

특집 : 연구실 소개

## 한국항공우주연구원 터보기계연구그룹 소개

양 수 석\*

### 1. 서 론

터보기계연구그룹에서는 항공기용 가스터빈엔진을 비롯한 터보기계 분야에서 국내기술을 선도하기 위하여 산학연 협동의 구심체로서 각종 국가 주도형 과제들을 수행해왔다. 국내 최초의 소모성 가스터빈엔진의 개발을 시작으로, 핵심부품인 압축기, 연소기 및 터빈의 설계/해석 기술개발에 주력하는 한편, 가스터빈 엔진 개발에 필수적인 핵심부품 성능시험설비를 구축하여 운용중에 있으며, 현재 성능시험기술의 선진화에 주력하고 있다. 또한, 항공용 소형가스터빈엔진의 고공성능 시험설비를 확보함으로써 독자적인 항공우주 비행체용 추진기관개발에 필요한 인프라를 구축하는 한편, 영국, 러시아, 프랑스 등 항공 선진국과의 공동연구를 통해 첨단기술의 조기확보에 노력하고 있다. 최근에는 액체추진로켓엔진의 핵심부품 중의 하나인 터보펌프의 국내독자개발 노력의 일환으로 산화제펌프의 설계/해석/시험 기술개발에 노력하고 있으며, 현재 터보펌프 성능시험설비를 구축 중에 있다.

아래에는 본 연구그룹의 보유시험설비, 연구수행분야 및 전산유체역학분야의 연구활동에 대하여 간략히 기술하였다.

### 2. 보유 시험설비 목록

현재 본 연구그룹에서 보유중인 성능시험설비 및 관련 S/W는 다음과 같다.

- ▲ AETF (고고도 엔진 시험동)
- ▲ CCTF (Compressor/Combustor 시험동)
- ▲ TPTF (Turbo pump 시험동, 2003년 완공예정)
- ▲ Cavitation Test Rig (흡입성능시험기)

- ▲ Turbine Test Rig (터빈시험기)
- ▲ Spin & Burst Test System
- ▲ Design/Analysis Softwares
  - Fluent, Fine/Turbo (3차원 유동해석)
  - NABI (나셀 유동해석)
  - CATIA (3차원 모델링)
  - FASTRAN (구조/진동해석)
  - PUMPAL/CCAD (펌프 설계)
  - PREDIG (압축기설계)
  - 터보펌프 설계용 자체개발 S/W
- ▲ Workstation 3대

### 3. 중점 수행 연구분야

현재 터보기계연구그룹에서 중점 수행중인 연구분야로는 크게 다음의 7가지로 구분할 수 있다.

- ▲ 가스터빈엔진시스템 설계/해석/시험
- ▲ 고압압축기 설계/해석/시험
- ▲ 터빈 설계/해석/시험
- ▲ 터보펌프 설계/해석/시험
- ▲ 엔진/나셀 매칭 해석
- ▲ 에어터보램제트엔진 설계/해석
- ▲ 비행선 추진기관 설계/해석/시험

가스터빈엔진의 성능개선을 목표로 시스템 설계와 병행하여 핵심부품인 압축기, 연소기 및 터빈의 설계를 위한 전산프로그램의 개발에 주력하고 있으며, 이를 해석적 및 시험적 방법으로 검증하고 있다. 또한, 엔진의 설계점 설계/해석을 비롯하여 탈설계점 해석 및 동적 해석 능력을 갖추고자 노력하고있다. 최근에는, 항공기용 가스터빈엔진의 개발에 필수적인 고공환경 엔진성능시험설비가 국내 최초로 설치되었으며, 향후 국내에서 추진될 소형 항공기용 가스터빈엔진 개발에 활용될 계획이다.

압축기 분야에서는 원심형 및 축류형 압축기

\* 정회원, 한국항공우주연구원 터보기계연구그룹

를 대상으로 단단 압축비 및 효율향상과 surge, stall 등 비정상유동을 위한 연구를 하고 있으며, 3차원 압축성 Navier-Stokes 코드를 사용하여 유동해석을 통한 설계검증을 수행하고 있다.

터보펌프 분야에서는 고성능의 흡입성능이 요구되는 산화제펌프의 1/2차원 설계, 3차원 유동해석, 흡입성능 정밀측정기술 개발에 초점을 두고, 산화제펌프의 국내 독자개발을 위한 능력을 배양하고 있다.

터빈분야에서는 터빈의 공력설계뿐만 아니라, 최근에는 냉각기술개발에 초점을 두고 연구를 진행 중에 있으며, 시험설비를 구축할 예정이다.

항공용 가스터빈 엔진의 개발에 필수적으로 수반되는 엔진/나셀의 매칭 및 엔진의 장착 최적화를 위한 전산해석분야의 기술에 대한 연구도 수행하고 있다.

기존의 대형 소모성 위성발사체를 대신할 차세대 추진기관의 한 종류인 에어터보램제트 엔진의 주요 요소부품에 대한 유동해석을 통한 기본설계와 이들을 조합한 엔진 layout을 구성하는 연구를 수행하고 있다.

또한, 성층권에서 무선중계, 원격탐사, 기상관측, 및 정찰용의 비행선에 필요한 추진기관(프로펠러)을 개발하는 연구를 수행하고 있다.

기타 사항은 터보기계연구그룹의 인터넷 홈페이지(<http://turbo.kari.re.kr>)에 자세히 소개되어 있다.

## 4. 유체역학 연구분야 (CFD)

### 4.1 압축기 유동해석

최근 국내에서는 다목적 헬리콥터의 개발과 연구에 대한 관심이 고조되고 있다. 한국항공우주연구원과 러시아 중앙항공 엔진연구소(CIAM)는 90년대 중반부터 800마력급 10~12인승 다목적 헬리콥터용 엔진개발에 관한 기술축적을 목표로 엔진의 요소부품개발에 대한 공동연구를 수행하여 왔다. 현재까지 헬리콥터용 터보샤프트 엔진에 쓰이는 축류/원심압축기 중 이미 개발된 2단 축류압축기의 개량설계와 유동해석 및 성능검증 시험이 수행되어 왔으며, 고성능의 원심압축기 개발이 진행 중이다.

#### 4.1.1 축류압축기

최근의 가스터빈용 다단압축기는 고효율, 저중

량 등의 설계요구조건을 만족시키기 위하여 기울임(lean), 짓힘(sweep) 등을 고려한 3차원적인 블레이드 형상을 가지고 있다. 그러나, 현재 이러한 축류압축기의 설계/재설계 및 성능예측은 설계자의 경험을 바탕으로 하는 1D/2D 설계법과 많은 시간과 재원을 필요로 하는 성능시험을 통하여 행해지고 있다. 최근에 컴퓨터와 수치해석기법의 비약적인 발전에 따라 동역/정역 상호작용을 포함하는 다단 압축기의 유동현상을 잘 모사할 수 있는 3차원 수치해석이 가능하게 되었고, 비교적 정확한 값을 잘 예측하게 되었으므로 성능예측 및 시험 등의 과정을 유동해석으로 대체하려는 시도가 이루어지고 있다.

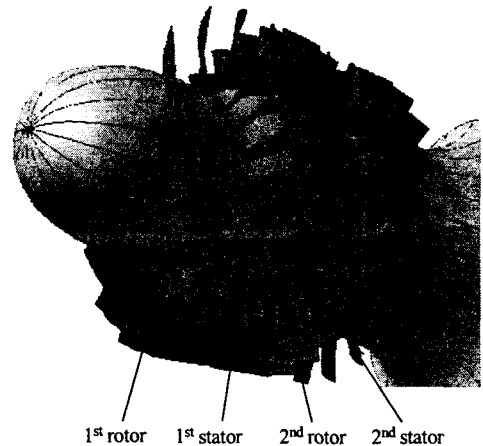


Fig. 1 Three dimensional view of the two-stage axial compressor

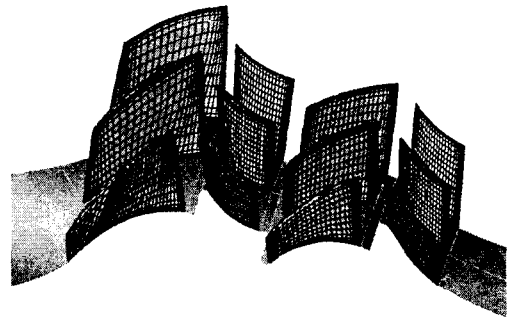


Fig. 2 Computational grid for the compressor

본 연구에서는 2단 축류압축기에 대하여 유동해석을 수행하였으며, 성능측면에서 실험값과 근접한 결과를 얻었다[1]. Fig. 1과 Fig. 2는 2

단 축류압축기의 형상 및 계산격자를 나타내며, Fig. 3은 유동해석결과의 시험값과의 성능비교를 나타낸다.

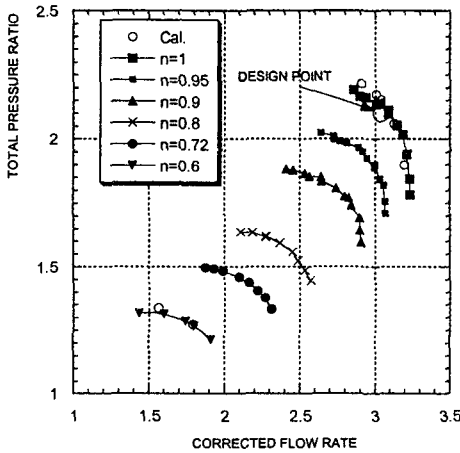


Fig. 3 Performance map in comparison with calculated data

4.1.2 원심압축기

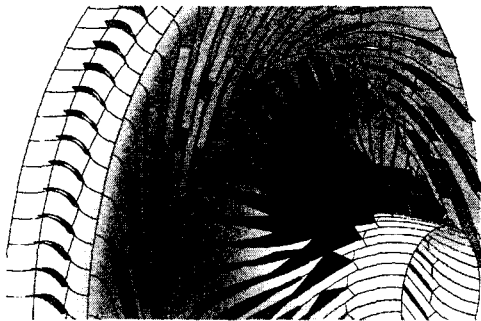


Fig. 4 Three dimensional view of the centrifugal compressor with a tandem diffuser

연구대상 원심압축기는 동급에 비해 매우 높은 압축비와 효율을 달성하고 있다. 일반적으로 원심압축기는 압력비가 4이상이 되면 임펠러 출구 즉 디퓨저 입구유동은 천음속이 된다. (본 압축기의 경우 압력비가 5) 특히, 디퓨저 입구유동이 초음속이 되면, 베인 디퓨저의 입사각이 압축기의 전체성능에 크게 영향을 미친다. 그러나, 2열의 블레이드로 구성된 텐덤 디퓨저의 경우, 비교적 넓은 유량범위에 대하여 안정된 성능을 얻을 수 있

어서 기동성이 요구되는 헬리콥터용 터보샤프트 엔진에 적합하다.

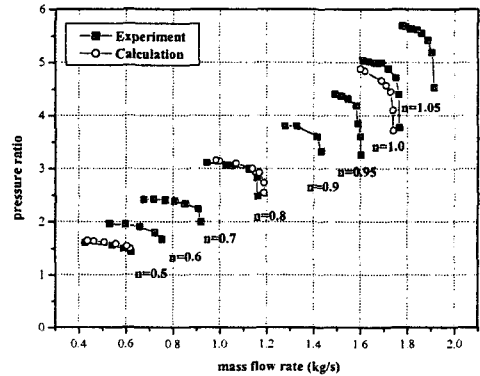


Fig. 5 Performance map in comparison with calculated data

이러한 원심압축기의 개발은 축류압축기와 마찬가지로 주로 설계자의 경험을 바탕으로 하는 1D/2D 설계법과 성능실험을 통하여 주로 이루어졌다. 최근 들어 컴퓨터 계산속도와 수치해석기법의 비약적인 발전에 힘입어 동역/정역 상호작용을 포함한 압축기 전체(입구베인, 임펠러, 디퓨저와 출구베인)의 3차원 유동현상을 모사할 수 있는 수치해석이 가능해 졌다[2]. Fig. 4는 본 연구에서 개발된 원심압축기의 3차원 형상을 나타내며, Fig. 5는 유동해석결과와 시험결과의 성능비교를 나타내었다.

4.2 터보펌프 유동해석

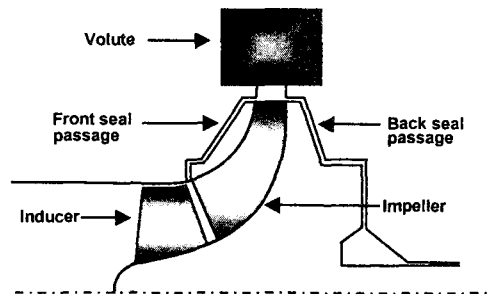


Fig. 6 Schematic sketch of a turbopump unit

액체로켓은 액체 연료와 산화제를 연소시키고, 분사시킴으로써 추진력을 얻는다. 고추력 및 고효율을 얻기 위해서는 액체연료와 산화제가

가압되어 연소실에 공급되어야 하며 이에 는 크게 두 가지 방식이 있다. 즉, 고압의 연료를 탱크에 직접 저장하는 가압식과 탱크내에 저장된 연료를 터보펌프로 가압시키는 터보펌프방식이 있다. 가압식은 구조가 간단한 장점이 있지만, 고압을 지탱하기 위하여 탱크의 벽 두께가 두꺼워져야하므로 로켓의 비추력이 낮아지는 단점이 있다. 반면, 터보펌프 방식은 고속으로 회전하는 터보펌프와 관련한 진동 및 캐비테이션 제어 등의 고도의 기술을 필요로 하지만 공급탱크의 경량화가 가능하여 비추력을 크게 할 수 있는 장점이 있다.

Fig. 6은 인듀서, 임펠러, 벌류트, 누설유로를 포함한 터보펌프의 대표적인 예이다. 인듀서는 고속으로 회전하는 임펠러 앞에 장착되어 최소 유효흡입양정(NPSH)을 낮춰주므로써 임펠러/벌류트로 구성된 원심펌프가 캐비테이션으로 인한 성능저하 없이 연료를 가압시켜 연소실에 공급하게 한다.

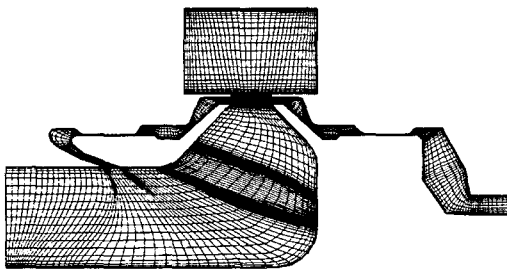


Fig. 7 Leakage flow passages and computational grids

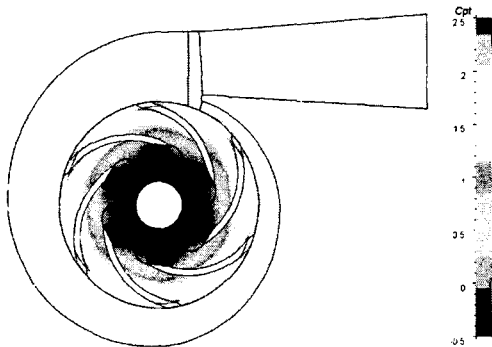


Fig. 8 Total pressure coefficient distributions at mid-height

본 연구에서는 캐비테이션을 제외한 터보펌프의 수력성능을 평가하고 시험결과와 비교함으로써 수치해석에 대한 신뢰성을 검토하였다. 유동해석을 통해 임펠러 및 벌류트 내부의 유동박리와 이차유동에 의한 유동손실을 규명하고 입구 유량 변화에 따른 전체 성능변화를 살펴보았다[3].

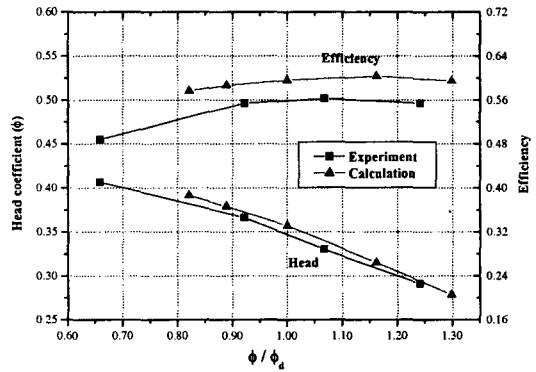


Fig. 9 Performance curve of the entire pump

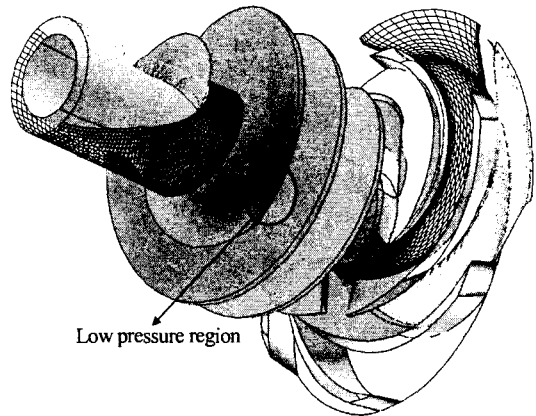


Fig. 10 Full inducer/impeller interaction calculation

Fig. 10은 현재 본 그룹에서 개발중인 산화제펌프의 인듀서/임펠러 상호작용의 유동해석을 수행한 예이다. 여기서 인듀서는 2개, 임펠러는 6개의 날개를 가지고 있다. 본 연구는 인듀서의 후류유동이 임펠러에 미치는 영향을 파악하고, 임펠러에서의 저압 발생으로 인한 흡입성능을 예측하고자 수행되었다.

### 4.3 나셀 유동해석

여객기에 장착되는 터보팬 엔진의 바이패스비

는 추진효율을 증가시키기 위하여 점점 증가되는 방향으로 발전되고 있으며 최근에는 Very-High Bypass 와 Ultra-High Bypass 엔진 개념까지 도입되고 있다. 그러나 상대적으로 늘어난 엔진의 직경으로 인해 이 같은 추세가 오히려 항공기의 항력을 증가시키는 역효과를 유발하기 때문에 엔진을 항공기에 장착할 시에 상당한 주의를 요한다. 따라서 항공기 개발 프로그램에 참여하는 개발사 및 연구소에서는 효율적인 엔진의 장착을 위하여 많은 전산해석과 실험을 통하여 사전에 항공기 및 엔진의 장착 성능을 예측하고자 노력하고 있다. 특히 전산해석 분야를 살펴보면 외국의 전문 연구소 및 개발사에서는 자체적인 해석 코드의 개발에 힘쓰고 있을 뿐만 아니라 공동연구를 통하여 서로간의 결과를 상호 비교함으로써 코드의 신뢰도를 향상시키는 노력을 기울이고 있다.

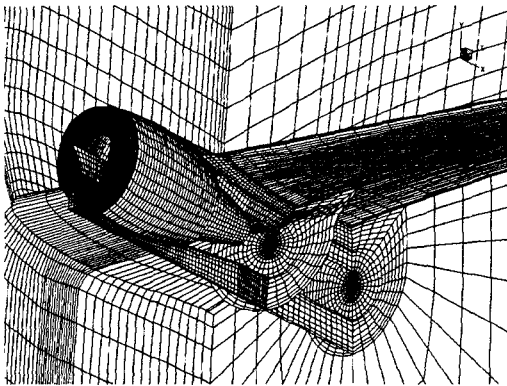


Fig. 11 3-D multi-block grid of a wing-mounted nacelle

엔진의 비장착 및 장착분야의 전산해석에 대한 항공 선진국의 활발한 연구와는 달리 국내에서는 이에 대한 연구가 매우 뒤떨어진 실정이다. 학계를 중심으로 일부 행하여진 연구에서도 엔진을 장착하지 않았거나 또는 단순한 나셀을 장착하여 주로 항공기의 공력특성을 파악하기 위한 연구에 초점이 주어졌으며, 여기에서 개발된 코드가 엔진의 비장착 및 장착특성을 파악할 수 있는 연구에 활용되기에는 많은 보완 및 수정이 요구된다. 다시 말해서 기존의 연구는 나셀을 원통형으로 단순화하여 처리하였으나 엔진/나셀의 비장착 성능을 해석하기 위하여서는 나셀의 외부 형상뿐만 아니라 나셀 입구의 내부 형상, 팬 입구의 모델링, 팬 출

구의 모델링 및 엔진 코어의 형상 등에 대하여 실제 엔진과 거의 유사하게 모사하여야 만이 정확한 성능 예측이 가능하다. 따라서 본 연구에서는 엔진의 비장착 특성을 정확하게 파악할 수 있는 전문코드의 개발을 꾀하였으며, 추후 이를 확장하여 항공기와 엔진이 장착된 형상에 대한 장착특성을 파악할 수 있는 코드로 활용하고자 한다[4].

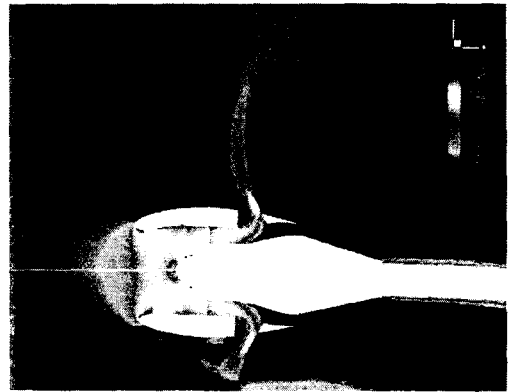


Fig. 12 Mach number distributions

#### 4.4 에어터보램제트 엔진

최근 미국을 비롯한 항공우주선진국에서는 초음속 비행체 및 극음속 성층권 비행체용 추진기관들에 대한 개발연구들이 활발히 추진되고 있다. 이와 같은 배경에는 차세대 초음속 또는 극음속 수송기용 고속 추진기관과 현재의 위성발사 방법보다 저비용, 고신뢰도를 가지고 위성체를 저고도 지구궤도에까지 운반시킬 수 있는 재사용이 가능한 새로운 추진기관들에 대한 개발필요가 증가되고 있기 때문이다.

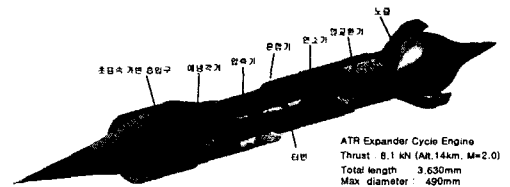


Fig. 13 Layout of an air turbo ram jet engine

극음속 성층권 비행체용 추진기관은 기존의 대형 소모성 위성 발사체를 대신할 차세대 추진 개념으로서 고도 15~40km 까지 위성체의 운반

을 목적으로 한다. 고속 추진기관들은 작동원리 및 구성방식 등에 따라 여러 가지 다양한 형태를 가지고 있으나 산화제의 공급 방식에 따라서 크게 공기흡입형 엔진, 로켓 엔진 그리고 이 두 가지를 조합한 복합사이클 엔진들로 분류할 수 있다.

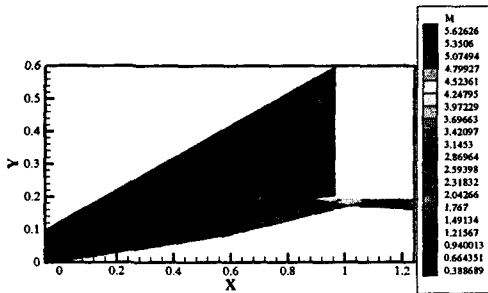


Fig. 14 Inlet Mach number distribution at  $M_{\infty}=6.0$

에어터보램제트 엔진은 터보기계와 램제트 엔진이 결합된 공기 흡입형 재사용 추진기관의 한 종류로서 마하수 0.5~6.0까지 넓은 영역에서 작동이 되는 차세대 엔진이다. 특히, 터빈 입구온도가 엔진 입구 공기온도에 의해 영향을 받지 않기 때문에 초음속 및 극음속 비행에 적합한 것으로 알려져 있다. 에어터보램제트 엔진에 대한 연구는 일본이 다른 국가에 비해 가장 먼저 시제품 개발에 착수했는데, 지난 1988년부터 ISAS(Institute of Science and Space)를 중심으로 이단계도진입(TSTO)용 1단 위성운반체 추진기관으로의 적용을 목표로 개발을 진행하고 있다.

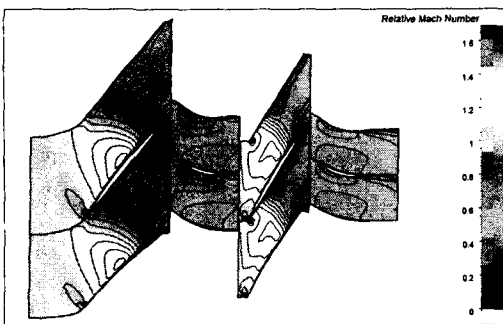


Fig. 15 Relative Mach number distribution at the axial compressor

에어터보램제트 엔진은 공기 흡입구, 예냉각기, 압축기와 터빈으로 구성된 터보기계, 열교환기가 포함된 연소기, 그리고 노즐로 구성되어 있다 (Fig. 13 참조). Fig. 14는 공기흡입구에서의 유동 해석 결과를 나타내며, Fig. 15는 압축기에서의 유동 해석 결과를 나타낸다.

본 연구는 실용화 개발을 준비하는 단계로서, 엔진에 대한 사이클 해석과 구성 요소부품의 기본설계 및 요소부품들을 조합하여 구성한 엔진 시스템에 대한 연구를 수행하였다. 기본설계된 에어터보램제트 엔진은 추력이 약 8kN, 전체길이가 약 3.6m, 최대직경은 0.5m이다[5].

## 5. 결 론

터보기계연구그룹은 지금까지 구축한 인프라를 바탕으로 터보기계의 국내 독자개발을 선도해 나아갈 것이며, 설계와 해석, 그리고 시험분야의 기술선진화에 계속 매진함으로써 터보기계 분야에서 기술선진국으로의 도약에 최대의 노력을 경주할 것이다.

## 참고문헌

- [1] 최창호, 김진한, 양수석, "2단 축류압축기 성능예측에 대한 수치해석적 연구," 한국항공우주학회지, 제30권, 제4호, (2002), p.77.
- [2] 이기수, 이은석, 김진한, 양수석, "임펠러, 디퓨저, 출구유도익을 포함한 원심압축기의 성능 수치해석," 한국항공우주학회, 춘계학술발표회 논문집, (2002), p.503.
- [3] C.H. Choi, G.S. Lee, J.H. Kim, S.S. Yang and D.S. Lee, "Numerical Studies on The Performance Prediction of a Pump System," Proceedings of the 9th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, (2002).
- [4] 김수미, 손창민, 양수석, 이대성, "비장착 엔진/나셀 형상에 대한 3차원 Euler 유동해석," 한국전산유체공학회, (1996), p.121.
- [5] 김형진, 차봉준, 양수석, "에어터보램제트 엔진을 위한 초음속 흡입구 설계/해석 연구," 한국추진공학회, 17회 학술대회논문초록집, (2001), p.81.