

훈련기 스피ن모드 향상을 위한 수직 풍동시험

The Vertical Wind Tunnel Test for Spin Mode Improvement of KTX-1

고준수*, 정인재
(Joon Soo Ko and In Jae Chung)

Abstract : This paper presents the efforts of the studies for improvement of spin characteristics of KTX-1 #02 through rotary balance test, forced oscillation test and spin mode analysis. During the full scale development design stage, we had fulfilled a lot of spin flight test, spin mode analysis. Based on all of the efforts, KTX-1 had been developed as a successful trainer with excellent spin characteristics.

Keywords : KTX-1, rotary balace test, forced oscillation test, spin mode

I 서론

1903년 12월 13일 미국 라이트형제의 Kitty Hawk에서 최초의 항공기 동력 비행성공이라 전투기, 민간여객기, 헬리콥터 등의 실속, 스피너로 인한 사고는 끊임없이 지속되어 왔으며 조종사 손실 및 항공기 파손 등의 치명적인 사고를 유발시켰다. 실속은 항공기가 주어진 비행영역 내에 최대양력을 나타내는 높은 받음각 상태가 될 때 주로 일어나며, 스피너는 실속 이후 항공기의 지속적인 요 회전으로 스피너회전 운동은 피치, 롤 및 요축에 대한 복합적인 진동현상이다. 항공기의 높은 받음각에서의 공기역학, 비행운동은 비선형적이며 항공기 주익, 미익 및 조종면 형상에 따라 큰 차이를 보여준다. 이러한 특성으로 인해 높은 받음각에서의 비선형적인 공기역학, 비행운동 특성 분석을 수행하여 항공기가 안전하게 회복 될 수 있도록 항공기 설계에의 반영은 설계자의 중요한 임무중의 하나이다. KTX-1 #02 항공기 스피너 비행시험을 안전하게 수행하기 위하여 비행시험 전에 실시한 사전시험은 스피너회복에 관한 수직풍동실험[1], 스피너특성 분석을 위한 로타리 밸런스 시험(rotary balance wind tunnel test), 기본스피너특성을 파악하는 무선조종 모형항공기 시험, 스피너슈트 지상 및 공중 전개시험 및 이탈시험 등이다. 상기 시험과 스피너 비행시험을 종합적으로 판단할 때 KTX-1 #02는 스피너진행시 좌, 우측 약간의 차이는 있지만 대체로 oscillation 하는 부적절한 스피너특성이 나타났다. 물론 스피너회복은 스피너방향, 회전수, oscillatory 또는 smooth 스피너 등에 관계없이 언제든지 군사규정[2]에 부합되는 1.5회전 이내에 반드시 회복되어 비행 안전성에는 문제가 없었다.

본 논문에서는 스피너특성분석을 위한 로타리 밸런스 시험을 통해 운동방정식과의 결과해석, 비행시험과의 비교분석

을 통해 KTX-1 #02 항공기의 개선점을 제시하였다.

이는 KTX-1 #03, #04 항공기를 태동하는데 간접적인 지원을 하였으며 명실 공히 공군이 필요로 하는 기본훈련기를 양산, 배치하는 데 큰 도움이 되었다.

II. 본론

KTX-1 #02 항공기 형상은 550 HP의 3개의 blade를 가진 터보프로펠러 항공기이며 구조 최대 허용속도는 202 kts, 최대 이륙중량은 5,000lb 이며 표 1에 형상계원이 나와 있다. 기본 훈련기로 활용되는 KTX-1 항공기의 비행훈련 범위는 기본적인 비행훈련 이외에도 특수 기동과 실속, 그리고 스피너 훈련 등 극한의 기동을 포함하게 되므로 연구단계에서 이들 기동에 대한 조종성 및 안정성이 해석 및 시험을 통해 확인되어야 한다. 이러한 목적으로 KTX-1의 스피너 특성분석에 요구되는 고 받음각 정적 및 회전 공력특성을 로타리 밸런스 시험을 통해 확립하고, 요 방향 강제 진동 시험 분석 결과를 제시하였으며 기본 항공기에서 여러 가지 조종면 세팅과 스피너모드 향상을 위한 전방 스트레이크를 부착한 형상에 대한 자료를 분석하였다.

1. 스피너 운동방정식

스피너중인 항공기의 운동을 기술하는 운동방정식은 관련 파라미터별로 정리하면 다음과 같이 8차의 방정식으로 근사할 수 있다[3].

$$\frac{dX}{dt} = F(X, \delta) \tag{1}$$

여기서 상태변수(state variables)는 $X = (V, \alpha, \beta, p, q, r, \theta, \phi) \in R^8$ 이고 조종면 변위 입력(control input)은 $\delta = (\delta_e, \delta_a, \delta_r, T) \in R^4$ 이다.

수직풍동시험 결과로 주어진 공력계수에 관한 자료들을 (1)에 직접 적용할 수 있으나 이에 앞서 스피너 중인 항공기가 가질 수 있는 평형점(equilibrium point)을 먼저 근사적으로 구할 필요가 있다. 따라서 이와 관련한 관계식들을 우선 정리하여 받음각(α)과 옆미끄럼각(β), 그리고 무차원 회전율 $\overline{\omega}$ 에 의해서만 표현되는 근사(approximate) 무차원 방정식을 구할 수 있다[2].

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2004. 10. 13., 채택확정 : 2004. 12. 27.
고준수, 정인재 : 국방과학연구소
(kobows@hanmail.net/kraft1961@hitel.net)

※ 고 황명신, 은희봉 교수님의 항공기 개발에 죽음을 무릅쓰신 헌신적인 노력에 머리 숙이며, 이를 토대로 항공기개발 사업을 보다 신중하게 수행하고, 안전한 비행시험 평가 기법을 확립하여 명실 공히 국산 전투기 및 헬리콥터가 모든 지구 하늘에 수를 놓는 것이 우리들의 바람입니다.

$$\begin{aligned}
 C_m &= \left(\frac{4}{\rho S b^2 c} \right) \bar{\omega}^2 (I_{xx} - I_{zz}) \sin 2\alpha \cos^2(\beta + \sigma) \\
 C_l &= \left(\frac{4}{\rho S b^3} \right) \bar{\omega}^2 (I_{zz} - I_{yy}) \sin \alpha \sin 2(\beta + \sigma) \\
 C_n &= \left(\frac{4}{\rho S b^3} \right) \bar{\omega}^2 (I_{yy} - I_{xx}) \cos \alpha \sin 2(\beta + \sigma) \\
 \sigma &= \frac{\rho S b C_L}{4 m \bar{\omega}}
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

위의 (2)의 운동방정식의 해를 구하기 위해서는 위의 롤, 피치 그리고 요 모멘트 계수들($C_{l,m,n}$)이 받음각(α)과 옆미끄럼각(β), 무차원회전율($\bar{\omega}$) 그리고 조종면 변위($\delta_e, \delta_a, \delta_r$)에 따라 어떠한 값을 갖는지 알아야 한다.

여기서 $C_{l,m,n}$ 은

$$C_{l,m,n} = C_{l,m,n}(\alpha, \beta, \bar{\omega}, \delta_e, \delta_a, \delta_r)
 \tag{3}$$

으로 표시되며, 상기 공력계수들은 로타리 밸런스 풍동시험의 결과로부터 구할 수 있다.

2. 시험설비 및 조건

로타리 밸런스 풍동시험에서는 항공기 속도 벡터에 대해 항공기 회전축을 동적으로 기울여 수직의 회전류 상황에서 모델에 작용하는 힘과 모멘트를 측정, 비정상흐름(높은받음각, 옆미끄럼각)에서의 공력 자료를 분석함으로써 높은 받

음각 기동실속, 실속 후 자이레이션, 스핀진입, 스핀전개 및 스핀회복 특성을 예측할 수 있다. 기본적인 시험 방법은 참고문헌 [4]에 기술되어 있다. 로타리 밸런스 풍동실험은 독일 Neuburg/Donau 소재 BAR회사 (Bihle Applied Research, GmbH) 소유의 LAMP (Large-Amplitude Multi-Purpose Facility) 시설에서 수행되었으며 수직풍동 시설은 그림 1과 같으며 아래와 같은 특성을 가진다.

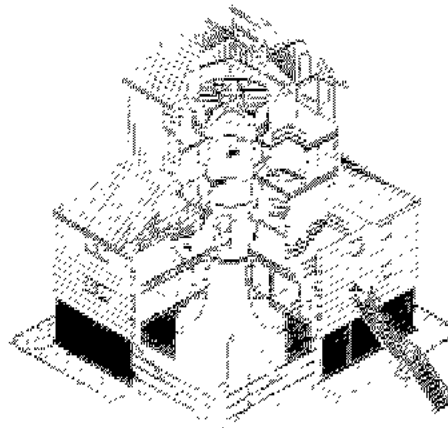


그림 1. BAR 수직풍동.
Fig. 1. BAR vertical wind tunnel.

표 1. KTX-1 형상제원.

Table1. KTX-1 geometric data.

	CALCULATED LENGTHS (METER)		
	WINGS	HORIZONTAL TAIL	VERTICAL TAIL
Area, m ² (ft ²)	15.528 (167.18)	3.331 (35.85)	2.122 (22.795)
Span, m(ft)	10.123 (33.21)	4.876 (16.00)	1.556 (5.105)
Airfoil Section (Wing)	NACA 63-218 Mod	NACA 0012	NACA 0012
Airfoil Section (Tail)	NACA 63-012 Mod	H8 1011 NACA 0009 Linear extrapolation	NACA 0009
Thickness of airframe, deg	0 to 30%	0 to 10.10%	0 to 30%
Reference Location, %	40%	55%	94%
Reference Location, M	4.05	5.21	5.91
Max. chord, m(ft)	2.016 (6.615)	1.050 (3.461)	1.500 (4.921)
Tip chord, m(ft)	1.016 (3.348)	0.526 (1.725)	1.240 (4.068)
Root, m(ft)	1.500 (4.921)	0.840 (2.756)	1.182 (3.879)
LE, m(ft)	1.507 (4.945)	0.818 (2.684)	1.155 (3.803)
Aspect Ratio	6.000	5.000	1.174
Taper Ratio	0.500	0.500	0.750
T-tail, deg	-2.00	0.00	0.00
Inclination, deg	1.00	1.00	0.00
Concave, deg	4.00	0.00	0.00

표 2. 로타리 밸런스 및 동특성 시험 계획.

Table2. Rotary balance and forced oscillation test plan.

Rotary Balance						
Roll	Yaw	Roll	Yaw	Roll	Yaw	Roll
Name, Location, Area, Horizontal Position, Vertical Pos.						
1 deg	3° = 30° = 60°	3° = 10°	3°	3°	3°	3°
1 deg	3° = 30° = 60°	3° = 10°	3°	3°	3°	3°
1 deg	3° = 30° = 60°	3° = 10°	3°	3°	3°	3°
1 deg	3° = 30° = 60°	3° = 10°	3°	3°	3°	3°
1 deg	3° = 30° = 60°	3° = 10°	3°	3°	3°	3°
Max. Amplitude = 0.25, 0.50, 0.75, 1.00						
Forced Oscillations						
Roll	Yaw	Roll	Yaw	Roll	Yaw	Roll
Name, Location, Area, Horizontal Position, Vertical Pos.						
1 deg	3° = 10° = 30°	3°	3°	3°	3°	3°
1 deg	3° = 10° = 30°	3°	3°	3°	3°	3°
Frequency will test at 0.1, 0.2, 0.5, 1.0, 2.0, 5.0, 10.0						

- 풍동 Type : 저속, 개회로 방식의 수직풍동(78ft)
- 풍동 제원 : circular cross section, 6:1의 수축비
- test section ; 10ft Dia, 12.5ft의 평균 직경, 14ft 직경의 6-blade fan
- Vmax= 120 ft/sec, $\alpha = -180^\circ \sim 180^\circ$, $\beta = \pm 32^\circ$, $\omega = 150$ rpm
- 시험수행능력 ; 6분력 Strain Gauge 밸런스 측정시험 (정적시험, rotating 시험, oscillatory 시험, oscillatory while rotating 시험, 피치, 요우 hysteresis 시험)

KTX-1 로타리 밸런스 시험 조건은 동압 1.0 lb/ft² 이고 유속은 29 ft/sec 이며, Re = 75,000 (평균공력시위 기준)이다. 로타리 밸런스 시험모델은 표 1에 기술된 형상을 기준으로 1/13의 동적상사형 축소모델을 사용하였으며 시험 계획은 표 2에 정리되어있다.

모든 형상은 평균 공력시위의 25%로 지정된 무게중심을 지나는 회전축에서 시험하였다. 받음각은 0도에서 90도까지 5도씩 증가시키면서 수행하였으며 $\omega(\omega b/2V)$ 는 시계, 반 시계 방향에 대해서 0, 0.05, 0.10, 0.20, 0.30까지 수행하였다. 또한 선택된 진폭, 주기에서 단주기 운동이 가능한 시험 장착대에 부착된 oscillatory sting에서 동일 받음각 범위에서 요 방향 동미계수를 추정하는 강제진동시험을 수행하였다. 그림 2는 BAR 수직풍동 설비에서 수행되는 로타리 밸런스 시험 및 요 방향 강제 진동 시험 모습을 보여주고 있다.

로타리 밸런스 시험은 두 단계에 의해 계산된다. 우선 진공상태에서 항공기 여러 자세와 회전속도에서 모델에 작용하는 관성력과 모멘트(tare)가 우선 결정되어야 한다. 이론적으로 모델에 대한 관성력은 진공상태에서 모델을 회전시키므로써 추출될 수 있으나, 그림 3과 같이 통상 구형구조물로 시험모델을 감싸서 함께 회전하여 관성력의 근사치를 얻을 수 있다. 이제 모델을 감싸고 있던 구형구조물이 제거되고 tare 데이터를 시험결과에 빼줌으로써 모델에 작용하는 순수한 공력 힘과 모멘트를 추출할 수 있다.

3. 스핀모드분석

로타리 밸런스 시험은 속도벡터에 대하여 회전 중인 항

공기에 의해 발생하는 모멘트를 측정함으로써 스핀 운동의 잠재적인 propelling 또는 damping 특성을 예측토록 해준다. 정상스핀이 일어나는 동안 공력적인 피칭, 롤링, 요잉 모멘트는 각 방향 관성 모멘트에 대하여 동시에 평형 되어야 한다.

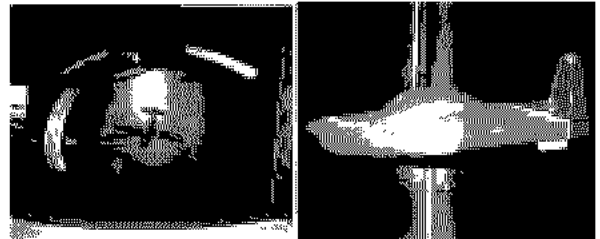


그림 2. 로타리 밸런스, 강제 진동 시험.
Fig. 2. Rotary balance and forced oscillation test.

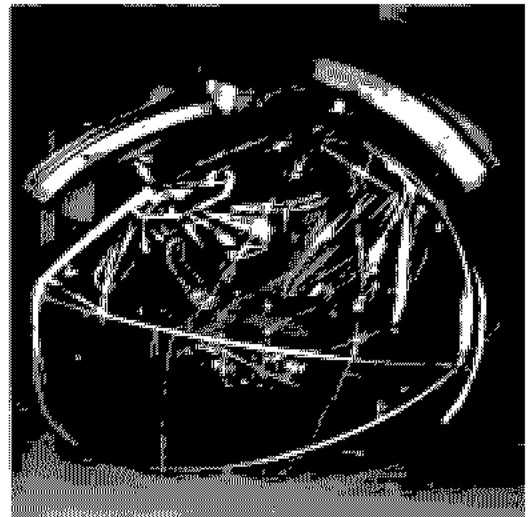


그림 3. 로타리 밸런스 시험(Tare).
Fig. 3. Rotary balance test(Tare).

표 3. 스핀모드 분석 결과.

Table3. Results of spin mode analysis.

Configuration			Tare Data					Spin Data					Spin Mode
Re	Ma	Angle	Roll	Pitch	Yaw	Roll Rate	Pitch Rate	Yaw Rate	Roll	Pitch	Yaw		
0.1	0.1	0°	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09	0.10	Roll Mode
0.1	0.1	90°	0.02	0.01	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09	0.10	Pitch Mode
0.1	0.1	45°	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09	0.10	Yaw Mode
0.1	0.1	0°	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09	0.10	Roll Mode
0.1	0.1	90°	0.02	0.01	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09	0.10	Pitch Mode
0.1	0.1	45°	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08	0.09	0.10	Yaw Mode

본 논문은 한국항공우주연구원(KARI)의 지원으로 수행되었습니다.
본 논문은 한국항공우주연구원(KARI)의 지원으로 수행되었습니다.
본 논문은 한국항공우주연구원(KARI)의 지원으로 수행되었습니다.

정립(upright)상태에서 회전하는 항공기는 항상 양의 관성 피칭 모멘트를 발생 시키므로 균형을 이루기 위해서는 음의 공력 피칭 모멘트가 반드시 존재하여야 하며 또한, 항공기의 회전을 유지하기 위해서는 **propelling** 공력 모멘트가 반드시 존재하여야 한다.

propelling 모멘트는 비행으로부터의 이탈 가능성 및 전개 스펜(developed spin)의 진입을 지시한다. 정립(upright)시험 중 시계방향 회전에서 양의 롤링, 요잉 모멘트는 **propelling** 모멘트를 의미하며 반면에 음의 롤, 요잉 모멘트는 회전을 감소시키므로 **damping** 모멘트가 된다. 역으로 정립 시험 중 반시계 방향 회전에서 음의 모멘트는 **propelling**이고 양의 모멘트는 **damping**이 된다. 이와 같이 로타리 밸런스 시험 결과는 주어진 무게, 관성모멘트조건에 따른 특정고도에서의 항공기의 정적 스펜모드를 예측하는데 사용된다. 로타리 밸런스 시험으로부터 예측된 정상상태 스펜 모드 분석 결과는 표 3에 정리되어 있다.

예측 결과에 의하면 에일러론 각도는 스펜모드에 거의 영향이 없고 스펜은 주로 러더에 의해 발생됨을 알 수 있으며 실속 직후 받음각 영역에서는 몸체 축(body-axis) 롤링 모멘트가 속도 벡터 축에 대하여 주된 스펜 요인이 되나 받음각이 증가하여 플랫폼 스펜 자세가 됨에 따라 몸체 축 요잉 모멘트가 주된 스펜 요인이 됨을 알 수 있다.



그림 4. 전방 스트레이크.
Fig. 4. Forward strake.

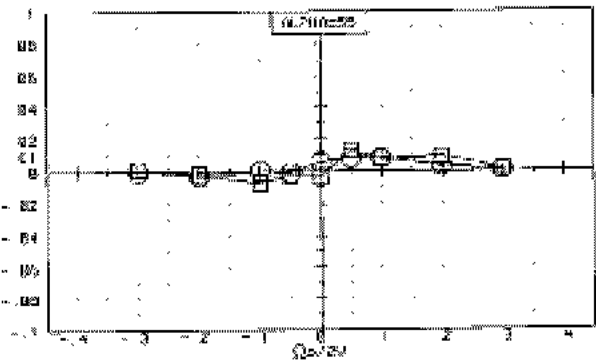
비행시험분석결과로부터 실제 항공기의 경우도 정상 스펜모드 또는 경우에 따라 진동(oscillatory) 스펜모드를 보여 주었으며 정상스핀의 경우, 평균 받음각과 회전율은 시험결과로부터 예측된 정상상태 값들과 동일하였다[5].

3.1 전방 스트레이크 영향 분석

익근 전방에 설치된 5" 길이 1/2" 폭의 스트레이크는 스펜모드 향상이라는 관점에서 설치 되었다. 그림 4와 같이 익근 앞 전방동체에 스트레이크를 설치함으로써 공력적인 영향을 주어 예견되는 진동 스펜 모드를 감쇠시켜 정상 스펜모드 변환 가능성을 보여 주려고 한 것이다.

부착된 스트레이크는 형상이나 위치에 대하여 최적화된 것이 아니고 한 형상에 대해서 요우 운동에 대한 요우, 롤 축 진동 특성($C_{m\dot{\alpha}}$, $C_{l\dot{\alpha}}$)을 고찰하기 위한 것이다. 시험 결과 전방 스트레이크는 스펜모드 향상이라는 관점에서 효과가 없었으며 그림 5, 그림 6과 같이 회전 공력 특성 변화는 거의 미비하였다.

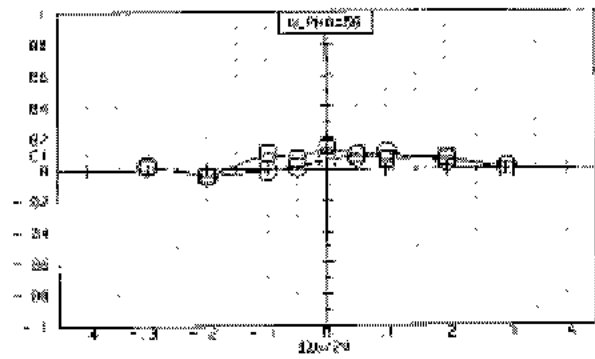
또한, 받음각 10도, 50도 범위에서 횡/방향 안정성에만 영향을 주는 것으로 예측되었다. 예를 들면 받음각 50도 스펜 모드 영역에서 공력적으로 진동스핀모드를 정상모드로 변환시키도록 양의 C_{lr} 값을 얻기 위해 시도하였으며 스트레이크 부착으로 유해 공력 변화 효과를 최소화하려고 하였지만 그림 7과 같이 만족할 만한 결과를 얻지 못하였다.



(□: 기본형상, ○: 기본 형상 + 스트레이크)

그림 6. AOA=55° 일 때 롤링 모멘트 특성.

Fig. 6. Rolling moment characteristics @AOA=55deg.



(□: 기본형상, ○: 기본 형상 + 스트레이크)

그림 5. AOA=50° 일 때 롤링 모멘트 특성.

Fig. 5. Rolling moment characteristics @AOA=50deg.

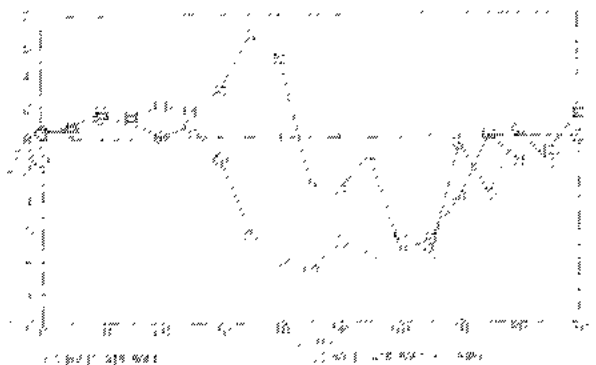


그림 7. 요 방향동특성 시험 결과.

Fig. 7. Results of yaw-direction forced oscillation test.

IV. 결론

KTX-1 #02 항공기의 스핀비행시험 분석결과[3] 진입 스핀이 진동(oscillatory)특성으로 나타나고, 전개스핀 에서도 진동, 롤 각속도 발산 및 에일러론 조작용 중립에 위치 시켜야 하는 등, 조종사의 조종업무(work load)를 가중시키므로 이에 대한 정량적 고찰이 요구되어 로타리 밸런스 시험을 수행하였다. 로타리 밸런스 시험 수행결과, 전방 스트레이크는 최적화 형상이 아니므로 정확한 결과를 예측하기는 곤란하며 주어진 형상에 대해서는 스핀 모드 향상이라는 관점에서 효과가 없었으며 스트레이크, 익단 형상 변경 등의 향후 시험 방안이 강구 되었다. 결국 여러 가지 실험 및 비행시험 분석결과 기본적인 안정성을 만족시켜야 하는 대명제가 제시되어 주익의 상반각을 조정, 기본적인 비행성능을 증대시켜 KTX-1 #03에 적용결과 KT-1 항공기는 우수한 실속, 스핀 및 스핀회복특성을 갖춘 훈련기로서 개발 및 양산이 완료되어 대한민국 및 인도네시아의 창공을 비행하는 항공기로 거듭나게 되었다.

참고문헌

- [1] V. Mansart, M. G., "Spin study on KTX-1 model provisory report", ONERA-IMFL, 1990, 4.
- [2] "Military specification-flying qualities of piloted aircraft", Mil-F-8785, November 1980.
- [3] M. Goman, A. Khrantsovsky, V. Soukhanov, et al. "Aircraft spin prevention/recovery control system." 3-rd Russian-Chinese Conference on Aerodynamics and Flight Dynamics, TsAGI, Russia, November 1993.
- [4] William Bihrlé, Jr. and Bamhart. "Spin prediction techniques", *Journal of Aircraft*, vol. 20, November 2, February 1983.
- [5] 고준수의 5명, "훈련지원기 KTX-1의 초도 스핀 시험 결과 분석", 제2회 항공기 개발 기술 Symposium, September 27, 1994.



고준수

1976년 서울대학교 항공공학과 졸업. 미국 Virginia Polytechnique Institute & SU 항공공학과 석사, 박사(1985). 1985년~현재 국방과학연구소 관심분야는 항공기 비행역학/비행조종장치 설계/시뮬레이션.



정인제

한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 한국과학기술원 항공우주공학과 석사, 박사. 1988년~현재 국방과학연구소. 관심분야는 항공기 개루프 조종안정 및 고 받음각 특성 분석.