

엔진 통합설계/해석 시스템의 구성과 개발동향

진상욱* · 김귀순** · 최정열** · 안이기*** · 양수석****

Architecture and Development Activities of the Full Engine Simulation Program

Sangwook Jin* · Kuisoon Kim** · Jeong-Yeol Choi** · Iee Ki Ahn*** · Soo Seok Yang****

ABSTRACT

A virtual engine test based on "Numerical test cell" can extremely reduce the time and cost for the development of a hardware by coupling multidisciplinary analysis. This paper introduces the development activities of full engine simulation programs in U.S.A. and Europe, with the their related techniques(the engineering models, the simulation environment and high performance computing) based on the NPSS(Numerical Propulsion System Simulation). NASA Glenn research center leads the development efforts of NPSS by assembling the current codes and improving their functions. VIVACE(Value Improvement through a Virtual Aeronautical Collaborative Enterprise), a consortium of universities, research centers and companies in Europe, is developing the PROOSIS(PROPulsion Object Oriented Simulation Software). The capability for the domestic development is also estimated by surveying the current status.

초 록

통합 가상 엔진의 "Numerical Test Cell" 시험은 다분야 연계 해석을 통하여 하드웨어의 개발에 필요한 시간과 비용을 줄일 수 있다. 본 논문에서는 미국과 유럽에서의 전체 엔진 시뮬레이션 프로그램의 개발 활동과 NPSS를 바탕으로 관련 기술(공학 모델, 시뮬레이션 환경, 고성능 컴퓨팅)을 소개한다. 미국의 NASA Glenn 연구소는 기존의 코드들을 결합하고 기능을 개선하여 NPSS 개발 연구를 이끌고 있으며, 유럽에서는 대학, 연구소, 기업체로 구성된 VIVACE 컨소시엄이 각 기관의 프로그램을 통합하여 PROOSIS를 개발하고 있다. 아울러 현재의 상황에 대한 고찰을 통하여 국내 개발의 가능성을 살펴 보았다.

Key Words: Propulsion System(추진기관), Multidisciplinary(다분야), Gas Turbine Engines(가스 터빈 엔진), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), NPSS, PROOSIS

† 2007년 6월 4일 접수 ~ 2007년 7월 12일 심사완료

* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과

** 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원 엔진팀

**** 종신회원, 항공우주연구원 첨단추진기관팀
연락처, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

1. 서 론

현대적인 가스터빈 엔진의 기초이론은 1791년

영국의 John Barber에 의해 제시되었으나 1937년에 이르러서야 영국의 Frank Whittle에 의해 실제 가용동력을 내는 가스터빈이 만들어 졌다 [1, 2]. 이후에도 계속적으로 새로운 엔진이 설계되고 개발되었지만, 이러한 엔진의 성능 설계는 아주 단순한 "사이클 해석"을 통해 수행되었다. 사이클 해석은 압축기, 연소기, 터빈 등의 성능 곡선을 필요로 하는데, 이는 각 구성품의 개발 후 다양한 조건에서 수많은 시험을 거친 후에 가능해진다. 때문에 최종적인 엔진은 사이클 해석과 각 구성품(압축기, 연소기, 터빈)의 설계 개발, 성능 시험 등 복잡한 절차의 반복을 통해 완성된다. 그러나 엔진 설계 시 각 구성품들은 개발되어 있는 상태가 아니므로 존재 하지 않는 성능 곡선은 유사한 조건의 성능 곡선을 활용해서 설계를 시작하지만 정확도가 떨어지기 때문에 수정하는 과정을 반복하게 된다.

성능 분석을 위한 엔진 구성품의 수치해석 경향은 초기에는 streamline curvature 기법이 주류를 이루다가, 컴퓨터의 속도와 용량이 증가하면서 최근에는 3차원 수치해석 기법이 널리 적용되기 시작하여 다단 압축기, 터빈 등에 대한 3차원 해석 기법이 개발되어 최적설계까지 활용되는 추세이다. 그러나 이러한 구성품 각각에 대한 해석은 서로 간의 상호작용이 고려되지 않아 엔진 전체의 설계나 성능해석에는 제대로 활용되고 있지 못한 실정이며 이와 같은 문제점을 해결하기 위해 full engine simulation이 시도되고 있다.

CFD(Computational Fluid Dynamics)를 활용한 엔진 유동 시뮬레이션은 구성품 간의 유동에 의한 상호작용을 고려함으로써 구성품의 성능 곡선 없이 엔진 전체의 성능 예측이 가능하도록 하여, 높은 정확도의 성능 데이터를 얻을 수 있게 해준다. 뿐만 아니라 구성품 내에서 발생하는 자세한 현상의 관찰이 가능하고 설계 과정에서 구성품 특정 부위의 부품 형상을 바꾸어 가며 성능해석을 수행할 수 있는 numerical test cell의 역할도 할 수 있다.

더욱이 전통적인 엔진 설계 과정에서 고려되

지 않던 다분야(열전달, 연소, 구조 재료, 제어, 공력탄성, 공력소음) 간 상호작용을 반영[3]하여 가상 엔진을 구성, 시험하면, 실물을 만들어 하던 시험들을 상당부분 줄일 수 있어 최적화된 구성 도출이 용이해질 뿐만 아니라 설계 경비 절감, 기간 단축, 엔진 성능 개선 등의 효과를 기대할 수 있다. 궁극적으로 구성품 간 상호작용이 반영된 다분야 해석이 완벽하게 재현되면 가상적인 엔진 시험만으로 성능, 신뢰성, 안정성, 수명 등을 판단할 수 있어 그 효과는 엄청난 것으로 예상된다[4].

이와 같이 full engine simulation이란 컴퓨터를 사용하여 엔진의 설계, 모델링, 해석 작업을 실시함으로써 얻어진 자료를 바탕으로 실제 엔진을 모사할 수 있는 가상의 엔진 시스템이라고 할 수 있다. Fig. 1의 NPSS(Numerical Propulsion System Simulation) 개략도[5]에 나타난 것과 같이 다양한 분야의 검증된 모델을 바탕으로 성능, 안정성, 가격, 수명, 승인 등의 필요로 하는 결과를 도출해 내는 numerical test cell과도 의미가 통한다고 할 수 있다.

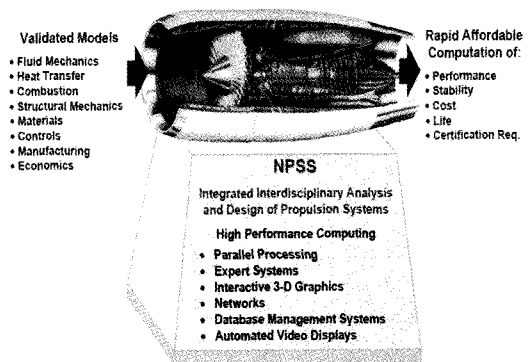


Fig. 1 A numerical test cell for aerospace propulsion systems

실제 엔진을 제작하면서 이와 같은 기술의 필요성을 먼저 인지한 엔진 선진국에서는 엔진 통합 설계/해석 프로그램을 개발하기 위한 프로젝트를 이미 진행하고 있다. 선진국의 개발 사례를 통해 가상 엔진 구성을 위한 통합 설계/해석 프로그램이 갖추어야 할 요건이 무엇이며, 이를 뒷

받침하는 기술이 무엇인지, 어떠한 새로운 개념의 도입이 필요한가에 대해 NASA Glenn 연구소의 NPSS Project에 쓰인 기술들에 대해 알아보고, 관련 기술의 세계 동향 정보를 바탕으로 국내 기술 현황과 그 가능성을 살펴보고자 한다.

2. 통합 설계/해석 프로그램의 구성요소

실제 엔진을 제작하기 위해서는 목표를 정하고, 구성품을 설계, 제작하여 실제 성능이 요구 조건에 부합하는지 확인하여야 한다. 하지만 이 모든 과정을 가상 엔진을 통해 할 경우 각 요소를 모델링 한 후 조합하고, 운용 조건에 맞추어 테스트 하여, 결과를 분석, 변경 요소를 재적용 후 테스트 하는 과정을 반복하게 되는데, 이러한 절차를 매끄럽게 연결하기 위한 기술들이 NPSS 개발 초기 과정에서 다음과 같이 제시되었다[3, 5].

- (1) 연계된 분야를 엮을 수 있는 모델링 기술과 데이터 표준화
- (2) 충실도의 수위에 따른 하부시스템과 구성품을 묶는 모델링 기술
- (3) 모듈화 계층 구조를 위한 객체지향 소프트웨어
- (4) 복잡, 다양한 형태의 병렬 컴퓨팅 환경을 지원할 수 있는 계층 구조의 고성능 컴퓨팅 플랫폼
- (5) 사용자 편의를 고려한 시뮬레이션 환경

프로그램의 구성은 다시 공학적 모델링, 시뮬레이션 환경, 고성능 컴퓨팅 환경의 3가지로 나뉘는데, 다음에서 자세히 살펴보자.

2.1 공학적 모델링

모델링의 영역은 다시 크게 3가지로 나눌 수 있는데, (1) 큰 하부 시스템과 시스템 시뮬레이션을 이루는 구성품의 집적화, (2) 분야간 상호작용을 포착하기 위한 다분야 연계, (3) 복잡, 다양한 형태의 결과를 재단하는 단계로 구분된다.

2.1.1 구성품의 집적화

기존의 full engine simulation은 0-D의 사이클

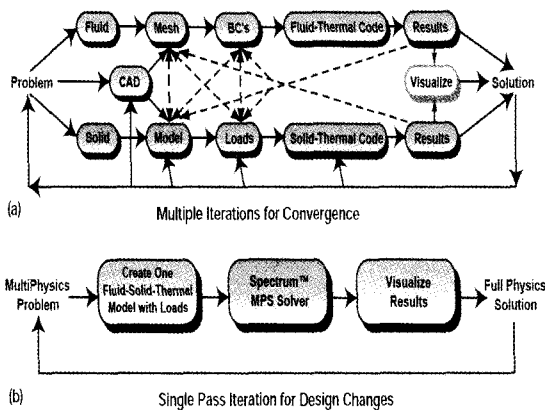
해석 또는 매개변수를 활용하는 수준으로 엔진 내부의 유동현상을 관찰하는 것은 불가능하다. 정확한 해석을 위해서는 2차원 이상의 시뮬레이션이 필요하고, 압축기와 터빈의 경우는 정익과 동익 간의 상호작용이 고려되어야만 정확한 분석이 가능하다. 마찬가지로 압축기와 연소기, 연소기와 터빈과의 관계도 상호작용이 고려되면 좀 더 정확한 해석 결과를 얻을 수 있다. 각 구성품의 상호작용을 관찰하기 위한 연계 방법은 시뮬레이션 환경을 위해 이미 개발된 각 구성품의 코드 사이에 표준 인터페이스를 설정하는 것과 구성품 전체를 한 코드로 계산하는 방법이 있다. 전자는 다양한 형태의 기존 코드를 이용할 수 있다는 장점이 있지만 경계값 처리 과정에서 정확도의 손실이 있을 수 있다. 후자의 경우는 tip clearance flow, 난류, 열전달 등이 모두 나타나지만 활용할 수 있는 코드의 제약이 따르며 테스트 환경에 따라 특성화된 코드의 특징을 살리기 어렵다.

2.1.2 다분야 연계

가스터빈 엔진은 태생적으로 다분야간의 해석 과정이 필요한데, 고압 압축기의 예를 통해 살펴보면, 고압 압축기의 높은 압력은 엔진 내부의 온도 상승을 가져오고 블레이드로의 열전달량을 증가시켜 열하중이 커지게 된다. 높은 압력과 온도는 구조적인 변형을 가져오므로, 압축기는 성능에 변화가 생기며 압축기의 성능 변화는 연소기, 터빈의 성능에도 영향을 미친다. 결국 부분적인 해석으로는 정확도에 문제가 생기므로, 해석에 있어 다분야, 구성품 간의 상호작용은 반드시 고려되어야 한다[6].

전통적인 다분야 해석은 한 분야를 해석하고 연이어 다른 분야를 해석하는 방식으로 많은 시간이 걸리고 데이터를 전달하는 과정을 여러 번 거치면서 정확도도 많이 떨어진다. 이에 대한 개선안으로 “느슨한” 결합(Loosely Coupled), “진행형” 결합(Process Coupled), “단단한” 결합(Tightly Coupled)의 3가지 방법이 제시되고 있다. 첫째, 느슨한 결합(Loosely Coupled) 방식은

전통적인 방식의 변형으로 해석 데이터를 공유하는데 표준화된 데이터 인터페이스를 가지고 있어 기존의 방식에 비해 계산 시간 절약과 정확도 향상이라는 점에서 상당히 효율적인 방식으로 평가된다. 둘째, 진행형 결합(Process Coupled) 방식은 느슨한 결합(Loosely Coupled) 방식과 공유 데이터 접근 방식에서는 같지만, 개별적인 해석 프로그램의 수행과 각 프로그램 간의 데이터 교환을 제어하는 고차원 시스템이 존재한다는 측면에서는 구별된다. 마지막으로, 단단한 결합(Tightly Coupled) 방식은 근본적으로 방정식 단계에서 엮여 있어 행렬 전체를 동시에 푸는 방식이기 때문에 앞의 두 방식이 포착할 수 없었던 물리적 현상의 관찰이 가능하다. 단, 이 방식은 각 분야간의 데이터 교환의 부담은 줄지만, 엄청난 양의 계산 자원을 필요로 하기 때문에 한계가 있다. Fig. 2는 위의 3가지 방법을 도식화 하여 나타내고 있다[6].



* Spectrum™ is a commercial code of Centric Inc.

Fig. 2 (a) Loosely coupled/process coupled approach
(b) Tightly coupled, Spectrum approach

다분야를 동시에 해석하기 위해서는 반드시 선행되어야 할 점이 있는데, 형상과 결과 데이터의 표준화이다.

단일 코드로만 해석을 실시한다고 가정할 경우는 특별한 규격 표준화 작업이 요구되지 않는다. 그러나 오랜 기간에 걸쳐 대학, 연구소, 기업 등에 의해 개발되어온 해석 프로그램들을 엮어

서 전체 엔진의 해석을 실시하였다면, 각 분야간에 정보를 공유하기 위한 방안이 필요하다. 형상은 표준 모델링 포맷이라고 할 수 있는 IGES(Initial Graphic Exchange Specification)나 STEP(Standard for the Exchange of Product model data)파일 형식의 모델링 데이터를 활용하여 격자를 생성하고, 이 격자 데이터를 통해 계산을 수행할 수 있다면, 문제 발생의 소지를 줄일 수 있다. 아울러 결과 데이터도 일정한 형식을 갖추어야 만이 사용자가 활용할 수 있는 형태로 처리될 수 있다.

2.1.3 다양한 형태의 분석

엔진의 수명, 신뢰성, 성능, 안정성 등은 시스템에 영향을 주는 요소이므로 설계자, 제작 모두에게 유용한 정보이나 이 모든 것을 관찰하기 위한 시뮬레이션은 산업적으로 이용 가능한 범위를 초과하는 계산 자원과 시간이 요구되기 쉬우므로 설계자들이 특정 부위의 설계 변경이 어떠한 현상을 일으키는지 관찰하기 위한 해석 수준을 선택적으로 바꾸어 가며 검토할 수 있게 하는 모델링 기술이 필요하다. 여기서 나온 개념이 "zooming"인데, zooming은 특정 부위에 대해 정확도 수준이 조절된 계산을 실시하여 최소한의 계산 자원과 시간으로 필요한 형태의 전체 해석 결과를 얻을 수 있게 하는 것을 말한다. NPSS에서 처음 도입된 이 방법은 저해상도의 해석을 바탕으로 고해상도의 해석을 수행함으로써, 특정 구성품에서의 물리적 현상을 효율적으로 관찰할 수 있게 만들었다. 예를 들어 Fan이 전체 성능에 미치는 영향을 보려고 할 경우, 전체를 3-D 비정상 유동으로 해석하는 것은 엄청난 양의 시간과 계산 자원을 필요로 한다. 때문에 실제 모든 해석이 다 이루어 졌다고 하더라도 그 결과를 활용하기가 어려우므로 활용도는 지극히 낮아 질 수밖에 없다. 따라서 전체 성능은 0-D 사이클 계산으로 하고, 세부적인 관찰이 필요한 Fan에 대해서만 3-D 정상 또는 비정상 유동해석을 실시해서, Fan의 어떠한 변화가 성능에 영향을 미치는지 정확히 파악할 수 있게

된다면, 효과적으로 원하는 결과를 확보할 수 있게 된다.

그 외에 다른 분야와의 연계, 구성품 간의 연계 등도 수준 별로 조절할 수 있도록 하여 계산 효율을 극대화할 수 있다. Fig. 3은 분야간 결합, 구성품 간의 결합, Zooming의 단계들을 도식화하여 보여 주는 "Rubik's Cube"이다.

Components로 표기된 구성품을 나타내는 축과, Disciplines로 표기된 분야별 해석 영역, Model Fidelity로 표현된 해석의 정확도를 나타내는 축들로 구성되어 있는데, 작은 정육면체로 표현된 분야별, 수준별, 구성품별 각 축이 교차하는 영역에 해당하는 모듈프로그램이 필요하다는 것을 말해 주고 있다[6].

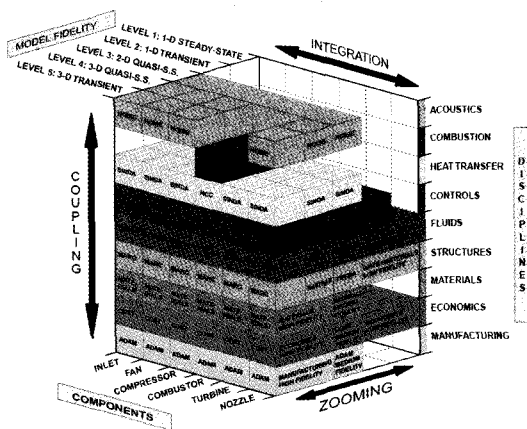


Fig. 3 The three major elements for complex system simulation

2.2 시뮬레이션 환경

다양한 기술 수준의 사용자 접근과 코드의 변경이 허용되고, 해석 도구의 교체가 가능하며, 실험이나 전산해석 등의 기존의 자료들과 이외의 다른 자료도 활용할 수 있는 일반적인 인터페이스 환경과 다분야 해석, zooming, 다양한 형태의 컴퓨팅 플랫폼에서의 분산된 계산을 매끄럽게 처리할 수 있는 컴퓨팅 환경 구현을 위해서는 다음의 요건들이 충족 되어야 한다.

(1) 전 개발 과정에 걸친 명확한 데이터 인터페이스 및 자료 교환의 표준화

- (2) 객체 지향적인 방법의 모듈화와 유동적인 소프트웨어 구조
- (3) 필요한 수준에서 충실도를 만족하는 집적화된 다단계 정확도 해석 기술
- (4) 고성능 병렬, 분산 컴퓨팅

그러나 이러한 목표들은 순차적인 형태의 프로그래밍 언어가 아닌 C++와 같은 객체지향 언어를 통해서만 이룰 수 있다. 객체 지향 언어는 캡슐화(Capsulation), 상속성(Inheritance), 다형성(Polymorphism) 등의 특징을 가지므로, 기존 코드를 최대한 활용할 수 있고, 명확한 자료 연결이 가능하며, 코드의 모듈화가 될 수 있도록 해준다[7, 8].

2.3 고성능 Computing 환경

엔진 시뮬레이션에 필요한 시간이 주 단위로 소요되면, 실제 활용에는 어려움을 겪을 것이다. 엔진 전체를 시뮬레이션 하는데 걸리는 목표치 시간은 10시간(퇴근 후부터 익일 출근 시까지)이지만 최대 하루 정도의 시간이 소요 된다고 보면 결과는 충분히 활용될 수 있다. 적절히 정확도의 수준을 낮추어 계산할 경우 소요 시간을 줄일 수 있지만, 필요에 따라 3D, 비정상, 다분야 해석도 할 수 있다. 이런 경우는 반드시 병렬 컴퓨팅이 필요하다.

그러나, 병렬 컴퓨팅도 알고리즘의 근본적 한계와 계산의 크기에 따라 병렬화를 통해 얻을 수 있는 성과는 정해지며, 병렬 프로세서에서 활용할 수 있는 노드당 성능에도 한계가 있다. 뿐만 아니라 네트워크의 통신 속도도 계산 속도를 한정짓는 요소로 작용한다. 그러므로 엔진 시뮬레이션에 활용될 병렬 처리를 위해서는 하드웨어를 구성하고, 최적화된 상태로 최대의 성능을 발휘하게 하기 위한 소프트웨어 기술의 개발도 중요하다[3].

3. 통합 설계/해석 프로그램의 개발 현황

3.1 세계 주요 엔진 업체 현황

통합 엔진 설계 프로그램 개발의 궁극적인 목적은 실제 엔진 개발에 있으므로 세계적인 엔진 제작 업체의 동향에 관해 간단히 언급 하고자 한다.

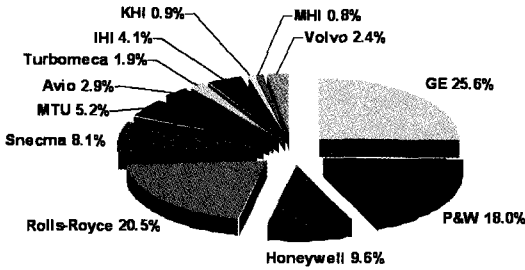


Fig. 4 The market share of international major engine manufacturer(2003)

Figure 4에 나타난 세계 주요 엔진 제작 업체의 매출액을 보면 GE(General Electric)를 필두로 United Technology사 산하의 P&W(Pratt & Whitney)와 Honeywell(구 Allied Signal) 등 미국 3개사가 전체의 약 53%를 차지하고 있다. 영국의 RR(Rolls-Royce)는 약 21%, 프랑스의 Snecma와 Turbomeca가 10%, 독일의 MTU(Motoren-und Turbinen-Union)가 5.2%, 이탈리아의 Avio가 2.9%, 일본의 IHI(Ishikawajima-Harima Heavy Industries), MHI(Mitsubishi Heavy Industries), KHI(Kawasaki Heavy Industries) 등이 5.1%, 스웨덴의 Volvo가 2.4%를 차지하고 있다. 세계 3대 엔진 제작 업체로 알려져 있는 GE, P&W, RR는 전체의 약 64%를 점유하고 있는 것도 하나의 특징이다[9].

실제 새로운 엔진의 개발은 정식으로 개발에 들어가기 이전에도 상당한 사전투자가 필요하고 또한 그 개발비는 새로운 기체 개발과 같은 정도의 금액이 소요된다. 종래의 군용엔진을 민간용으로 전환하는 일도 군/민간에 요구되는 성능이 달라짐에 따라 어려워지고 있으며, 그 때문에 오늘날의 엔진 개발비는 1개의 업체 단독으로는 감당할 수 없는 액수이므로 공동개발이 주류를 이룬다. IAE(International Aero Engines)와 CFM(GE, General Electronic의 CF6엔진과

Snecma의 M56엔진의 합성어)이 대표적인 국제 공동 개발 업체인데, 이들은 공동 개발을 통해 기술과 자금, 리스크의 분산을 도모하고 있다.

결국 이들 주요 업체들을 중심으로 개발 비용 절감 및 기간 단축을 위한 통합 엔진 설계 프로그램 개발 필요성이 대두 되었다고 볼 수 있고, 프로젝트에도 큰 역할을 담당하고 있다.

Figure 4에서 일본 기업(IHI, KHI, MHI)을 제외하면, GE, PW, Honeywell로 이루어진 북미권과 RR를 선두로 한 유럽권으로 나눌 수 있는데, 각 권역에서 개발되고 있는 프로그램이 NPSS와 PROOSIS(Propulsion Object Oriented Simulation Software)이다. 이들 프로그램의 개발 과정과 주요 특징들을 다음에서 살펴보자.

3.2 미국의 개발 현황

미국은 NPSS라는 프로젝트를 NASA Lewis 연구소(1999년 NASA Glenn 연구소로 명칭 변경)를 중심으로 대학, 기업, 정부기관이 공동으로 1987년부터 시작하여 지금까지 계속해서 진행되고 있다. 효율적인 비용으로 “하루밤 사이(overnight)”에 항공기용 엔진의 시뮬레이션이 가능하도록 하는 numerical test cell을 만들어 항공기 시스템 설계 시, 고속으로 높은 안정성을 유지하며, 저렴한 비용으로도 작업을 완료 할 수 있도록 일반적이면서 확장성이 뛰어난 프로그램을 만드는 것을 목표로 하고 있다[10-13].

Table 1. NPSS partner

협약	기관 및 업체 명
SAA 3-83 & NICE	<ul style="list-style-type: none"> · NASA Glenn Research Center at Lewis Field · Honeywell · Rolls-Royce Corporation(RR) · The Boeing Company · Arnold Engineering Development Center(AEDC) · Wright Patterson Air Force Base(WPAFB) · General Electric Aircraft Engines(GE) · Pratt & Whitney(P&W) · Teledyne Continental Motors-Turbine Engines · Williams International
new SAA	<ul style="list-style-type: none"> · Lockheed · Aerojet · Rocketdyne

Inlet/ Duct	Fan	Compr	Turbine	Combustor	Features ☐ NASA/Glenn code	Fidelity
NPSS VLA / Wab					Thermodynamic, engine system, weight, controls, approximate flowpath	0-D
LAPIN	MODFAN	CMPGEN	TURBAN		Off-design, scaled map, flowpath, blades	1-D
		UDO300			Detailed design, blades & flowpath	2-D
ENG 10/20					Engine system, axisymmetric aero	2-D
NPARC	APNASA, ADPAC, HAH3D, RVC3D			NCC	Aero, single/multi-blade row, viscous, combustor, chemistry	3-D
NASTRAN, PATRAN, MARC, ANSYS					Structural, thermal	3-D
NESSUS, NESTEM, CSTEM, IPACS					Probabilistic, thermal, structures	3-D
NPARC	MSU-TURBO, TURBO-AE, RVC3D			NCC	Aero, emissions, noise, transients, structural dynamics, unsteady, multi-blade row, aeroelastic	3-D

- *LAPIN (the one-dimensional Large-Perturbation Inlet code)
- *MODFAN (Parametric Modulating Flow Fan)
- *CMPGEN (Parametric Compressor Generator)
- *CDP (Computerized dynamic posturography)
- *UDO300 (Code for streamline curvature analysis of fans, and high and low pressure compressors)
- *ENG10/20 (a NASA developed axisymmetric engine simulation tool)
- *NPARC (National Program for Application-Oriented Research in CFD)
- *APNASA (the average-passage Navier-Stokes based viscous flow computer code)
- *ADPAC (the Advanced Ducted Profan Analysis code)
- *HAH3D (A solver for the full 3D, nonlinear, incompressible Navier - Stokes equations for turbo- machinery flows developed by Hah)
- *RVC3D (Rotor Viscous Code 3-D, for turbomachinery)
- *NCC (the National Combustion Code)
- *NASTRAN (NAsa STRuctural ANalysis, a general purpose finite element analysis (FEA) program)
- *PATRAN (a pre and post processing finite element package)
- *ANSYS (general-purpose finite element analysis (FEA) software package)
- *NESSUS (Numerical Evaluation of Stochastic Structures Under Stress, a modular computer software system for performing probabilistic analysis of structural/mechanical components and systems)
- *CSTEM (Coupled Structural, Thermal and Electro-Magnetic Tailoring)
- *NESTEM (a computer code that combines the heat transfer analysis capability of the EPM backbone computer code CSTEM with Lewis' in-house probabilistic structural analysis code NESSUS)
- *IPACS (Integrated Power Attitude Control System)
- *MSU-TURBO (a graphical user interface for a set of codes called GUMBO(Graphical Unstructured MultiBlock Omnitool) and TURBO() used for analysis of unsteady flows in turbomachinery. MSU(Mississippi State University))
- *TURBO-AE (an aeroelastic analysis code)

Fig. 5 NASA/Glenn Application Software

NPSS는 기관과 산업체의 참여를 유도하고 활용도를 높이기 위하여 각종 협약을 체결하였는데, Space Act 협약(SAA 3-83)과 NICE(NASA Industry Cooperative Effort)를 통해 10개의 기관 및 업체가 파트너 관계를 가졌고, 추가적인 SAA(NPSS의 상업적 이용 목적 협약)를 통해 3개의 업체가 더해졌다. 해당 기관 및 업체의 목

록은 다음 Table 1에 나타나 있는데, 엔진 제작 업체뿐만 아니라, 항공기 제작 업체도 참여하고 있음을 알 수 있다.

NPSS는 기존에 만들어진 코드를 많이 활용하고 있는데, 각 구성품별, 정확도 수준별로 쓰인 코드들이 Fig. 5에 잘 나타나 있다[14-20]. 유동 해석을 위한 저차원 해석 코드와 다분야 해석 및 고차원 유동 해석을 위한 코드들이 포함되어 있는데, 1970년대부터 미국에서 개발되기 시작한 코드들이 한 프로그램에 직접화되어 있다고 볼 수 있다.

Figure 6에 나타난 것처럼 객체지향이라는 패러다임을 바탕으로 하고 있는 NPSS는 확장이 용이하고 유연한 구조를 가지고 있다. 그 결과 기존의 여러 가지 코드를 수용할 수 있게 되었고, 정부 기관, 대학, 산업체 등 다양한 분야에서 활용할 수 있었다. 현재는 비단 가스터빈뿐만 아니라 로켓, 극초음속 추진, 연료전지, 지상용 발전 분야 등 항공우주 산업을 지원하는 15개 이상의 연구소에서 이용하고 있다. 객체지향 언어의 특징을 가지는 CORBA(Common Object Request Broker Architecture) 코드를 바탕으로 짜여진 NPSS 개발자 키트는 다양한 정확도 수준의 다분야 시뮬레이션이 가능하다. 컴퓨팅은 PC, Linux, HP, Sun, SGI 등을 활용할 수 있다 [10].

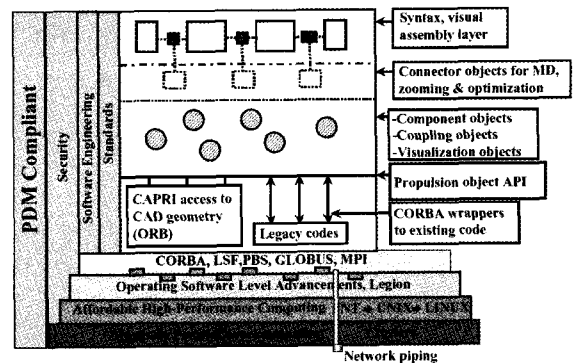


Fig. 6 NPSS Object-Oriented Architecture

Table 2. The development history of NPSS

연도	주요 개발사
1987-1995	Conceptual, Prototypes
1996	NDA, NICE-1, Formal Requirements Definition
1997.6	Space Act Agreement 3-83
1997.7	NCP Beta Release
1998.8	Initial NPSS Release(NCP Version 1)
2000.3	NPSS Version 1 - Full 0-D Functionality
2002.3	NPSS Version 1.5 · Initial Zooming, · Code Coupling, · Visual Based Syntax(VBS, the GUI), · Space Components
2003.7	Space Act Agreement for Commercialization of NPSS V1.x
2003.9	NPSS Version 1.6 · Enhanced Functionality (Based on user feedback) VBS 1.6 · Enhanced Capabilities (based on user feedback) CCDK Version 1.0 · CORBA Component Developer's Kit (Multi-Fidelity, Multi-Structural Distributed Objects)

Table 2는 NPSS의 주요 개발사[10]를 나타내고 있는데, 1987년부터 8년에 걸쳐 개념을 정립하고 기초적인 형태의 엔진 시뮬레이션 프로그램 개발을 진행하였고, 1996년에는 NDA(Non-disclosure Agreement), NICE(NASA Industry Cooperative effort) 등 정식 요구 조건의 정의가 이루어 졌으며, 1997년 6월 Space Act 협정을 맺고 다음달에는 NPSS의 전신이라고 할 수 있는 NCP(National Cycle Program)을 발표, 1년 뒤인 1998년에는 NPSS 초기 버전을 내놓게 된다. 이후부터는 추가된 기능을 갖춘 NPSS들이 계속적으로 발표되고 있으며, 상업적으로 이용 가능한 NPSS 버전도 나오고 있다. 1987년부터 시작된 10년간의 도입 기간을 거쳐 1997년부터 기능추가와 같은 작업들이 이루어지고 있는 과정을 볼 때 20여 년의 시간이 소요되었음을 알 수 있다. 괄목할 만 한 점은 1999년 Boeing 787 engine으로도 사용될 GE90 엔진에서 다양한 수준의 정확도에 대한 시뮬레이션을 실시하여 하룻밤에 근접한 15시간이 소요되었다는 보고이다.

이런 과정을 거쳐 개발된 프로그램의 기술은

미국의 항공 산업에 전과되어 다 방면에서 활용되었는데, Joint Strike Fighter Program의 F135 엔진(GE, P&W, Lockheed-Martin, RR, WPAFB, Edwards AFB 참여), Airbus A380의 GP 7000엔진(GE, P&W 합작 투자), Advanced Rocket 개념(Williams-International, P&W에 의한 CORBA 검증), Hypersonics(DARPA/ONR HyFly 프로그램을 위한 Aerojet의 엔진 성능 모델), 지상용 발전 시스템(GE Power Systems), 연료전지(CA Irvine 대학, Boeing, Florida Turbine Technology), 핵발전(JIMO 모델), 설비 테스트 시뮬레이션(AEDC) 등이 그 예이다. 또한 NPSS V1.x는 산업적 활용도를 높이기 위하여 넓은 범위에서의 발전, 추진 시스템 등에도 쓰일 수 있도록 모듈을 지원하고 있다[10].

3.3 유럽의 개발 현황

PROOSIS는 VIVACE(Value Improvement through a Virtual Aeronautical Collaborative Enterprise)라는 Table 3에서 보이는 것과 같이 유럽 국가 연합의 연구기관, 기업 대학 등의 참여로 이루어진 컨소시엄을 통해 유럽 전역에 걸친 항공기 관련 산업의 모든 분야를 엮는 프로젝트의 일부이다[21].

Table 3. VIVACE Partnership

Aero Companies(20)	Vendors(10)	University(14)
Airbus	Dassault Systmes	Cranfield Univ.
Ajilon	Eurostep Group	Imperial College, London
Alenia	EPM Technology	Luleaa Univ. of Tech.
Avio S.p.A	Hewlett-Packard	Univ. of Manchester Institute of Science and Tech.
BAE SYSTEMS	I-Sight Software	
CENAERO	Leuven Measure. And Syst.	Nottingham Univ.
Dassault Aviation	MSC Software	National Tech. Univ. of Athens
Eurocopter	Samtech	Politecnico di Milano
Hydro-Control	Xerox	Politecnico di Torino
Ind. de Turbopropulsors	Research Centers(5)	Queen's Univ., Belfast
Messier-Dowty	CERFACS(F)	Stuttgart Univ.
MTU Aero Engines	DLR(D)	Tech. Univ. of Hamburg
Operator	EADS CO(F), EADS(D)	UNINOVA, Lisbon
Rolls-Royce	MLR(NL)	Warwick Univ.
Snecma Moteurs	ONERA(F)	
Techspace Aero		
Thales Avionics		
Thales Avionics ES		
Turbomeca		
Volvo Aero Corporation		



- *GESTPAN (General Stationary & Transient Propulsion Analysis)
- *RRAP (Rolls - Royce steady-state performance simulation model)
- *MARS (Modular Aerothermal Rolls Royce Simulation)
- *PYTHIA (Generalized Gas Path Analysis computer program)
- *GSP (Gas Turbine Simulation Program)
- *GASTURB (GAS TURBine performance simulation program)
- *MOPES (MODular Performance Synthesis)
- *MOPEDS (MODular Performance and Engine Design System)
- *TEACHES (Turbine Engine Advanced Calculation and Health assessment Educational Software)
- *CASET(Codigo. de Analisis y Sintesis Estacionario y Transitorio, ITP performance code)

Fig. 7 Gas turbine engine performance tools through Europe

VIVACE를 소개하는 글에서는 항공 협업 설계 환경의 정의를 처리(Processes), 모델(Models), 방법(Methods)의 세 가지 요소를 결합한 것이라고 하고 있다[22]. 이러한 환경은 항공기와 엔진 전체를 설계하는 것에 상당한 도움을 줄 것으로 기대 되는데, 각 단계에서 요구되는 기능과 구성품들을 가상의 제품 형태로 광범위한 기업에 제공함으로써 이루어 질 수 있다고 한다. 설계와 계획 단계에서 필요한 정보와 실제 운용 중에 필요한 정보들을 통합한 하나의 가상적인 비행기를 만들고, 다른 조직, 지역의 구성원들에게도 정보의 제공, 접근, 변경, 확장 등이 자유롭게 이루어 질 수 있는 가상의 회사를 만드는 것이 그 목표이다. 크게는 항공기 전체와 엔진 두 영역의 연구가 이루어지고 있는데, PROOSIS는 그 중 엔진에 해당 되는 연구로 Snecma, Avio, ITP, MTU, Turbomaeca, Techspace Aero, Volvo Aero, EAI, IberEspacio, Airbus, Cenaero와 같은 기업과 연구기관인 NLR(National Aerospace

Laboratory), 대학인 Athens, Cranfield, Stuttgart University 등이 참여하고 있다.

유럽 각국의 엔진 성능 분석, 개발 프로그램은 Fig. 7에 잘 나타나 있는데, 스웨덴 KTH(Royal Institute of Technology)와 Volvo Aero에 의해 개발된 GESTPAN[23], 영국 RR의 RRAP/MARS[24], Cranfield 대학의 PYTHIA[25], 네덜란드 국가 연구 기관인 NLR(National Aerospace Laboratory)의 GSP[26], 독일 MTU Aero Engines에 종사했던 Joachim Kurzke에 의해 개발된 GASTURB[27]와 MTU Aero Engines의 MOD/MOPEDS[28], 프랑스의 JANUS, 스페인의 CASET, 이탈리아의 MATLAB, 그리스의 TEACHES[29] 등 특정 목적을 위해 만들어진 많은 종류의 엔진 해석 프로그램이 있다. 제각기 다른 환경에서 개발되어 협업 환경에서는 비효율적인 면이 많아 새로운 형태의 프로그램의 필요성이 대두 되었으며, 그 대안인 PROOSIS는 기존의 유럽에 산재해 있는 엔진 해석 프로그램의 대표적인 기능인 사이클 해석을 기초로 참여하고 있는 기관에서 개발된 프로그램의 특징들을 포괄하고 있다. 하지만 기존의 프로그램들과는 달리 유럽 전역의 산업체, 연구기관, 대학에서 사용할 수 있도록 모듈화 된 모델링, 표준화된 구성품 라이브러리 및 인터페이스를 제공하고 있으며, NPSS에서 추구하고 있는 것과 같이 분산된 구조, 다분야 해석, zooming 등이 가능하도록 하는 향상된 기능을 제공한다[22].

PROOSIS는 라이브러리, 엔진 모델, 데이터 관리 영역으로 구성되어 있는데, Flight envelope에 따른 엔진 성능을 분석 비교한 데이터를 보여주는 기능과 성능 곡선 제작, 성능 최적화 등의 기능이 있다. zooming을 통해 고압 압축기와 터빈에서의 다분야의 연계된 계산이 가능하도록 하고, 완성된 성능 곡선을 바탕으로 만들어진 엔진 설계 표를 만들 수 있도록 한다. 기존의 CAD 프로그램인 CATIA(Computer Aided Three dimensional Interactive Application)를 이용하여 Parametric model을 만들고, Mesh, 경계 조건, 하중은 PATRAN을 통해 지정한 다음,

MARC를 통해 Thermo-mechanics 해석이 수행 되도록 하는 과정을 설계 조건을 만족할 때까지 반복하도록 되어 있다.

미국에 비해 프로젝트 시작이 많이 뒤쳐진 유럽의 경우, 2005년 4월 기준 정식 Version 1.6.3 이 출시된 NPSS와 달리 2005년 12월에 PROOSIS의 시험판이 나왔으며, 초기 구성품 라이브러리는 2006년 3월이 되어서야 완성되었다.

3.4 국내 개발 현황

1988~1992년에 걸쳐 특정 연구 및 러시아와의 국제 공동 연구를 통해 소형 가스 터빈 설계 시스템 개발이 KARI(Korea Aerospace Research Institute)에 의해 이루어졌고[30], 이 연구를 통해 항공기 엔진의 시스템 설계 및 성능시험 기법, CAD/CAM 기술 등을 습득 하였다. KIMM (Korea Institute of Machinery & Metals)에서는 소형 가스터빈 부품 설계 및 중형 가스터빈 설계 기술을 통해, 원심 압축기, 무급유 압축기 성능 시험용 연소기 설계를 수행하였다[31-35]. 이외에도 지난 십여 년간 국내의 연구 기관 및 기업체에서는 가스터빈 엔진 개발 노력을 지속적으로 진행하고 있으며, 단편적이긴 하나 대학에서도 압축기, 터빈 및 연소기의 설계, 해석 기술을 발전, 축적하여 오고 있다. 이와 같이 그 동안의 대학, 연구소 및 기업체 등에 의해 수행된 개별적인 연구를 아우른다면 통합 프로그램의 개발을 위한 기본적인 조건은 갖추고 있다고 여겨진다.

4. 결 론

엔진 제작 비용과 시간을 줄이기 위한 통합/설계 해석 프로그램 제작이라는 목표를 이루기 위해서는 구성품의 정확도 수준에 맞춘 해석 기술이 필요하며, 다양한 정확도로 계산된 결과의 유기적 연결이 가능해야 한다. 또한 각 구성품 간의 연계 및 다분야 연계를 위한 인터페이스의 표준화가 정립되어야 하며, 필요한 계산 결과를

단시간에 얻기 위해서는 병렬 컴퓨팅 환경도 필수적이다. 아울러 복잡하고 다양한 계산 환경을 엮기 위한 객체지향 언어를 이용한 프로그래밍도 요구된다.

통합 설계/해석 프로그램의 필요성에 대해 인식하고 설계 개발 시간과 비용을 줄이기 위한 프로젝트를 진행한 미국의 경우 20여년에 걸쳐 정부지원 연구소, 대학, 산업체가 새로운 개념의 도입 및 정립을 통해 NPSS라는 프로그램을 만들었으며, 1990년대 말부터 GE90 엔진의 3D full engine simulation의 성공과 같은 큰 성과를 내고 있다. 이에 반해 국내의 항공기용 엔진 개발은 어려움이 많고 선진국에 의한 시장 독점으로 기술, 경쟁력 확보에 후발 주자로서의 불리한 점이 많다. 하지만, 미약하나마 국내에서도 엔진 관련 연구가 있었고, 대학, 연구소, 기업 등에서 개발된 기존의 프로그램들을 체계적으로 관리, 통합할 수 있는 정책과 기관을 만들어 기술 축적과 발전에 노력을 쏟는다면, 국내의 엔진 통합 설계/해석 프로그램의 개발도 가능할 것으로 보인다. 아울러 이렇게 확보된 기술 수준을 적극 활용한다면 국내 항공 산업의 기술 수준을 한 차원 더 높이는 계기가 될 수 있을 것이다.

후 기

동 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참 고 문 헌

1. 공창덕, 구자예, 김귀순, 정홍철, 항공가스터빈 엔진, 동명사, 1999
2. Hünecke, K., *Jet Engines: Fundamentals of Theory, Design and Operation*, Zenith Press, 1997
3. Claus, R. W., Evans, A. L., Lylte, J. K., and Nichols, L. D., "Numerical Propulsion

- System Simulation," *Computing Systems in Engineering*, Vol. 2, No. 4, 1991, pp.357-364
4. Evans, A. L., Follen, G., Naiman, C., Lopez, I., "Numerical Propulsion System Simulation's National Cycle Program," AIAA 98-3113, 1998
 5. Lytle, J. K., Follen, G., Naiman, C., Evans, A. L., "Numerical Propulsion System Simulation (NPSS) 1999 Industry Review," NASA TM-209795, August 2000
 6. Lytle, J. K., "The Numerical Propulsion System Simulation: A Multidisciplinary Design System for Aerospace Vehicles," NASA TM-209194, July 1999
 7. Reed, J. A., Afjeh, A. A., "Development of a Prototype Simulation Executive with Zooming in the Numerical Propulsion System Simulation," NASA CR-200613, 1995
 8. Curllett, B. P., Felder, J. L., "Object-Oriented Approach for Gas Turbine Engine Simulation," NASA TM-106970, July 1995
 9. 일본항공우주공학회, *세계의 항공우주산업*, 한국항공우주산업진흥협회, 2005
 10. Naiman, C. G., "Numerical Propulsion System Simulation Architecture," AIAA/ASME/SAE/ASEE 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 2004
 11. Follen, G., Naiman, C., "2000 Numerical Propulsion System Simulation Review", NASA CP-210673, June 2001
 12. NASA Lewis Research Center, *Research & Technology 1995*, NASA TM-107111, 1995
 13. Follen, G., auBuchon, M., "Numerical Zooming Between a NPSS Engine System Simulation and a One-Dimensional High Compressor Analysis Code," NASA TM-209913, April 2000
 14. Converse, G. L., Giffin, R. G. "Extended parametric representation of compressor fans and turbines. Volume 1 CMGEN user's manual," NASA CR-174645, March 1984
 15. Miller, M. J., "Small Engine Technology (SET) - Task 14 Axisymmetric Engine Simulation Environment Draft Final Report," NASA CR-208673, May 1999
 16. Yoder, D. A., Georgiadis, N. J., Orkwis, P. D., "Implementation of a Two-Equation $k-\omega$ Turbulence Model in NPARC," AIAA 96-0383, January 1996
 17. Compressor Branch Design and Analysis Codes, <http://www.grc.nasa.gov/WWW/5810/codes.htm>
 18. Notti, J. E., Cormack, A., III, Schmill, W. C., Klein, W. J., "Integrated Power Attitude Control System (IPACS) study. Volume 2 Conceptual designs," NASA CR-2384, January 1974
 18. Veres, J. P., "Overview of High-Fidelity Modeling Activities in the Numerical Propulsion System Simulations (NPSS) Project," NASA TM-211351, June 2002
 19. Li, Y. G., Pilidis, P., Newby, M. A., "An Adaptation Approach for Gas Turbine Design-Point Performance Simulation," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 128, October, 2006, pp. 789-795
 20. Turner. M. G., Reed. J. A., Ryder. R., Veres. J. P., "Multi-Fidelity Simulation of a Turbofan Engine With Results Zoomed Into Mini-Maps for Zero-D Cycle Simulation," NASA TM-213076, November 2004
 21. Momi, P., "VIVACE: Overview", VIVACE Forum 1, September 2005
 22. VIVACE Project, <http://www.vivaceproject.com/>
 - 23 Gronstedt, T., "Development of methods for analysis and optimization of complex jet engine systems," Ph.D. Thesis, Chalmers University of Technology, Sweden, 2000

24. Ashleman, R. H., Lavelle, T., Parsons, F., "The National Cycle Program - A flexible system modeling architecture," AIAA 98-3114, July 1998
25. Gas turbine and Related Equipment Users Centre, <http://www.cranfield.ac.uk/sme/pep/gtuc/software/software.htm>
26. NLR Gas turbine Simulation Program GSP <http://www.gspteam.com/main/main.shtml>
27. GasTurb, http://www.gasturb.de/Products/GasTurb_11/gasturb_11.html
28. Jeschke, P., Kurzke, J., Schaber, R., Riegler, C., "Preliminary Gas Turbine Design Using the Multidisciplinary Design System MOPEDS," *Transaction of the ASME*, Vol. 126, April, 2004, pp.256-264
29. Mathioudakis, K., Stamatis, A., Tsalavoutas, A., Aretakis, N., "Instructing The Principles Of Gas Turbine Performance Monitoring And Diagnostics By Means Of Interactive Computer Models," ASME 2000-GT-584, 2000
30. 최동환, 이대성, 현용익, 이상우, 양수석, 차봉준, 손창민, *개스터어빈 엔진 시스템 개발(IV)*, 항공우주연구원 UCN 0200-25, 1992
31. 김수용, Kovalevsky, V. P., "21세기 가스터빈 기술 및 적용 전망," *기계와 기술*, 제14권 2호, 2002, pp.94-107
32. 최승주, "두산중공업의 소형가스터빈 개발," *Journal of KSME*, 제46권 10호, 2006, pp.41-47
33. 김수용, 오종식, 박무룡, "가스터빈 설계 및 해석 기술," *유체기계저널*, 제3권 3호, 2000, pp.50-54
34. 정석호, "가스터빈의 연소 기술 및 연구 동향," *대한기계학회 춘계학술대회논문집(II)*, 1992, pp.335-344
35. 김수용, 박무룡, "산업용 가스터빈 엔진 (FT4000계열)의 개발 현황," *기계와 재료*, 제7권 3호, 1995, pp.18-27