전 이내에 쉽게 회복되었다.

(1) 실속

Phase A 실속부터 *Phase C* 실속 및 *Cross Control* 까지 총 9회의 실속 시험을 수행하였다. *Phase A* 실속은 *Bleed Rate*와 하중배수를 변경하면서 실시하였고 *Wind Up Turn* 도 실시하였다. 이 항공기는 *Aural Warning System*이 없지만 실속 *3~10kts* 전에서 *Buffet Warning* 특성이 양호하였다. 모든 *Phase A* 실속은 *Departure*에 진입하지 않았고 조종간 중립 위치에서 쉽게 회복되었다. 감속율이 높거나 고 하중배수에서는 강한 *Buffet Warning*이 있었다. 좌측 *Phase B* 실속은 좌로 약 80도 까지 *Bank*가 졌지만 *Departure*에 진입하지 않았다. *Phase C* 실속은 좌측 러더와 우측 보조익을 사용하여 수행되었는데 항공기는 좌로 약 90도 경사졌고 회복시키기 위하여 조종간을 중립위치에 두니 180도 까지 경사지며 일시적으로 *Departure*에 진입 후 즉시 회복되었다. 세부 시험내용은 <표 6>과 같다.

Departure 특성을 파악하기 위하여 *'0'kts* 까지 속도를 줄였으나 *Yaw* 나 *Roll* 없이 기수가 자연스럽게 *Down*되었고 *Departure*에 진입하지 않았다. 이 사실로부터 이 항공기는 강한 *Departure* 저항성을 가지고 있음을 알 수 있었다.

Type	Buffet (Kias)	Stall (Kias	Characteristics
Phase A	98	95	
Phase A	104	97	Medium Buffet, Mild Pitch down, No Yaw & Roll
Phase A	163	155	Strong Buffet, No Departure
Phase A	100	90	
Phase A	3.5 g	3.6 g	WUT, 200 kts maintain & g increase
Phase B	102	100	Stalled almost immediately rolled 80 deg. left, No Departure
Phase B			Left(Cross control), Aft 10 deg. right bank then left 30 deg. bank, No Departure
Left Rudder, Right Aileron	102	98	Cross control, Initially right bank then left bank, No Departure
Phase C			At bank 90 deg. Control neutral then bank to 180 deg., Pull up recovery, Departure

표 6. 실속시험 결과(*With wing tip tank*)

(2) 스핀

다양한 방법으로 총 15회의 스핀시험을 수행

하였으며 대체로 특성이 양호하였다. 회복방법은 *NASA Standard, NASA Modified(Flight Manual Recovery), NASA Neutral* 방법을 골고루 사용하였다. *Upright Spin*에 진입하기 위해 조종간 *Full After* 후 실속 *1 kts* 전에 스핀 방향의 러더를 사용하였으며 쉽게 스핀에 진입하였다. 회전 당 고도손실은 약 400 *ft* 였으며 항공기 자세는 *Pitch 40~50*도를 유지하였고 회전율은 보통 정도였으며 *Oscillatory Motion*은 없었다. 좌우측 스핀의 차이점은 관찰되지 않았다. *Flight Manual Recovery* 방법을 사용하였을 경우는 1/4회전 이내에 회복되었고 그 외는 3/4회전에 회복되었다. *Aileron Effect* 시험에서는 특이하게 *In-Aileron*이나 *Out-Aileron* 이 유사한 특성을 보였고 1/2회전 이내에 회복되었다. 배면스핀은 *Flat Pitch, Medium Rotation, Smooth Oscillation* 특성을 보였으며 1/8회전에 회복되었다.
*Hands-off Recovery*도 특이사항이 없었다. 이 시험결과로 볼 때 회복 방법은 *NASA Modified* 방법이 가장 좋지만 다른 방법도 양호하다. 세부 시험내용은 <표 7>과 같다.

Direction	Turn No.	Altitude Loss(ft)	Recovery Method	Turn to Recovery	Characteristics		
					Attitude	Rotation	Stability
Left	3	4200	MR	1-4	Medium	Medium (Slow-Fast)	Smooth
Left	3	4000	MR	1-4	Medium	Slow	Smooth
Right	3	4200	MR	1-4	Medium	Slow	Smooth
Left	6	6400	MR	1-2	Medium	Fast (Aft 3T)	Smooth
Left	3	4700	NASA STD	3-4	Steep	Medium (S - F)	Smooth
Left	3		NASA STD	1-2			
Left	3	4900	NASA Neu'	3-4	Steep	Medium (S - F)	Smooth
Left	3	4200	NASA Neu'	3-4	Medium	Medium (S - F)	Smooth
Left (In-Aileron)	3	4400	MR	1-2	Medium	Medium (S - F)	Smooth
Left (Out-Ailer')	3	4900	MR	1-2	Medium	Medium (S - F)	Smooth
Left 1T-In,3T-Out ,5T-Neutral	6	7700	NASA STD	3-4	Medium	Medium (S - F)	Smooth
		* Out-Aile' : Pitch steep * No Roll & Yaw					
Left (Inverted)	3		Aft Stick	1-8	Flat	Fast	Light Oscill'
			*Immediately Recovered				
Left (Inverted)	3	5400	MR	1-8		Slow	
			*Immediately Recovered				
Left (Hands Off)	3	5000	Hands Off	3-4	Medium	Medium (S - F)	Smooth (M-Roll)
			*Rudder slightly left & neutral				
Left (Hands Off)	3	4900	Hands Off	3/4	Medium	Medium	Smooth
			*Automatically Recovered				

표 7. 스핀시험 결과*(With wing tip tank)*

2) *No Wing Tip Tank* 형상

전반적으로 실속특성은 양호하였고 스핀특성은 기본형상(*With Wing Tip Tank*)과 비교 시 상당히 상이한 특성을 보였다. 스핀회복은 *Upright* 의 경우 최대 1/2회전 이내에 회복되었다.

(1) 실속

항공기의 실속진입은 매우 *Smooth* 하였다. *Phase A* 가속실속 시 *Roll Control*은 200 *Kias*에서 *Idle* 후 2g로 감속하면서 실시하였다. *Phase B* 실속은 <표 8>에서 보듯이 실속에서 *Full after* stick을 유지하면 항공기는 좌우로 ±90도 *Bank-to-bank*를 여러 번 하였다. *Phase C* 실속에서는 항공기의 피치 자세는 무작위로 *Up, Down*을 반복하였으나 배면이 되지는 않았다.

Type	Buffet (Kias)	Stall (Kias)	Characteristics
Phase A	99	94	Wings level, Good control, No Departure
Phase A	134	129	No wing drop, Good roll control
Phase A	190(3g)	190(3.5g)	Very little stall warning
Phase B	-	-	Rolled 90 degrees during input, then after input release, rolled another 90 degrees. Slow roll in original direction. No departure
Phase C	-	-	Entered nose-low spin-like motion for about 3/4 turn. Upon controls returned to neutral, immediately recovered
Phase C	-	-	Initially rolled right approx 20 deg, then back to the left. Just passed wings level(rolling left) when controls neutrallized and immediately recovered. Remained nose high throughout maneuver

표 8. 실속시험 결과*(No wing tip tank)*

2) 스핀

*Wing tip tank*가 없는 형상의 스핀 특성은 *Tank*가 있는 형상과 비교하여 매우 다른 특성을 보였다. 스핀진입은 *1 kt/sec* 율로 천천히 실시하였다. 스핀은 *Upright Spin*만 양방향 모두 실시하였다. 좌측 스핀은 3회전 동안 Roll과 Yaw를 동반한 큰 *Oscillation*이 있었고 우측 스핀도 동일하였다. Yaw Rate는 스핀동안 역전되다가 다시 격렬하게 가속을 반복하였다. 피치 *Oscillation*은 30도에서 90도 까지 반복되었다. 스핀 시작 시 지시속도는 50 Kias 이하였으며 스핀이 진행되는 동안 계속 증가되었다. 3회전 후 속도는 좌측은 170 *Kias* 였으며 우측은 150 *Kias* 였는데 이것은 우측이 *Oscillation*이 심했기 때문으로 추정된다. 강하율은 6000 *fpm*에서 12000 fpm으로 *Oscillation*에 따라 변했다. *Turn rate*는 회전당 3.5~4.5초 였으며 고

도손실은 평균 840 ft 였다.

스핀회복은 *NASA Modified* 방법을 사용하였고 좌우측 모두 매우 빠르게 회복되었다. 좌측스핀은 1/4회전 이내에 회복되었고 우측스핀은 1/2회전 이내에 회복되었다. 스핀특성은 기본형상에 비해 현저히 다르지만 회복특성은 유사하였다.

4. 임무 및 요구도 적합성

1) *Wing Tip Tank* 형상

제한된 시험을 통하여 검증된 것이지만 MB-326 항공기의 실속 및 스핀 특성은 중등 훈련기로서 적합하다. 특히 양호한 스핀 특성과 회복특성은 조종 학생들에게 심리적 안정감을 주기에 충분하다. *FAR 23.221[8]*에 의하면 *Acrobatic Category* 항공기는 1, 1/2회전 이내에 스핀에서 회복되어야 하는데 3/4 회전 이내에 회복되므로 요구도를 충족한다. *MIL-F-8785C[9]*에 의하면 *Flight Phase A, B*는 2회전 이내에 스핀에서 회복되어야 하는데 역시 요구도를 충족한다. 따라서 Wing Tip Tank를 장착한 기본 형상인 *MB-326* 항공기는 고받음각 영역에서 FAR 와 *MIL-Specification[9]*을 잘 따르고 있다.

2) *No Wing Tip Tank* 형상

*Wing Tip Tank*가 없는 형상의 *MB-326* 항공기는 실속 경고계통이 불만족스럽고 기동 중 부적절한 실속을 유발하거나 이차실속에 진입할 가능성이 있다. 또, 스핀특성은 격렬한 3축 진동을 유발한다. 그러나 회복특성은 양호하다. 이런 점에 미루어 학생 조종사들에게는 스핀과목 교육용으로는 상당히 부담을 줄 가능성이 있어서 부적절하다.

실속측면에서는 *Departure Resistance* 특성은 *MIL-Specification* 기준을 충족하지만 경고계통은 *Buffet*이 약하거나 인지가 어려우므로 *MIL-Specification*과 *FAR* 기준을 충족하지 못한다. 그러나 스핀 회복특성은 이 두 기준을 잘 충족하고 있다.

III. 결 론

본 연구를 통하여 중등 훈련기 및 경공격기로 사용되는 *MB-326* 항공기의 *Wing Tip Tank*가 고받음각 영역에서 항공기의 안정성에 미치는 영향성을 관찰하였다. *Wing Tip Tank*의 유무에 따라 *Departure Resistance* 특성은 크게 바뀌지 않지만 일단 스핀 영역에 진입하면 완전히 다른 특성을 보인다. *Tank*가 있는 경우는 아주 *Mild*한 스핀 특성을 보이지만 *Tank*가 없는 형상은 매우 격렬한 3축 진동을 유발한다. 이것은 고받음각 영역에서 *Wing Tip Tank*가 항공기의 안정성에 크게 영향을 미침을 보여준다. 또한, 실속 경고계통도 *Tank*의 유무에 따라 다소 불만족스러운 경향을 보인다.

제한된 시험으로 *Wing Tip Tank*가 없는 형상의 배면스핀과 6회전 스핀을 시험하지 못하였고 무게중심의 변화에 따른 영향성도 시험하지 못했다. 향후 이러한 시험들을 진행하면 고받음각 영역에서 *Wing Tip Tank*의 영향성을 충분히 검증할 수 있을 것이다.

후 기

이 논문은 *National Test Pilot School*에서 비행한 것을 근거로 작성하였음.

참고문헌

1) Flight Manual Aeromacchi,Date 10 Feb, 1977 (Change 2 : 15 Feb 1982)

2)Flight Test Techniques Demonstration Flights-Professional Course, National Test Pilot School, Revision 14 Sep, 1998

3) Introduction to Flight Test Engineering, Donald T.Ward, 1993, ELSEVIER

4) Flying Qualities Flight Testing, VOL II, Chapter 10, National Test Pilot School, 1998

5) U.S Naval Test Pilot School Flight Test Manual, 1997, Naval Air Warfare Center

6) Spin of MB-326 Impala 154TP, 10 Dec 1998, Juha lee

7) A Limited Flying Qualities Investigation of an MB-326M Impala with NO Tip Tank, 29 JAN 1999, Jay Brandon & Juha Lee

8) FAR, 2 April. 1991, FAA

9) MIL-F-8785C, 5. Nov. 1980, DoD