항공기체구조의 정밀조립 및 동시설계 기술

박 문 식*
(1998년 7월 2일 접수)

Accurate Assembly and Concurrent Design of Airframe Structures

Moon-Shik Park

Key Words: Accurate Assembly(정밀조립), Assembly Jig(AJ, 조립지그), Concurrent Engineering(동시공학), Coordinated Engineering Datum(절충공학데이텀), Digital Product Definition(DPD, 전산제품정의), Frame Assembly(프레임조립), Key Characteristics(KC, 주특성), Part-to-Part Indexing(부품대부품인덱싱), Process Capability Ratio(Cpk,공정능력지수), Statistical Process Control(SPC, 통계적공정관리), Tooling Index Plan(치공구인덱스계획)

Abstract

In design and manufacturing airframe structures which are composed of a lot of sub-assemblies and large complex profile shapes it is difficult to reduce so called hardware variations. Accordingly cost increasing factors for manufacturing airframe parts are much more than other machine parts because of the variability of fabricated details and assemlies. To improve cost and quality, accurate assembly methods and DPD techniques are proposed in this paper which are based upon using CAD/CAM techniques, the concept of KC's and the coordinated datum and index throughout the design, tooling, manufacturing and inspection. The proposed methods are applied to produce fuselage frame assemblies and related engineering aspects are described regarding the design of parts and tools in the context of concurrent digital definition. First articles and consequent mass production of frame assemblies shows a great improvement of the process capability ratio from 0.7 by the past processes to 1.0 by the proposed methods in addition to the cost reduction due to the less number of tools , reduced total assembly times and the space compaction needed by massive inventory. The need to achieve better Cpk, however, and future studies to be investigated will be addressed briefly.

1. 서 론

항공기체는 매우 많은 단품들로 구성되어 있고 다양한 기능들의 조화로 그 성능을 발휘하므로 상호 연관성 및 간섭 현상들이 많다. 예를 들어 B747 여객기의 경우 약 1천만개의 부품들로 이루어진 조립체로 되어 있다. 반면에 주문량은 작아 소량생산이고 고객들의 요구조건도 다양하여 주문에 의한 설계 및 생산 (Design-to-Order, Make-to-Order)이 이루어져야 한다.

품질과 가격은 제품 경쟁력의 두 가지 요소이다. 항공기체와 같은 복잡한 조립품의 경우 품질과 원가에 가장 심각한 저해요인은 생산공정의 능력 부족에 기인한 생산품의 편차(deviation)에 의한 재작업(rework) 및 결품(scrap)이라고 할 수 있다. 이러한 종류의 수정작업을 위한 노력은 항공기 생산에 필요한 직접노동(direct labor)의 약 40%에까지 이르는 것으로 알려져 있다.

이와 같은 조립에 필요한 막대한 반복비용(RC, recurring cost)을 경감시키기 위한 방법으로서 여러 가지 경제작(lean manufacturing) 기법들이 이용되고 있는데 이는 주로 생산공정의 통계적 관리

* 회원, 한남대학교 기계공학과
E-mail : moonpark@eve.hannam.ac.kr
TEL : (042)629-8278 FAX : (042)629-7541

(SPC) 방법을 이용한다. 통계적 공정관리는 기본적으로 정량적 측정과 여러 가지 분석 방법들에 의존한다. 그러나 다단계 조립체에 대한 단품(detail) 혹은 부 조립체(sub assembly)의 경우, SPC를 위한 측정대상을 선정하는 데 있어서, 최종 고객의 만족과 최상위 요구조건을 충족시키도록 하는 세심한 배려가 필수적이다. 즉, 상위 요구조건을 계층적으로 하위 부조립체로 흘려내림(flowdown)이 적합해야 하고, 측정할 대상이 점차 세분화되고 그 수가 많아짐에 따라, 이들의 일관성을 유지하면서 변질되지 않게 전달하는 것이 중요하다.

일반적으로 다품종 소량 생산 요구에 적응토록 유연생산시스템(FMS) 및 컴퓨터 통합 생산(CIM) 기법이 권장된다.[1] 예를 들어 단순 공정의 경우 공작물의 취급(handling) 및 설치(setup)에 산업용 로봇을 이용하고 공작물 가공시 CNC 공작기계를 이용하여 FMS를 구축할 수 있다. 그러나 복잡한 조립체의 경우 자동화를 구현함에 있어서는 무고정구(fixture free)를 실현해야 하는데, 이를 위해서는 두 개 이상의 협조로봇이[2] 필요하게 되는 등 현재기술로서는 구현이 쉽지 않은 실정이다. 또 단순한 공정에 대해서는 지그(jig) 및 고정구(fixture)의 모듈화를 적용하였고[3] 그로 부터 발전된 개념의 고정구 자동 형상 설계[4,5] 및 설치계획법과 고정구계획법 등에 의해 자동화가 가능하지만[6] 그러나, 다수의 위치자(locator)들과 고정구들로 구성된 조립지그(AJ)를 반드시 필요로 하는 항공기체의 제작에 있어서는 다수의 기체부품들과 치공구(tooling) 구성품들 간의 충돌, 간섭, 접근성, 그에 따른 설치계획 및 작업계획 등의 난제로 인하여 자동화에 어려움이 따른다. 따라서 항공기체의 제작시 FMS의 구현을 위해서는 원가와 품질의 측면에서 설계-치공구-제작공정을 함께 고려한 각각의 요소 기술들의 체계적 연계와 구성 즉, 동시공학적 기법이 선결되어져야 한다. 항공기 기체구조물의 독특한 특징 중에서도 형상이 곡면이고 유연한 점과 크기에 비해 상대적으로 정밀한 공기역학적 표면 공차의 요구도 등으로 말미암아 다량의 치공구가 필요하며 -이는 항공기 개발비 즉, 일회성 비용(NRC, Non-recurring Cost)의 절반 이상을 차지한다- 치공구의 기획 및 제작단계에서의 제품의 완전성 유지가 조립품의 품질에 지대한 영향을 끼치므로 기존의 수기설계, 현장맞춤식 제작방법으로부터의 개선이 요구되어져 왔다.

궁극적으로 SPC를 통한 품질향상을 위해서는 제품 계층단계별로 적절한 공차 부여(tolerance allocation), AJ의 설계 및 제작에 있어서 기체부품과의 동시설계, 기체 설계시의 데이텀과 인덱스 및 주특성(KC) 정의[7] 등이 해결되어야 한다. 더욱이 최근에는 형상 정의에 있어서 이론적으로 엄밀한 공칭치수(nominal dimension)의 표현이 가능한 전산형식(digital format) 자료를 이용하므로 치공구 및 제품에 공차 배분이 가능하게 되었다.[8] 따라서 기존 치공구 개념인 부품대고정구(part-to-fixture) 인덱싱에서 점차 부품대부품(part-to-part) 인덱싱으로 대체하여 AJ 및 고정구의 수를 대폭적으로 줄일 수 있게 된다.

본 논문에서는 항공기체 제작에 있어서 SPC를 통한 정밀 조립이 가능하도록 CAD 모델을 활용한 전산제품정의(DPD) 및 치공구정의에 관련된 제반 기술적 요소들을 정립하고 특히, 설계-치공구-조립-검사 단계를 거치면서 품질요소를 유지시켜 주는 주특성의 개념을 제안하고 이에 대한 일반적 지침과 특징들을 예시하였다. 그리고 종래의 수기도면 및 마스터 툴에 의해 생산하던 B747-400 항공기 동체를 동시공학적 방법에 의해 재개발(re-engineering)하면서 적용한 사례를 제시하고자 한다.

2. 정밀 조립 기술

항공기체 제작에 있어서 정밀조립(accurate assembly)이란 단지 부품 및 조립의 공차가 작은 것을 의미하지는 않는다. 이는 설계 및 생산에 파급되는 종합적 의미로써, 설계에 있어서는 기존의 공차가 없는 2D 수기도면 혹은 1:1 마일라(mylar) 방식에서 3D 전산 제작자료를 작성하고 상위 조립체에서 요구되는 규격을 달성하기 위해 부조립체 및 단품에 공차를 분배함을 의미하고(top-down), 치공구에 있어서는 모든 주요 부품들에 대해 조립지그를 적용하던 것에서 공차관리를 통한 탈치공구화, 즉 부품 대 부품 혹은 구멍 대 구멍(hole-to-hole) 인덱싱을 확대 적용하는 것을 의미하며, 조립에 있어서는 현장맞춤이 아니라 요구되는 공차에 맞추어 나감으로써(bottom-up) MMC 치수로 단품을 만들거나 쉬밍(shimming),

트리밍(trimming) 등의 재작업 요소들을 없애고, 따라서 최종 조립품의 품질을 향상케하는 것이다. 여기서 서로 다른 부서들 간의 공통 데이터 베이스인 CAD 자료는 부품의 기하학적 정의는 물론 치공구 기준 정보와 NC관련 공정정보, 좌표측정기(CMM)용 검사 정보까지 포함하는 독특권(Sole Authority)을 갖게 된다.

2.1 절충된 데이텀과 인덱스

CAD화 되지 않은 설계 뿐만이 아니라 종래의 대부분의 CAD 화된 설계에 있어서도 정밀 조립 및 SPC를 구현하기 어려운 데에는 다음과 같은 몇 가지 문제점이 있었으므로 먼저 이에 대한 개선이 필요하다.

- 도면 트리와 제작 트리의 불일치(Fig. 1 참고)
- 도면 데이텀(datum)과 부품 인덱싱(indexing)의 불일치 (Fig. 1 참고)
- 제작트리에 거쳐 인덱싱의 일관성 결여
- 치공구가 가변측정(variable measurement)에 부적합하게 설계됨
- 인적자원의 기능적 조직에 기인한 계층적 부품 구조 결여

여기서 특히 강조되고 있는 점은 제작시의 부품 인덱싱과 SPC를 위한 주특성 혹은 주요변수를 현장에 맞게 설정하여 설계 도면에 적용하고, 개발 자원을 계층적으로 구성한다는 것이다. 이와 같이 설계단계에서부터 치공구, 조립 및 검사 간에 상호 절충된 데이텀과 인덱스 그리고 KC를

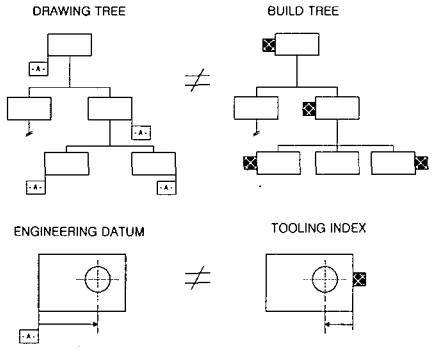


Fig. 1 Drawing tree does not match with build plan and tooling index plan

가짐으로써 상위 단계(customer)의 요구조건을 변질됨이 없이 부조립 단계(supplier)로 전파시킬 수 있고 제작 단계에서의 많은 재작업 및 결품을 제거할 수 있는 것이다. 그러므로 기존의 방법론상 단지 최종부품(end item)의 형상 정의와 상호 간섭의 제거에 중점을 두어온 제작대로의 설계개념(design as built)에서 더 나아가서 치공구, 조립, 검사의 각 공정까지를 고려한 매우 향상된 제작대로의 설계가 가능케 된다. 요약하면 다음과 같다(Fig. 2).

- 조립단계 체계와 동일한 도면체계
- 절충된(coordinated) 데이텀과 인덱스
- 설계는 Top-down 방식, KC는 하달(flowdown)
- Bottom-up으로 조립시 공급자 - 고객 (supplier - customer) 관계 형성

그러나 생산 현장은 항상 경험에 바탕을 두고 있으므로 경험의 범주를 벗어나거나 새로운 개념의 설계에 대해서는 구체적인 제조정보를 제공하지 못할 수도 있다. 이때 현장은 설계실험(DOE)을[9] 통해서 데이텀, 인덱스, KC 등을 검증 및 지적할 수 있도록 준비되어야 한다. 만약 그렇지 못할 경우 그 대안으로서 설계자는 통계적 모사기법이나 확률변수를 도입한 강건최적화 기법을 응용할 수도 있을 것이다.

2.2 주특성(Key Characteristic)

제품의 품질에 대한 고객만족도는 성능이나 운용수명, 유지 및 보수, 외관 등이다. 이와 같은 상위 요구조건들은 하위 단계에서 단품의 치수

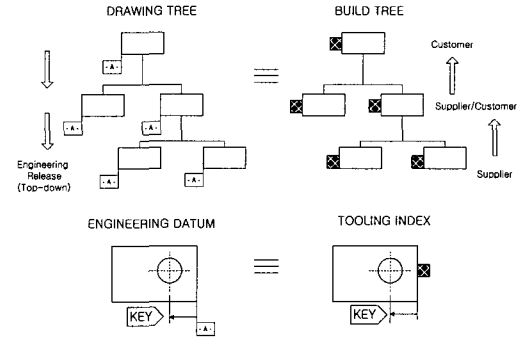


Fig. 2 Enhancements to the conventional "design as built" concept

및 공차나 공정변수로 정량화 된다. 그러나 비록 모든 단품이 공차 범위를 만족하고 있다 할지라도 부품들 마다의 편차량의 영향은 서로 다르게 나타난다. 일반적으로 큰 조립체의 부조립체 및 단품에 있어서는 수많은 부품의 개별 공차를 SPC로 관리하기란 불가능하며, 특히 다수 외주품을 납품받아 조립하는 경우 나타나는 일부 특징들의 편차의 영향은 매우 중요하다. 여기서 고객(상위 조립체)의 요구조건에 큰 영향을 미치는 특징요소들은 별도로 선별하여 관리해야 할 필요가 있다. 이러한 요소들을 주특성(KC)이라 하고 특별히 설계도면에 함께 표기한다.

공차 외에 부가적으로 KC를 설계에 적용하는 이유는, 첫째로는 막대한 제작비용을 들여 공차를 줄이지 않고도 - 흔히 공차를 줄이는 것은 불가능할 때도 있다 - 공칭치수로부터의 편차로 인한 품질 손실의 기회를 기획단계에서부터 고려하여 줄이자는 것이며, 또한 제품생산 초기단계에서 KC의 검사 결과 분포를 관찰해가면서 공정의 개선을 기함으로써 더한층 좋은 품질을 얻고자 하는 것이다. 특히 소량생산의 경우에 있어서는 단위공정 자체의 개선 보다는 KC의 올바른 선정, 설계 및 치공구 개념에서의 적용을 통하여 재설계, 치공구 결품, 초도품 결품 등의 기회를 줄이는 것이 더욱 중요하다.

예를 들어 Fig. 3에서 보인 바와 같이 주익의 경우 성능과 맞춤에 관련된 KC들에는 익형의 윤곽(profile), 조정면 변위, 윙박스 스킨과 앞전, 뒷전 익형 윤곽들 간의 간격(gap) 그리고 면도(fair) 등이 있고, 운용 수명과 관련하여서는 스킨패널의 피로수명 강화처리의 공정 파라미터, 세부계통 장비들의 평균고장수명(MTBF) 등을 들 수 있다. 이와 같은 KC들은 법규 및 요구조건, 정책적 결정 등에 의해 정량화 된다.

KC의 선정 및 하달시에는 공장 인력 및 설비의 능력, 경험적 노하우에 따라 달라지므로 설계, 치공구, 제작, 품질팀 등의 핵심요원이 한 테이블에서 상쇄연구(trade-off study)를 수행하여야 한다. 만약 규모가 큰 사업이라면 종래의 벽(wall) 쌓기 조직에서 과감히 제품조직(IPT, Integrated Product Team)으로 조직개편이 권장된다. IPT 조직에서는 기존 부서의 모든 기능들이 대단위팀 내부에 존재하게 되므로 벽이 존재하지 않는다. 그러나 아직은 KC의 선정에 있어서 정성적/경험적 방법에

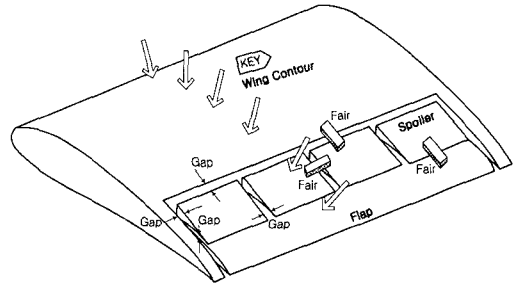


Fig. 3 Example of high level fit and performance KC's for the wing structure

의존하고 일반화된 이론이나 지침이 부족한 실정이므로 최적의 효과에서 매우 벗어난 결과를 줄 수도 있다. 따라서 KC를 적용코자 할 때는 신중을 기하고 반드시 KC의 수를 최소화 하는 노력과 아울러 다음과 같은 필수적인 자격조건을 확인해야 한다.

- 고객에게 의미가 있어야 할 것
- 고객에게 필요한 인덱스와 연관지어 측정가능해야함
- 측정을 통해 공정을 조절 및 개선 가능해야함

이 밖에도 KC는 다음과 같은 속성들이 있다.

- 맞춤(fit)과는 다르다.
- 데이텀을 전달받아야 한다.
- 설계도, 제작/치공구계획 등과 동시에 배포된다.
- STA(Station), WL(Water Line), BL(Buttock Line) 값과는 별개의 것이다.
- GD&T 방식이 아닌 X,Y,Z 성분으로 표기한다.

GD&T를 이용함으로써 정밀조립을 위한 데이텀과 공차부여를 용이하게 하지만, SPC를 이용하여 공정관리나 개선을 하기에는 충분하지 못하다. 예를 들어 직경으로 메겨진 구멍의 진위치도 공차에 KC가 주어지면 편차 값이 반경으로 측정되는데 이는 좌우상하의 구별이 없어지게 되어 그것을 기준으로 공정관리를 할 수 없다. 즉, GD&T로서는 Go/No-Go 개념의 측정만 가능할 뿐 가변측정을 할 수 없으므로 SPC를 위해서는 부

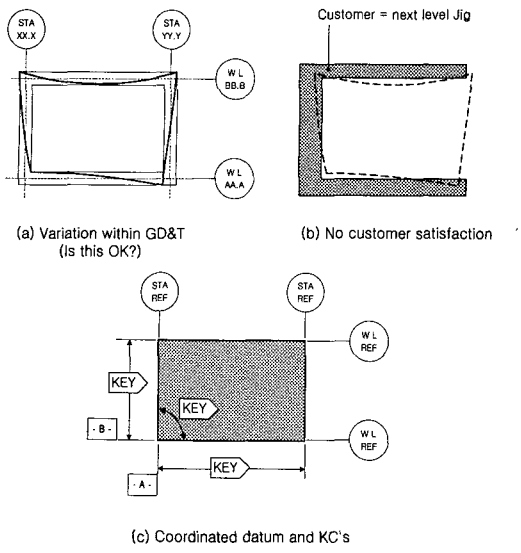


Fig. 4 GD&T is insufficient for the customer satisfaction

가적인 제작계획을 필요로 하게 된다. Fig. 4에서 간단한 판재에 대한 GD&T 기준의 합격품이 고객의 요구조건에 만족되지 못하는 것과 이에 대한 대책으로써 KC를 도입하여 개선한 도면을 표시하였다. 따라서 SPC를 위해서는 GD&T는 불완전하며 KC를 나타낼 때는 X,Y,Z 좌표 방식으로 표기해야 한다.

2.3 SPC를 통한 공정 개선

절충된 데이텀과 인덱스가 설계에 적용되고 이를 기준으로 가변 측정해야 할 KC가 선정되면 적절한 제도 표준에 의거하여 KC를 도면에 KEY XX (여기서 XX는 피쳐 코드)라고 표기하고 이에 따라 치공구 설계가 되어야 하고 측정 및 검사가 이루어지게 된다. 여기서 KC는 항상 값으로 측정 가능해야 하는데 항공기의 대부분 주요 부품들이 곡면 윤곽을 이루고 있으므로 측정 대상이 무수히 많은 서로 다른 점들로 표현된다. 이때는 곡면 전체를 KC로 부여하지 않고 고객에게 가장 의미가 있는 일부 점들 혹은 일부 구간을 추출하여 부여한다. KC의 검사 및 분석을 통한 공정관리를 할 때에는 항상 다음과 같은 궁극적인 목표를 확인해야 한다.

- 공정이 통제 되고 있는가(control)
- 공정 능력이 있는가(capable)
- 고객이 만족하는가

여기서 공정이 통제되지 않고 있다면 공정 자체 보다는 KC 선정에 모순이 있었는가를 생각해 보아야 할 것이고, 공정능력이 없다면 공정상의 문제나 공차의 관리한계값의 적절성을 검토해야 할 것이다. 공정능력의 척도로서 공정능력지수(Cpk)를 사용하는데 Cpk=1.0 이면 관리한계내에 있어(6σ) 공정능력이 있음을 나타내고 Cpk=1.33 이면 관리한계내 약 75% 폭으로 평균값(mean)의 주변에 집중 분포하고 있음을 의미한다. 항공기체 제작에 있어서 기존의 공차의 일률적인 적용 방식으로는 약 Cpk=0.7 정도의 공정능력을 내고 있으나 정밀 조립 기술을 적용할 경우 안정된 공정의 목표치로 Cpk=1.33을 잡고 있으며 공정 개선 노력으로 Cpk>1.33도 가능한 것으로 알려져 있다.

SPC는 무엇보다 먼저 몇 가지 도구들이 제공되는 사고방식의 하나라고 생각해야 한다. 이론과 절차가 마련되었다고 해서 SPC를 구현할 수 있는 것이 아니다. 오직 부단한 연습을 통해 직접체험과 손에 익은 습관으로 진정한 사고방식의 전환이 요구되는 것이다.[10] 그리고 본 논문에서 언급되는 SPC는 종래의 품질관리와는 그 범위(scope)가 다르다. 초기의 품질관리는 최종품의 검사 위주로 수동적이었다면 여기서는 설계와 제작을 동시에 볼 수 있으면서 KC라는 공통의 언어를 사용하여 제품 개발자로서의 능동적인 자세까지를 필요로 한다.

3. 제품과 치공구의 동시설계 기술

3.1 제품 정의

항공기체의 각종 평면도, 배치도와 외형이 MDS(Master Dimension Surface) 형태로 확정되고 부재의 치수결정(sizing)이 되고 나면 부품 정의를 시작할 수 있다. 여기서 MDS나 중심선(centerline)은 보통 게이지면(gage surface)들로써 차후 치수변경 필요시에 기준면들이 되지만, 내부 구조물의 경우에 있어서는 상위조립체의 치수에 종속적인 경우도 발생하므로 게이지면과 비게이지면을 구별해야 한다.

제품트리를 기초로하여 도면트리를 구성한다.

이때 제품트리 및 도면트리는 조립공정 순서와 일관되게 만들어야 하므로 생산 현장의 제작계획(manufacturing plan)을 반영하고 각각의 부품에 대한 단위공정을 파악한다. 조립계획 및 생산공정 파악을 위해서는 부품의 형상 및 체결 방식등을 필요로 하게 되므로, 이때 유사기종의 도면이나 배치도 등을 참고한다. 도면트리가 작성되면 이를 바탕으로 CAD 모델 계획을 수립한다.

항공기의 형상과 배치 등의 개념설계가 완성되고 자작/외주(make or buy) 여부가 결정되면 앞에서 언급된 방법에 의해 KC가 선정되고 하달과 수렴과정을 거치게 된다. 도면트리상의 어떤 단계를 기준으로 하여 상하 단계간 즉, 공급자-고객의 관계를 정의하고 서로 간의 요구조건 및 KC를 전달한다. KC가 결정되면 이를 기준으로 부품마다 데이텀을 결정한다. 이때는 치공구 인덱스 계획(tooling index plan)을 고려하여 도면의 데이텀과 치공구의 인덱스가 일치하도록 한다.

치공구 정의시 KC의 가변측정을 위한 방안을 미리 확인해 두어야 하며 검사할 항목을 수집하여 설계에 반영한다. 검사용 측정기는 가능하면 표준형을 쓰고 표준형이 없다면 별도의 방안과 측정기를 제시해 주어야 한다.

KC와 데이텀이 정해지면 기하학적 정의를 완성하고 GD&T를 사용하여 치수와 공차를 메긴다. KC를 포함하는 부분은 물론이고 조립상 중요한 부분은 데이텀을 기준으로 적절한 공차를 부여하고 나머지는 일반공차로 가져간다. 여기서 CAD 모델에는 단품 솔리드 뿐만이 아니라 치공구 설계에 필요한 모든 기준면, 선, 곡면을 포함하고 있어야 한다. 또한 NC 공정이 필요한 경우에는 솔리드 외에 솔리드를 창생한 원형을 필요로함은 물론이다.

따라서 제품정의가 완성되어 감에 따라 다음과 같은 항목들이 동시에 결정된다.

- 제품트리 및 도면트리
- KC를 포함하는 종합 도면(integrated CAD drawing)
- 제작 계획(manufacturing plan)
- 치공구 인덱스 계획(tooling index plan)
- KC 측정 계획(measurement plan)

본 논문에서 제시된 동시공학적 설계 방법을 적용한 예로서 B747-400 항공기 동체의 재설계를 사용하였다. 항공기 외형과 배치를 제외하고는 모든 설계과정, 제작과정에 동시공학을 적용하여 품질과 가격을 획기적으로 개선코자 하였다. DPD 방법으로 항공기 타입/버전(type/version)을 관리하므로 비용을 줄이고 공차관리 및 부품대부품 인덱싱의 적용으로 치공구의 수를 줄이며 KC 및 정밀조립을 적용하므로써 반복비용을 획기적으로 줄이고자 한다.

Fig. 5 와 같은 동체 프레임 조립체(frame assy)의 경우를 살펴 보면 먼저 다음과 같은 피쳐(feature)들을 가지고 있다.

- OSP(Outer Surface Profile) : 스킨의 ISA (Inner Skin Area)와 맞닫는 표면
- ICML(Inner Cabin Mold Line) : 객실 내장재(interior)와 맞닫는 표면
- Fail Safe Chord Profile : 페일세이프(F/S) 코드와 스트링거(stringer)가 맞닫는 표면, STA Plane과 수직함
- EOP(End of Part) : 프레임 조립체의 끝, 다음 조립체와 버트체결(butt joint) 이룸
- 마우스홀(M/H, Mouse Hole) : 스트링거가 지나가도록 프레임을 파낸 부분
- STA 면(Plane) : 프레임 호칭 중심선(centerline)에 정의된 평면, 웨브(web)의 아래 혹은 윗 면

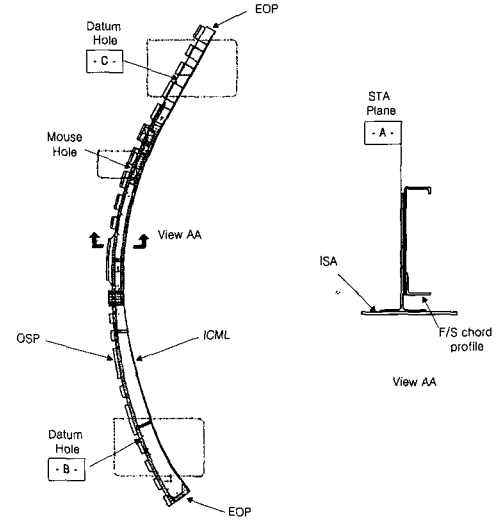


Fig. 5 Major features on a frame assembly

프레임 조립체의 구성 단품들에는 위와 같은 피쳐들을 포함 하고 있는 것과 그렇지 않은 것들이 있는데 전자의 경우는 Integral web, Shear tie, Fail safe chord, Inner chord와 같이 공차로 관리할 것들이고, 후자의 경우 Splice fitting, Stiffner, Doubler 등 일반 공차를 적용하는 것들로 분류한다. 여기서 STA 면은 가능하면 게이지면으로 일치시키고 웹의 두께는 앞쪽(fwd)과 뒤쪽(aft) 중에 적절한 방향으로 잡는다.

프레임 조립체에 적용되는 KC들은 스킨패널 조립체와 함께 동체섹션 조립을 하게 되는 상위 조립 단계를 고객으로 생각하여 동체섹션 조립자로부터 내려 받는다. 즉, 스킨패널과 프레임을 조립할 때 프레임의 편차가 동체섹션 조립자에게 크게 영향을 미치는 요소들을 보면 다음과 같은 것들이 있다.

- Type-1 M/H에서 ISA와 F/S 코드 OML 사이 거리 : 편차가 stringer 조립 방해함(Fig. 6(a))
- Type-2 EOP에서 ICML과 F/S 코드 OML 사이 거리 : 편차가 조립시 F/S 코드 간의 단차 유발(Fig. 6(b))
- Type-3 EOP 구간에서 ICML의 위치 : 편차 발생시 프레임 조립체간 단차 유발(Fig. 6(c))
- Type-4 Floor Grid 위치에서 ICML 위치 : 편차 발생시 Floor Grid와 조립이 어려움(Fig. 6(d))
- Type-5 페인트 두께 : 두꺼우면 무게 증가 유발

여기서 페인트 두께에 대한 KC는 항공기 중량 제한이라는 최상위 요구조건으로부터 하달되어 온 것이다. 그 밖에도 필요하다고 인정될 경우 다른 요소들도 KC로 관리할 수 있다.

이와 같이 KC가 정의 되었으므로 이제 데이텀을 정해야 한다. 먼저 웹의 STA 평면을 기본 데이텀(primary datum, -A-)으로 하고 치공구 인덱스 계획을 수립할 때, 프레임조립체를 동체에 붙일 때는 구멍대 구멍(Hole to Hole) 인덱스 방법으로 조립하여 AJ 수를 줄이기로 한다. 그러므로 프레임 조립체에는 자체에 조립용 인덱스를 가지고 있어야 한다. 여러 가지 방법이 있을 수 있으나 여기서는 스킨패널 조립체상에 거리가 가장 먼 서로 다른 두 개의 스트링거클립(stringer clip)의 구멍과 이에 대응되는 프레임 조립체의 웹의 리벳 구멍(-B-, -C-)을 인덱스로 사용한다.

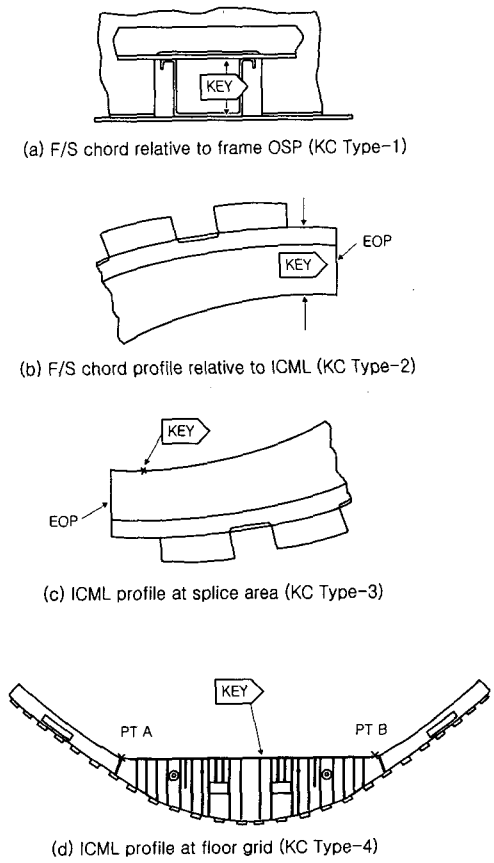


Fig. 6 Typical KC's for the frame assembly

이 인덱스 홀을 프레임 조립체의 보조 데이텀으로 사용하고 특징별로 GD&T를 부여한다. 판재성형 혹은 절삭가공 등의 단품 공정에 따라 다소 차이가 나지만 크게 분류하면 다음과 같다.

- -A- primary datum : ▱ .020
- -B- datum hole : ⊥ Ø .005 Ⓢ A
- -C- datum hole : ⌖ Ø .010 Ⓢ A B Ⓜ
- Integral web OSP/ICML : ⌓ .060 A B Ⓜ C Ⓜ
- Loose type OSP/ICML : ⌓ .045 A B Ⓜ C Ⓜ
- Add-on type OSP (one-by-one shear tie) : ⌒ .020 A D
- -D- -E- Added datum for KC Type-1 & 2 : ⌒ .025/26.00 A
- EOP butt joint : ⌒ .030 A B Ⓜ C Ⓜ

- F/S chord OML @ KC Type-1 & 2 : ⌓ .050 A D & ⌓ .050 A E
- ICML at KC Type-3 & 4 : ⌓ .045 A B(M) C(M)

여기서 KC는 도면에 표기할 때 상기 GD&T를 기준으로 하여 KC Type-1과 Type-2는 치수로, Type-3과 Type-4는 좌표 값으로 표시된다.

3.2 치공구 정의

정밀조립 방법론에서는 부품정의와 동시에 제작계획과 치공구 인덱스계획이 완성되므로 이와 병행하여 조립지그용 치공구의 정의에 착수할 수 있다. 항공기체 부조립체의 경우 각 단품들을 항공좌표계 상에 설치(setup)하기 위해서는 조립계획의 순서에 따라 부품 정의에서 표시된 데이텀을 인덱스로 사용하여 위치자(locator)들을 창생하고 배치한다(Fig.7(a)). 정밀도가 요구되지 않고 조립 순서에 영향이 없는 기타 단품들은 지시구멍(pilot hole)을 이용하여 위치자 없이 설치한다(Fig.7(c)). 여기서 고정 클램프들을 사용하게 되는데 유연한(flexible) 단품의 경우(Fig.7(b)) 조이는 힘에 따라 위치에 변형을 줄 수도 있으므로 유의한다. 만약 단품들을 치공구에 설치하는 과정중에 인덱스 외의 다른 부분의 위치를 확인하면서 설치의 신뢰성을 높이기 원한다면 적절한 위치마다 비접촉 옵셋(offset)형의 점검용 고정구를 두어 간극게이지(filler gage)로 중간 중간 확인한다. 길이가 긴 각종 코드(chord)류들은 유연하기 때문에 이러한 점검고정구(check fixture)들이 필요하다(Fig.7(b)).

KC의 측정을 위해서는 CMM에서 검사 조건을 구현할 수 있도록 별도의 검사용 고정구를 만들고 좌표측정은 CMM으로, 치수측정은 치수측정기로 그 밖에도 별도로 고안된 측정구들을 사용하여 측정한다. KC를 제외한 기타 공차의 검사는 일반적인 Go/No-go 개념의 검사방법을 사용하여 비용을 줄일 수 있다. 만약 검사를 이분화하여 CMM의 부하를 줄이고자 한다면 일부 검사를 조립 치공구상에서도 할 수 있다. 단, 조립치공구의 정밀도가 검사용으로 사용하기에 충분한가 확인되어야 한다. 이때는 조립후에 모든 인덱스의 접촉과 클램프를 해제하고 검사조건을 만든 다음 점검고정구를 사용하여 검사한다. Fig. 8에 조립이 완성된 하나의 프레임의 대표적인 검사 항목

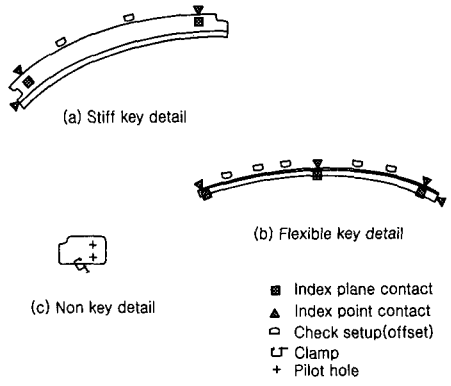


Fig. 7 Generic indexing plan for details setup

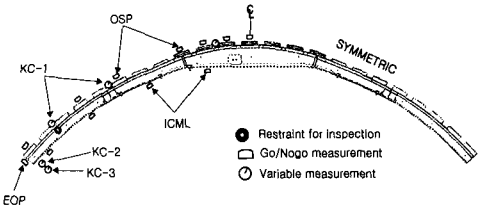


Fig. 8 Generic measurement plan for frame assembly

들을 표시하였다.

항공기체의 치공구의 형상설계는 특성상 다수의 위치자, 점검고정구, 클램프 등으로 공간상 매우 혼잡하므로 상호 간섭을 피하도록 배치에 주의한다. 본 동체 프레임의 경우에서는 수동 리벳작업으로 인한 인건비를 줄이고 조립품의 품질을 높이기 위해 자동리벳기(drivmatic)를 사용하여 CAD 제품정의로부터 직접 패스너(fastener) 위치를 읽어 NC화하여 작업하도록 하였다. 그리고 다수의 프레임 조립치공구(100여 개) 취급을 용이하도록 하기 위하여 선반형식(rack)의 자동창고를 설치한다. 그러므로 프레임 조립 치공구는 리벳작업시 부품과 각종 위치자, 고정구뿐만이 아니라 자동리벳기 작업조건과 자동창고 취급조건 등을 종합적으로 반영하여야 한다. 따라서 치공구 설계시에는 항공부품이 정의된 3차원 CAD 공간속에서 공간중첩(space overlay) 기법을 활용하여 직접 치공구 부품을 정의하므로써 다양한 조건들에 의한 각종 간섭을 피할 수 있다. Fig. 9에 완성된 하나의 조립 치공구를 보여주고 있다.

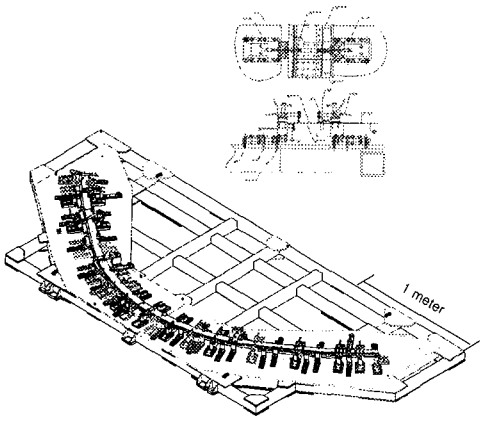


Fig. 9 Assembly Jig defined digitally along with engineering part

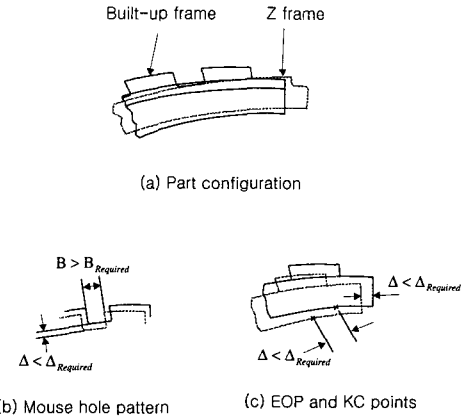


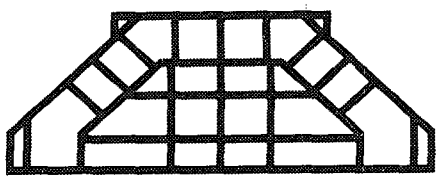
Fig. 10 Commonality considerations for grouping of frames

항공기체의 부조립체는 대부분 결코 같지는 않지만 유사한 형상이 반복되는 형태이다. 동체프레임과 주익의 리브, 스킨패널 등은 형상(topology)이 비슷하면서도 각각 서로 다른 곡면과 기하학적 정보로 표현된다. 본 동체 프레임의 치공구 설계에서는 기존의 1:1 치공구 설계개념으로부터 적절한 작업부하에 근거하여 주요 피쳐들과 M/H 유형이 크게 다르지 않은 인근 프레임들 몇 개를 단위로 그루핑하여 동일 치공구에서 조립할 수 있도록 적용하였다. 여기서 그루핑을 하기 위해서는 먼저 공통성(commonality)을 검토해야 하는데 프레임의 경우 크게 Fig. 10과 같은 사항을 고려해야 한다. 이와 같은 다용도 치공구에서 조립시에는 그룹핑내의 서로 다른 프레임들을 설치할 때마다 각각의 위치를 잡아주도록 위치자 및 고정자들에 위치 구멍(positioning hole)을 설치하거나 착탈식(detachable) 위치자/고정자들을 사용하여 적용하였다. 이때 공압식 클램프, 위치자 등을 사용하면 설치 시간을 줄일 수 있다.

프레임 조립도에 명시된 공차를 만족하기 위해서는 프레임 단품에서 차지하는 공차와 치공구 단품 즉, 인덱스가 차지하는 공차로 적절히 배분하여야 한다. 그리고 비록 치공구가 모든 공차를 만족한다 하더라도 작업조건에 따라 치공구 자체의 변형이 있을 수 있는데, 예를 들어 무거운 치공구가 자중에 의한 처짐을 발생한다든지, 주변 온도 변화에 의한 열변형 등이 있으므로 이를 분석하는 것이 필요하다. 본 조립치공구는 수평형의 거치대를 가진 드라이브매틱에 6점 지지로 놓여지게 되므로 해석결과 자중에 의한 변형량이 무시할 수 없음을 알 수 있었다. 따라서 치공구 기본구조골격의 강성을 높여서 처짐량을 줄이기 위해서는 토폴로지 최적화 설계가 필요하였다. Fig. 11에 초기 개념의 토폴로지와 개선된 구조물의 토폴로지를 보여주고 있다. 그리고 부재가 알루미늄 사각튜브로 되어 있기 때문에 온도 변화에 의한 변형량도 상당량 발생하므로 일반적인 작업조건 보다 더 엄격한 온도조건을 요구하고 있다. 이와 같이 정밀조립시의 제반 품질저하의 방지를 위해서는 치공구 구조물에 대한 구조해석 및 개념설정 단계에서의 강성최대화 등의 노력이 필수적인 것임을 알 수 있다.

4. CAD 설계 기술

제품 개발 주기에서 CAD는 여러 가지 형태로 적용될 수 있다. 이전에는 주로 공학적 검증용의 모형(mockup)을 CAD 형태로 대체하여 컴퓨터선조립(DPA, Digital Pre-Assembly) 목적으로 사용하



(a) Weldment structure baseline model

(b) Topologically optimized model for the base line structure

Fig. 11 Baseline structure and topologically optimized structure

여 왔으나 최근에는 더 나아가 2.1절에서 언급된 바와 같은 제작대로의 설계(design as built) 개념을 적용한 가상제품(Virtual Product) 혹은 컴퓨터 제품정의(DPD, Digital Product Definition)에까지 이르고 있다. 이러한 수준의 CAD 자료에서는 최종적인 제품의 형상정의는 물론 치수, 공차, 제품번호, 공정주기 등 제작에 필요한 모든 정보를 완벽하게 표현해야 한다. 따라서 3차원 공간 모델, 표준에 맞는 도면과 BOM(Bill of Material)을 수록하는데 흔히 기하정보는 전통적인 CAD 프로그램에서 담당하고 비기하학적 정보관리와 형상통제 등의 자동화를 위해서는 제품개발관리(PDM) 프로그램들을 병행하여 사용한다. 특히 CAD 모델 구성시 시간이 많이 소요되는 단순 반복 작업이나 모델 검도시 확인이 어려운 것들을 작성시에는 되도록 IUA (Interactive User Application)를 프로그래밍하여 자동적으로 해결케 하므로써 수작업시의 실수의 부담을 줄이고 정확도를 높인다. 본 치공구의 설계 및 제작에 있어서 수 많은 위치자의 레이저트랙커(laser tracker)를 이용한 설치 및 NC 드릴 구멍 위치 창생에 IUA를 활용하여 설계자의 시간 및 검증에 많은 시간을 절약하였다. 본 장에서는 CATIA[11]를 이용한 분산계산환경 하에서 수반되는 몇 가지 제약들을 극복할 수 있도록 하는 기체부품과 치공구의 CAD 설계시 고려해야 할 몇 가지 사항을 언급한다.

CATIA에서 제품형상은 솔리드(Solid)로 표현된다. 이 솔리드는 와이어프레임 혹은 곡면 형태의 원형들로부터 몇 단계를 거쳐 완성되므로 창생이력을 가지고 있어서 데이터가 매우 커진다. 그러나 설계가 완료되어 제품정의가 배포될 때는 이러한 경과정보가 필요 없으므로 격리(isolate)시켜 모두 삭제한다. 단, 치공구 설계나 NC 가공을 위해 정밀한 원형을 필요할 경우에는 해당 점, 선, 면 등을 정한 형식에 맞게 정리하여 남겨둔다.

솔리드에는 정밀솔리드(SOLIDE)와 근사솔리드(SOLIDM)가 있다. SOLIDE는 형상이 정밀하지만 자료 크기가 매우 큰 반면 SOLIDM은 정밀도가 떨어지긴 하나 자료크기가 작다. 그러나 복곡면을 이루고 있는 형상에 대해서는 두 가지 방법 모두 이론적으로 엄밀한 값에서 어느 정도의 오차는 가지고 있으며, 따라서 오차 범위를 조절하므로써 공학적으로 의미있는 형상을 만들 수 있다. 그러므로 설계자는 다음과 같은 서로 다른 종류의 오차를 인지하고 있어야 한다.

- 실수연산의 기계 오차 : ε_{mach}
  X.XXXXXXXXXXXXXXXXE-16 (8 byte)
- 곡면표현의 수학 오차 : ε_{math}
  X.XXXXXE-5 (floating point)
- 도면/제작 오차(공차) : ε_{engr}
  X.XXE-2 (MM)
  X.XXXE-3 (INCH)

그러므로 제품공차에 따라 반드시 $\varepsilon_{mach} << \varepsilon_{math} << \varepsilon_{engr}$ 관계가 확보되어야 한다. 특히 곡면 창생시 곡률의 연속성 뿐만이 아니라 수학적 오차 등을 제품공차에 맞게 적용하는 것이 필요하다. CATIA에서는 공간중첩 개념의 복수모델(multi-model)을 지원하고 있으므로 단품정의, 조립도, 장착도의 소요 자료규모에 따라 단일모델(single model) 혹은 복수모델로 운용이 가능하다. 일반적으로 단품정의는 단일모델에서, 조립도와 장착도의 경우에서는 복수모델, 복수도면을 적절히 활용한다. CATIA에서는 다음과 같은 모델-도면(draft) 정책이 가능하다.

- Single Sheet/Single Model Format
- Multi-Sheet/Single Model Format
- Multi-Sheet/Multi-Model Format

CATIA는 여러 가지 국가적 표준들을 지원하고 있기 때문에 설계자가 적용해야 할 규격을 일일이 적용하기는 매우 번거롭다. 따라서 각 회사에 맞는 도면경계와 형식 및 각종 표준사항, 선호사항 등을 미리 맞추어 놓은 공모델(blank model) 혹은 시드모델(seed model)을 준비하고 그로부터 작업을 시작하도록 한다. 특히 단품 수가 많은 모델의 경우 단품별, 피쳐별 혹은 공정별로 적절히 레이어를 분배하는 것은 매우 유용하다. 대부분 회사별로 미리 정의된 레이어 정책을 가지고 있다.

항공기 부품을 CATIA 공간상에 위치시킬 때는 절대축(*AXS1)을 항공좌표계의 원점으로 일치시키고 X:STA, Y:RBL, Z:WL로 정의한다. 그리고 모든 단품은 항공좌표계상의 공간에 위치시키고 필요에 따라 단품에 편리하도록 지역좌표계(local axis)를 추가하여 사용한다. 이때는 가능한한 지역좌표계를 부품의 데이텀과 일치시켜 치수 및 공차 표기와 일관되도록 한다. 그리고 모델을 저장할 때는 축을 *AXS1으로하여 철한다(filing). 이렇게 함으로써 복수모델 공간중첩시 모든 단품이 제 위치로 오게 되어 다른 특별한 변환공식을 적용하지 않아도 된다.

치공구의 정의에 있어서도 마찬가지 방법으로 치공구 모델을 항공좌표계를 기준으로 위치시키고 필요하면 지역좌표계를 사용한다. 그러나 다용도 치공구에서는 *AXS1을 치공구의 기준축으로 하고 각각의 다른 조립체들의 항공좌표계 원점에 방향을 고려하여 지역좌표계로 설정하므로써 설계 및 NC작업을 용이하게 할 수 있다.

현재의 CAD 자료는 제작시 도면의 필요성을 반영하여 공간모델과 2D 도면이 공존하게 된다. 그러나 형상정의의 원본은 공간모델이므로, 공간자료가 바뀌게 될 경우 도면도 바뀌게 하는 연결성(linkage) 혹은 결속성(associativity)이 매우 중요한데 CATIA에서는 사용자 요구에 따라 자동 적용할 수 있는 부분도 있고 그렇지 않은 부분도 있으므로 기능별로 유의하여 가능하면 결속성이 유지되는 방법을 택하여 사용하는 것이 필요하다. 예를 들어 치수를 공간상의 피쳐들간에 부여하게 되면 도면 내용의 자동 수정이 가능하지만, 주석(annotation) 혹은 기타 2D 요소를 창생하고 거기에 부여하면 공간자료가 바뀌었을 때 치수 수정이 자동으로 이루어지지 않는다.

5. 결 론

항공기 동체를 정밀조립 방법론에 의해 설계 및 생산하기 위하여서 많은 신규 투자를 하였음에도 불구하고 이미 투자비의 50% 정도를 절감하였다. 이는 종래의 8만매에 달하는 마일라 도면을 전자도면으로 대체하였고, 치공구의 수를 줄이고 저장창고의 공간을 줄이고, 결품이나 재작업의 인건비율, 조립에 소요되는 시간 등을 낮춤으로써 가능하였다. 따라서 향후 계속될 생산물량을 통해 생산율을 높이고 소비자 가격을 낮출 수 있게 됨으로써 투자회수는 물론 계속되는 시장 경쟁에서의 선점권을 가질 수 있게 될 것으로 본다.

동체 프레임의 적용에 있어서 품질 관리도의 결과를 Fig. 12에 나타내었다. 여기서 FA-avg는 총 200여종 프레임 가운데 각종 프레임들의 초도품에 해당하는 결과의 평균치이며 M-1부터 M-4까지의 양산의 추이를 보면 매우 빠르게 품질이 안정되고 공정이 통제되고 있음을 보여 준다. 여기서는 공정능력지수로서 K-tag로 나타내었는데 이는 수정조치를 요하는 관리한계 근처의 불량 징후 조립체 수의 백분율을 의미하는 것으로써 1.0%를 Cpk=1.33으로 볼 수 있다. 종래의 동체 프레임 제작에서 공정능력지수 Cpk는 0.7 이하이었으나 정밀조립에 의한 생산에서는 이미

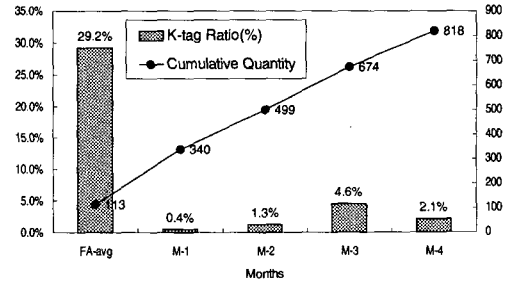


Fig. 12 Quality trends for the accurate assembly fuselage frames

Cpk=1.0에 도달하였다. 그리고 Fig. 12의 M-3에 다소 공정능력이 떨어지고 있음을 나타내고 있는데 이는 늘어나는 작업부하에 대비하여 잘 교육되지 못한 신규 작업자들의 투입의 영향으로 파악되었다. 반면 M1에서는 Cpk>1.33의 양호한 결과를 보여주고 있는데 이는 초도품 이후 품질개선 노력과 신기술에 대한 조직의 추진력에 의한 것으로 판단된다. 그럼에도 불구하고 향후 계속되는 생산에서 Cpk=1.33을 달성하기란 쉽지 않을 것으로 여겨진다. 따라서 정밀조립의 공정능력의 목표치인 Cpk=1.33을 달성하기 위해서는 단품 품질 및 조립치구에 대한 KC의 하달 및 구현이 어느 정도 이루어졌는가에 대한 재평가가 필요하며 특히 현장작업자들의 KC 처리능력을 제고해야 할 것으로 판단된다.

본 논문에서는 여객기 동체 프레임 조립체를 사례로 들어 KC의 선정과 이를 부품설계 및 치공구 설계에 동시공학적으로 적용하여 정밀조립을 해 나가는 과정을 설명하였고 아울러 관련된 CAD 기술을 간략하게 소개하였다. 치수가 크고 곡면형상이 위주인 항공기체 부품에 대하여 이러한 일련의 부품, 치공구, 조립에 의한 공차관리 및 검사를 통한 공정개선 등은 정밀조립 기술의 방법론이며 이때 반드시 부품설계와 치공구설계가 동시 병행하여 일어나야 하고 세밀한 컴퓨터 설계 도구를 이용하여야 하겠다.

B747-400 동체에 정밀조립을 적용하므로써 기존의 SPC 개념조차 적용되지 않았던 제작방식과 공정능력으로부터 나아가 Cpk=1.33을 달성하고 추가적인 치공구 제거 및 생산시간 단축, 원가절감을 이루어 나갈 수 있다는 데 이견이 없다. 그러나 본 논문에서의 접근법은 철저하게 기존의 공정으로부터의 시행착오 및 노하우를 바탕으로 한 재설계 및 재생산에 적용한 결과이므로 전혀 새로운 신제품에까지 확대하여 적용 되려면 향후 다음과 같은 연구들이 추진되어야 할 것으로 본다.

- KC 선정을 위한 정량적 모델의 확립 - FMEA 이나 기타 위험분석 방법, 예를들어 문헌 (12)
- 종래 설계 및 제작공정의 지식기반 확립 - 설계능력이나 제작 공정의 기본 자료의 데이터베이스화
- SPC를 위한 조직의 변화 - 설계자, 생산기술자, 현장작업자의 교육이 중시 됨.
- 치공구와 단품, 조립체의 공차 분배 및 치공구 자동설계 - 항공기 정밀조립의 관건은 치공구이며 사람의 실수를 줄이기 위해 자동형상 설계 등의 연구가 필요함.

정밀조립 기술은 기계조립체의 품질향상과 원가절감을 이루어 고객 만족도를 높여 경쟁력을 갖게하는 새로운 제품의 개발 방법론이므로 이에 대한 연구와 투자를 필요로하고 있으며, 또한 관련된 가공 공정 및 조립공정에 있어서도 전산화 및 자동화의 기술을 적극 수용하여 국가의 자동차, 항공기, 기타 조립업계의 설계 및 제작 여건을 제고하여야 할 것으로 생각된다.

후 기

이 논문은 1999년도 한남대학교 학술연구조성비 지원에 의하여 연구되었습니다. 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

(1) 이규봉, 1997, "첨단생산시스템 개발 사업 추진 현황," 대한기계학회지, 제37권, 제1호, pp. 1~16.

(2) 최형식, 1997, "무고정 조립작업을 위한 협조로봇 매니퓰레이터의 제어에 관한 연구," 대한기계학회논문집(A), 제21권, 제8호, pp. 1209~1217.

(3) Zhu, Y. and Rong, Y., 1992, "A Computer-Aided Fixture Design System for Modular Fixture Assembly," *ASME WAM*, PED-Vol. 56, Anaheim, CA, pp. 165~174.

(4) Trappey, A.J.C. and Liu, C.R., 1990, "A Literature Survey of Fixture Design Automation," *Int. J. of Advanced Manufacturing Technology*, Vol. 5, No. 3, pp. 240~255.

(5) Dai, J.R., Nee, A.J.C., Fuh, J.Y.H. and Kuman, A. Senthil, 1997, "An Approach to Automating Modular Fixture Design and Assembly," *Proc. IMechE* Vol. 211, Part B, *Journal of Engineering Manufacture*, pp. 509~521.

(6) Rong, Y., Liu, X., Zhou, J. and Wen, A., 1997, "Computer-Aided Setup Planning and Fixture

Design," *Intelligent Automation and Soft Computing*, Vol. 3, No. 3, pp. 191~206.

(7) Lee, D.J. and Thornton, A.C., 1996, "The Identification and Use of Key Characteristics in the Product Development Process," *Proc. ASME* 96-DETC/DTM-1235, Irvine, CA, pp. 1~12.

(8) Gerth, R.J., 1996, "Engineering Tolerancing: A Review of Tolerance Analysis and Allocation Methods," *Engineering Design and Automation*, Vol. 2, No. 1, pp. 3~22.

(9) Phadke, M.S., 1989, *Quality Engineering Using Robust Design*, Prentice Hall, Englew]ood Cliffs, NJ.

(10) Chase, N., 1999, "Uses and Abuses of SPC," *Quality*, Vol. 38, No. 5, pp. 80~84.

(11) CATIA Solutions Version 4, *Dassault Systems*, 1995.

(12) Swift, K.G., Rains, M. and Booker, J.D., 1999, "Analysis of Product Capability at the Design Stage," *Journal of Engineering Design*, Vol. 10, No. 1, pp. 77~91.