

항공기용 ACM(Air Cycle Machine) 설계 및 공력성능시험

현용익, 김진한*, 김춘택, 차봉준, 이대성(한국항공우주연구소),
김승우(삼성항공산업(주)), 천익정(천지산업(주))

요 약

본 연구는 항공기용 환경제어계통의 시스템관련 제반 기술 및 그 핵심요소인 ACM(Air Cycle Machine)시제기의 개발을 통하여 국내의 여러 항공기개발 사업과 관련하여 급속히 요구되고 있는 항공기의 sub-system을 국산화할 수 있는 기술축적을 목적으로 수행되었다.

본 연구에서는 항공기용 환경제어장치(Environmental Control System : ECS)를 개발대상으로 하여 그 핵심부품인 Air Cycle Machine의 시제품을 순수 국내 기술로 설계/제작하였고, 자체 개발한 성능시험기를 이용하여 성능시험을 수행하였으며 또한 ACM 성능을 검증하기 위하여 기존제품의 자료와 비교하였다. 향후 이 시스템의 상품화를 위해서는 구동축의 무윤활 베어링에 대한 연구가 병행되어 주유동의 오일오염을 국소화시키는 시스템보완이 요구된다.

항공기용 환경제어장치(ECS)의 시스템해석부터 ACM의 공력/구조설계, 제작, 시험 등 일련의 개발과정을 통하여 시스템에 대한 해석능력이 향상되었고, 그 핵심요소인 ACM의 순수 국산화개발이 가능하다는 판단을 내릴 수 있었다. 또한, ACM을 구성하고 있는 원심압축기와 반경류형 터빈의 제작 및 시험법은 유사 시스템 및 일반 터보기계류의 국산화개발에 유용하게 이용될 것으로 기대된다.

1. 서 론

항공기용 환경조절장치(ECS)는 비행조건, 운용상태에 따라 실내공기의 압력, 온도, 및 습도의 상태를 조절 공급함으로써 항공기의 외부환경 변화에 따라 승객 및 탑재된 전자장비의 환경을 조절하여 주며 이 외에도 성애제거, 방빙등으로 이용된다. 항공기용 ECS는 주엔진의 압축기로부터 추출된 고압, 고온의 공기를 이용하므로 주엔진 성능상 제한된 양의 공기공급원을 사용해야 하며 따라서, 효율이 뛰어난 장치가 요구된다. 이 요구조건과 함께 여타 항공기 부품 조건과 마찬가지로 항공기용 ECS는 소형화, 경량화, 고신뢰도가 요구되는 물론이다. 그림 1은 Bootstrap 형식의 ECS 개략도를 나타내고 있다. ECS의 주요 핵심기술은 고온, 고압의 공기를 냉각된 공기로 변환시키는 Air Cycle Machine(ACM)으로 그림에 점선으로 표기되어 있다. 엔진의 압축기로부터 추출된 bleed air가 1차 열교환기를 거쳐 온도가 강하되며 ACM의 압축기를 통과하여 더욱 압축시키고 2차열교환기를 거치는 동안 온도가 강하되며 터빈을 통해 공기가 팽창되는 과정에서 찬공기가 발생된다. 이때 ACM은 cabin 등에 공급되어야 할 온도와 압력에 대응하여 작동하여야한다. ACM은 축계통, 베어링계통, 기밀계통, 압축기 및 디퓨저, 터빈 및 노즐, 스크롤 등으로 이루어진다.

본 연구에서는 공기조화장치의 핵심부품인 ACM의 시험용 시제품을 설계 및 제작

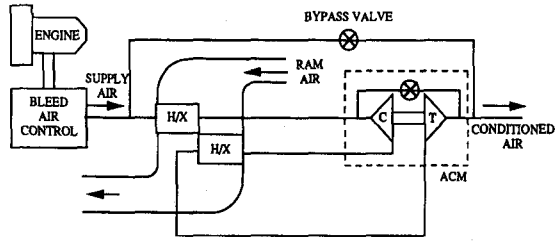


그림 1. ECS 개략도

/조립하였으며 자체 제작한 지상 성능 시험장치를 사용하여 성능을 검증하였다.

2. ACM 설계

전술한 바와 같이 ACM은 여러부품으로 이루어지며 이들은 크게 압축기, 터빈, 축계통으로 구분된다. 우선 ACM의 설계를 위해 설계요구조건이 도출되어야 한다. 환경 제어계통의 설계점은 통상 가혹조건인 지상 idle조건을 택하나 ACM 자체의 설계는 구조적, 공력적으로 적절한 점을 선택해야한다. 여기서 적절한 점은 설계자의 재량이며 민항용일 경우 주운용점을 주설계점으로 채택한다. 본 연구에서는 이들 부품 및 ACM시스템의 설계요구조건으로 영국의 ECS제작 전문회사인 Normalair Garrett Limited(NGL)사의 자료를 근거로 도출하였다. 이 자료를 보면 지상 idle 조건은 물론 고고도 고속 운용 조건까지 제시되었고 본 연구에서는 이러한 여러 가지 운용 조건중 지상고도, 마하수 0.65, 45°C의 대기조건으로 비행하는 경우를 채택하였다. 압축기의 설계는 설계조건을 기준으로 압축기 각 부위에서 발생하는 손실을 고려, 최적효율과 비속도를 해석적인 방법에 의하여 계산한 후 이에 적합한 압축기의 기본적인 형상자료를 도출한다. 이렇게 도출된 형상 자료를 이용하여 1차원적 해석방법으로 설계점 및 탈설계점에서의 성능예측을 수행하고, 성능해석의 결과가 설계요구조건을 만족시키면

표 1. 설계조건(압력, 온도, 유량)

	Pressure (kPa)	Dry Air Temp (°C)
압축기 입구	624.54	132
압축기 출구	1111.8	237
터빈 입구	1093.9	50.3
터빈 출구	140.37	-69.1
유량 : 0.418 kg/sec		

이를 기준으로 impeller, diffuser, scroll과 같은 압축기 구성 요소에 대한 3차원적 기하학적 형상 자료를 계산하는 상세설계를 수행한다.

압축기의 설계는 기본설계의 단계로 NREC사의 원심형 압축기 성능예측 program인 PREDIG를 사용하여 1차원 설계를 수행하였다. 이 성능해석용 software는 1단 또는 다단 원심형 및 mixed-flow형 압축기의 성능을 계산하는 전문 tool로서 압축기의 기본형상 설계와 설계점/탈설계점에 대한 성능 parameter들을 도출할 수 있다.

해석적 방법에 의하여 도출된 임펠러 기본 형상과 blade 입구각의 최적화조건을 이

표 2. 설계점에서의 성능결과 요약

DESIGN POINT SUMMARY							
MASS FLOW (KG/SEC) =	.080	IMPELLER EXIT BLADE WIDTH (M) =	.00408				
SPECIFIC SPEED =	.0550	IMPELLER SHROUD CLEARANCE (M) =	.00050				
IMPELLER BACKSLOPE (DEG) =	-40.00	IMPELLER EXIT FLOW WIDTH (M) =	.00458				
ROTATIONAL SPEED (RPM) =	55451.	VANELESS DIF OUTLET WIDTH (M) =	.00368				
INLET TOTAL TEMP. (DEG K) =	290.80	VANED DIF OUTLET WIDTH (M) =	.00458				
INLET TOTAL PRESSURE (KPAA) =	101.29	VANED DIF THROAT AREA (SQ M) =	.0002975				
IMPELLER EXIT BLOCKAGE =	.2271	SLIP FACTOR =	.8547				
IMPELLER DIFFUSION FACTOR =	.6278	VANED DIF DIFFUSION FACTOR =	1.0422				
IMPELLER EFFICIENCY (PRCNT) =	91.88	STAGE EFFICIENCY (PERCENT) =	81.04				

QUANTITY	(UNITS)	IMPELLER INLET		IMPELLER OUTLET	VANELESS OUTLET	VANED DIF OUTLET	EXIT
		HUB	SHROUD				
RADIUS	(M)	.01000	.02520	.05319	.05585	.08617	
BLADE SPEED	(M/SEC)	58.060	146.300	308.800			
TOTAL PRESSURE RATIO		1.0000	1.0000	2.0310	1.9980	1.9000	1.8840
TOTAL PRESSURE	(KPAA)	101.293	101.293	205.744	202.311	192.505	190.837
STATIC PRESSURE	(KPAA)	99.734	99.734	157.201	161.123	189.563	190.249
TOTAL TEMPERATURE	(DEG K)	290.80	290.80	362.10	362.10	362.10	362.10
ABSOLUTE MACH NUMBER		.1474	.1474	.6319	.5794	.1485	.0683
ABSOLUTE VELOCITY	(M/SEC)	50.300	50.300	231.500	213.900	56.550	26.030
INCIDENCE ANGLE	(DEG)	.03	.02		.00		
ABSOLUTE FLOW ANGLE	(DEG)	.00	.00	79.16	78.43	71.82	
MERIDIONAL VELOCITY	(M/SEC)	50.300	50.300	43.520	42.900	17.640	
TANGENTIAL VELOCITY	(M/SEC)	.000	.000	227.400	209.600	53.730	
RELATIVE MACH NUMBER		.2252	.4535	.2519			
RELATIVE VELOCITY	(M/SEC)	76.820	154.700	92.300			
RELATIVE FLOW ANGLE	(DEG)	-49.10	-71.03	-61.87			
T-T EFFICIENCY (PERCENT)				91.88	89.43	82.24	81.04
T-S EFFICIENCY (PERCENT)							80.57

용하여 설계점 및 탈설계점에서의 성능해석을 수행하였으며 설계점에서의 성능해석 결과가 표 2에 제시되었다. 또한 그림 2에는 압축기의 대표적인 성능을 나타내는 전 압력비 및 효율분포가 나타나있다. 그림에 나타난 바와 같이 비교적 넓은 유량 범위에서 surge발생이 없는 안정된 작동범위를 나타내는 바람직한 성능특성을 나타낸다. 1차원적으로 설계된 압축기 전효율은 설계점에서 약 81%를 나타내며 운전속도가 설계점 보다 작은 범위에서는 효율이 급격히 감소된다.

설계요구조건에 의한 기본형상설계 과정과 성능해석을 수행한 후 실제 압축기 구성 요소에 대한 상세설계에 들어간다. 본 연구에서 이용된 상세설계도구로 NREC사의 blade형상 상세설계 CAD/CAM software인 COMIG이 사용됐으며 상세설계 과정은 김진한 외 다수(1996)와 동일하며 본 논문에서는 생략하기로한다.

터빈의 설계는 압축기의 설계과정과 기본적으로 동일하나 특성상 가속되는 유동을 가지므로 통상 1차원 설계로도 수용할 만한 결과를 얻을 수 있다. 본 연구에서는 터

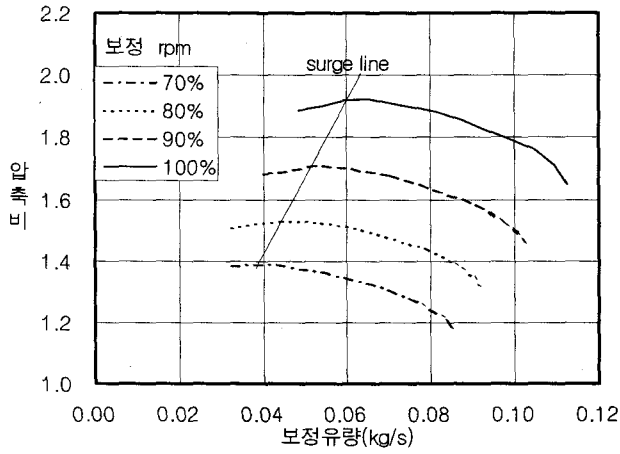


그림 2.a 1차원 해석에 의한 성능예측곡선

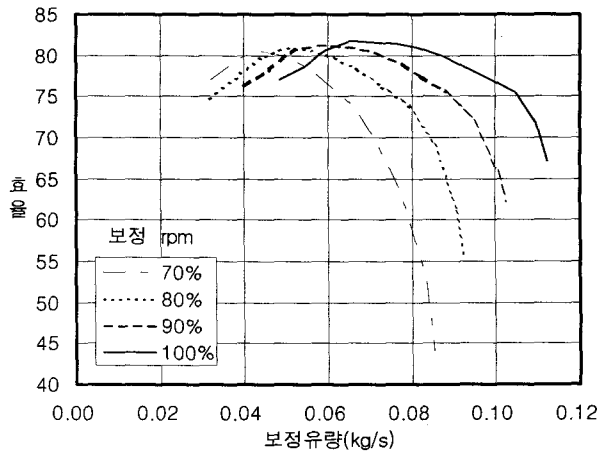


그림 2.b 1차원 설계에 의한 압축기 효율분포

반의 경우 1차원 설계/해석을 근거로 터빈 profile을 도출하였고 터빈 설계과정은 최동환외 2명(1991), 현용익외 3명(1994)과 동일한 방법으로 수행하였으며 본 논문에서는 생략하였다.

3. ACM 제작

ACM의 부품으로는 전술한 바와 같이 압축기 스크롤, 디퓨저, 압축기 임펠러, 축계통, 베어링계통, 터빈 로터, 노즐, 터빈스크롤 외에 기타 조립부품(오링, 조임 너트, 스텝 등)이 있다. 이들 중 압축기 스크롤과 터빈 스크롤은 주물제작 하였으며 그 밖의 모든 부품은 기계 가공하였다. 특히, 임펠러와 로터는 5축가공을 수행하였다. 베어링은

pad bearing 및 ball bearing을 각각 사용한 2종의 ACM을 제작하였으며 이들 베어링은 저널 베어링과 트리스트 베어링으로 구성되었다. ACM의 제작과정을 순차적으로 보면 우선 기본설계도면을 기준으로 제작도면을 작성하고, 이에 따라 공정설계, tooling, 5축 NC 프로그래밍, 부품제작 및 측정, balance test 및 최종조립의 순으로 실시되었다. 제작된 볼 bearing용 ACM의 단면도는 그림 3과 같다. 압축기 임펠러(직경 106.38mm)와 터빈(직경 110mm)은 삼성항공(주)에서 제작하였으며 나머지 부품의 제작 및 밸런싱, 총 조립은 삼성터빈(주)에서 수행하였다.

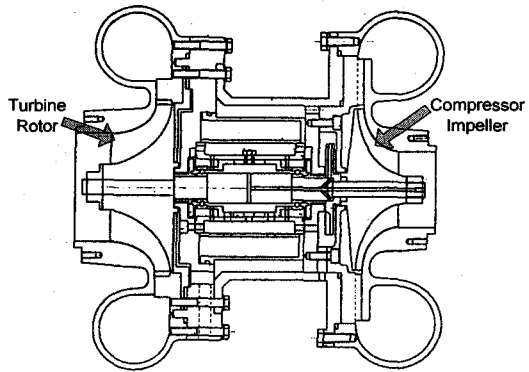


그림 3. ACM 단면도

부품들의 제작이 완성된 후 압축기, 축, 터빈이 각각 동적 밸런스 공정을 거쳤으며, 이들이 조립된 후 조립체로서의 동적 밸런싱이 KS B 0612의 G1.0등급으로 수행되었다. 압축기 임펠러와 casing은 회전유격을 우선 1mm로 하였고 향후 구조적 검증후 0.5mm로 줄여 성능시험을 수행할 예정이다. 터빈의 경우도 동일하게 하였다. 성능시험시 압축기 임펠러 및 디퓨저곡면을 따라 정압을 측정하기 위하여 26개의 압력탭을 가공하였다. 또한, 서지영역의 접근을 알기위해 스크롤에 100 kHz의 데이터 전송이 가능한 Kulite sensor용 탭을 가공하였고 vaneless diffuser부분에 온도 측정용 탭을 가공하였다.

4. 시험장치

4.1. ACM 성능시험기

본 연구에 사용된 주요 시험장비는 그림 4와 같이 공기공급원, 공기가열기, 냉각기 등으로 구성되며 이들의 특성은 다음과 같다.

공기공급원으로는 Ingersol-Rand 사의 2단형 원심압축기(Model CV35M2)가 사용되었으며 이 공기공급기는 최대유량 2kg/sec, 최대압력 4기압(게이지)으로 공급가능하고 micro controller에 의해 제어되어 사용자가 setting한 일정 압력을 토출한다.

공기가열용 히터는 최대 300 kw의 용량으로 제작되었고 사용가능 최대 온도는 800 °C 이다. 본 히터는 온도조절을 용이하게 하기 위하여 분할형 코일을 여러개 사용, P.I.D. 개념의 제어로 일정온도를 유지할 수 있으며, RS232C 통신방식으로 제어용 컴퓨터와 통신이 가능하다.

공기 냉각용 cooling system은 3차의 열교환기로 구성되었고 1,200,000kcal/h의 냉각 용량을 갖고 있으며 온도자동제어기능을 보유하고 있다.

공기공급원으로부터 나온 고압의 공기는 8인치 배관을 통하여 heater에 공급되어

실험에 필요한 온도로 상승된 후 다시 8인치 배관을 거치고 ACM 요구유량을 측정하기에 적합한 3인치 배관으로 축소된 후 성능시험기로 공급되도록 설계/제작되었다.

시험기 배관은 stainless steel을 사용하였으며, heater 출구부터 ACM 입구까지는 열손실을 최소화하기 위해 보온이 이루어졌다. 정확한 유량을 측정하기 위하여 tube bundle을 축소부 후방 약 0.9m, 유량계 전방 3.4m에 장착하여 유량측정에 교란의 영향이 없도록 ANSI 규정을 따라 설계/제작하였다.

성능시험기는 온도, 입구 유량, 압력이 시험하고자 하는 ACM의 입구조건을 만족하고 배압 조절이 가능하도록 설계되었다(그림 4). 입구압력과 유량은 서로 연동되는 관계가 있으며 또한 공기공급원의 특성에 좌우되어 active한 control은 통상적으로 간단하지 않다. 항우연이 보유하고 있는 공기 공급장치는 inlet guide vane과 자체 bypass 밸브를 이용하여 사용자가 setting한 일정한 압력을 토출하도록 되어있다. 일정한 압력으로 토출된 공급공기는 고정된 배압밸브(PCV)에 대해 ACM 전방에 장착된 유량제어밸브(FCV)로 바라는 유량 혹은 압력이 제어된다.

제작된 ACM의 성능시험을 수행하기 위하여 성능시험기에 ACM rig를 구성하였다. ACM 고정을 위해 test bed를 제작하였으며 ACM 전후방으로 시험기와의 interface를 제작하여 시험기에 장착하였다. 압축기 출구와 터빈 입구사이에는 cooling system을 구비하여 ECS의 2차 열교환기의 역할을 하도록 하였다.

실험용 ACM의 pad bearing에 윤활유를 공급하기 위해 장치로서 오일의 압력과 온도를 조절 가능한 oil supply unit을 사용하였으며 윤활유는 SUPERVIS 46을 사용하였다.

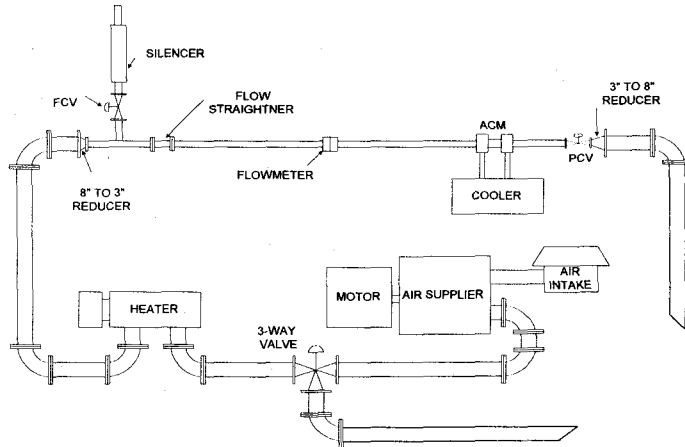


그림 4. 성능시험기 구성도

4.2. 자료획득 및 제어장치

성능시험기의 제어 및 데이터 획득 시스템은 그림 5와 같이 유량조절을 위한 control valve 제어부와 유량을 비롯한 성능시험기 각 부위에서 발생된 압력 및 온도를 측정하는 자료획득부로 구성되어 있다.

모든 제어와 데이터 획득은 PC에서 Labview를 이용한 GUI 환경으로 구성되었으며, Labview program의 control panel은 그림 6과 같이 구성하였다. 본 실험에서 사용된 data acquisition system(DAS)은 PC based system으로 구성하였고, 밸브 control에 사용된 analog output board는 National Instruments의 AT-AO-10 board를 사용하였다. 자료획득장비로는 HEWLETT PACKARD사의 HP3852A를 사용하였고 이 장비는 main frame과 plug-in accessory로 구성되어 있다. 본 실험에서는 온도 측정을 위하여 온도 보정 기능이 있는 2개의 20 channel multiplexer thermocouple compensator와 압력측정을 위한 3개의 20 channel multiplexer등 2종류의 plug-in accessory를 사용하였다. 각 sensor로부터의 analog 전압 신호는 HP3852A를 통하여 digital 신호로 바뀌어 GPIB cable과 GPIB card를 통해 PC에 보내진다.

시험기의 유량/압력제어를 위한 control valve 제어장치는 valve 구동에 필요한 4~20 mA DC의 전기적 신호를 발생 시키기 위한 analog output board와 Labview를 이용한 control program으로 구성되었다. 밸브의 개폐 상태를 monitor 하기 위해 digital process monitor를 사용하였으며 밸브의 출력 전류는 4~20 mA DC 이고 digital

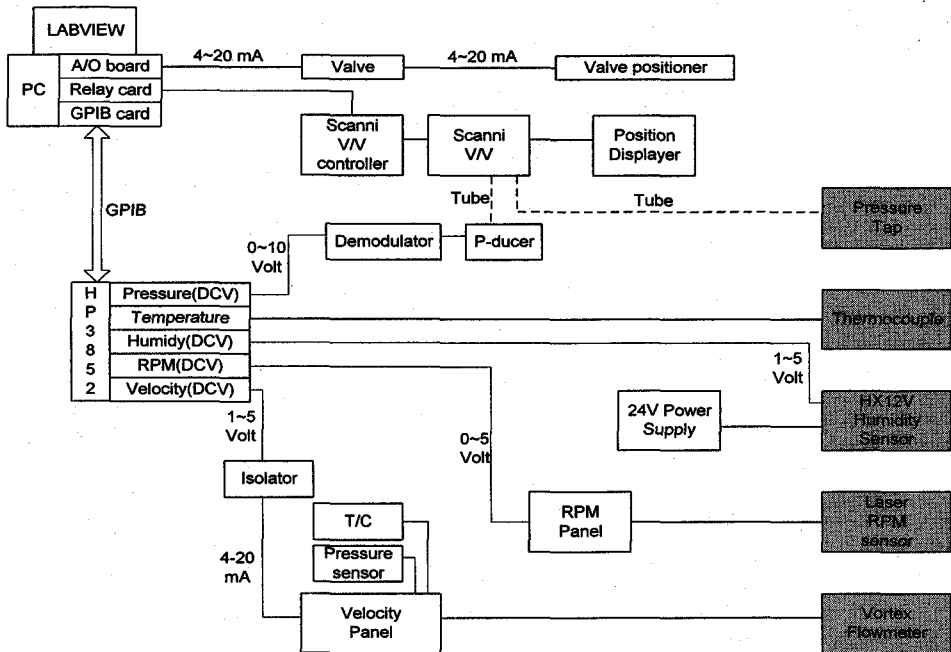


그림 5. 성능시험기의 밸브 제어 및 자료획득 구성도

process monitor에서는 1~5 V DC 로 scaling해서 display한다.

시험시 측정항목은 rpm, 온도, 압력, 습도, 유량으로 rpm의 경우 laser sensor가 사용되었고 압축기측 축에서 rpm이 측정되었다.

온도 측정에는 T-type thermocouple(온도범위: -160~400 °C)을 사용하였다. Thermocouple로 부터의 analog signal은 HP3852A 장비에 내장되어 있는 0점 보상 IC sensor로 보상된 후 지정된 명령어에 따라 thermocouple type에 따른 내장된 calibration data를 이용하여 온도로 변환되고 또한 digitize되어 GPIB cable을 통하여 PC로 보내진다.

본 시험에서 전압력 측정은 pitot tube를 사용하였으며 정압을 측정하기 위하여 성능시험기에 압력측정용 tap을 부착하였다. 시험기 각부분에 장착된 pitot tube와 static pressure tap으로부터 압력정보는 튜브를 통하여 scanivalve에 연결되며 scanivalve는 시험시 필요로 하는 채널과 pressure transducer를 연결해준다. 이때 pressure transducer에서 나온 전압신호는 demodulator를 통하여 0~5 V의 직류 전압으로 변환하여 HP3852A로 보내지며 이 신호는 digitize되어 GPIB cable 및 GPIB card를 통하여 PC로 보내진다. 출력전압신호와 압력사이의 관계는 pressure calibrator(Druck사 DPI605)로 calibration하여 사용하였다.

본 실험에서 사용된 pressure transducer는 scanivalve 내장형으로 pressure range는 100 psig인 제품을 사용하였다. 이 장비는 differential pressure transducer로 고압단은 scanivalve에 연결되며, 저압단은 대기에 노출된다. 이때 대기에 노출된 압력은 settling chamber내에서 안정된 상태로 있다. Scanivalve system은 scanivalve와 scanivalve를 제어하는 solenoid controller(SCANIVALVE사 CTRL2/S2-S6)로 구성되며 이 system은 D/I card (PLC-725)를 통해 PC로 제어된다.

습도 측정에는 OMEGA 사의 HX12V를 사용하였으며, 이 센서는 0~100 °C의 온도와 5~95 %RH의 상대습도를 각각 1~5 V 범위의 선형적 출력특성을 가지고 있다. 이때 출력된 전압 신호는 HP3852A 장비에서 digitize되어 PC로 전송되고, PC에서 간단한 연산식을 통하여 습도의 값으로 환산된다. 이 습도 측정장치는 한국표준과학원

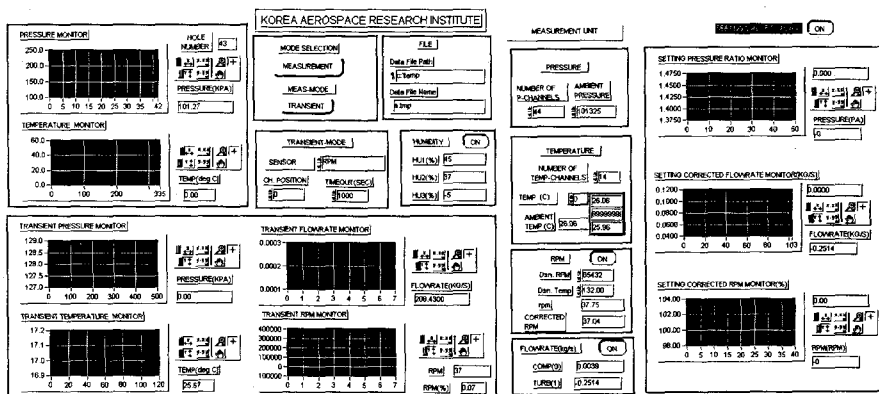


그림 6. Labview program의 front panel

구원(KRISS) 검교정센터에서 KASTO-TE-51-89에 기술된 표준교정절차에 따라 교정을 받은 것으로 교정결과는 습도의 불확도는 보정을 했을때 $\pm 3.0\%$ RH 를 넘지 않으며, 온도의 불확도는 보정시 $\pm 1.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 를 넘지 않는 것으로 나타났다.

시험시 유량측정에는 vortex type flowmeter를 사용하였으며, OVAL 사의 압전소자식 DELTA형 유량계(piezoelectric sensor type delta flow meter)인 LS5677-23 model을 사용하였다. 이 유량계는 사용최대온도는 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 이며, 측정 범위는 $125\sim 3060\text{ Nm}^3/\text{h}$ 이다. 출력 신호는 $4\sim 20\text{ mA}$ 로 유량에 따라 선형적으로 나타나며 유량을 monitor 할 수 있는 display module을 가지고 있다. 이 유량계의 오차는 full scale의 $\pm 0.3\%$ 이내이다.

4.3 시험기 운전

성능시험 수행시 시험전 준비작업중 가장 중요한 것은 측정기기의 보정작업으로 각 측정센서들은 시험전 보정과정을 거쳤고 센서보정후 센서들은 자료획득장치와 연결되어 총괄적인 측정기기 측정의 정확도를 재확인하였다. 시험기 구동은 우선 ACM운할 장치를 구동시키는 것으로 시작되었다. 운할장치에는 히터가 장착되어 있어 작동 가능 온도가 되도록 예열시킨후 구동을 시작한다. 다음으로 공기공급장치의 구동준비가 수행되었으며 이때 바라는 토출압력값이 설정되었고 전시험에 대하여 토출압을 250 kPa 게이지압으로 하였다.

시험기의 입구유량과 입구압력제어는 시험기 bypass 밸브 및 배압밸브에 의해 제어되었다. 공기공급장치가 준비되면 공기공급장치의 bypass 밸브를 충분히 열어두고 시험기의 배압밸브는 잠근채 공기공급장치가 구동되었다. 이것 또한 구동시 급작스런 공기공급에 의한 ACM의 비정상적인 작동을 방지하기 위함이다. 시험기의 배압밸브가 잠긴상태에서 시험기의 누설을 점검하며 이상이 없으면 예열기를 작동시키고 시험기의 배압밸브를 서서히 열어 ACM의 작동을 시작하였다 이때, 공급온도가 정상상태에 이르기까지는 약 30분 정도가 소요되었다. ACM의 바라는 회전속도는 입구압력 혹은 입구유량에 의해 결정되며 배압밸브를 고정시킨 상태에서 시험기 bypass 밸브로 미세조정하여 수행되었다. 회전속도를 측정하는 광학레이저 측정기기는 전시험과정에서 최대 1%이하의 매우 안정된 값을 읽었다.

5. 성능시험 및 시험결과

ACM의 성능시험은 크게 두가지로 수행되었고 첫째는 부품성능시험으로 압축기 부품시험을 수행하였으며 터빈부품시험은 고압의 공기공급기가 필요하여 본연구에서는 제외되었다. 그러나 시스템 시험을 통하여 압축기와의 작동선상에서의 터빈성능곡선이 도출되어 터빈의 성능을 알 수 있었다. 둘째로는 시스템시험이 ground idle영역에서 수행되었다.

5.1 압축기 성능시험

압축기 성능시험은 보정 rpm을 보정 설계 rpm으로 나눈값 즉, 설계점의 70%, 80%, 90%, 100% rpm에 대하여 수행되었다. 여기서 보정 rpm은 다음과 같이 정의 된다.

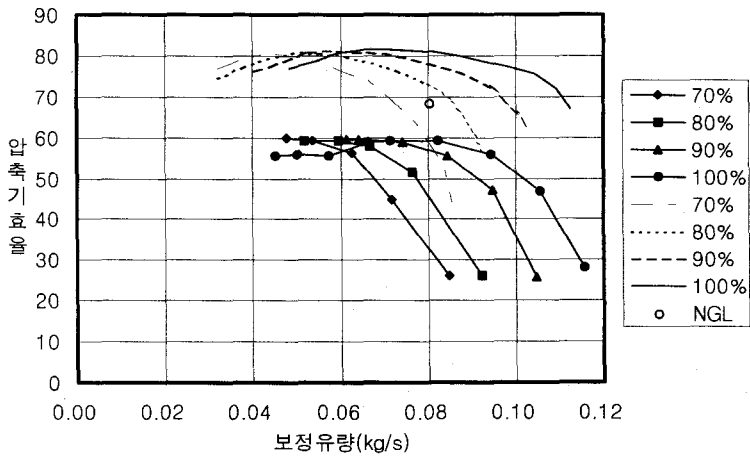
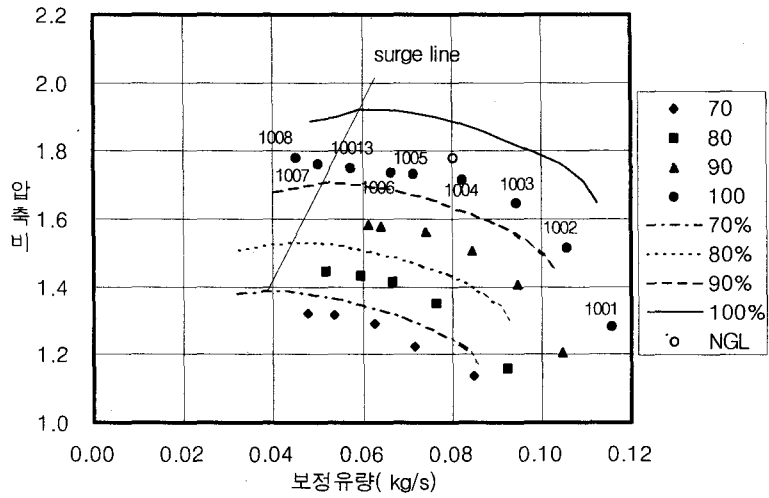


그림 7.b 압축기 효율분포

$$N' = N/\sqrt{\theta}$$

여기서, $\theta = T/T_{ref}$ 이며 T 는 압축기 입구 온도이며, T_{ref} 는 대기표준온도로 288.15 °K를 사용하였다.

시험은 각 회전속도에서 배압밸브를 완전히 연 상태에서 닫는 방향으로 즉, 초킹영역에서 서지영역으로 수행되었다. 그림 7.a에 나타난 바와 같이 선으로 표기된 것은 각 회전속도에 따른 Predig의 예측곡선이고 도형으로 표기된 것은 실험값이다. 100% rpm의 실험값은 각 데이터를 1001, 1002 등으로 표기하였고 범례에 NGL로 표기된

데이터는 본 ACM의 설계점에 해당되는 점이다. Predig에서 예측한 서지영역이 실선사선으로 표기되었고 성능예측 실선의 우측 끝은 초킹 영역이다. 실험결과는 예측초킹유량과 잘 일치하며 이것으로 유량측정의 정확도가 타당한 것으로 판단할 수 있었다. 실험결과는 설계치보다 전체적으로 압력비가 낮은 값으로 나타났으며 이는 본시험이 초기시험인 관계로 시험의 안정도를 위해 틱간극을 성능해석에 사용한 설계값

표 3. 정압탭 위치 및 번호

station no.	위치	갯수
17-20	스크롤	4점
21-26	vaned 디퓨저	6점
27-30	vanelss디퓨저	4점
31-38	shroud	8점
39-42	입구부	4점

0.5 mm 보다 큰 1mm(틱간극/블레이드 출구폭=0.245)로 설정한 데 기인한 압축손실 때문으로 판단된다. 결국 압축기의 효율은 그림 7.b에 보이는 바와 같이 최대 60%에 그치고 있다. 그림 7.b에 나타난 NGL 시험값의 경우 효율은 68.4%이고 본 압축기보다 약 8%가 높다. 향후 본 압축기는 틱간극을 0.5mm로 줄여 시험할 계획이며 이는 압력비 및 효율의 상승을 줄 것으로 기대된다. 효율값들은 전체적으로 1차원적 해석 결과에 의한 예측치보다 낮게 나타났으나 효율곡선의 전체적인 경향은 예측치와 유사함을 알 수 있다. 이러한 효율값의 차이는 1차원 해석시 사용되는 설계자의 입력값(각종 손실 등)이 실제적이지 못한 것에서 초래된 것으로 본 압축기의 크기로 볼 때 1차원 예측값은 매우 이상적인 것으로 판단된다. 본 연구를 통한 실험값들은 향후 1차원 예측에 사용되어 보다 실용적인 예측이 가능하리라 본다.

본 시험에서는 공력시험 초기 단계로 구조적인 결함을 초래할 가능성이 있는 서지선을 도출하기 위한 시험을 70, 80, 90% rpm에서는 수행하지 않았으며 100%의 경우에만 서지영역으로의 접근을 시도하였다. 그러나, 본 시험에서의 수행한 최저유량에 도달할 때까지 서지음을 감지할 수 없었다. 이는 tip 간극이 큰결과 서지선이 예측치와 많이 달라진 것으로 판단되며 이에 대한 연구는 향후 심도 있는 성능시험으로 규명되리라 본다.

그림 8은 100% rpm에 대한 압축기 입구부에서 압축기 스크롤까지의 압력 측정점에 대한 정압분포를 나타내고 있으며 표 3은 정압측정위치와 station번호가 표시되어 있다. 그림 8의 우측부분인 43번 station이 압축기 입구부이며 왼쪽으로 갈수록 유체의 진행방향으로 17번이 압축기 스크롤부이다. 표기된 범례번호(1001, 1002 등)의 순서는 그림 7a에 표기된 바와 같이 초킹에서 서지까지의 보정유량에 대한 압력비의 특성을 있는 순으로 표기된 것이다. 초킹영역의 측정점들인 1001과 1002의 값은 디퓨저 입구 목부분에서 급작스런 압력 강하를 보이고 있다. 이는 초킹이 발생하였음을 나타내며 초킹이후 디퓨저부분에서는 지속적인 정압상승을 볼 수 있다. 그러나 1003 이후의 값들 즉, 초킹을 벗어난 상태의 값들은 디퓨저입구에서 압력의 강하없이 지속적인 상승을 보이고 있다.

5.2 ACM 성능시험

그림 9와 표 4는 시스템시험의 결과를 나타낸 것이다. 그림에서 보이는 선으로 표기된 것은 압축기 부품성능시험으로 도출된 압축기 성능 곡선이며 도형으로 이어진 점선은 터빈과 매칭되는 압축기의 작동선이다. 정상상태의 시스템 시험시 압축기는 각

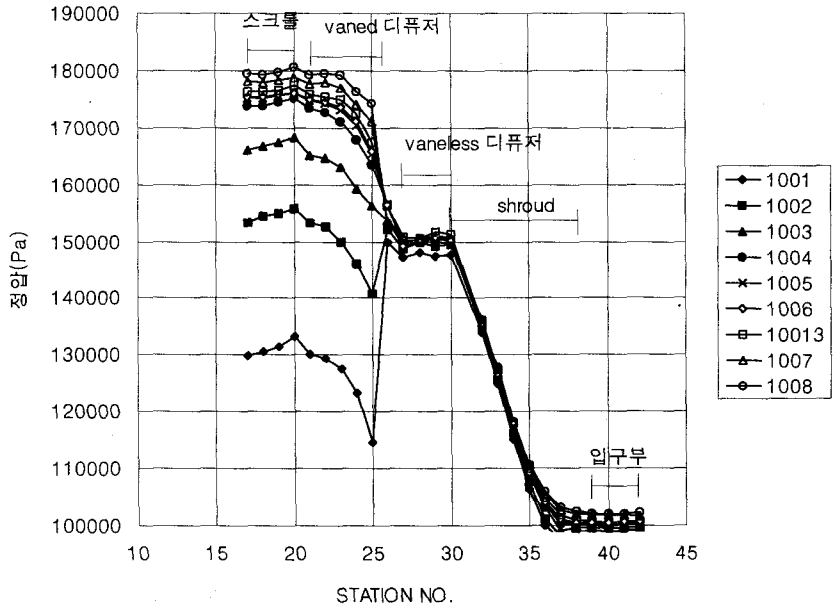


그림 8. 100% RPM에서의 압축기 정압분포

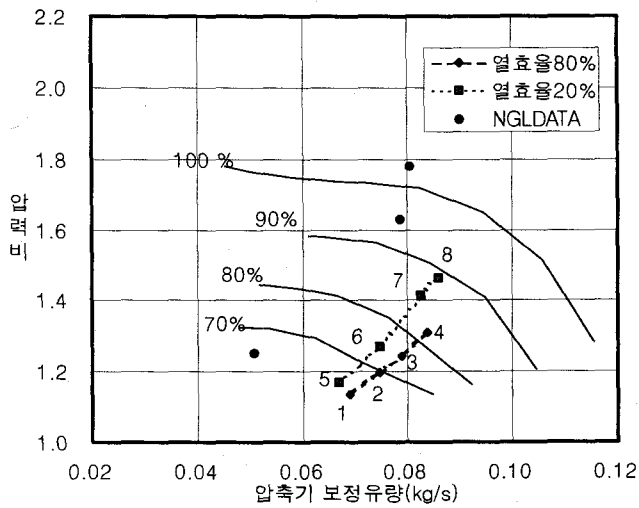


그림 9. ACM 작동선

표 4. ACM 시스템 시험결과

	1	2	3	4	5	6	7	8
TEMPERATURE (C)								
1. COMP IN	63.11	63.18	63.48	63.38	62.51	62.88	63.05	63.01
2. COMP OUT	90.18	97.74	103.15	110.13	91.17	103.19	119.57	127.26
3. TURB IN	21.62	24.17	23.56	26.35	69.43	77.89	93.96	103.18
4. TURB OUT	-15.13	-19.10	-23.66	-28.10	25.67	21.83	19.69	21.50
PRESSURE (Pa)								
1. COMP IN	239688.00	276010.09	307418.63	364380.38	211198.69	252329.88	313918.44	365276.28
2. COMP OUT	272140.09	330236.53	382480.56	476992.19	247163.41	320360.63	443045.63	534930.63
3. TURB IN	236117.64	283495.91	325665.38	404192.53	220521.84	280865.88	385131.84	462397.81
4. TURB OUT	105179.08	109084.07	112020.83	120970.92	102894.69	106349.28	114132.52	125161.86
FLORRATE [KG/S]	0.1510	0.1880	0.2210	0.2790	0.1290	0.1720	0.2370	0.2870
COMP EFFICIENCY	0.459	0.512	0.546	0.576	0.538	0.588	0.615	0.603
TURB EFFICIENCY	0.604	0.609	0.606	0.62	0.65	0.66	0.69	0.70
PR_comp	1.1354	1.1965	1.2442	1.3091	1.1703	1.2696	1.4113	1.4645
PR_turb	2.2449	2.5989	2.9072	3.3412	2.1432	2.6410	3.3744	3.6944
m_cor (COMP)	0.0690	0.0746	0.0787	0.0838	0.0668	0.0746	0.0826	0.0860
m_cor (TURB)	0.0655	0.0683	0.0698	0.0713	0.0646	0.0685	0.0704	0.0719

회전 rpm에 따라 한 점 만이 존재하며 이는 각 회전수에 따라 터빈과의 매칭점에서만 운용되기 때문이다. 이러한 시스템 작동선은 열교환기의 냉각성능 즉, ECS의 램에어 냉각성능에 따라 달라진다. 이러한 영향을 규명하기위한 시험을 수행함으로써 본 시스템의 작동가능 영역을 알 수 있다. 가능한 램에어의 열교환 영역은 열교환 효율을 다음과 같이 정의 할때

$$\text{열교환효율} = (\text{압축기출구온도} - \text{터빈입구온도}) / (\text{압축기출구온도} - \text{램입구온도})$$

시제품에서 열교환기의 효율이 약 20%에서 80%로 작동한다고 보고 ACM의 작동가능 하한선과 상한선을 도출한 것이다. 본시험에서 20%의 열교환효율은 약 3-7kW의 열을 추출해내며 80%의 효율의 경우는 10-23kW의 열을 추출해내는 용량이고 본 ACM과 동급의 실제 항공기용 열교환기의 경우 지상아이들 조건에서 8kW 정도이며 순항 비행시 약 90kW 정도이다. 그림 9에 나타난바와 같이 많은 열량을 추출해 낼 경우(열효율 80%)가 아래에 위치한다. 이는 터빈입구온도의 강하로 터빈을 구동하는 구동력이 떨어지기 때문이다. 그림 7b의 효율곡선과 그림 9의 작동선을 비교해 볼 때 알 수 있는 것은 지상아이들의 작동선이 최대효율을 낼수 있는 가상의 작동선 보다 우측에 위치하고 있어 작동선이 최대효율을 따라 작동하도록 보완 설계를 수행할 필요가 있음을 알려준다. 그림 10a, 10b는 시스템시험시의 온도와 압력의 변화를 보이는

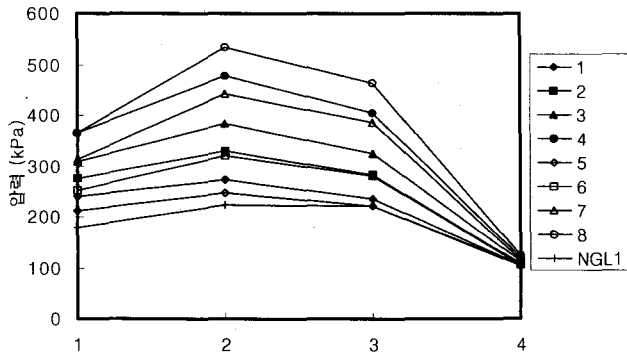


그림 10.a 온도, 압력분포

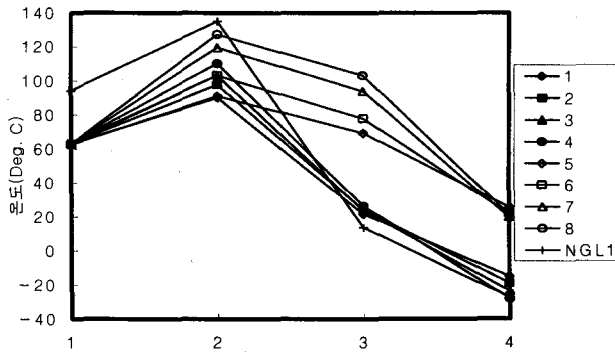


그림 10.b 온도, 압력분포

것으로 x-축의 값 1, 2, 3, 4 는 각각 압축기 입구, 압축기 출구, 터빈입구, 터빈출구에 해당한다. NGL1으로 표기된 것은 본 시험과 비교대상인 지상 idle 조건에서 도출된 NGL의 실험값이며 1 부터 8로 표기된 것은 본 시험으로 도출된 것으로 그림 9에 표기된 각 측정점들에 해당된다. 터빈의 팽창온도와 압력을 보면 NGL의 경우와 입구압과 온도가 정확히 일치하지는 않아 직접적인 비교가 어려우나 본 ACM이 충분한 냉각성능을 낼 수 있음을 보이고 있다.

그림 11은 시스템시험시 도출된 터빈의 성능을 나타내고 있으며, 터빈의 성능은 60-70%의 효율분포를 보이고 있다. NGL 터빈의 경우 지상아이들 영역에서 약 70 - 77%의 효율을 보이고 있어 본 ACM의 성능향상을 위하여 터빈의 틱간극 영향규명,

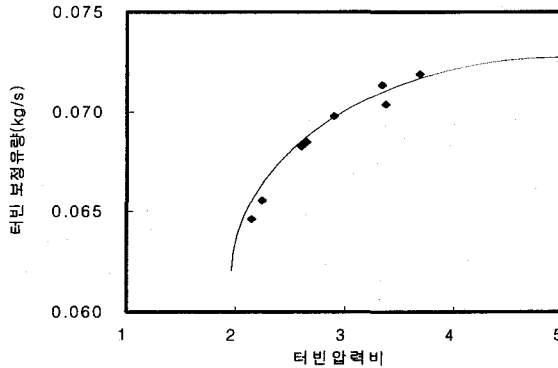


그림 11 터빈의 성능곡선

3차원 공력해석 등의 심도있는 연구가 필요하다고 본다.

6. 결 론

본 연구는 환경제어계통(ECS)의 핵심부품인 ACM의 국산화기술을 보유하며 국내의 여러 항공기개발 사업과 관련하여 급속히 요구되는 항공기 sub-system 관련 기반기술의 국내 정착을 위해 수행되었다.

기술적 측면에서 볼 때 본 연구의 큰 성과는 순수한 국내기술로 ACM이 설계/제작된 것이며 ECS/ACM관련 국산화 기술기반이 구축된 것이라 사료된다. 향후 본제품을 시제품으로 개발하기 위해서는 시스템 작동선이 좀더 높은 효율에서 운용되도록 부분 수정하는 것과 또한 오일 오염을 최소화시키는 보완이 필요하다. 본 연구에서 습득된 기술들은 항공기용 ECS는 물론 각종 터보기계 및 개스터빈관련 설계/제작/성능시험 기술에 적용가능하여 향후 요구되는 관련 분야로의 기술지원이 가능하며 특히, 제작 측면에서 볼 때 산업체로의 기술 파급효과가 지대할 것으로 본다.

후기 : 본 연구는 통상산업부에서 지원한 공업기반기술과제(항공기용 ECS 개발) 수행 결과의 일부임을 밝히며 통상산업부의 지원에 감사를 표한다. 또한, 본 연구의 수행에 도움을 주신 김학근님과 (주)삼정터빈 정규옥사장께도 심심한 감사를 표한다

참고문헌

1. The Garrett Corporation, "Familiarization Training Course - Environmental Control System", Vol. I, II, 1975.
2. 최동환, 현용익, "Ram Air Cooling System", 국방과학연구소보고서 MSR D-416-91459, 1991.
3. Normalair-Garrett Limited, "Environmental Control System for a Typical Light Combat Aircraft", TP3265, 1992.

4. 현용익 외 3명, “반경류형 터어빈 rotor의 형상설계; 기본설계법”, 대한기계학회 춘계학술대회 논문집(II), 1992.
5. 김진한 외 3명, “터어보 냉각 시스템 개발”, 제 2회 항공기개발 심포지엄, 국방과학연구소, 1994.
6. 현용익 외 3명, “항공기용 ECS 설계기술 개발”, 춘계 학술발표회, 한국항공우주학회, 1994.
7. 김진한 외 7명, “항공기용 ACM(Air Cycle Machine) 시스템 기술 개발, 제 4회 항공기개발 심포지엄, 국방과학연구소, 1996.