

<論文>

항공기용 발전기의 설계 적합성 평가에 관한 연구

김유광\*, 박근영\*, 이강이\*, 진영권\*

A Study on the Compliance Evaluation for Design of an Aircraft Generator

Y. G. Kim\*, K. Y. Park\*, K. Y. Lee\*, Y. K. Jin\*

목 차

- I. 서 론
- II. 교류 발전기 설계
- III. 설계 적합성 평가
- IV. 결 론

**Abstract**

In this paper, the design data of an aircraft generator have been reviewed to evaluate the compliance with the airworthiness standards, and the technical procedure to ensure safety and reliability of an alternate-current generator by the tests and computations have been developed.

**Key Words :** Compliance(적합성), AC Generator(교류발전기), Design Approval(설계승인), PMA(Parts Manufacturer Approval; 부품등제작자증명, 부품생산자승인), Conformity (합치성)

\* 한국항공우주연구원 품질인증센터

## I. 서 론

항공기 전기시스템에 사용되는 전원은 크게 교류(AC; alternating current)와 직류(DC; direct current)로 구분할 수 있다. 교류 전원의 경우에는 115/200VAC, 400Hz로 항공기의 주엔진에 장착된 교류발전기에 의해서 공급된다. 직류 전원의 경우에는 28VDC를 사용하며 주엔진이나 보조동력장치(APU; auxiliary power unit)에 장착된 시동발전기(starter-generator) 또는 직류발전기로부터 공급되거나 직류변환기(TRU; transformer rectifier unit) 등을 통해서 공급된다. 발전기를 포함하여 항공기에 사용되는 모든 부품은 항공기의 안전성을 보장하기 위하여 법적인 인증을 받아야 한다. 교류발전기의 경우에는 감항당국으로부터 부품등제작자증명(PMA; part manufacturer approval)을 받아야 하고, 직류발전기의 경우에는 기술표준품에 대한 형식승인(TSOA; technical standard order authorization)을 받아야 항공기용으로 사용할 수 있게 된다. 최근 국내의 연구기관이나 전문업체를 중심으로 항공기용 발전기에 대한 개발 및 생산이 활발히 이루어지고 있으며, 이에 따라 항공기용 교류발전기에 대한 인증기술을 병행하여 개발할 필요성이 제기되었다.

본 연구를 통하여 민간 항공기용 교류발전기의 안전성을 보장하기 위한 적합성 입증 요구조건을 분석하고, 발전기의 설계에 대한 적합성 평가기술을 개발하였다.

## II. 교류발전기 설계

항공기용 교류발전기의 설계는 고객의 설계 요구조건을 분석하고, 해당 감항기술기준 및 규격서를 검토하여 설계성능, 장착성, 정비성, 검사/시험, 인증 등에 관한 세부 설계요건을 설정해야 한다.

본 연구에서는 정격 출력 60kVA, 120/208V의 항공기용 유냉식 교류발전기에 대한 설계를 대상으로 하였다. 교류발전기의 기술적인 요구조건은 SAE AS 8011과 RTCA DO-160D를 기준으로 하며, 그밖에 MIL-G-21480A, MIL-STD-810, MIL-STD-461 등의 규격을 참조하도록 하였다. 또한, 해당 감항기술기준 제3부 제6장(장비)을 적용하여 교류발전기의 적합성 입증 요구를 설계에 반영하도록 하였다.

### 2.1 검사 및 시험 기준

항공기용 교류발전기 개발 제품이 승인된 설계에 합치하는가를 입증하기 위하여 관련된 제조공정의 분석과 검사/시험의 기준에 대한 개발이 필요하다. 발전기의 제조에 있어서 외주 구매품 및 가공품, 조립품, 최종 조립 및 완성품 검사로 구분된 제조공정 상의 단계에서 도면과 규정된 절차서 및 규격서에 따라서 시험 및 검사가 이루어지도록 한다.

교류 발전기의 개발 과정에서 약 54종의 도면과 약 52종의 제조규격서/절차서/공정서 등이 작성되었고, 전자기장 설계 및 해석, 고속회전체 설계 및 해석, 방열/냉각 해석 및 설계, 조립/시험 평가 기술 개발, 치공구 설계 등의 검사 및 시험 관련 연구개발 결과를 확보하였다.

## 2.2 인증 문서화 요건

항공기용 교류발전기의 인증을 위해서는 개발 초기단계에서부터 설계와 병행하여 인증 관련 요건을 반영하고, 이를 입증하기 위한 기술자료를 개발자가 작성하여야 한다. 교류 발전기가 항공기에 장착되어 지속적으로 안전하게 운용될 수 있음을 감항당국에 입증해야 한다. 이와 같은 입증 자료로는 제품식별서, 부품인증 계획서, 설계적합성 보고서, 설계도면, 부품목록, 관련 규격서, 검사/시험 보고서 등이 있으며, 승인된 설계에 합치하는 교류발전기를 대량으로 복제 생산할 수 있는 능력을 입증하기 위한 품질시스템 및 계속감항성체계를 갖춰야 한다.

## 2.3 발전기 개발

항공기용 교류발전기의 설계 기준, 검사/시험 기준, 인증 요구조건 등을 반영하여 경주전장(주)에서 개발한 발전기의 사양 및 주요 구성품은 다음과 같다.

### (1) 정격출력

- 60kVA, 120/208VAC, 400±40Hz, 3-phase, 0.75PF

### (2) 회전수

- 12,000±400rpm, CCW

### (3) 냉각시스템

- 냉각오일 : MIL-L-7808 또는 Type I
- 오일유량 : 2.3~4.0 gallon/min

### (4) 외형치수

- 길이 : 220.98mm
- 반경 : 133.35mm

### (5) 건조중량

- 29kg 이내

### (6) 주요 구성품 : Main Rotor, PMG Rotor, Main Stator, Housing, Exciter Rotor, PMG Stator, Exciter Stator 등



<그림 1> 60kV 항공기용 교류발전기

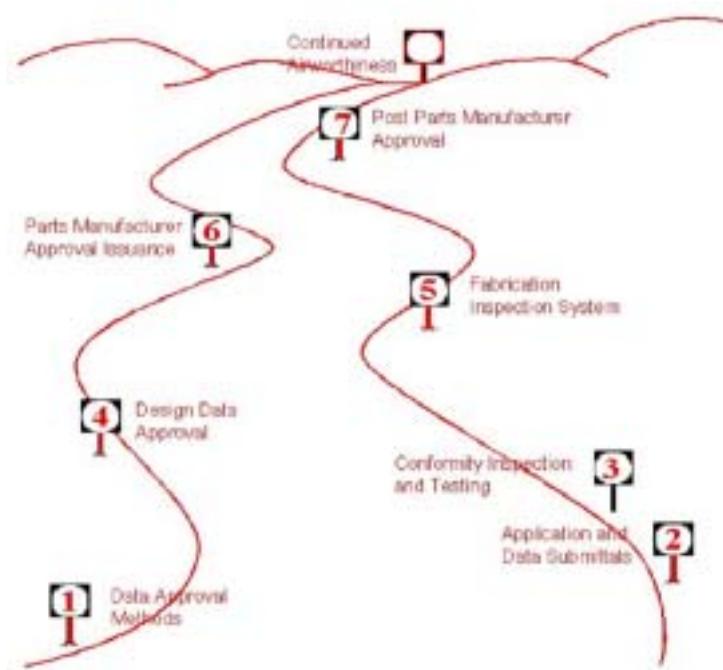


<그림 2> 항공기용 교류발전기 주요 구성품

### III. 설계 적합성 평가

#### 3.1 설계승인 요건

항공기용 발전기 등과 같은 부품에 대한 설계 적합성 평가는 법적인 인증과정의 일부로써 해당 부품이 설계와 합치(conformance)하는지를 확인하고, 감항기술기준의 요구조건에 적합(compliance)한지를 감항당국이 평가하는 것이다. 부품등제작자증명(PMA)에서 설계 적합성 평가의 대상품목은 항공기, 프로펠러, 엔진에 대체 또는 개조용으로 장착되는 부품으로 하며, 적용될 항공기를 지정해야 하고 설계승인 요건은 법적인 인증을 신청한 해당부품의 설계가 감항기술기준에 적합하다는 것을 개발자가 입증해야 한다는 조건이다.



<그림 3> 부품등제작자증명의 단계별 인증과정

개발자는 다음과 같은 절차로 설계승인을 신청하고 감항당국에 의해서 규정된 인증 요건을 충족하도록 하여야 한다.

- (1) 개발품에 대한 인증 신청서를 작성하고 제출서류를 준비하여 감항당국에 제출한다.
- (2) 개발자는 품목별 해당 감항기술기준 및 규격서에 의거하여 인증계획을 수립하여 체계적으로 설계 적합성을 입증해야 한다.
- (3) 개발자는 설계승인 평가를 위한 일정계획을 제출하고, 감항당국이 지정한 관련 검사 및 시험을 수행한다.

또한, 감항당국은 개발자의 인증신청에 대해 타당성을 분석하고, 기술자료를 확인하여 설계 적합성 평가를 다음과 같은 절차로 수행한다.

- (1) 개발부품에 대한 해당 감항기술기준을 검토/분석하여 설계요건에 반영되었는지를 확인한다.
- (2) 설계, 분석, 검사/시험 결과 및 기타 기술자료 등의 자료를 활용하여 적합성 점검표에서 분류한 항목 및 입증방법에 따라서 적합성 보고서를 평가하고, 제조공정을 분석하며, 해당 성능시험을 수행하고, 그 결과를 확인한다.
- (3) 개발자가 수행한 인증 대상품목의 설계가 적합하다고 판단되면 감항당국은 최종 설계승인 점검표를 작성하여 설계승인을 통보한다.

인증단계	제출서류 및 인증활동	비 고
신청 준비	<ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 설계 수행/검증           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 감항기술기준 요건분류/설계반영, 합치성 검사/시험</li> </ul> </li> <li>(2) 생산시스템 개발           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 설계와 동일한 대량 복제 생산 능력</li> </ul> </li> <li>(3) 인증시스템 개발           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 품질시스템 구축, 인증자료 문서화</li> </ul> </li> </ul>	
부품등 제작자 증명 신청	<ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 신청서 본문, 부록(Supplement)           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 제작시설 명칭/주소, TC 제품 및 부품 정보 등</li> <li>- 부품등 제작자 증명 인증계획서(PCP, PSCP)</li> </ul> </li> <li>(2) 설계승인에 필요한 자료           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 적합성 점검표(Compliance Checklist)</li> <li>- 도면, 규격서, 설계보고서, 검사/시험계획서, 검사/시험결과, 계산분석보고서 등</li> </ul> </li> <li>(3) 생산승인에 필요한 자료           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 품질시스템 기술서: 매뉴얼, 절차서 등</li> </ul> <p>* 제출자료의 범위는 부품의 치명 특성 등에 따라 변경 및 조정 될 수 있음</p> </li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 신청서 서식</li> <li>• 입증 방법           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 시험 및 계산</li> <li>- 동일성 입증</li> <li>- 면허 협정</li> <li>- 부가형식증명</li> </ul> </li> </ul>
설계 승인	<ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 감항기술기준에 대한 적합성 확인           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 도면, 규격서, 검사/시험/계산보고서 등</li> </ul> </li> <li>(2) 합치성 확인           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 검사/시험계획 평가, 검사/시험 임회</li> </ul> </li> <li>(3) 설계승인 및 품질시스템 평가 일정 통지</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 동일성기록서</li> <li>• 설계승인점검표</li> <li>• 설계승인통보서</li> </ul>
생산 승인	<ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 품질시스템 문서 및 현장 평가           <ul style="list-style-type: none"> <li>- 품질시스템 기술서, 매뉴얼, 절차서 등</li> </ul> </li> <li>(2) 부품등 제작자증명서 발급 (승인조건 및 부록 포함)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• ACSEP점검표</li> <li>• 부적합기록서</li> <li>• PMA 증명서</li> </ul>
인증 관리	<ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 정기/수시 품질시스템 감사(ACSEP/Product Audit)</li> <li>(2) 계속감항성(결합 보고, 수명관리) 활동</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 인증관리보고서</li> <li>• 결합발생보고서</li> </ul>

<그림 4> 부품등 제작자증명의 전체 인증단계와 세부 인증요소

### 3.2 감항기술기준 분석

성능확인을 위한 설계 적합성 평가는 감항당국이 개별 부품에 따라 요구된 성능확인을 위해 실시되므로 필수적인 시험내용 및 조건과 기준이 부품의 유형에 따라 달라진다. 분석된 항공기용 교류발전기의 감항기술기준 3부(FAR Part 25)에 해당되는 주요 요건은 다음과 같다. 이와 같이 감항기술기준의 해당 요건은 적합성점검표를 작성하고 효율적으로 설계 적합성 평가를 수행하는데 이용된다.

<표 1> 감항기술기준 및 FAR Part 25의 해당 요건

감항기술기준	FAR Part 25				
6.1.5 장비 및 시스템 요건과 장착	25.1309	Equipment, Systems, and Installations			
6.3.1 전기계통 및 장비의 일반사항	25.135	General for Electrical Systems and Equipment			
6.3.2 전기장비 및 전기장비의 장착	25.1353	Electrical Equipment and Installations			
6.3.5 전기계통의 시험	25.1363	Electrical Systems Tests			
6.3.15 고속회전체를 포함하는 장비품	25.1461	Equipment Containing High Energy Rotors			

### 3.3 적합성 점검표 확인

감항기술기준 3부를 분석하여 작성된 적합성 점검표는 <표 2>와 같다. 적합성 점검표는 감항기술기준을 체계적으로 관리하기 위하여 작성되는 것으로 항공기용 교류발전기의 설계승인을 위해 개발된 적합성 점검표이다. 적합성 점검표에는 감항기술기준의 적합성 요건 항목과 입증방법, 관련 자료 등이 포함되어야 한다.

<표 2> 적합성 점검표

기술 기준	적합성 요건 항목	입증방법					관련 문서/참고자료	비고
		A	T	D	O	NA		
6.1.5	장비 및 시스템 요건과 장착							
6.1.5.1	장비 및 장착요건은 모든 운용조건 하에서 기능을 발휘할 수 있도록 설계	○	○				장착성검토(KAES-1570) 냉각 설계(KAES-1515)	
6.1.5.2	고장으로 인하여 안전한 비행과 착륙을 방해, 비행성능 또는 조종능력을 감퇴시키지 않도록 설계	○	○				기술기준 6.1.5.7 참조	
6.1.5.4	6.1.5.2에 대한 적합성 증명을 위해서 고장 조건별로 분석을 하거나 시험 실시	○	○				기술기준 6.1.5.7 참조	
6.1.5.7	6.1.5.1과 6.1.5.2에 대하여 환경시험, 설계분석, 또는 경험자료로 증명	○	○				설계분석(KAES-1510, KAES-1511) 환경시험(KAES-1540) 내구성시험(KAES-1550)	
6.3.1	전기계통 및 장비의 일반사항							
6.3.1.1	전기부하 해석에 따라 6.1.5를 충족하도록 발전용량, 전원의 수 및 종류를 결정						기술기준 6.3.1.2 참조	
6.3.1.2	작동, 고장, 과도현상, 전압, 주파수, 전류, 용량, 차단장치, 지시장치의 요건에 따른 발전계통 설계			○			발전기사양/특성 (KAES-1565) 화재방지검토 (KAES-1566)	

6.3.2	전기장비 및 전기장비의 장착						
6.3.2.1	다른 전기부품 및 시스템이 동시에 작동할 때 심각하게 영향을 주지 않도록 장착	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	EMI/EMC시험(KAES-1541)	
6.3.2.2	케이블류는 필수회로의 손상을 최소화할 수 있도록 집단화시키고 적절한 간격을 유지하여 배선	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	배선/부품배치(KAES-1525)	
6.3.5	전기계통의 시험						
6.3.5.1	적합성 증명을 위해 시험설 시험을 하는 경우에 전원, 분배전선, 구동장치의 보사 조건	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	성능시험(KAES-1535) 환경시험(KAES-1540) 내구성시험(KAES-1550)	
6.3.15	고속회전체를 포함하는 장비품						
6.3.15.2	회전체가 기능불량, 진동, 이상속도, 이상온도 한계를 넘지 않고 손상에 견딜 수 있다는 것을 보증	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	진동해석(KAES-1511) 회전체봉쇄시험(KAES-1555) Balancing 절차(KAES-1585)	
6.3.15.3	최고회전속도에서 발생하는 파괴에 견디고 외부에 피해를 주지 않음을 시험으로 증명	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	회전체봉쇄시험(KAES-1555) Balancing 절차(KAES-1585)	
6.3.15.4	회전체의 파괴, 비산에 의한 탑승자 피해를 주지 않고 안전한 비행이 가능한 위치에 설치		<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>	장착성검토(KAES-1570)	

### 3.4 합치성 검사/시험

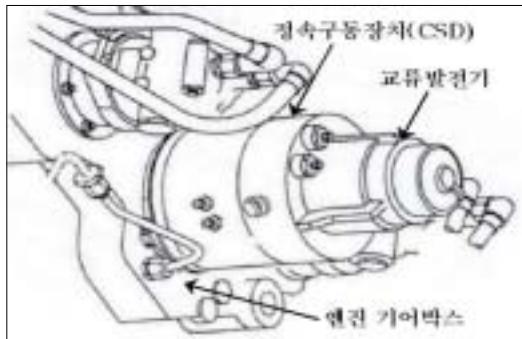
설정된 항공기용 교류발전기의 설계 요구조건을 확인하기 위하여 항공기용 교류발전기 관련 규격을 분석하였다. SAE AS 8011 규격은 120/208V, 400Hz/3상/Y결선 시스템, 브러쉬(brush) 또는 무부러쉬(brushless)형식의 교류 발전기 및 관련 전압조정기에 대한 일반적인 산업규격이다. 성능 요구조건과 환경시험에 대한 주요 요구조건은 다음의 <표 3>과 같다.

<표 3> SAE AS 8011 규격의 성능 및 환경시험 요구조건

성능 요구조건	환경시험 요구조건
(1)과부하: 2분간 정격전류의 150% 또는 5초간 정격전류의 200% (2)진압: 일반상태의 $\pm 3\%$ 한계 이내 (3)여자: 정격속도에서 전력 발생 및 자기-여자 가능 (4)상전압: 단일 전력계수 부하와 발전기 종단에서 측정 (5)전압 변조: 3.5V 전압출력변조 이내 (주파수 특성표 이내) (6)내전압: 50V 이상 회로에서 1000V RMS 1분 또는 1200V RMS 1초 2번 (7)전단부: 정격 정적 전단토크( $\pm 10\%$ ) 이내 (8)회로단락용량: 정속발전기의 경우 300% 정격전류 방출가능 (9)내구성: 총360시간, 6시간 부하 사이클 (10)과속: 최고속도의 115%에서 5분 (11)베어링 손상: 베어링 손상 시 4시간 정격부하에서 운용시 화재위험 없어야 함	(1) 진동 : DO-160C 8.0절 (정류기) (2) 습도 : DO-160C 6.3.1절 카테고리 A (3) 충격 : DO-160C 7절 (4) 모래/먼지 : DO-160C 12절 (5) 항균 : DO-160C 13절 (6) 염수분무 : DO-160C 14절 (7) 방폭 : DO-160C 9절

또한, MIL-G-21480A 규격은 115/200V, 400Hz/3상, 4결선 시스템, 무브리쉬(brushless)형식의 유냉식 교류발전기에 대한 규격으로써, 성능 요구조건과 환경시험 요구조건은 SAE AS 8011 규격과 유사하며, 설계 적합성 평가를 위하여 고려된 요구조건은 상호 규격을 비교하여 상호 보완이 될 수 있도록 적용하였다.

항공기용 교류발전기의 장착성을 평가하기 위하여 커넥터의 사양, 배선 및 배선도, 연결 리드, EMI/EMC 등의 전기적인 장착 특성과 시일, 구동축의 전단응력 작용부, 기어박스 패드 및 발전기 플렌지의 금속체결기구(QAD) 등의 기계적인 장착성, 그리고 냉각 오일, 필터, 접속기 등과 같은 유압계통의 장착성 등을 고려하여야 한다. 다음의 <그림 5>는 항공기용 교류발전기가 엔진 기어박스 패드에 장착되는 형상을 나타낸다.



<그림 5> 교류발전기의 장착 그림

성능시험은 개발품의 설계 적합성을 확인하기 위한 합치성 검사/시험의 일부로써 필요시 감항 당국이 직접 입회하게 된다. 항공기용 교류발전기의 성능시험 결과는 다음의 <표 4>와 같다.

<표 4> 항공기용 교류발전기의 성능시험 결과

60kVA 유냉식 교류발전기 성능시험			
(시험시간 : 2시간)	최소	최대	기록값
속도(Speed) = 12000 rpm			
발전기 주파수(Gen Freq)	396.0	404.0	400.1 Hz
오일 입구 압력(Oil-In Pressure)	290	310	300 psig
오일 입구 온도(Oil In Temp)	175	225	213 degf
오일 유량(Oil Flow)	2.7	3.7	3.2 gpm
발전기 전압(Gen Volts) V1	118.0	122.0	120.0 volt
발전기 전압(Gen Volts) V2	118.0	122.0	119.9 volt
발전기 전압(Gen Volts) V3	118.0	122.0	119.8 volt
발전기(Gen) Ph 1 전류(current)	169.0	179.0	175.6 amp
발전기(Gen) Ph 2 전류(current)	169.0	179.0	173.4 amp
발전기(Gen) Ph 1 전류(current)	169.0	179.0	175.3 amp
PH 1 부하(Load)			15.803 kw
PH 2 부하(Load)			15.596 kw
PH 3 부하(Load)			15.752 kw
전계 전류(Field Current) (EFA)	2.80	2.09	amp
오일 출구온도(Oil-Out Temp)	255	252	degf

### 3.5 설계 적합성 평가

본 연구에서는 감항기술기준 제3부(FAR Part 25)를 기준으로 “시험 및 계산(test & computation)”의 방법에 따라 다음과 같은 11개 항목에 대하여 설계 적합성 평가를 수행하였다.

- (1) 인증 기준 확인(identify certification basis)
- (2) 기술자료 및 도면 평가(evaluate data & drawings)
- (3) 관련 규격서 분석(review material & specifications)
- (4) 부품의 치명성 분석(criticality)
- (5) 제품의 합치성 확인(part conformity)
- (6) 합치성 입증 시험 확인(required test)
- (7) 도면 및 기술자료의 적합성 확인(drawing/data acceptability)
- (8) 장착 합치성 확인(installation conformity)
- (9) 수명제한 부품 분석(life limits)
- (10) 장착 대상 모델에 대한 적격성(model eligibility)
- (11) 계속감항성 요건 확인(IFCA; instruction for continued airworthiness, 항공법 시행규칙 제48조의3(FAR21.50))

항공기용 교류발전기의 설계 적합성 평가에서 중요시 되는 중점 평가사항은 역설계 개발, 부품의 치명성, 수명제한 부품, 수명관리 프로그램, 장착 적격성, 계속감항성 활동, 공급자 도면 관리, 설계변경 관리 등에 대한 사항이다. 이러한 사항은 개발 품목별로 해당사항이 없을 수도 있으나, 해당되는 경우에는 해당 사항별로 적합성 입증을 위한 상세한 분석이 필요하다. 여기서 “계속감항성 활동”은 항공기 및 부품의 안전성 확보를 위하여 모든 제품에 대하여 평가되어야 할 필수적인 사항이다. 본 연구의 설계 적합성 평가는 항공기용 교류발전기의 부품등제작자증명(PMA) 모사인증의 일부로 수행되었다.

## IV. 결 론

국내의 항공기 부품 생산업체는 해당 품목에 대한 전문적인 개발 기술을 보유하고 있으나, 지금까지 완성 항공기 조립업체 또는 해외 원청업체의 협력업체로서 부품을 제조하여 납품하고 있다. 항공기 부품 전문업체가 독자적인 설계기술로 제품을 개발하고, 상품성을 높이기 위해서는 반드시 감항당국으로부터 법적인 품질인증을 받아야 한다.

항공기 부품에 대한 품질인증은 항공기 및 부품의 안전성을 보장하기 위한 설계 적합성 입증과 이를 생산하는 시설에 대한 품질시스템 평가를 통해서 이루어진다.

본 연구에서는 항공기 부품의 설계 적합성 평가에 필요한 세부적인 기법을 개발하였으며, 이를 교류발전기 개발 과정에 적용하여 국내 인증시스템을 구축하는데 활용될 수 있도록 하였다.

금번에 개발한 설계 적합성 평가기술은 향후 국내 항공산업의 발전과 부품국산화에 따른 국제적인 기술개발 및 인증에 필요한 기반기술이 될 것이다.

## 후 기

본 연구는 산업자원부 항공우주기술개발사업의 예산지원으로 수행된 “항공기 부품소재 품질인증 기술지원 사업”의 일환으로써, 품질인증체계 구축을 위하여 부품등 제작자증명(PMA) 모사인증(simulated certification)에 참여한 경주전장(주)에 감사를 드립니다.

## 참고문헌

- (1) 감항성 분석 및 형식증명 절차개발, 과학기술부, 1991. 9.
- (2) 항공기 인증 방안 연구(I), 한국항공우주연구원, 1991. 9.
- (3) 항공기의 계속감항성 유지체제 연구, 과학기술부, 1998. 12.
- (4) Cosimo J. Bosco, "Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls", SAE SP-727, New England, 1987. 10, pp15~24
- (5) 건교부 고시 제2002-8호 항공기 항행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준, 제3부 감항분류 수송(T)류인 비행기에 대한 기술기준
- (6) 항공기 유냉식 발전기 개발에 관한 연구, 경주전장(주), 2002. 10.
- (7) KS W 5092, 항공기용 교류발전기와 관련 전압조정기, 산업자원부 기술표준원, 2003. 6
- (8) FAR Part 21 - Certification procedures for Products and Parts
- (9) FAR Part 25 - Airworthiness Standards; Transport Category Airplanes
- (10) Order 8110.42A, "Parts Manufacturer Approval Procedure", FAA, 1995. 8.
- (11) SAE AS 8011A, "Minimum Performance Standards for AC Generators and Associated Regulators", 1985
- (12) RTCA DO-160C, "Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", 1990
- (13) MIL-G-21480A, "Generator System, 400Hz Alternating Current, Aircraft General Specification for", 1987
- (14) MIL-STD-810E, "Environmental Test Methods and Engineering Guidelines", 1989