우주발사체 개발사업에서 신뢰성공학의 시스템엔지니어링 인터페이스

System Engineering Interfaces of Reliability Engineering in Development of Launch Vehicle

신명호*, 조상연, 조미옥, 오승협, 정의승 (한국항공우주연구원)

1. 서 론

성공적인 제품 개발은 설계, 개발, 생산, 지원 등의 모든 제품 수명 주기와 수준에서 참여 작업자의 재능과 생산성을 요구하는데, 이러한 요소들은 교육, 책임 부여, 신뢰, 팀웍 등에 의해서 강화되는 경향이 있다. 최근에는 이러한 요소를 최적화하기 위하여 시스템엔지니어링은 새로운 과학적 관리의 패러다임으로서 전체 과정을 '하나'의 일관된 관점과 기준으로 통합해서 관리하는 방법론을 모색해 왔다. 일반적으로 제품 개발 과정을 설계와 생산의 두 단계로 구분하는 것은 피할 수가 없는데, 신뢰성은 설계 단계에서 품질은 생산 단계에서 통합 관리의 주요 사업 지표와 목표로서 관리되는 것이 최근의 추세이다. 지난 20년간의 신뢰성과 품질 부문에서의 놀라운 혁신에 힘입어 복잡함에도 불구하고 신뢰할 만한 제품을 생산해 내는 것이 가능하게 되었다. 이는 또한 설계자나 생산자가 자율적이고 책임 있는 판단을 내릴 수 있는 통합적인 관리 체계 수립에 성공한 것에 힘입은 바 크다.

우주발사체 개발사업 역시 신뢰성과 품질은 핵심 요소이며, 각 단계에 따라 기술 관리 전체를 통합하는 역할을 수행한다. 실질적으로 우주발사체 개발사업에서 신뢰성은 제품 개발에 있어서 다른 주요 활동들과 독립적인 활동이 아니라 전 개발 프로그램을 통합하는 요소로서 기능한다. 신뢰성은 고장모드, 고장요인, 고장확률에 대한 분석과 평가는 시스템안전, 비행안전, 발사인증, 승인을 위한 전제조건이자, 사업 전체의 비용과 일정을 결정하는 데 있어 주요한 평가 기준이 된다. 따라서 신뢰성 프로그램은 사업관리, 시스템엔지니어링, 제품보증, 제작, 운용 등 개발사업 전체의 구성요소들을 긴밀하게 결합하는 통합/관리 기능을 수행하게 된다.

본 논문에서는 신뢰성 프로그램과 시스템엔지니어링과의 연계성에 보다 주목하고, 신뢰성 프로그램의 주요 업무들에서 시스템엔지니어링 인터페이스가 발생하는 사안별로 경험적이고 실용적인 내용들을 정리/검토하고자 한다.

2. 우주발사체의 시스템엔지니어링

ECSS에서는 우주발사체에서의 시스템엔지니어링을 '조직적인 동시공학적 방법을 활용하여 고객의 요구조건을 해석해서 사용자의 필요, 생산성 제한조건, 수명주기 등의 세부항목들로 확장시켜 제품에 대한 요구조건을 지속적으로 적용시켜 최적의 제품을 생산시키는 메커니즘'으로 정의하고 있다. 그림 1은 우주발사체 개발사업에서 생산, 운용, 제품보증, 사업관리 등의 다른 기능 분야들과의 인터페이스, 시스템엔지니어링 자체의 내부 구성 기능 등을 보여준다. 시스템엔지니어링은 주요하게 다음 다섯 가지 기능으로 구성되어 있다.

- ○ 시스템엔지니어링 종합 및 통제
- ○ 요구조건 공학
- ○ 분석
- ○ 설계 및 형상
- ○ 검증

위의 기능들은 시스템엔지니어링의 주요 기능들을 개념적으로 구분해 놓은 것으로 각 기능들을 수행하는 조직이 반드시 구성되어야 할 정도의 강제성을 갖지는 않는다. 그러나 각 기능들은 다른 기능들과 그 목적과 본질에서 근본적으로 구분된다. 또한 다섯 가지 기능은

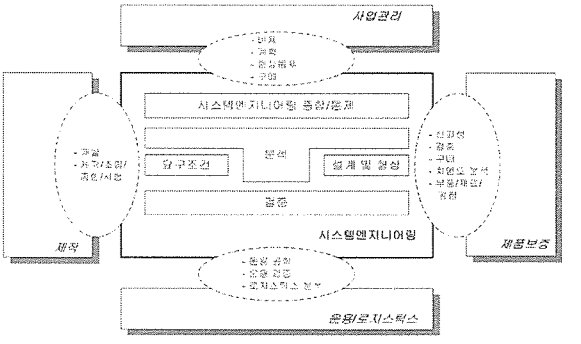

Fig. 1 시스템엔지니어링 기능과 인터페이스

시스템엔지니어링에서 수행해야할 업무 전체를 포괄하고 있다.

그림 2는 그림 1의 시스템엔지니어링 내부 기능들 간의 동적 프로세스와 주요 작업의 반복 패턴을 상세하게 보여주고 있다. 고객의 요구조건을 입력으로 하는 시스템엔지니어링 프로세스는 각 기능을 반복적으로 수행해서 최종적으로 인증시험과 요구조건 검증 작업을 완료한 설계 형상을 산출물로 생산하면서 종결된다.

3. 우주발사체의 신뢰성 프로그램

신뢰성 프로그램은 해당 시스템에 대한 개발 경험과 기술 수준에 기초하여 준비된다. 따라서 시스템에 따라 그리고 개발 경험의 차이와 방식에 따라 조금씩 다른 신

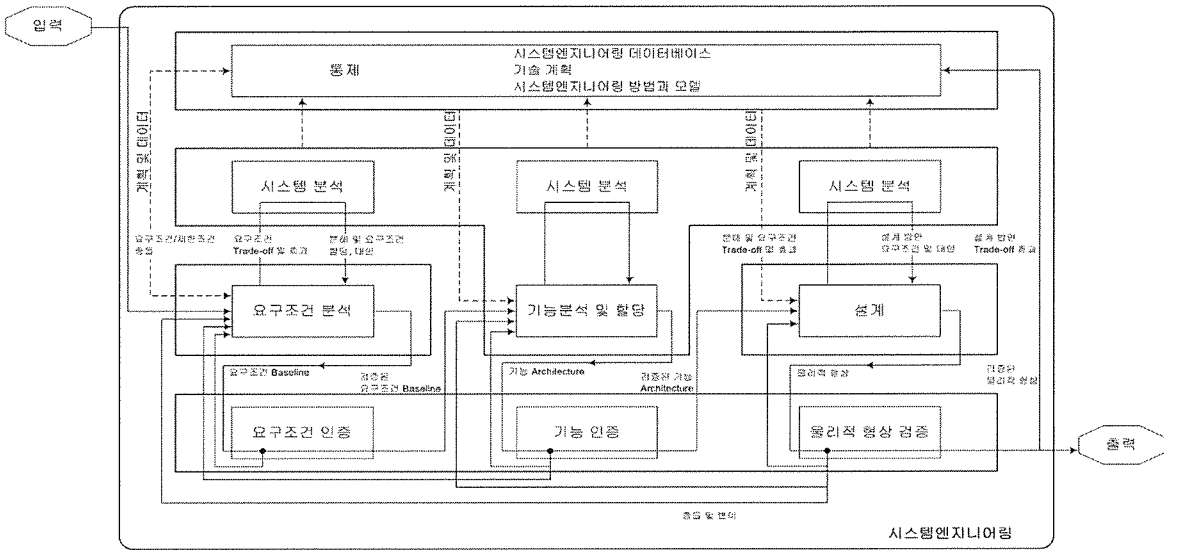

Fig. 2 우주발사체 시스템엔지니어링 내부 프로세스

뢰성 프로그램을 구축하게 된다. 우주시스템에 대한 일반적인 신뢰성 프로그램 세부 내용은 MIL Standard에 기술되어 있다. 다음의 표는 MIL Standard에서 제시한 신뢰성 프로그램 업무를 종합한 것이다.

표 1. 우주시스템 신뢰성 프로그램 업무

100	프로그램 감독 및 통제
101	신뢰성 프로그램 계획
102	계약 및 공급업체 모니터링/통제
103	기술 검토 회의
104	FRACAS
105	FRB
200	설계 및 평가
201	신뢰성 모델링
202	신뢰도 할당
203	신뢰도 예측
204	FMECA
205	설계 우려 지점 분석 (DCA)
206	회로 및 품목 스트레스 분석
207	신뢰성 중요 품목
208	기능시험, 보곤, 처리, 포장, 이송, 유지보수의 효과
209	신뢰성 설계
300	시험 계획 및 통제
301	통합 신뢰성 시험 계획
302	신뢰성 시험 절차
303	신뢰성 성장 계획
304	시험 프로그램 검토
305	합동 시험 그룹
306	신뢰성 시험 보고서
400	개발 및 제작 시험
401	환경 스트레스 스크리닝
402	신뢰성 개발/성장 시험
403	신뢰성 입증

표 1의 우주시스템에 대한 신뢰성 프로그램 업무는 일반적인 항목들에 대한 포괄적인 사항이므로, 구체적인 시스템과 기술 수준에 따라 주요 작업들이 선별되어서 집중적으로 수행되는 경우가 많다. 한국형 우주발사체 개발사업에서도 그 특수한 상황에 적절한 신뢰성 프로그램 계획을 수립하는 것이 요구된다. 현재 진행하고 있는 한국형 우주발사체 신뢰성 업무는 표 2와 같다.

표 2. 한국형 우주발사체 신뢰성 프로그램 업무 계획

1. 신뢰성 예측/평가 기준 및 방법론 결정
2. 시스템 레벨 신뢰성 요구조건
3. 제품보증 요구조건
4. 신뢰성보증 계획
5. 스펙 트리 작성
6. FMECA
7. 세그멘트/서브시스템 레벨 신뢰성 요구조건
8. 요구조건 검증 및 통제 계획서
9. 신뢰성 중요 품목 통제 및 관리
10. 시험평가 프로그램 검증
11. 서브시스템 레벨 시험 프로그램 검증
12. 서브시스템 레벨 시험 실패 분석 및 결과 검증
13. 종합 시험 프로그램 검증
14. 종합 시험 실패 분석 및 결과 검증
15. 고장/불일치 통제 및 공정관리 결과 검증
16. 시험평가 및 검증의 완전성 평가
17. 시험평가 시험결과 및 신뢰성 보증 활동에 대한 최종 기술 평가
18. 비행시험 프로그램 검증
19. 발사인증 신뢰성 항목 평가/검토
20. 종합 신뢰성 평가 및 예측
21. 신뢰성 지표에 대한 정기적 예측

4. 우주발사체 신뢰성 프로그램의 시스템엔지니어링 인터페이스

우주발사체에의 신뢰성은 발사 승인의 조건이자, 심

각한 비용 증가를 가져오는 요소이기도 하다. 따라서 신뢰성 프로그램은 개발초기 단계에서부터 시스템엔지니어링 작업과 긴밀한 인터페이스를 형성해서 설계 단계에서의 개발 활동 전체를 종합, 판단하는 데 활용되어야 한다. 이 단락에서는 신뢰성 프로그램 주요 업무들이 앞에서 언급한 시스템엔지니어링 기능 요소와 어떻게 연결되는 지를 구체적으로 설명한다.

4.1 시스템엔지니어링 종합 및 통제

신뢰성은 제품 개발에 있어서 다른 주요 활동들과 전 개발 프로그램을 통합하는 요소로서 기능하므로, 신뢰성 프로그램은 품질 관리 프로그램처럼 강제적인 집행력을 갖추어야 한다. 설계분석, 시험, 보고, 고장분석, 대응조치 등에 대한 지침들은 아주 엄격하고 엄밀하게 부과되어야 한다. 어떤 형태의 완화 조치도 심각한 신뢰성 감소와 비용 증가를 초래할 수 있다. 설계분석과 고장분석 등에서는 항상 그 지침을 완화해야 한다는 압력이 존재한다. 이러한 압력에 동의하는 순간, 신뢰성 프로그램은 제대로 동작하지 않게 된다. 따라서 이러한 강제적인 집행을 보장하기 위해서는 의무적인 절차로서 신뢰성 프로그램이 공포되어야 하며, 관련된 작업과 책임 등이 명시되어야 한다. 주요 설계 검토와 감사에서 신뢰성 프로그램에 대한 점검 또한 필수적인 부분으로서 포함되어야 한다. 시스템엔지니어링 종합 및 통제는 신뢰성 프로그램에서 필요한 조직 구성과 업무 정의, 권한, 지원 등을 전체 시스템엔지니어링 종합 및 통제 계획 속에 결합시켜야 한다. 필수적으로 요구되는 주요 인터페이스 항목은 다음과 같다.

(1) 신뢰성 프로그램 계획과 매뉴얼

시스템엔지니어링 종합 및 통제 기능에서 전 개발 사업의 참여자에게 강제적으로 준수하도록 의무화하는 기본 문서에는 신뢰성 프로그램 계획과 매뉴얼이 있다.

신뢰성 프로그램 계획은 주어진 요구조건을 완벽하게 이해한 후에, 주요 사항들을 반영하여 작성되어야 한다. 신뢰성 프로그램 계획은 다음의 내용이 포함되어야 한다.

○ 신뢰성 요구조건에 대한 요약 설명
○ 참여업체의 신뢰성 조직
○ 설계분석, 시험, 보고 등 수행되어야 하는 신뢰성 활동
○ 프로젝트 개발 주요 마일스톤에 따른 신뢰성 주요 활동의 수행 시점
○ 참여업체에 대한 신뢰성 관리
○ 안전, 유지보수, 품질보증 등 신뢰성과 연관된 다른 계획들을 상호 참조하는 표준서, 규격서, 내부 절차서 (신뢰성 매뉴얼)

신뢰성 관리 작업 내용과 설계 지침, 조직 구성, 품질 보증 절차 등을 포괄하는 프로그램 내부 매뉴얼이 필요하다. 이러한 신뢰성 매뉴얼은 기본 원리에 대한 상세한 설명보다는, 신뢰성 활동에 필요한 지식과 규격 등이 기술되어야 한다. 내부 신뢰성 매뉴얼에서 갖추어야 할 최소 항목은 다음과 같다.

○ 사업단의 신뢰성 관련 정책
○ 신뢰성 조직
○ 설계 과정에 적용되는 신뢰성 작업과 절차
  - 설계 분석, 부품 derating 정책, 부품/재료/공정 선택, 승인과 검토, 중요 항목 리스트, 설계 검토 등
○ 신뢰성 시험 절차
○ 시험 결과로부터 얻어지는 데이터를 포함하는, 신뢰성 데이터 취득/분석/조치 시스템

(2) 신뢰성 성장 계획

새로운 기술요소를 갖고 있는 복잡한 시스템의 경우, 개발단계에서 초기 시제품은 신뢰성과 성능에 있어서 많은 결함을 내포하고 있다. 개발 시험 프로그램을 수행하면서 이러한 문제점을 수정하게 된다. 결국, 개발 시험 프로그램의 목적은 시험을 통해서 문제점을 발견하고 설계를 변경해가면서 시스템 신뢰성과 성능 요구조건을 만족시키는 데 있다.

최종 인증 시험에서 모든 신뢰성 요소를 검사하는 작업으로는 신뢰성 요구조건을 만족시키기 어렵다는 사실이 많은 개발 경험을 통해서 밝혀져 있다. 이를 극복하기 위한 방법으로 제기된 것이 신뢰성 성장 관리이며, 신뢰성 성장 관리의 핵심은 각 시스템 및 서브시스템, 컴포넌트의 실험적 시제품 개발, 시제품 시험, EM 개발과 시험 등 인증시험 전의 전체 개발 단계 동안 신뢰성 요소에 대한 기획, 평가, 통제 활동을 수행하여 신뢰성 성장을 달성하는 데 있다.

실질적인 신뢰성 성장 관리 작업은 1)신뢰성 성장 계획을 의무적으로 제출하게 하는 것과 2)경과보고서의 제출과 검토를 의무화하는 것에 있다. 개발 단계에서부터 개입해서 신뢰성 성장을 목표로 하게 될 경우, 다음과 같은 항목에 대해서 책임 있는 결정을 내릴 수 있어야 한다.

○ 프로그램 일정 조정
○ 시험 횟수의 증가
○ 부가적인 개발을 위한 비용
○ 프로그램 자원의 추가 및 재배치
○ 중간 단계 신뢰성 목표 달성이 입증될 때까지 프로그램을 중지시키는 것

신뢰성 성장 활동은 기본적으로 반복적인 시험/재설계의 과정이다. 신뢰성 목표를 달성하기 위해 다음과 같은 다섯 단계를 반복적으로 수행한다.

○ 고장 원인의 발견
○ 확인한 문제를 피드백
○ 확인한 문제 해결을 위한 재설계
○ 하드웨어 제작
○ 재설계 효과 검증

위의 다섯 단계를 루프로 반복하면서 신뢰성 성장이 이루어지게 된다. 신뢰성 성장률은 이 루프의 활동들이 얼마나 신속하게 이루어지느냐에 달려있다. 신뢰성 성장 프로세스 활동은 크게 현재의 신뢰성 상태에 대한 정량적 평가와 신뢰성 성장 프로그램 계획에 따라 부여된 작업의 효과와 수준을 모니터링하는 작업의 두 가지로 구성되어 있다. 평가 활동은 시험 결과 등을 중심으로

수행되고, 모니터링 활동은 할당된 작업을 중심으로 이루어진다. 시스템엔지니어링에서는 상호보완적인 신뢰성 성장 프로세스의 두 작업을 각 개발단계 작업들과 원활하게 연결시켜야 한다.

(3) 신뢰성 보증 계획

신뢰성 요구조건을 달성하기 위해 필요한 조직적이거나 기술적인 계획, 활동, 기술, 방법, 규칙, 요구조건, 표준 등을 규정한다. 신뢰성 보증 계획에서 기술된 요구조건, 계획, 작업은 실행되는 데 있어 강제성을 띠게 된다. 신뢰성 보증 계획에 최소한 다음 항목들이 포함되어야 한다.

○ 적용되는 표준과 지침서
○ 시스템 레벨 신뢰성 요구조건
○ 임무 달성을 위한 신뢰성 지표와 목표치
○ 신뢰성 프로그램에서 작성되는 문서 양식
  - FMEA, 치명도 분석, 고장보고서, 고장분석 보고서, 고장요약 및 분석 보고서, 신뢰성 문제 상태 보고서, 신뢰성 예측 보고서 등
○ 신뢰성 예측과 평가를 위한 방법론, 기법, 절차 - 신뢰성 지표 계산 방법과 입증 절차, 발사체의 고장확률 계산법, 비행시험 사전에 발사체의 신뢰도를 예측하는 계산-실험적 기법, 비행시험의 성공확률의 신뢰성 변화곡선을 예측하는 기법 등
○ 작업, 일정, 산출물, 담당자 기록표
○ 신뢰성 데이터 수집, 분석, 배포, 보고 프로세스와 절차
○ 신뢰성 검토 회의와 FRB

(4) 참여업체 관리/통제

참여업체에 대해 다음과 같은 항목들을 계약사항으로 명확히 해야 한다.

○ 신뢰성 요구조건
○ 사용될 표준과 방법 기술
○ 재정적이고 계약적인 문제를 다루는 체계
○ 보고 요구조건
○ 계약 수행 상황 모니터링

참여업체의 보고 임무는 SOW에 명시된다. 보고는 진행 상황을 충분히 모니터링 할 수 있을 정도의 수준에서 이루어져야 한다. 참여업체는 신뢰성 프로그램 측면에서 최소한 다음 항목들을 보고해야 한다.

○ 신뢰성 계획
○ 설계 분석 보고서와 업데이트 자료
○ 시험 보고서

신뢰성의 문제는 계약에서 비용과 일정에 영향을 미치는 요인이므로, 계약에서 신뢰성과 관련된 항목들은 신중하게 다루어져야 한다. 신뢰성 평가, 신뢰성 기준의 해석 방법, 통계적 예측 등의 분야에 대한 구체화된 요구조건이 계약에 명시되어야 하고, 신뢰성 요구조건을 만족시키기 위한 계약 주체의 기술적 역량과 조직 구성이 검증되어야 한다. 참여업체는 개발 담당 품목에 대해 할당된 신뢰성 요구조건을 만족시켜야 하는데, 필요한 경우 고객이 제시하는 신뢰성 시험과 성능 시험을 수행할 수도 있다. 만약, 업체가 자체적으로 신뢰성 활동을 수행할 역량이 부족할 경우, 참여업체는 고객이 요구하는 신뢰성 데이터를 제출할 필요가 있다.

(5) 신뢰성 조직구성

신뢰성 조직 체계는 크게 품질보증에 기반한 신뢰성 조직 구성 (그림 3)과 설계에 기반한 조직 구성 (그림 4)의 두 가지 방식으로 나누어진다. QA에 기반한 신뢰성 팀은 일반적으로 유럽에서 적용하는 방식으로 대부분의 제조업체에서 적용하고 있다. 설계에 기반한 신뢰성 팀은 미국에서 주로 적용하는 방식으로 설계와 개발에서 기술혁신이 필요한 분야에 많이 적용되고 있다. 우주발사체 사업과 같이 제품 개발 전 과정이 새로운 작업 과정의 개발과 기술혁신을 요구하는 분야에 맞게 미국 방식처럼 설계에 기반한 방식으로 진행되고 있다. 실제로는, 어떤 특성에 기반한 신뢰성 팀 조직구조를 갖느냐 보다는 신뢰성 프로그램의 통합 관리를 어떻게 보장하고 구현해낼 것인가가 훨씬 중요한 실천적인 과제이다.

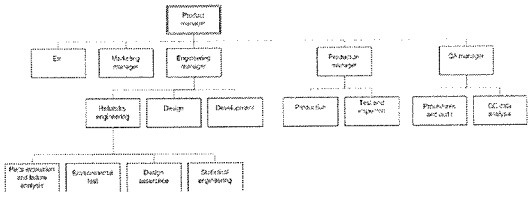

Fig. 3 설계에 기반한 신뢰성 팀 조직구성

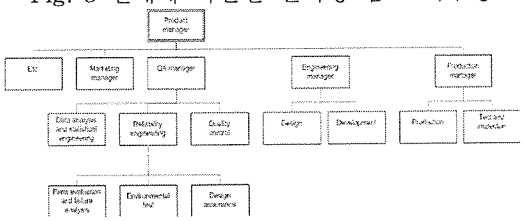

Fig. 4 QA에 기반한 신뢰성 팀 조직구성

신뢰성 조직은 관리, 기술, 시험, 제작 등에서 각 컴포넌트와 전체 시스템의 현재 신뢰성 상태를 파악하고, SOW, 계약서, 일정, 프로그램 계획서 등에서 신뢰성 확보 작업이 포함되어 있는 지를 확인, 요청할 권한이 부여되어야 한다. 신뢰성 조직이 수행하는 신뢰성 활동과 관련이 있는 부문과의 협력 업무는 공식화되어야 하는데, 이를 위해서 신뢰성 측면에서 검토가 필요한 문서나 활동에 대해서는 신뢰성 조직 책임자의 서명을 필수로 하거나, 주요 위원회의 주요 참석 멤버로 할 필요가 있다.

(6) FRACAS와 FRB

신뢰성 활동에서 요구되는 자료의 1)수집, 2)배포, 3)분석/보고/조치 작업을 위한 FRACAS와 FRB가 구축, 운영되어야 한다. FRACAS는 고장원인의 식별/분석, 고장난 하드웨어의 결함의 교정, 고장원인의 제거, 교정조치에 대한 검증과 문서화 등을 수행하는 고장보고체계이다. 참여업체를 포함하는 개발사업을 수행하는 모든 조직의 FRACAS 데이터는 총 프로그램의 FRACAS로 종합될 수 있도록 구성된다. 신뢰성 차원에서 취해지는 교정 조치는 설계 공학, 품질 보증, 제작 등의 다른 기술관리 작업들과 통합된다. FRACAS는 다음 항목들

을 기록한다.

○ 시험절차, 수정, 패러그래프, 환경 조건, 품목이 종속되었던 이전 환경조건 등을 포함한 고장 발생 시의 시험 조건에 대한 설명
○ 고장 시 시험 중에 있던 품목의 증상
○ 고장을 반복해서 발생시키려 시도했을 때의 결과
○ 고장의 원인과 결과를 결정하는 데 취해진 단계적 절차
○ 고장이 발생한 부품
○ 고장의 본질적인 원인
○ 시험 중에 고장이 발생한 품목이 야기하는 고장 효과와 고장 분석에 관한 설명
○ 시험에서 고장이 발생한 품목과 같은 형상을 갖는 비행 하드웨어의 식별과 위치
○ 고장 원인을 제거하고 재발을 방지하기 위해 취해지는 조치와 수행 일정

FRB는 고장 추세, 중요 고장, 교정 조치 수행 상태 등을 검토하고 충분한 추적과 교정조치가 적절한 시기에 수행되었는지를 확인한다. FRB는 고장 발생 시 야기되는 개발조직간 혹은 개별 연구원간의 갈등을 조정하고 필요한 조치를 신속하고 효과적으로 집행하는 책임과 권한을 갖는다.

(7) 신뢰성 데이터

신뢰성 데이터에는 필수적으로 시험결과가 포함된다. 추가적인 신뢰성 데이터의 요소들은 다음과 같다.

○ 시험자료 - 시험목적, 시험계획, 환경 조건, 절차, 시험 설비, 작업자, 시험 대상인 품목의 모델과 일련 번호, 날짜와 시간, 시험절차
○ 시험결과 - 연구 시험, 프로토타입 시험, 환경 시험, 개발 및 신뢰성 성장 시험, 인증 시험, 구매한 품목에 대한 시험, 제작 평가와 제작 승인 시험, 고장 품목이나 오동작 품목의 시험
○ 설계자료 - 상세설계 혹은 제작에서의 특징
○ 고장자료 - 고장모드, 고장원인, 고장에서의 스트레스, 고장감지 방법, 고장분포 유형
○ 필요하다고 추천되는 예방 및 수정 조치
○ 신뢰성 예측 결과 - 다양한 적용에 대한 신뢰성 예측
○ 품질데이터 - 품질 규격을 유지하기 위해 수행하는 제품과 장비에 대한 검사와 시험 결과

4.2 요구조건

모든 설계는 요구조건에 기초하여 이루어진다. 중량, 크기, 입출력 파라미터 값 등 구체적인 수치 값이 나오는 파라미터들은 규격과 설계가 일치하는 지를 평가할 수 있지만, 설계 신뢰성은 하중 주기나 환경 등 외적인 요인에 의해 좌우되므로 쉽게 평가하기 어려운 것이 사실이다. 성능 특성은 시험을 통해서 쉽게 확인될 수 있지만, 신뢰성은 그러한 시험을 통해서 충분히 입증될 수 있는 요소가 아니다. 특별한 신뢰성 요구조건이 명시되지 않은 경우 시제품이 성능 시험을 통과하기만 하면, 어떤 신뢰성 시험도 수행하지 않고 바로 생산으로 들어가는 것이 일반적인 상황이다. 이러한 상황을 극복하고 신뢰성을 확보하기 위해서는 신뢰성 요구조건이 명시될 필요가 있다. 신뢰성 요구조건을 포함하는 신뢰성 규격서의 주요 항목은 다음과 같다.

○ 제품의 기능과 관련 있는 모든 고장에 대한 정의
○ 제품의 저장, 이송, 작동, 유지보수 등 모든 환경에 대한 충분한 기술
○ 신뢰도 요구조건
○ 특별히 중요해서 발생 빈도를 아주 낮게 유지해야 하는 고장모드에 대한 정의

(1) 고장에 대한 정의

고장을 판단하는 기준이 모호하지 않도록 고장을 정의해야 한다. 고장은 파라미터를 측정하거나 명확한 표시를 통해서 판별 가능해야 한다. 측정 데이터가 철저하게 계획되고 통제된 시험으로부터 체계적으로 확보되지 못하는 상황에서 고장 평가에 주관적인 요소가 개입될 수 있다. 신뢰성 규격에서 고장 기준은 이러한 관련 고장 데이터의 불확실성을 감소시키고 설계자로 하여금 신뢰성 요구조건을 이해하게 하는 기능을 한다.

(2) 환경 규격

환경 규격서에는 제품의 내구성과 고장 확률에 영향을 미치는 모든 요인과 조건들이 기술되어야 한다. 여기에는 처리, 이송, 저장, 일상적 사용, 예측가능한 오용, 유지보수, 그 외 특수 조건 등의 환경 조건이 포함된 한다.

(3) 신뢰도 요구조건

신뢰성 규격은 독립적인 문서로 작성될 수도 있고, 설계나 시험, 유지보수 등의 규격서에 함께 기술되는 형식을 취할 수도 있다. 신뢰도가 1이 아닌 신뢰성은 성공률이나 수명과 같은 형식으로 기술된다. 일반적으로 'one-shot' 항목들은 성공률이 유일한 신뢰성 측도이다. 우주발사체 역시 대규모의 'one-shot' 품목으로 시스템과 서브시스템 수준의 신뢰성은 성공률(success ratio)과 같은 지표로 표현된다. 보통 우주발사체에서 적용되는 신뢰성 요구조건은 다음 네 가지 신뢰성 지표로 표현된다.

1. P_{PRE} - 지정된 시간 내에 발사준비 작업을 성공적으로 준비, 완료할 확률
2. $P_{LV}(\tau_i)$ - 비행시간 τ_i 동안 발사체가 고장 없이 작동할 확률
3. $P_A(\Omega)$ - 발사체의 비행중단 시킴 없이 위성을 지정된 위치에 정확히 투입시킬 수 있는 확률
4. P_{SUF} - 발사체가 위성 투입을 달성할 수 있을 충분한 추력을 가질 확률

위의 네 가지 지표에 대해서 시스템 레벨에서 설정된 정량적인 신뢰도 요구조건은 서브시스템과 컴포넌트 수준, 필요할 경우에는 더 낮은 수준까지 할당된다. 할당된 신뢰도 요구조건은 설계 담당자, 참여업체, 공급업체 등에 부과된다.

(4) 신뢰도 할당

복잡한 시스템일 경우, 전체 시스템의 신뢰도 요구조건을 구성 서브시스템이나 컴포넌트의 신뢰도로 할당하는 것이 필요하다. 해당 시스템에 대한 신뢰도 블록 다이어그램(RBD, Reliability block diagram)를 바탕으로, 각 블록에 해당하는 서브시스템 및 컴포넌트의 복잡도, 위험, 해당분야의 경험, 작동 조건 등을 고려해서 신뢰도 할당이 서브시스템 요구조건으로서 주어진다. 신뢰도 모델링과 블록 다이어그램 분석의 결과로서 각 서브시스템과 컴포넌트의 신뢰도 요구조건이 할당된다.

4.3 분석

우주발사체의 신뢰성은 설계 단계에서의 기술적인 선택과 결정에 의해서 결정된다. 우주발사체의 설계 단계에서 적용되는 신뢰성 분석의 주요 기법은 다음과 같다.

(1) 신뢰성 예측과 모델링

신뢰성 예측은 높은 정확도와 신뢰 수준을 유지하기 쉽지 않다. 그럼에도 불구하고 신뢰성 예측을 수행하는 것은, 설계 과정을 파악하고 설계 항목 중에서 신뢰성에 큰 영향을 미치는 요소들을 추출해내는 데 유용할 뿐 아니라, 여러 가지 대안 중 최적의 방안을 선정하는 데에도 중요한 기준이 되기 때문이다. 신뢰성 모델링은 이러한 신뢰성 예측을 위해 필요하다. 신뢰성 모델은 일반적으로 신뢰성 블록 다이어그램으로 표현되며 시스템 수준에서부터 컴포넌트 수준까지 신뢰도 할당을 위해서 사용되기도 한다. 신뢰성 예측을 통해서 얻어지는 값이 그대로 각 품목의 신뢰도 값이 되는 것은 아니다. 일반적으로 신뢰성 예측치를 바탕으로 신뢰도 할당, 즉 서브시스템과 컴포넌트에 대한 신뢰도 요구조건이 설정된다. 신뢰성 예측을 위해 구성되었던 신뢰성 모델은 실험설계와 통계적 신뢰성 데이터 분석 등의 작업에 유용하게 사용된다. 신뢰성 모델은 시스템의 물리적 구조와 인터페이스 식별, 기능분석, 규격서 작성, FMEA 등의 작업이 진행됨에 따라 구성된다.

우주발사체와 같은 대규모의 복잡한 시스템의 경우에는 컴포넌트와 부품 수준에서의 신뢰성보다는 서브시스템 수준을 기본 블록으로 신뢰도 모델을 구성하는 것으로 알려져 있다. 그 외 중요 컴포넌트와 부품의 성능, 기능, 고장모드 등에 따라 신뢰도 모델과 관리 방법을 적용하여 특별 관리를 수행해야 한다. 우주발사체의 경우, 고장률 모델과 통계 데이터에 기반한 신뢰성 모델의 근본적인 한계가 밝혀지면서, 수학적 모델을 활용한 신뢰성 모델링과 예측 작업은 요구조건 설정의 초기단계로 그 활용도가 제한되는 경향이 있다.

시스템의 고장 발생 논리는 RBD로 모델링된다. RBD는 시스템 컴포넌트 사이의 논리적 연결을 나타내는 것이 일반적이지만, 반드시 시스템의 기능적 구성도와 일치하지 않는다. 주요 고장 모드가 기능적 구성도와 일치하지 않게 도출되고 모델링 될 수 있다. 각 고장 모드는 시스템의 성능과 기능에 영향을 끼치므로, FMEA 작업이 어느 정도 진행된 후 RBD 모델링 작업을 수행한다.

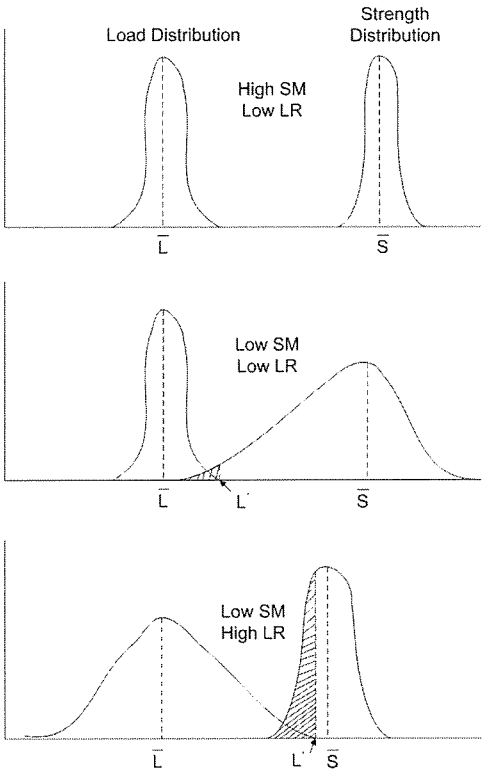

Fig. 5 안전계수와 하중편차의 효과

(2) 하중-내구성 분석

하중-내구성 분석은 신뢰성 분석의 한 방법으로 다양한 파트에 적용되고 있다. 신뢰성의 측면에서 하중과 내구성 개념은 구조적인 스트레스, 전압, 온도 등과 구조적인 경도, 강도, 끊는 점, 부착력 등을 포함하는 광의의 의미로 사용된다. 이러한 개념에서 본다면 적용 하중이 내구성을 초과할 때 고장이 발생한다고 볼 수 있으므로, 하중-내구성 모델을 적용되는 시스템에 대해서 적용 하중보다 내구성이 크도록 설계함으로써 신뢰성을 확보할 수 있다.

거의 모든 제품에서 하중과 내구성은 고정된 값을 갖는 것이 아니라 통계적인 분포를 갖는다. 하중과 내구성 분포에 대한 평균값과 표준편차를 각각 $\overline{L}$, $\overline{S}$와 σ_L, σ_S로 표시할 때, 하중과 내구성 평균값들 간의 상대적인 분리를 나타내는 안전계수 SM과 하중의 표준변이를 나타내는 하중편차 LR은 다음과 같이 정의된다.

$$SM \equiv \frac{\overline{S} - \overline{L}}{(\sigma_S^2 + \sigma_L^2)^{1/2}}, \quad LR \equiv \frac{\sigma_L}{(\sigma_S^2 + \sigma_L^2)^{1/2}}$$

이론적으로는, 안전계수와 하중편차를 정확하게 알고 있다면 하중과 내구성 분포의 간섭 현상을 분석해서 고장 확률을 추정할 수 있지만, 정확한 하중과 내구성 분포 데이터를 확보하기 힘들어서 그대로 적용하는 데에는 난점이 있다. 실용적인 관점에서 볼 때, 대상 품목별로 확보된 고장확률-안전계수 상관관계 곡선을 활용해서 안전계수 확보 수치를 결정하게 된다.

(3) FMECA

우주발사체를 구성하는 품목의 모든 가능한 고장모드와 그 고장모드가 임무 성공에 미치는 영향을 파악하

고 문서화하는 작업이다. 주요하게 다음 정보와 데이터를 확보해야 한다.

○ 가능한 모든 고장모드와 임무 성공에 미치는 영향
○ 각 고장모드에 대한 교정 혹은 완화 조치
○ 고장모드에 대응하는 조치가 취해지지 않았을 경우의 사업에 미치는 위험

FMECA 수행에서 각 품목별로 기능, 고장모드, 고장원인, 고장효과, 고장감지 방법 및 증상, 심각도, 빈도, 고장확률, 고장모드 ratio, 고장모드 치명도, 보완/교정조치 등이 기록된다. FMECA 결과는 개발 전 단계에서 다음 용도로 활용된다.

○ 가장 심각한 고장모드를 선별해내기 위한 우선순위 설정
○ 중요 항목 리스트와 중요 항목 통제 계획을 수립하고 업데이트하는 데 사용
○ 신뢰성 모델링, 예측, 평가를 위한 기본 데이터
○ 고장이 작업자에게 미치는 영향과 치명도 분석
○ 시험 계획, 제작, 품질 통제, 측정, 비행 시험 전 체크리스트, 관련 프로그램 작업에서의 기준 자료

(4) FTA

우주발사체 개발에서 FTA는 아주 심각한 결과를 초래하는 문제나 비용이 많이 드는 변경 사항 등을 검토할 때, 특정한 시스템 실패를 발생시키는 고장들의 조합을 찾는데 사용된다. FMECA와 같은 하향식 방식으로는 찾아내기 어려운 작업자의 실수, 설계에서의 결함, 심각하지 않은 실패들의 조합이나 정상적인 상태간의 상호작용 등을 고려해서 시스템 레벨에서의 고장을 규명한다. FTA 수행의 첫 단계에서는 숙련된 분석가가 문제가 되는 시스템 고장을 최상위 사건인 root로 하고 중간단계의 결함 사건으로 구성된 결함트리를 연역적인 방법을 통해 구성하고, 다음 단계로 설계, 운영, 관리 담당자와 분석가는 결함트리를 검토하고, 검토를 통해서 나타난 그 모델의 약점이나 문제점에 대한 해결책을 제안하게 된다. 결함트리는 시스템 레벨의 실패로부터 서브시스템의 실패로, 최종적으로는 각 컴포넌트의 실패와 작업자의 실수까지 분석해 들어가므로 사고 조사에 사용될 수 있다.

4.4 설계 및 형상

우주발사체는 복잡한 대규모 시스템으로 여러 가지 종류의 기계 및 전기전자 컴포넌트와 시스템, 소프트웨어로 구성되어 있다. 우주발사체의 신뢰성을 확보하기 위해 설계 초기단계에서 수행되는 가장 중요한 작업은 각 컴포넌트와 시스템의 신뢰성 요소와 고장모드를 파악하는 것이다. 이 단락에서는 각 설계 담당자들이 설계를 계획하고 수행하는 데 있어 반드시 고려해야할 기계, 전기전자, 소프트웨어 파트의 주요 신뢰성 요소와 고장모드를 고려한 설계 지침 등을 개략적으로 설명하고자 한다.

(1) 기계 컴포넌트와 시스템

기계적 고장은 크게 두 가지 주요 원인에 의해서 발생한다. 설계 담당자는 이러한 고장 원인과 그 외의 잠재적인 가능성들은 고려해서 설계 작업을 수행해야 할 뿐 아니라, 고장 발생을 방지하거나 최소화할 수 있는 방법을 구성해내어야 한다.

◦ 기계적 고장의 두 가지 주요 원인

1. 과부하 - 파손을 발생시킨다. 하중은 장력, 압축, 전단응력 등으로 구성된다.
2. 내구성 약화 - 작용 하중이 파열을 일으킬 수 있다.

◦ 그 외 기계적 고장의 원인들

1. 구동부, 연결부, 기어 등에서의 백래쉬 (backlash) - 마모, 과도한 허용오차, 잘못된 조립 혹은 유지보수 등에 기인한다.
2. 밸브나 측정 장치 등의 잘못된 조절
3. 베어링이나 슬라이드 등과 같은 접촉부 운동부품의 끼임 - 오염, 부식, 표면 손상 등으로부터 발생한다.
4. 누출: 마모와 손상으로부터 발생한다.
5. 느슨한 체결 - 잘못된 조임과 잠금, 마모로부터 발생한다.
6. 과도한 진동이나 잡음 - 마모, 회전 컴포넌트의 평형 상실, 공진 등으로부터 발생한다.

(2) 전기/전자 컴포넌트와 시스템

전기전자 제품의 신뢰성은 크게 조달/제작 단계에서 발생한다. 집적 회로 기술이 발전해 감에 따라 신뢰성에 영향을 미치는 주요한 요소에 대한 설계 담당자의 역할은 줄어드는 반면에, 생산, 품질 관리, 시험 등을 수행하는 생산 업체의 비중이 커지고 있다. 대부분의 전기전자 컴포넌트와 시스템에 있어서 많은 신뢰성 요소가 생산 공정에서의 품질 관리에 의해서 결정된다. 따라서 전기전자 컴포넌트와 시스템 설계 담당자에게는 기술적인 영역 뿐 아니라, 생산, 품질 통제, 시험 계획, 신뢰성 공학 등의 전기전자 컴포넌트와 시스템의 신뢰성 요소에 영향을 미치는 다양한 분야에 대한 지식과 경험이 요구되고 있다. 전기전자 컴포넌트와 시스템에서 주요한 고장 메커니즘은 다음과 같다.

1. 전자 장치의 약한 본딩 - 저항, 커패시터, 트랜지스터, IC 등에 대한 제작 후 시험과 시스템 구성 후의 기능 시험에서는 주어진 조건을 만족시킬 수 있다. 실질적인 검사 방법으로는 이러한 종류의 결함을 발견하기 어렵다. 그렇지만 본딩에 결함이 있기 때문에 기계적인 스트레스나 고전류로 인한 과열 등으로 인해 일정 정도의 가동 후 본딩이 떨어지는 경우가 발생할 수 있다.
2. 마모와 스트레스 등으로 인한 결함 있는 소자의 고장 - 실리콘 결정체에서의 결함, 장치 내의 결함 등으로 인해 발생한다. '좋은' 소자를 선택하여 시스템을 꾸미는 것이 중요하다.
3. 과부하로 인한 고장 - 설계자는 정상상태, 과도상태, 시험 및 작동 조건 하에서 전기전자 컴포넌트가 rated/derated 된 범위내에서 과부하가 걸리지 않고 동작한다는 것을 보장해야 한다.
4. 그 외 - 컴포넌트의 파라미터 특성 변화, 납땜 불량으로 인한 단락, 릴레이의 과도한 저항 값, 커넥

터 접촉 불량, 허용 한계의 불일치, EMI 등

설계 시에는 신뢰성과 관련된 다양한 설계 옵션들이 있으므로, 효과, 비용, 고장 결과 등을 고려해서 주의 깊게 선택해야 한다. 전기전자 시스템이 신뢰성을 갖출 수 있도록 설계자가 고려해야 할 사항들은 다음과 같다.

1. 전기전자 컴포넌트에 부과되는 전기적인 스트레스를 포함한 전체 스트레스 - 작동이나 테스트 중에 과부하가 걸리는 컴포넌트가 없도록 설계되어야 한다. 특히, 열적 스트레스를 주의 깊게 고려해야 한다.
2. 컴포넌트 파라미터의 특성 값 변이와 허용치 - 모든 전자 회로가 적절한 파라미터 범위 내에서 올바르게 동작한다는 것을 보장해야 한다.
3. 비-스트레스성 요소의 효과 - 전자기파 간섭, 타이밍, 파라스틱 파라미터 등의 요소들을 고려해야 한다. 특히 고주파수와 높은 이득을 갖는 회로는 반드시 확인이 필요하다.
4. 제작, 유지보수, 테스트 등의 용이성
5. 그 외 - 서로 다른 종류의 부품 수를 줄이는 것, redundancy, 보정 작업과 허용범위가 좁은 것을 피하는 것 등

(3) 소프트웨어

발생할 가능성이 있는 모든 조건하에서 주어진 성능을 만족시키면서 작동하고 필요할 때 변경 및 정정이 용이한 프로그램을 만들어내는 것은 기초 설계와 초벌 프로그램 예비 작업 이상의 노력이 요구된다. 스펙을 점검하고 프로그램 구조를 계획하고 스펙에 따른 설계를 평가하는 기본 작업을 주의 깊게 수행하는 것이 가장 핵심적인 소프트웨어 신뢰성 보장 방법이다. 따라서 소프트

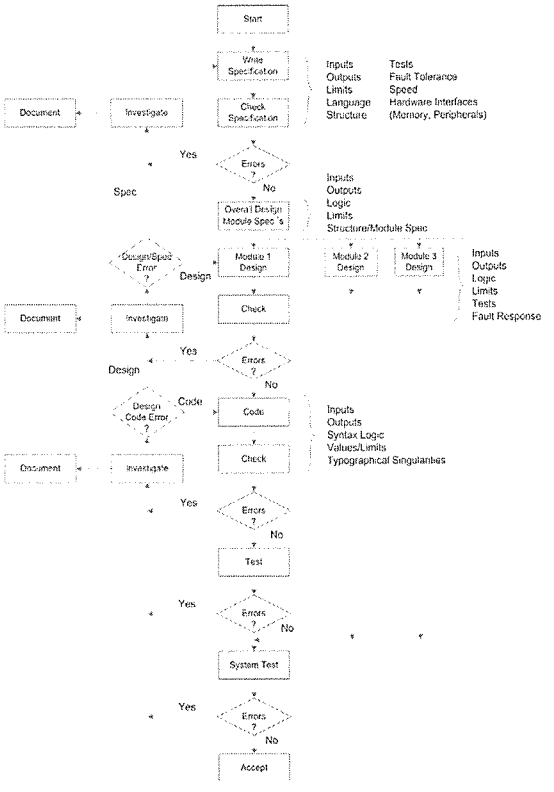

Fig. 6 신뢰성을 고려한 소프트웨어 설계 절차

웨어는 초기 단계에서부터 신뢰성을 고려하는 것이 개발비용을 감소시키고 일정을 단축하는 확실한 방법이다. 그림 6은 소프트웨어 개발 활동의 일련의 과정을 신뢰성에 강조점을 두어 재정비한 것이다. 소프트웨어 신뢰성 작업은 항상 초기 단계 에러 가능성을 최소화 하는 것과 다음 단계로 넘어가기 전에 에러를 모두 제거하는 것에 초점을 맞추어야 한다.

(4) 전체 컴포넌트와 시스템 설계 종합

각 개발담당자들은 신뢰성 조직에서 제시한 각 파트별 신뢰성 요소와 고장모드, 신뢰성 설계 요소 등을 기초로 기계, 전기전자, 소프트웨어 등의 특성에 맞는 신뢰성 활동을 수행한다. 프로토타입 형상이 확정되고 난 후부터는 전체 시스템 컴포넌트에 대한 마스터 리스트가 작성되어 주기적으로 업데이트 되는데, 이 마스터 리스트로 현재 시점에 가장 신뢰성 있는 시스템을 구성하고 표현한다. 설계 변경이나 시험 등의 결과로부터 얻어지는 신뢰성 데이터로 이 리스트를 업데이트하면서 전체 시스템의 신뢰성 달성 상태를 확인하게 된다. 이 마스터 리스트는 신뢰성 조직에 의해 관리되며 주요 단계에 개발 책임자에게 보고된다. 시스템 개념 설계 단계에서부터 중요 조립체와 컴포넌트는 신뢰성 측면에서 면밀하게 검토된다.

4.5 검증

우주발사체의 기능과 신뢰성을 보증하기 위해서는, 우주발사체를 구성하고 있는 모든 컴포넌트와 시스템이 요구되고 있는 특성을 만족시키는 지 여부를 검증하고 입증하는 작업이 필요하다. 일반적으로 신뢰성 조직이 요구조건에 대한 최종 검증 작업을 수행하는 데, 시험계획서, 시험절차서, 시험결과서 등을 토대로 해서 시험의 결과가 제품의 성능과 신뢰성 요구조건을 만족시키는지를 확인한다. 설계 규격, 시험 규격, 시험 매트릭스, 검증 매트릭스, 종합 시험평가 계획, 검증 통제 계획 등은 신뢰성 조직이 검증 업무를 수행하는 데 있어 핵심적으로 검토해야 하는 주요 문서이다.

전체 시험은 단계별 목적과 필요정보 획득에 따라 크게 통계적 시험, 기능시험, 환경시험, 신뢰성 시험, 안전 시험 등으로 구분된다. 시험평가 프로그램을 계획하고 수행하는 것은 이 다섯 가지 유형의 시험들을 종합적으로 고려해서 모델, 시험설비, 우선순위 등을 조정하는 작업을 포함한다. 신뢰성은 이러한 조정 작업에서 중요한 판단 기준이 된다.

일반적으로 시험평가 수행과정에서 의견차이로 인한 갈등이 자주 발생하는데, 이는 주로 시험되는 품목의 기본 동작, 개발 상태, 시험의 실제 목적 등에 대한 검토/평가가 부족하기 때문이다. 특히 신뢰성 평가에 연관된 시험 항목들은 어떤 시험 방침을 적용하느냐에 따라 상당한 논쟁의 여지가 존재하며, 이를 확립하기 위해서는 품목별로 시험을 통해 얻어내고자 하는 정보의 내용과 유형을 결정하는 것이 필요하다. 신뢰성 평가의 목적과 유형에 따라 품목별 시험을 구분하면, 컴포넌트 시험과 시스템 시험의 두 가지 종류로 나누어서 생각할 수 있다. 컴포넌트 시험과 시스템 시험은 시험의 목적과 시험을 통해 획득하고자 하는 정보의 종류, 내용에서 큰 차

이가 있다.

(1) 컴포넌트 시험

두 가지 종류의 시스템을 고려해볼 수 있다. 첫 번째 종류의 시스템은 시스템을 구성하는 컴포넌트가 이미 개발된 표준 품목들의 복합체인 경우이고, 두 번째 종류의 시스템은 시스템에 맞게 각 컴포넌트가 새로 개발되어야 하는 경우이다. 첫 번째 경우는 컴포넌트의 성능과 신뢰성은 잘 알려져 있으며 그 특성에 대해서도 충분한 정보를 갖추고 있으므로 시스템이 작동하는 환경이 컴포넌트의 기능적, 물리적 동작 범위를 벗어나지 않는다면, 시스템의 성능과 신뢰성을 입증하기 위한 시험은 주로 시스템 시험으로 구성하게 된다. 그러나 그 반대로 두 번째 경우와 같이 컴포넌트 자체가 새로이 개발되어야 할 경우에는 상당히 많은 독립적 시험이 컴포넌트 시험에 할당되어야 한다. 이 경우 컴포넌트 시험은 개발 과정에서 상당한 부분을 차지하게 된다. 새로 개발하게 된 여러 컴포넌트들에 대해서, 광범위한 작동 조건에서의 동작을 시험해서 여러 가지 설계안 중에서 최적의 것이 선정되었다는 것과 시스템으로 통합되어 정상 조건에서 운영될 때 성능 요구조건을 만족시키고 있다는 것을 확인해야 한다.

이러한 컴포넌트 시험에서 신뢰성 관련하여 두 가지 심각한 문제가 발생한다. 하나는 파라미터 입력과 컴포넌트의 변이 특성 등을 포함한 실제적인 시스템 환경을 시뮬레이션하기 힘들다는 점이고, 다른 하나는 단일 컴포넌트에 대한 신뢰성 요구조건이 과도하게 높아서 개발 단계에서 그러한 신뢰도를 달성하기 위해서는 상당한 횟수의 시험을 수행해야 한다는 점이다. 따라서 컴포넌트 시험은 절대적인 신뢰도 값을 결정하고서 이를 만족시키려고 하는 것이 아니라 최적의 선택을 통해 신뢰성을 향상시키는 것을 시험의 목표로 설정하는 것이 적절하다.

(2) 시스템 시험

시스템 수준의 시험에서는 시스템 내부를 시뮬레이션할 필요가 없고 상대적으로 낮은 신뢰도가 요구되기 때문에 절대적인 신뢰도 값을 만족시킨다는 것을 입증하기에 용이하다. 그러나 시스템 시험을 수행하는 데 있어 두 가지 점에 주의해야 한다. 첫째, 컴포넌트에서 발생하는 고장에 대해서 충분히 확인이 되지 않은 상태에서 너무 일찍 시스템 시험을 시행할 경우 시스템 고장을 추적하고 파악하기 어렵게 된다. 둘째, 컴포넌트 신뢰성이 충분히 확보되지 않아 너무 많은 컴포넌트 고장이 시스템 시험에서 발생할 경우, 나머지 컴포넌트들은 정상적인 작동 환경보다도 훨씬 더 많은 횟수의 시작 동작을 반복하게 되고, 그로 인해 고장 분포에 잘못된 영향을 미치게 된다.

외부 환경 조건에 대한 시스템의 반응 시험은 여러 가지 난점을 유발시킬 수 있다. 외부 환경 조건을 고려한 시스템 시험이 힘들거나 불필요할 경우, 컴포넌트에 대한 환경시험, 과부하시험, 가속 시험 등으로 시스템 외부 환경 조건을 충분히 포괄해낼 수 있다. 특정한 외부 환경 조건에 민감한 컴포넌트는 약점을 제거하거나 완화시킴에 의해서 수정하거나 강화될 수 있다. 시스템 시험은 컴포넌트가 스펙을 만족시키느냐 여부보다는 컴포넌트가 시스템 내에서 요구되는 신뢰성을 확보하고 있느냐에 집중해야 한다. 스펙은 시스템의 성능과 신뢰성 확보라는 목적을 위한 수단에 불과하다. 시스템 시험은 컴포넌트 시험을 대체하거나 배제하지 못한다. 시스템 시험은 단지 고장이 있는 컴포넌트를 정확하게 짚어내어서 보다 품질이 우수한 제품으로 대체하거나 수정할 수 있도록 하는 데 활용될 수 있다.

시스템 시험은 앞에서 설명한 것과 같은 컴포넌트 신뢰성 향상을 위한 지도적 역할을 수행하는 것 뿐 아니라 시스템과 컴포넌트에 대한 현실적인 신뢰성 평가 기능을 수행한다. 컴포넌트의 문제점과 약점들을 체계적으로 파악하여 신뢰성 중요도 할당을 확립할 수 있게 한다.

(3) 시험/검증에서 신뢰성 측면에서 고려해야할 요소

◦ 설계 분석 결과

설계 단계에서 수행된 설계 분석 결과와 초기 단계 시험 결과가 시험 계획을 수립할 때 고려되어야 한다. 이러한 자료들은 설계 단계에서 파악되었던 위험과 불확실성 요소들에 집중될 필요가 있다. 그리고 저장, 조작, 시험, 수리, 그 외 신뢰성에 영향을 미치는 다른 요소들을 포함하여 전체 사용 조건을 포괄하고 있어야 한다.

◦ 특성 오차

특성 오차가 발생하는 주요 소스는 설계를 하드웨어로 변환하는 생산 프로세스 영역에서이므로 특성 오차를 완전히 제거하는 것은 거의 불가능하다. 따라서 시험 프로그램에는 고장 모드에 미치는 특성 오차의 효과에 대한 시험이 포함되어야 한다. 특성 오차가 실질적으로 효과가 있는 영역에 대해서 수행되어야 하며, 시험되는 시스템의 수는 다음을 고려해서 결정되어야 한다.

1. 통제되어야 하는 주요 변수의 범위
2. 고장의 치명도
3. 시험 하드웨어의 비용과 시험 비용

◦ 시간효과

신뢰성 측면에서는 시험에서 시간 경과에 따른 주요 고장 모드의 패턴을 고려해야 한다. 시험을 통해서 해당 품목이 기대되는 수명시간 동안 충분한 신뢰성이 보장된다는 것이 입증되어야 한다. 수명시험, 주기시험, 가속시험 등이 이러한 목적으로 활용될 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 우주발사체의 신뢰성 프로그램을 전체 개발사업의 시스템엔지니어링 기능에 따라 정리하고 그 인터페이스를 구체화하였다. 현실적으로 볼 때, 신뢰성공학과 시스템엔지니어링 모두 경험의 축적과 기술적 성숙도가 어느 정도 수준 이상에 도달되었을 때 원활히 제 기능을 수행하는 기술 분야이다. 게다가 신뢰성공학은 대상 시스템에 따라 그 주요 강조점과 특성이 달라지며, 축적된 방대한 양의 데이터베이스를 토대로 해야만

실질적으로 의미 있는 결과를 가져올 수 있다. 특히 우주발사체 개발 사업의 경우, 시스템안전, 비행안전, 발사인증 등의 측면에서 신뢰성은 더 중요해진 반면, 그 규모와 복잡성 때문에 신뢰성을 보증하는 작업은 더 어려워진다. 이러한 난점들을 극복하기 위해서는 신뢰성 프로그램을 시스템엔지니어링 기능을 통합하는 요소로서 활용하여 전체 개발과정을 종합/관리하는 것이 필요하다.

따라서 다음 단계의 신뢰성 연구개발은 우주발사체 신뢰성의 시스템엔지니어링 인터페이스 업무를 전체 개발 과정의 주요 설계, 제작, 검증 업무에 종합적으로 결합하고 각 단계별 주요 산출물을 생산, 분석, 평가함으로써 개발된 우주발사체가 성능 및 신뢰성 요구조건을 만족시킴을 입증하는 것을 목표로 하고 있다.

참고문헌

[1] 이창호, 한동인, *다목적 실용위성 2호기 신뢰성 프로그램*, KARI-SB0TN-2004-001, 2004.

[2] 조미옥, 조병규, 오범석, 박정주, 조광래, "우주발사체 시스템 개발에 있어서의 SE 관리기법 적용," 2004 시스템엔지니어링 추계 심포지엄 논문집, pp. 90-94, 2004.

[3] Benjamin S. Blanchard, *System Engineering Management*, John Wiley & Sons, 1991.

[4] ECSS-E-10A, *Space Engineering: System Engineering*, 1996.

[5] ECSS-Q-30A, *Space Product Assurance: Dependability*, 1996.

[6] Walter E. Hammond, *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, AIAA, 2001.

[7] KSLV System, *KSLS Reliability Assurance Plan* (Draft), KARI, 2005.

[8] David K. Lloyd and Myron Lipow, *Reliability: Management, Methods, and Mathematics*, Prentice-Hall, 1989.

[9] MIL-STD-781D, Reliability Testing for Engineering Development, Qualification, and Production, 1986.

[10] MIL-STD-785B, Reliability Program for Systems and Equipment Development and Production, 1980.

[11] MIL-STD-1543B, Reliability Program Requirements for Space and Launch Vehicles, 1988.

[12] Patrick D. T. O'conner, *Practical Reliability Engineering*, John Wilely & Sons, 1991.