

다양한 형상의 동일 기종 항공기에 대한 성능개량 최적 구현 방안 연구

김영일^{*,1)} · 안승범¹⁾ · 최명석¹⁾

¹⁾ 한화시스템(주) 생산기술부

The Study of Optimal Performance Improvement Method for Aircraft of Various Variants within the Same Type

Youngil Kim^{*,1)} · Seungbeom Ahn¹⁾ · Myeongseok Choi¹⁾

¹⁾ Production Technology Department, Hanwha System, Korea

(Received 16 November 2021 / Revised 24 January 2022 / Accepted 21 March 2022)

Abstract

In this paper, we studied the optimal method of improving performance for aircraft having various variants within the same type. The study defined configuration of an entire fleet of aircraft being subject to a performance improvement program. And selected the most complicated aircraft configuration among them as a Standard Aircraft for modification by according to the proposed Aircraft Selection Process for developing an optimal Aircraft Performance Improvement Process. Based on the selected the Standard Aircraft, drew a system integration design result and carried out Evaluation Test and obtained Airworthiness Certification. Created the database with the design data of the Standard Aircraft, Evaluation Test, and Airworthiness Certification results, and applied it to variants of aircraft to complete the performance improvement program with optimized schedules and costs. By applying the proposed method to IFF performance improvement program, drew optimal system integration design and completed the program with minimized schedule.

Key Words : Aircraft Performance Improvement(항공기 성능개량), Aircraft System Integration(항공기 체계통합), Test and Evaluation(시험평가), Airworthiness Certification(감항인증)

1. 서론

운용시간 연장과 기능 변경, 새로운 안전 및 환경규

정 만족, 신뢰성과 임무 능력 및 승무원의 편의성 향상 등의 다양한 이유로 항공기의 성능개량을 위한 개조가 요구된다^[1]. 특히, 군용 항공기의 경우는 급변하는 전장과 과학기술의 발전으로 새로운 무장이나 항공전자장비의 발전이 점차 가속화되고, 발전된 장비로 인한 항공기의 운용요구사항이 변함에 따라 이를 만

* Corresponding author, E-mail: youngil.01.kim@hanwha.com
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

속하기 위한 성능개량에 대한 요구가 증대하고 있다. 성능개량을 위한 항공기 개조 소요는 요구사항 및 특성에 따라 특정 항공기를 대상으로 제기될 수도 있지만, 피아식별장비 성능개량이나 공지통신무전기 성능개량 등과 같이 파생형을 포함한, 대상 기종의 모든 항공기를 성능개량 하는 사업도 존재한다²⁾. 피아식별장비 성능개량 및 공지통신무전기 성능개량은 우방국(미국 및 NATO 회원국)과의 연합/합동작전 수행을 위해 주어진 기간 안에 파생형을 포함한 모든 항공기의 성능개량이 완료되어야 하는 개발목표를 가지고 있다. 종래의 항공기 성능개량은 개조 소요가 발생하는 개별 항공기에 대해서 수행되었으며, 파생형의 영향성이 크지 않았기 때문에 파생형을 포함한 전체 항공기 개조에 대한 체계적인 설계방안이 정립되지 않았다. 따라서 파생형을 포함한 항공기 대상 기종 전체를 성능개량하고 형상별 차이를 체계설계에 반영해야 하는 과제에는 기존의 항공기 개조 방식은 적합하지 않다.

본 논문에서는 동일 기종 내에서 상이한 형상을 가지는 항공기를 성능개량하기 위한 최적 방안을 연구하였다. 제안된 성능개량 최적화 방안은 성능개량 대상 항공기의 모든 형상을 정의하고, 제안된 기준 항공기 선정 절차에 따라 식별된 형상 중 복잡도가 가장 높은 형상을 기준 항공기로 선정한다. 선정된 기준 항공기를 바탕으로 항공기 체계통합 설계안을 도출하고 시험평가와 감항인증을 수행한다. 기준 항공기의 설계자료와 시험평가 및 감항인증 결과를 데이터베이스화하고 파생 형상 항공기에 적용한다. 기준 항공기의 설계자료와 시험평가 및 감항인증 데이터는 형상에 따라 전체 혹은 일부를 파생 형상에 적용하여 최적화된 개발 일정 및 비용으로 성능개량을 완료한다. 제안된 방안을 적용하여 성능개량 대상 7개 기종 항공기에 대한 최적 설계를 구현하여 체계설계/체계통합/시험평가/감항인증을 포함한 개발 일정과 설계를 위한 시간 소요를 최소화하였다. 또한, 향후 진행될 공지통신 무전기 성능개량 사업을 포함한 항공기 성능개량 사업 진행 간에 적용할 수 있음에 따라 개발 일정과 비용을 최소화하여 사업을 진행할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 성능개량을 위한 항공기 개조 현황과 특징

항공기 개발에는 큰 비용과 긴 연구 기간이 소요되므로 20년 이상의 설계수명을 목표로 개발된다. F-4D

는 20년, 약 4,000시간의 운용시간을 목표로 1964년도에서 1968년도에 생산되었으며 실제 우리나라에서 40년 이상, 10,000여 시간까지 운용되고 2009년에 도태하였다. 긴 수명주기와 변화하는 운용요구사항을 만족시키기 위해, 운용 중인 항공기들에 대해 다양한 이유로 성능개량을 위한 개조 소요가 발생한다. 우리 군에서 운용 중인 항공기에 대해서도 꾸준히 성능개량 소요가 제기되고 있다.

2.1 다양한 형상을 가지는 동일 기종의 항공기 발생 사유

군에서 운용 중인 항공기는 도입 목적에 맞게 시기별로 항공기가 도입됨에 따라, 도입 시점에 최신화된 항공기 또는 사업 특성에 따른 운용요구사항이 반영된 형상의 항공기가 도입되므로 동일 기종 간에도 형상 차이를 가진다. 또, 동일 형상으로 도입된 항공기 중에도 사용 군(육/해/공군)에서 운용 중 발생한 요구도 충족을 위해, 항공기에 개별적으로 적용된 개조로 인해 형상 차이가 발생한다. 일례로 CH-47 헬리콥터는 1962년부터 다양한 국가에서 운용 중이며 성능개

Table 1. Variants of CH-47 helicopter

파생형	형상 특징
CH-47A	초기 생산모델
CH-47B	CH-47A 대비 - M60D 무장 - 호이스트 및 카고 후크 장착
CH-47C	CH-47A 대비 - 엔진과 트랜스미션 개량 - 피치 안정화 장비 추가
CH-47D	CH-47A 대비 - 트리플 후크 카고 시스템 장착 - 항공전자장비 개량(GPS 등)
CH-47LR	CH-47D 대비 - 지형추적/회피 레이더 장착 - 전방 관측 적외선 장비 장착
CH-47F	CH-47D 대비 - 디지털 글라스 콕핏 적용 - 조종 계통 디지털화 - 대적외선 대응체제 장착 - 레이저 및 레이더 경고 시스템 장착

량에 따른 탑재 장비 및 구조적 차이에 따라 Table 1 과 같이 다양한 형상을 가진다. 또한, 같은 제식명을 가지는 항공기 사이에도 새로운 요구사항 만족 및 운용 부대의 특성에 따라 적용된 개조로 인해 항공기 형상 차이가 발생한다. 본 논문에서는 동일한 제식명을 가지지만 성능개량 및 개조로 인해 기존과는 다른 형상을 가지는 항공기를 파생형 항공기라 정의하였다.

2.2 파생형에 대한 형상 정의 필요성

항공기 성능개량은 대상 항공기의 형상과 연동 장비를 파악하고 개조에 필요한 부분을 식별하는 것에서부터 시작된다. 양산을 포함한 항공기 성능개량은 체계설계와 체계통합, 시험평가, 양산 네 단계로 진행된다. 항공기 형상 차이는 체계설계결과에 영향을 미치는 중요한 요소로서 체계통합과 시험평가, 양산단계 까지 고려 대상이 된다. 따라서 설계 단계에서 항공기 형상에 대한 정확한 정의와 차이에 대한 반영이 선행되어야 체계설계 및 양산 전체 주기에 거쳐 시간과 비용 손실을 줄일 수 있다.

2.3 대상 기종 전체 항공기 대상 성능개량 프로세스의 필요성

종래에도 항공기의 성능개량은 지속적으로 이루어졌다. 하지만 지금껏 국내에서 수행되었던 군용항공기 성능개량은, F-16 PBU 성능개량처럼, 운용 중인 항공기종의 일부 파생형을 성능개량하거나, 해상초계기 성능개량 사업과 같이 퇴역한 항공기를 개조하여 도입하는 방식으로 이루어졌다^[3,4]. 개별 항공기 혹은 특정 모델을 대상으로 수행되었던 종래의 항공기 개조에서는 대상 항공기별로 형상과악과 이를 반영한 개조가 수행되었다. 따라서 항공기별 형상 차이가 체계설계와 체계통합, 시험평가에 미치는 영향에 대한 고려가 불필요하였다.

전자 장비 및 통신기술의 발달은 항공전자장비와 전자전의 발전으로 이어졌고, 항공전자장비는 기체제어와 통신 및 무장제어 등의 역할을 담당하는 항공기 운용의 핵심이 되었다^[5]. 이에 따라 항공전자장비를 무력화시키기 위한 해킹 및 재밍 기술도 발전하게 되었으며, 이러한 위협에서 항공전자장비를 보호하기 위한 보안 기능 강화와 관련된 성능개량 소요도 지속적으로 발생하고 있다. 예로 피아식별장비, 항재밍 GPS 장비 성능개량이 진행 중이며, 공지통신무전기 성능개량도 추진 예정이다^[6]. 대상 기종의 전체 항공기를 성

능개량 하는 소요가 지속해서 발생함에 따라, 항공기를 효율적으로 성능개량하기 위한 프로세스가 필요하지만, 종래의 성능개량 방식은 이를 위한 프로세스가 정립되어 있지 않다.

3. 다양한 형상의 동일 기종 항공기에 대한 최적 구현 방안

동일 기종 내에서 상이한 형상을 가지는 항공기를 성능개량하기 위한 최적의 프로세스와 체계설계 검증 방안을 제시하였다.

3.1 항공기 성능개량을 위한 프로세스

다양한 형상을 가지는 동일 기종 항공기의 성능개량을 위한 최적 구현을 위해 Fig. 1의 항공기 성능개량 개발 프로세스를 제시하였다. 항공기 성능개량은 항공전자장비를 포함한 항공기의 성능개량 소요가 발생하면 요구도를 분석하여 이를 만족할 수 있는 체계설계안을 도출하고, 이를 바탕으로 대상 항공기의 체계통합을 수행한다. 체계통합이 완료된 개조 항공기는 시험평가를 통하여 성능 요구도에 대한 검증을 수행하고, 감항인증을 통하여 안전성을 포함한 비행을 위한 형식 승인을 획득함으로써 항공기 성능개량이 완료된다.

종래의 항공기 성능개량도 비슷한 순서로 진행되었지만, 다수의 항공기를 성능개량하는 체계적인 프로세스가 정립되어 있지 않아 개별 항공기를 대상으로 체계설계-체계통합-항공기 검사를 반복, 독립적으로 수행하였다. 또한, 군 자체 성능개량이 진행됨에 따라 해당 부대의 자체 성능 검증이 진행되었고, 감항인증은 성능개량 대상 장비의 특성을 고려하여 생략되는 경우가 다수였다. 특수 목적의 최소 수량 항공기를 성능개량하거나, 성능개량 후 순차적으로 항공기를 도입하는 사업에서는 종래의 방식이 비효율적이라고 인식되지 않았다. 기종이 다른 항공기에 대해서는 각각에 맞는 체계 설계가 필요하고, 순차적으로 도입되는 항공기의 경우 설계 및 개조를 위한 시간적 여유가 있었다. 하지만 ① 성능개량 대상이 되는 항공기 기종이 다양하고, ② 대상 기종의 항공기가 다양한 파생형을 가지며, ③ 성능개량 대상 항공기 수가 많은 사업에는 전체 개발 일정 단축과 비용감소를 위하여 최적화된 성능개량 프로세스 적용이 필요하다.

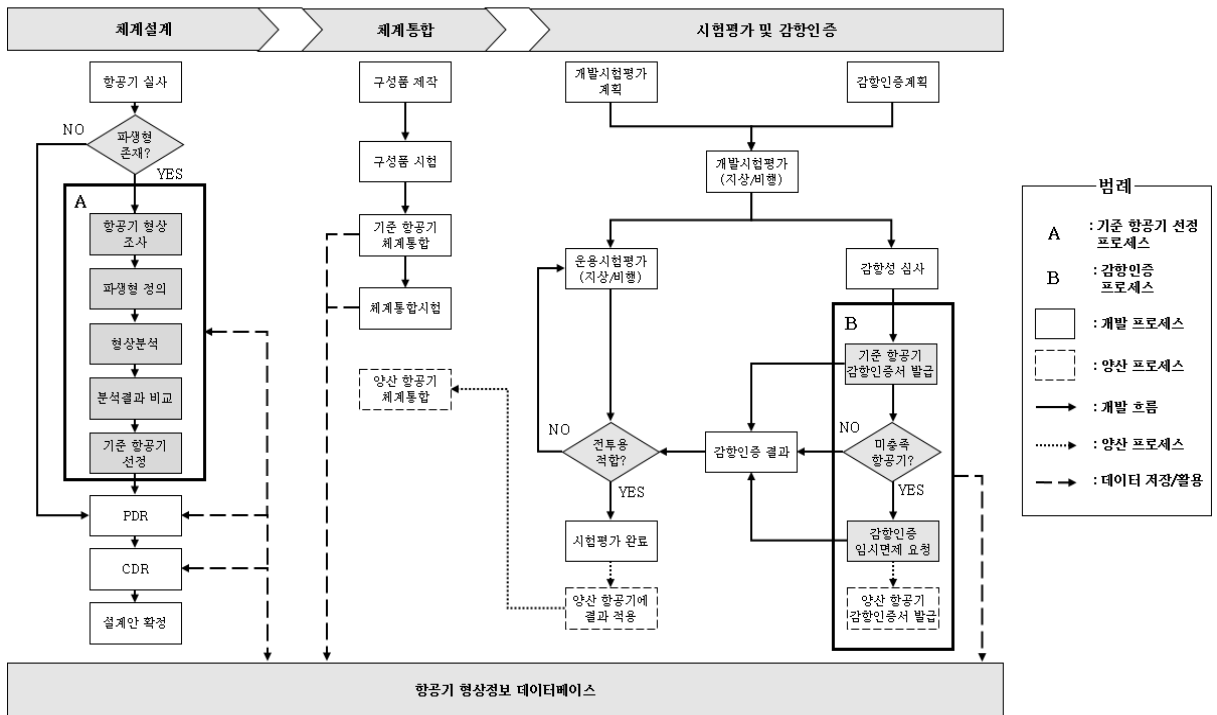


Fig. 1. Aircraft performance improvement process

본 논문에서 제시하는 프로세스에서는 기존 항공기 성능개량 절차에 세부적인 절차를 추가하였다. 체계설계 단계에서 파생형 항공기의 형상을 정의하고, 복잡도가 가장 높은 기준 항공기를 선정하여 나머지 파생형을 포함하는 체계설계안을 도출하는 과정을 제안하였다. 도출된 설계안을 바탕으로 기준 항공기 체계통합을 완료하고, 시험평가 및 감항인증을 수행함으로써 파생형을 포함한 양산단계의 후속 항공기 개조 수행시, 기준 항공기의 설계자료를 활용하여 불필요한 절차를 생략함에 따라 일정과 비용을 최소화할 수 있었다. Fig. 1은 양산 프로세스가 개발 프로세스 대비 체계설계 및 시험평가 단계가 생략되고, 감항인증 절차가 간소화된음을 보여준다.

3.2 기준 항공기 선정을 통한 체계설계

항공기 성능개량 최적 구현의 핵심은 파생형 항공기 형상 정의와 기준 항공기 선정에 있다. 운용 중인 항공기의 성능개량에 있어 가장 큰 도전은 동일 기종간의 형상 불일치에서 발생한다. 항공기 형상이 다르다면 각 형상을 만족하는 설계안이 마련되어야 하지

만, 짧은 개발 일정이나 한정적인 자원 등을 고려하면 기간 내 모든 파생형의 체계설계를 완료하는 것은 매우 도전적인 일이다. 따라서, 본 연구에서는 이러한 문제점에 대한 해결책으로 제안된 프로세스 적용을 통한 복잡도가 가장 높은 기준 항공기 선정과 이를 활용한 성능개량 최적 구현 방안을 제시하였다. 제안된 프로세스에서는 실사를 통해 항공기 파생형 형상을 정의하고 데이터베이스를 구축한다. 그리고 이 정보를 이용하여 모든 파생형의 설계범위를 포함하는 복잡도가 가장 높은 기준 항공기를 선정하여 체계설계를 수행한다. 도출된 체계설계 결과를 후속 파생형 항공기 개조에 적용함으로써 양산단계의 체계설계 과정을 생략한다.

Fig. 2는 기준 항공기 선정 상세 프로세스로 제시된 항공기 성능개량 개발 프로세스 중 체계설계 단계의 ‘A: 기준 항공기 선정 순서도’를 나타낸다. ‘기준 항공기 선정 순서도’는 성능개량 항공기 중 기준 항공기로 사용될 파생 형상을 선정하기 위한 절차이다. 상세 순서는 항공기 형상 조사와 파생형 정의, 형상분석, 분석결과 비교, 시제기 선정 단계로 구성된다. 항공기

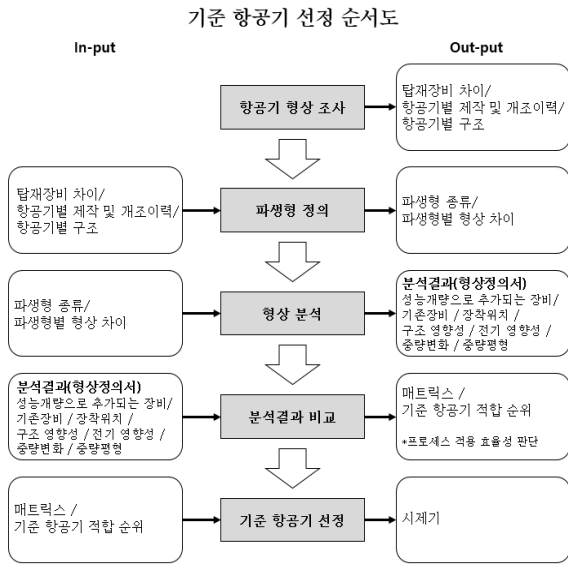


Fig. 2. Standard configuration selection process

형상 조사는 대상 기종의 실제 형상을 조사하는 단계로서 항공기별 탑재 장비 정보와 제작 및 개조 이력, 항공기의 구조에 대한 정보를 획득한다. 파생형 정의 단계에서는 항공기 형상 조사에서 확보한 항공기 형상정보를 근거로 해당 기종의 파생형 분류와 파생형별 형상 차이를 정의한다. 이때, 파생형을 구분하는 가장 큰 요소는 성능개량되는 장비와 연동되는 기존 탑재 장비의 종류이다. 형상분석 단계에서는 앞서 정의된 파생형의 종류와 형상정보를 입력으로 하여 기준 항공기의 선정 기준으로 사용될 데이터를 산출해낸다. 분석을 통해 획득해야 할 정보는 다음과 같다.

- ① 성능개량을 위한 신규 장비
- ② 성능개량 장비와 연동되는 기존 장비
- ③ 신규 장비 장착 위치
- ④ 성능개량에 따른 배선장치 영향성
- ⑤ 성능개량에 따른 구조적 영향성
- ⑥ 성능개량에 따른 전기부하 영향성
- ⑦ 성능개량에 따른 중량평형 영향성
- ⑧ 성능개량에 따른 중량변화

분석결과 비교 단계는 앞 단계에서 산출된 분석자료에 기준 항공기 선정을 위한 평가 기준을 적용하고, 항목별로 기준 항공기 적합성을 정량적으로 나타낼 수 있는 평가결과를 산출한다. 결과는 종합된 매트릭

스로 표현될 수 있으며, 이를 통해 기준 항공기 선정을 위한 파생형별 적합성을 확인할 수 있다. 파생형 간 큰 형상 차이를 가지는 기종의 경우 제안하는 프로세스의 적용 적합성은 성능개량 장비 및 구조물이 기준 항공기에 미치는 영향성을 기준으로 판단한다. 파생형 간 큰 형상 차이에도 성능개량을 위해 동일한 부분을 개조해야 한다면 시제기 선정을 통한 체계설계는 효율적인 방안이 될 것이다. 하지만 형상 차이가 크지 않은 파생형 간에도 개조 및 연동이 필요한 부분이 달라 설계 시 공통본부를 찾을 수 없다면 각 파생형별로 체계설계를 수행하는 것이 효율적이다. 본 단계에서는 성능개량 영향성 분석결과 비교를 통해 그 적합성을 판단한다. 각 항목에 적용될 평가 기준은 다음과 같다.

성능개량을 위해서는 일반적으로 신규 장비의 추가 장착이 요구되는데, 같은 기종이라 할지라도 파생형에 따라 그 종류가 달라지기도 한다. ① 기준 항공기는 성능개량으로 인해 가장 많은 장비가 추가되는 파생형으로 선정한다. ② 같은 기종의 항공기도 운용 목적에 따라 기존 장착 장비의 종류와 수가 다를 수 있으며, 이 경우, 성능개량 대상 장비와 연동되는 장비가 가장 많은 파생형을 기준 항공기로 선정한다. ③ 구조적 차이로 인해 성능개량 대상 장비의 장착 위치가 복수로 나뉘는 경우, 장착 위치가 가장 많이 겹치는 파생형 중 한 가지를 선정한다. ④ 성능개량으로 인해 변경되거나 추가되는 배선장치의 종류가 가장 많은 파생형을 선정한다. ⑤ 성능개량을 위한 장비 추가로 인해 구조보강이 필요한 경우, 설계범위가 가장 큰 파생형을 선정한다. ⑥ 항공전자장비 및 배선장치의 추가 혹은 변경으로 인해 성능개량이 항공기 전기부하에 영향을 미칠 경우, 전기부하가 증가하고, 그 양이 가장 큰 파생형을 선정한다. ⑦ 성능개량이 항공기 중량 평형에 영향을 미치는 경우, 무게중심의 변경 폭이 가장 큰 파생형을 선정한다. ⑧ 성능개량을 위한 장비 및 기구물의 추가 및 변경으로 인해 항공기 총 중량에 변화가 발생할 경우, 그 증가량이 가장 큰 파생형을 기준 항공기로 선정한다. 마지막 기준 항공기 선정 단계에서는 앞서 산출된 파생형별 적합도를 비교하여 가장 높은 점수를 획득한 파생형을 기준 항공기로 선정한다. 위와 같이 제안된 절차에 따라 선정된 기준 항공기를 대상으로 수행된 체계설계를 통해, 다른 파생형들의 개조영역을 포함하는 설계안을 도출할 수 있다.

3.3 체계통합

기준 항공기 성능개량을 위한 체계설계가 완료되면, 그 결과에 따라 체계통합을 수행한다. 체계통합과정에서는 설계단계에서 식별되지 못한, 항공기 개조에 필요한 형상정보들이 추가로 식별되며 이 정보들은 형상식별단계에서 구축한 항공기 형상정보 데이터베이스에 업데이트한다. 업데이트된 정보들은 후속 항공기 체계통합을 위한 설계자료로 활용하고, 설계범위가 중복되어 불필요한 파생형 체계설계 과정을 생략함으로써 전체 개발 기간을 줄일 수 있다. 각 파생형의 체계통합을 수행하는 중에도 형상정보 데이터베이스 업데이트는 지속해서 이루어져야 하며, 해당 정보는 다음 항공기 체계통합의 설계자료로 활용되어 체계통합 과정을 더욱 효율적으로 만든다.

3.4 시험평가 및 감항인증

체계통합 단계가 완료되면 개조작업이 완료된 기준 항공기에 대한 기능과 성능을 검증하는 개발시험평가와 작전 운용성능 및 운용 적합성 등을 평가하는 운용시험평가를 시행한다. 또한, 성능개량 대상 장비의 개조 및 장착에 따른 비행 안전 영향성 확인을 위한 감항인증을 획득한다. 시험평가와 감항인증을 통한 성능과 안정성에 대한 검증이 완료되어야 성능개량이 완료된다⁷⁾. 일반적인 개발과제는 제품이 설계되고 시제품이 완성되면, 시험평가를 통해 모든 개발 요구사항의 만족 여부를 검증하고, 확정된 설계안에 따라 후속 물량을 생산한다. 하지만 항공기 성능개량에서는 파생형으로 인한 항공기 형상 차이로 시험평가와 감항인증 수행 시 다음과 같은 의문점과 마주하게 된다.

첫째, 최초생산물, 즉 기준 항공기와 양산 항공기 간 형상 불일치가 존재함에도 시제기의 시험평가 결과가 양산 항공기의 기능/성능 및 개발목표와 작전 운용성능 및 군 운용 적합성 등의 무결성을 보장하는가?

둘째, 파생형으로 인한 형상 차이는 비행 안전에 어떠한 영향을 끼치며, 이를 확인하기 위해서는 모든 형상의 항공기에 대해 감항인증이 수행되어야 하는가?

본 연구에서는 이에 대한 해결책으로 형상 정의를 통한 항공기 형상정보 데이터베이스 확보와 기준 항공기 선정을 통한 대표 설계안 도출을 제시하였다.

시험평가의 목적은 성능개량 기준 항공기에 대한 개발목표 및 체계/단위 전력별 요구성능 등의 충족 여부 확인이다. 시험평가 범위는 성능개량으로 인해 추가되는 장비 및 체계구성요소의 개조/장착 범위가 해

당되며, 기준 항공기는 다른 파생형의 개발 범위를 포함한 형상으로 선정된다. 따라서 기준 항공기의 시험평가 항목은 다른 파생형의 항목을 포함하며, 기준 항공기의 시험평가 결과로 파생형 항공기의 기능/성능 및 개발목표 충족 여부를 검증할 수 있다.

성능개량 항공기에 대한 감항인증 절차는 관련 법률에 따라 개조/개량 또는 부품/구성품 및 무기/장비 등이 장착되는 부분에 적용된다⁸⁾. 기종별 감항성 심사는 기준 항공기를 사용하여 수행한다. 감항성 심사 결과, 형상 차이로 인해 감항인증기준의 충족을 확인할 수 없는 항목이 특정 호기에서 식별될 경우, 관련 방위사업청 업무규정에 따라 해당 항공기의 감항인증 임시면제를 신청한다⁹⁾. 임시면제 대상 항공기는 감항인증서 발급까지 성능개량이 적용되지 않은 형상으로 운용한다. 다음으로, 해당 항공기의 개조 수행 간 미충족 항목에 대한 입증자료를 제시하고, 업무규정 제 21조 제11항의 절차를 준용하여 임시면제를 해제한다. 입증자료 제출로 감항성인증 기준의 모든 항목을 충족하면 해당 형상의 감항인증서가 발급된다. 개조 범위가 가장 넓은 기준 항공기로 감항성 심사를 수행하고, 감항성인증 미충족 항목에 대해 임시면제 절차를 적용함으로써 파생 형상에 대한 감항인증 소요기간을 효과적으로 줄이고, 임시면제 해제 전까지 감항인증기준 미충족 항목을 가지는 항공기의 운용시간을 보장할 수 있다.

4. 피아식별장비 성능개량을 위한 최적방안 적용

제안된 항공기 성능개량 최적 구현 방안을 피아식별장비 성능개량 사업에 적용하였다. 피아식별장비 성능개량 사업은 전시 및 평시 군 작전 수행 간 피아구분을 위해 주요무기체계에서 운용 중인, Mode-4 운용모드 피아식별장비를 비화 및 항재밍 기능이 강화된 Mode-5 운용모드 피아식별장비로 성능개량하는 사업이다. 성능개량 대상은 UH-60 등 17개 기종으로 이는 종래에 수행되었던 항공기 성능개량 사업과 비교했을 때 굉장히 다양한 대상 항공기 형상과 많은 수량을 가지는 대형 성능개량 사업이다. 해당 사업은 대상의 다양성과 규모에도 불구하고, 피아식별장비를 이용한 우방국과 원활한 연합/합동작전 수행을 위해 매우 도전적인 개발 일정을 가진다. 다양한 형상을 가지는 항공기의 성능개량과 짧은 개발 일정, 개조가 완료

된 항공기들의 시험평가 및 감항인증 수행을 고려하면, 종래의 성능개량 방법에서 발전된 개발 시간을 줄이고 비용을 아낄 수 있는 체계적인 항공기 성능개량 프로세스의 적용이 요구된다. 본 논문에서는 CH-47 항공기의 피아식별장비 성능개량에 제안된 프로세스를 적용한 사례를 제시하였다.

4.1 CH-47 기준 항공기 선정 및 체계설계

체계설계 수행 전, 3장에 제시된 기준 항공기 선정 프로세스에 따라 기준 항공기를 선정하였다. 성능개량을 위한 체계설계 수행 전, 항공기 형상을 우선 조사하였다. 파생형의 종류와 파생형별 탑재 장비 차이, 성능개량을 위해 추가되어야 할 장비가 이 단계에서 식별된다. 우리 군에서 운용 중인 CH-47 항공기는 총 세 가지 파생형으로 나누어짐을 확인하였다. 항공기의 도입 시기나 운용부대별로 적용된 개조로 인해 일부 탑재 장비의 차이를 보이며, 이러한 차이가 파생형을 나누는 기준이 된다. VHF/UHF 라디오 등 대부분의 장비는 항공기 운용을 위해 모든 파생형에 공통으로 적용되지만, TACAN 등 일부 장비는 운용 목적에 따라 특정파생형에만 탑재됨을 확인하였다.

Table 2는 CH-47의 파생형별 탑재 장비 차이를 보여준다. 표에서 보여주는 장비 외에도 항공기 운용을 위해 많은 장비가 사용되고 있지만, 본 논문에서는 기준 항공기 선정과정을 보여주기 위해 일부 탑재 장비만 예시로 표현하였다. 항공기 형상조사를 통해 CH-47의 탑재 장비 및 세부형상에 따라 파생형을 세 가지 형상으로 정의하고 기준 항공기 선정을 위한 파생형별 형상분석을 수행하였다.

Table 2. Equipments for variants of CH-47

탑재 장비	CH-47 형상		
	A형 CH-47NE	B형 CH-47D	C형 CH-47LR
RWR	O	O	O
TACAN	O	X	X
GPS	O	X	O
MWS	X	O	O

- RWR(Radar Warning Receiver) : 레이더 경고 수신기
- TACAN(Tactical Air Navigation) : 전술항법장치
- MWS(Missile Warning System) : 열추적 미사일 경보하는 시스템

4.1.1 파생형 형상분석

피아식별장비 성능개량을 위해 신규로 장착되어야 할 장비를 식별하였다. 모든 파생형에 공통으로 추가되는 기본 장비 외에 A형과 C형에는 피아식별장비와 GPS 안테나 연결을 위한 위성항법신호 분할기가 추가로 필요하였다. 다음으로 탑재 장비 목록을 기준으로 파생형별로 피아식별장비와 연동되는 장비를 식별하였고, A형이 가장 많은 연동 장비를 탑재하고 있음을 확인하였다. 신규 장비의 장착 위치를 특정하기 위해, 신규 장비와 기존 장비 및 구조물 간의 기구적 간섭 여부를 분석하였다. 본 성능개량의 경우, 장착대를 추가 설계함으로써 기존 장비와 같은 위치에 성능개량 장비를 적용 가능함을 확인하였다. 위 과정을 통해 성능개량 대상 장비의 장착 위치와 이와 연동이 필요한 장비의 종류 및 위치가 식별되었으므로, 장비들의 운용과 연동을 위한 배선장치 영향성을 분석하였다. 항공기 3D 모델링 자료를 활용하여, 활용 가능한 기존 배선장치를 식별하고 신규로 추가될 배선장치의 경로를 Fig. 3과 같이 특정하였다. 작업성을 고려해 기존 배선 경로를 활용하여 신규 배선장치를 설치하고자 하였고, 안테나 케이블의 경우 신호손실을 고려하여 배선장치의 길이를 최소화하였다. 배선장치 영향성 분석결과 가장 많은 연동 장비를 가지는 A형이 가장 넓은 개조 범위를 가지며 B형과 C형의 개조 범위를 대부분 포함함을 확인하였다.

배선장치 영향성 다음으로 성능개량이 항공기 구조에 미치는 영향성과 개조된 항공기가 구조 건전성을 만족하는지 분석하였고, 구조 강도 건전성 확보를 위해 판 및 이음쇠 추가를 통한 장비 장착 선반의 구조보강이 요구되었다. Fig. 4와 같이 구조보강을 적용하

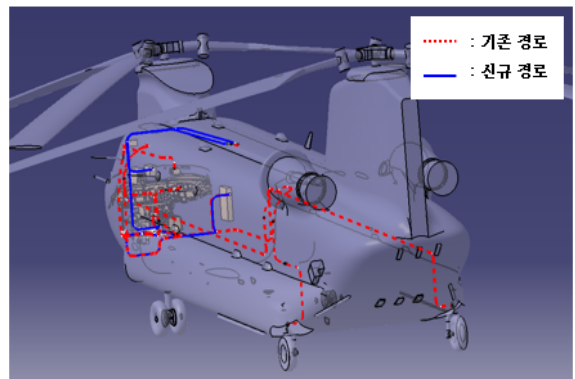


Fig. 3. Design for cable-assembly path

여 동특성 해석을 수행하였고, 그 결과 세 가지 형상 모두 동적 구조 건전성이 보장됨을 확인하였다¹⁰⁾.

성능개량으로 인한 형상별 전기부하 영향성 분석을 위해 개조 전 항공기의 소모 전력을 실측하고 성능개량으로 인한 장비변동으로 발생하는 소모 전력의 변화를 실측된 전원공급 잔여 용량에 반영하였다. 형상별로 기존 대비 약 30 W의 소모 전력이 증가하였지만, 항공기의 전원공급용량 대비 잔여 용량이 75 % 이상 확보되므로 전기부하로 인한 추가 개조는 세 가지 파생형 모두 불필요했다.

중량 평형과 중량변경에 대한 영향성은 교범(TM 55-1500-342)를 기준으로 판단하였다. Table 3과 Fig. 5는 중량 평형에 대한 관리기준과 그 방법을 보여준다. 실측결과 A/B/C형 항공기의 기본중량은 5001~50000 파운드 구간에 있었다. 총중량은 약 0.03 % 증가하였으며, 무게중심은 0.5 inch 미만으로 변동되었다. 관련 교범에 따라 세 가지 형상 모두 중량 및 중량 평형 변경은 Minor Modification으로 분류되고, 성능개량으로 인한 중량 평형 안정성에 대한 영향성은 없는 것으로 분석되었다.

Table 4는 기준 항공기 선정을 위한 영향성 분석결과를 종합한 평가표이다. 표는 항공기 형상별로 각 분

석항목에 대해 기준 항공기로 얼마나 적합한지 보여주며 표의 종합결과를 참고하여 성능개량을 위한 복잡도가 가장 높은 기준 항공기를 선정한다. 성능개량에 미치는 영향성에 따라 항목별로 가중치를 부여하여 점수로 표현하지만, 본 논문에서는 설명을 위해 적합도를 직관적으로 판단할 수 있는 도형으로 표현하였다. CH-47 항공기의 기준 항공기는 평가결과에 따라 A형으로 선정하였다.

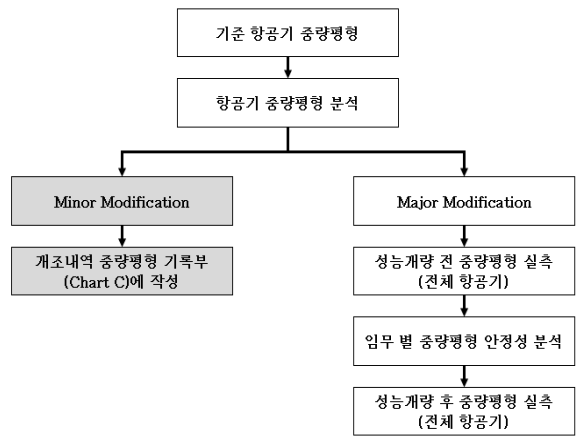


Fig. 5. Classification criteria for weight & balance

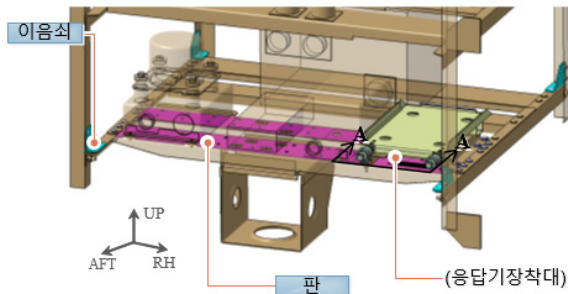


Fig. 4. Structural reinforcement design

Table 3. Classification criteria for major modification

항공기 기본중량 (Pound)	Major Modification 분류 기준	
	기본중량 변경 기준(%)	무게중심 변경 기준(inch)
0 - 5000	2	0.5
5001 - 50000	1.50	0.5
50000 <	1	0.2

Table 4. Result of the aircraft configuration selection

형상분석항목	A형 CH-47NE	B형 CH-47D	C형 CH-47LR
연동장비	●	○	◐
장착위치	○	◐	◑
구조보강	◐	◑	◒
중량변화	○	○	○
추가 장착 장비	●	○	◐
신규 배선장치 추가	●	○	◐
기존 배선장치 활용	●	●	●
전기부하	●	●	●
중량평형	●	●	●
기준 항공기 적합성	1st	3rd	2nd

- : 성능개량에 미치는 영향성이 큼
- ◐ : 성능개량에 영향은 미치나 그 정도가 크지 않음
- : 성능개량에 미치는 영향성이 적거나 없음

4.1.2 기준 항공기를 이용한 체계설계

기준 항공기 형상인, A형을 기준으로 체계설계를 수행하였다. 성능개량을 위한 기구/전기분야의 상세설계를 수행하였고, 4.1.1절의 분석결과를 바탕으로 설계 내용에 파생형별 차이를 반영하였다. 이렇게 산출된 기준 항공기의 체계설계 결과는 나머지 형상의 개조 내용을 포함하여, B/C형 개조 시 해당 항공기에 대한 체계설계 과정을 생략하였다.

4.2 CH-47 체계통합

체계설계 완료 후 기준 항공기 체계통합을 수행하였다. 성능개량 대상 장비 장착을 위한 구조물을 설치하고, 구조 건전성을 확보하기 위해 구조를 보강하였다. 신규 장착 장비 운용과 연동에 필요한 배선장치를 설치한 후 성능개량 대상 장비를 장착하고 정상적으로 동작함을 확인하였다. 체계통합 수행 간 식별된 설계범위를 벗어난 추가 개조작업은 해당 내용을 형상 정보 데이터베이스에 반영하고 다음 순번의 항공기 체계통합 시 적용하여 개조작업이 효율적으로 이루어지게 하였다.

4.3 CH-47 시험평가 및 감항인증

개조가 완료된 기준 항공기로 시험평가를 수행하였다. 시험평가 항목은 무기체계 기능 및 성능시험 등 총 39개 항목으로 구성되었다. 시험평가 항목 중 피아식별장비와 주변 장비 연동을 점검하기 위한 항목이 파생형별로 다르게 적용되었고, 나머지 시험평가 항목들은 A/B/C형에 모두 동일하게 적용되었다. 연동 점검 항목은 항공기에 탑재된 피아식별장비의 연동 장비 종류에 따라 세부 내용이 결정된다. 기준 항공기로 선정된 A형은 B/C형에 탑재된 연동 장비를 포함하므로, A형의 시험평가 결과로 B/C형의 시험평가 요구사항을 함께 검증하였다.

감항인증은 업무규정 제4장제1절 감항인증 절차를 준용하여 기준 항공기를 사용하여 수행하였다. 감항인증기준은 표준감항인증기준 Part1(청 고시 제2020-3호)의 내용 중 성능개량과 관련된 62개 항목을 적용하였고, 감항성 심사를 통해 기준 항공기가 모든 항목의 인증기준을 충족함을 입증하였다¹¹⁾. B형의 감항인증 기준 항목은 기준 항공기의 항목에 모두 포함되어, 추가 감항성 심사가 불필요했다. C형은 연동 장비 차이로 인해 62개 항목 중 내부시스템 전자기적합성(EMC) 관련 2개 항목이 감항인증기준을 충족하지 못하였다.

하지만 항공기 개조 적용 전까지 기존 형상에 의한 감항성을 유지하고 있으므로, C형의 감항성 임시면제를 신청하여 개조 전까지 운용하고 개조 시 미충족 항목에 대한 시험결과를 제출하여 임시면제를 해제하고 감항성인증서를 발급받았다. 기준 항공기 선정을 통한 감항성 심사와 임시면제 절차 적용을 통해 파생형의 감항인증 기간을 단축하고, 개조 전까지 인증기준 미충족 항목을 가진 항공기의 가동률을 보장할 수 있었다.

사례로 제시한 CH-47 기종은 A/B/C 세 가지 파생형을 가진다. 같은 기종이지만 형상이 다르므로 종래의 항공기 성능개량 방식에서는 각 파생형을 대표하는 세 대의 시제기를 선정하여 체계설계 및 체계통합, 시험평가, 감항인증을 수행하였다. 하지만 본 프로세스의 적용으로 세 가지 파생형의 체계설계를 아우르는 한 가지 형상을 CH-47 기종의 성능개량을 위한 시제기로 선정할 수 있었다. 결과적으로 세 가지 파생형을 위한 개발 프로세스를 파생형 A형을 활용하여 한번에 완료함으로써 전체 개발 일정을 단축하고 비용을 절감할 수 있었다.

4.4 타 성능개량 사업을 위한 프로세스 적용

제안된 항공기 성능개량 최적 구현 방안의 적용으로 피아식별기 성능개량 대상 7개 항공전력의 체계개발 및 초도양산을 성공적으로 수행하였다. 본 연구에서 사례로 제시된 성능개량은 피아식별장비의 보안취약점 개선을 위한 사업으로 이와 유사한 형태의 성능개량 사업이 계속 이어질 것이다. 레거시 항공기에서 운용 중인 UHF 대역 무전기를 항재밍과 보안 기능이 강화된 디지털 통신방식(SATURN)의 최신 UHF 대역 무전기로 성능개량하는 공지통신무전기 성능개량 사업은 피아식별기 성능개량사업과 같은 형태로 다수의 항공기종의 전체 항공기에 대한 성능개량을 수행해야 하는 사업으로, 다양한 형상의 동일 기종 항공기에 대한 효과적인 성능개량 방안 적용이 요구될 것이다. 이에 본 연구에서 제시된 항공기 성능개량 최적 구현 방안의 적용은 복잡도가 가장 높은 기준 항공기를 선정하기 위한 프로세스를 제시하고, 설계와 평가 및 인증을 효율적으로 수행하는 방안을 제시함으로써 개발 비용과 일정을 효율적으로 줄일 수 있는 최적의 방법이 될 것이다.

5. 결론

본 논문에서는 다양한 형상의 동일 기종 항공기의 성능개량 최적 구현 방안을 제안하고, 피아식별장비 성능개량 사업에 적용하여 7개 항공기종에 대한 개발 및 초도양산을 완료한 사례를 소개하였다. 제안된 프로세스는 기존 항공기 선정과 체계설계, 체계통합, 시험평가 및 감항인증 4단계로 구성하였다. 또, 본 프로세스의 핵심인 복잡도가 가장 높은 기준 항공기 선정을 위한 기준을 제시하여 선정절차를 단계별로 체계화하고, 기준 항공기의 시험평가 및 감항인증 결과를 적용하여 파생형 항공기의 평가 및 인증 일정을 효율적으로 줄일 수 있음을 보였다. 무장과 항공전자장비의 급속한 발전으로 항공기 성능개량에 대한 수요가 지속적으로 제기되는 현실태를 고려할 때, 항공기 성능개량에 대한 체계화되고 효율적인 프로세스의 적용은 선택이 아닌 필수사항이 될 것이다. 제안된 프로세스는 향후 추진될 공지통신무전기 성능개량 사업뿐 아니라 다양한 형상을 가지는 동일 기종 항공기의 성능개량에 적용할 수 있는 전체 개발 일정을 줄이고 설계, 시험 및 인증에 드는 비용을 최소화할 수 있는 효과적인 방안이 될 것이다.

References

- [1] J. M. Garcia-Fornieles et al., "A Work Breakdown Structure that Integrates Different Views in Aircraft Modification Projects," *Concurrent Engineering*, Vol. 11, No. 1, pp. 47-54, March, 2003.
- [2] "Hanwha Systems Signed a Contract for IFF MODE-5 Performance Improvement Program for Aircraft: Expect to Improve Viability and Operational Capabilities by Carrying Out Efficient Combined Operations," *Defence & Technology*, 487, pp. 16-17, September, 2019.
- [3] "F-16 Fighter Performance Improvement and Operating Test Completed," *Defense & Technology*, 455, p. 19, January, 2017.
- [4] Y. I. Kim et al., "Fatigue Analysis to Determine the Repair Limit for the Damaged Fastener Hole of Aging Aircraft(P-3CK)," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 41(12), pp. 959-966, December, 2013.
- [5] T. K. Lee, J. W. Lee, "the Trend in EMI/C Technology for Avionics," *The Proceedings of the Korea Electromagnetic Engineering Society*, 18(1), pp. 51-64, January, 2007.
- [6] DAPA, "Result of the 135th Defense Project Promotion Committee," DAPA, 26 April 2021. www.dapa.go.kr/dapa/na/ntt/selectNttInfo.do?bbsId=326&nttSn=37185&menuId=678. accessed 25 December 2021.
- [7] J. H. Lee, S. J. Lee, J. Y. Hong, "Trends and Cost of Test & Evaluation in the Development of Aircraft and Guided Weapons," *Defense & Technology*, 339, pp. 32-45, May, 2007.
- [8] Ministry of National Defense, "Acts on the Certification of Flight Safety for Military Aircraft," p. 2, April, 2019.
- [9] Defense Acquisition Program Administration, "Regulations on the Certification of Flight Safety for Military Aircraft," p. 8, August, 2020.
- [10] C. M. Lee, W. J. Oh, "A Study on the Structure Analysis of Riveting Process for Aircraft Frame Manufacturing," *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, 19(2), pp. 103-110, February, 2020.
- [11] Defense Acquisition Program Administration, "Standard Airworthiness Certification Criteria for Military Aircraft(Part 1)," pp. 51-701, February, 2020.