

## 터빈의 피치 간격이 가스터빈 엔진 성능에 미치는 영향

김재민\* · 김귀순\*\* · 최정열\*\* · 정용운\*\*\* · 황인희\*\*\*\*

### The Effect of Turbine Blade Pitch on the Gas Turbine Engine Performance

Jaemin Kim\* · Kuisoon Kim\*\* · Jeong-Yeol Choi\*\* · Yongwun Jung\*\*\* · In-Hee Hwang\*\*\*\*

#### ABSTRACT

We have simulated the performance of a simple engine model with a gas turbine engine simulation program based on CFD. 2-dimensional Navier-Stokes code for the viscous flow was applied to simulate a compressor and a turbine, and the chemical equilibrium code with the lumped method was applied to simulate the combustor. Unsteady-flow phenomenon between rotor and stator of the compressor and the turbine was analyzed by steady mixing-plane method. In this way, the influence of the turbine blade pitch on the engine was investigated. It was shown that the compressor is operated at more higher pressure conditions as narrower the pitch distance of the turbine.

#### 초 록

CFD 기반으로 개발한 가스터빈 엔진 모사 프로그램을 바탕으로 간단한 엔진 모델의 성능을 모사해 보았다. 2D NS 코드를 사용하여 압축기와 터빈을 모사하고, lumped method 화학 평형 코드를 사용하여 연소기를 모사하였다. 압축기, 터빈에서의 동익, 정익간의 상호 비정상 유동 현상은 mixing-plane 기법으로 정상 상태 해석을 수행하였다. 이러한 방법으로 정상 작동 상태에서의 터빈 익렬의 피치 간격이 엔진에 미치는 영향을 살펴보았다. 연구 결과, 터빈의 피치 간격이 좁아질수록 압축기는 더 높은 압력에서 작동하는 것을 확인하였다.

Key Words: Engine Simulation(엔진 모사), Turbine Geometry(터빈 형상), Gas Turbine Engine(가스터빈 엔진), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

#### 1. 서 론

† 2008년 9월 13일 접수 ~ 2008년 11월 17일 심사완료

\* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\* 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 KHP 엔진팀

\*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 KHP 개발실  
연락처, E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

1937년 영국의 Frank Whittle에 의해 실제 가용동력을 낼 수 있는 가스터빈이 만들어 진 이후, 현재에도 새로운 엔진이 계속 설계되고 개발되고 있다. 그동안 가스터빈 엔진의 성능 설계는

사이클 해석을 기반으로 하여 수행되었고, 이 사이클 해석은 압축기, 연소기, 터빈 등의 성능 곡선을 필요로 하는데, 이는 각 구성품의 개발 후에 다양한 조건에서 수많은 시험을 거친 후 가능해 지게 된다. 그렇기 때문에 최종적인 엔진은 사이클 해석과 각 구성품의 설계 개발, 성능 시험 등 복잡한 절차의 반복을 통해 완성된다. 그러나 엔진 설계 시 각 구성품들은 개발되어 있는 상태가 아니므로 유사한 조건의 성능 곡선을 활용해서 설계를 시작한다. 하지만 이러한 방법은 정확도가 떨어지기 때문에 수정하는 과정을 반복하게 된다[1].

성능 분석을 위한 엔진 구성품의 수치해석 경향은 초기에는 streamline curvature 기법이 주류를 이루다가, 최근에는 컴퓨터의 성능이 발전함에 따라 다단 압축기, 터빈 등에 대한 3차원 수치해석 기법이 개발되어 최적설계까지 널리 활용되는 추세이다. 그러나 여전히 구성품 서로 간의 상호작용이 고려되지 않고, 각각 개별의 구성품에 대한 연구만 진행되어 엔진 전체의 설계나 성능해석에는 제대로 활용되고 있지 못하고 있는 실정이다. 이와 같은 문제점을 해결하기 위해 엔진 전체의 상호작용을 고려하여 엔진 전체를 해석하는 full engine simulation이 시도되고 있다[2].

그러나 이러한 full engine simulation 기법들에서는 압축기와 터빈에 대한 CFD 해가 사이클 해석을 위한 압축기와 터빈의 성능 곡선을 대신하는 형태로 수행되었다[3],[4].

본 연구에서는 사이클 해석을 배제한 상태에서 full engine simulation을 수행하였다. 압축기, 연소기, 터빈 등에 대해서는 모듈화 된 형태로 계산되지만, 모듈간의 경계값들을 서로 주고받을 수 있게 함으로서, 압축기, 연소기, 터빈의 상호작용이 고려될 수 있도록 하였다. 이 방법으로 하나의 페이퍼 엔진에 적용하여 활용가능성을 살펴보았으며, 터빈 익렬의 피치 간격 변화가 엔진 전체에 미치는 성능의 변화도 확인하여 보았다.

## 2. 성능해석 방법

압축기와 터빈의 성능 자료는 2D Navier-Stokes equation에 근거한 CFD (Computational Fluid Dynamics) 유동 해석 프로그램을 통해 얻고, 연소기는 0D 형태의 화학 평형 방정식을 이용하여, 메탄, 공기의 화학 반응을 통해 나오는 온도 데이터를 참조 하였다. 이를 유기적으로 연계하여 엔진 전체 성능을 평가하였다.

### 2.1 프로그램 알고리즘

엔진의 각 구성 요소는 모듈화 된 형태로 계산되는데, 메인 루틴에서 각 모듈 프로그램을 순차적으로 실행하고, 모듈간의 경계값들을 주고받으면서 반복 계산할 수 있게 한다. Fig. 1에 나와 있는 것과 같이 압축기, 연소기, 터빈은 서브루틴 형태로 만들어져 있고, 메인에서 이 루틴들을 관리하게 된다.

연소기의 입구 조건과 출구 조건은 각각 압축기의 출구 조건, 터빈의 입구 조건과 서로 상호교환하게 된다. 연소기의 경우 0D 형태로 계산을 하게 되므로, 당량비에 따른 화학 반응에 의해 상승된 온도의 변화만을 계산한다. 따라서 터빈의 입구 조건에서의 압력은 압축기의 출구에서와 같은 조건을 사용하게 되고 온도와 밀도는 연소기에 의하여 변화된 값을 사용한다.

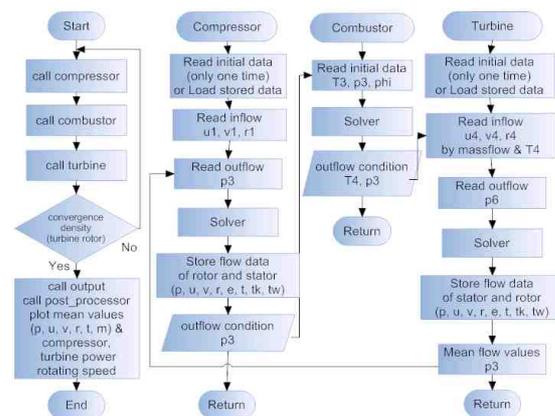


Fig. 1 Program Flowchart

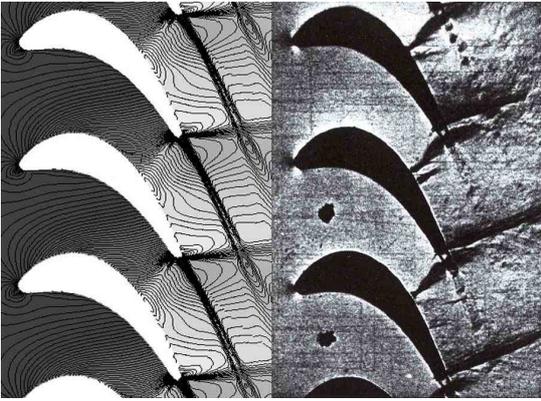


Fig. 2 Mach Number Contour and Schlieren Picture

## 2.2 압축기, 터빈의 유동해석

지배방정식으로는 2D Navier-Stokes 방정식을 사용하였고, 난류 유동장 해석은 벽함수를 사용하지 않고도 경계층 내부의 유동을 잘 예측하는  $k-w$  모델과 입구의 자유류 값에 큰 영향을 받지 않는  $k-\epsilon$  모델의 장점만을 결합시킨 Menter의  $k-w$  SST 모델[5]을 적용하였다. 공간차분은 Roe의 풍상차분법(upwind scheme)[6]을 적용하고 TVD-MUSCL기법[7]을 사용하여 3차의 정확도로 확장 시켰다. 시간적분은 점성항과 대류항을 완전 내재적으로 풀 수 있는 LU-SGS (Lower Upper -symmetric Gauss Seidel)[8] 기법을 바탕으로 하여 해석 코드를 구성하였다.

동익과 정익의 비정상상태 해석은 mixing-plane 기법을 사용하여 정상상태로 해석 하였고, 유동의 평균은 kinetic energy 평균 방법을 선택하여 질량, 정엔탈피, 속도 제곱항이 보존되도록 하였다[9].

수치 해석법의 타당성을 확인하기 위하여 VKI(Von Karmann Institute) 선형 터빈 익렬 유동의 계산을 수행 하였다. VKI는 천음속 영역의 익렬로서 실험적으로나 수치적으로 많은 연구가 수행되었는데, Fig. 2 와 Fig. 3에서 보는 바와 같이 입구 조건  $M=0.286$ , 출구 조건  $M=0.96$ 일 때 계산한 결과, 마하수 분포와 익렬 표면의 등엔트로피 마하수가 Kiock et al.[10]에 의해 수행된 실험 결과와 잘 일치함을 알 수 있다.

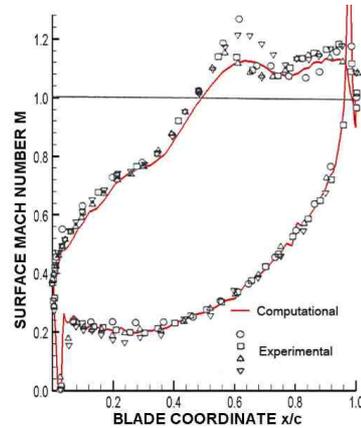


Fig.3 Blade Surface Mach Number

## 2.3 연소기 해석

실제 항공기에서는 Jet-A와 같은 액상의 케로신 연료를 사용하지만, 액체 연료의 분무 과정과 혼합, 증발 등의 여러 과정이 생략된다는 점을 고려하여 단일 상을 이룰 수 있는 메탄( $CH_4$ ) 가스를 이론 당량비에 맞추어 온도 값을 계산하였다. 0D 해석인 만큼 혼합 과정이 배제된 화학평형식에만 의존하여 계산하였다. 공기는 산소와 질소로만 이루어진 것으로 가정하고, 기체 상태의 메탄을 이용하였다. 실제 연소 과정에서 많은 부산물들이 나오게 되는데, 그 중에서  $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $CO$ ,  $OH$ ,  $NO$ ,  $O_2$ ,  $H_2$ ,  $N_2$ ,  $O$ ,  $H$ ,  $N$ 의 11가지 연소 생성물에 대해서만 고려하여 계산하였다.

검증을 위해 활용된 CEA (Chemical Equilibrium and Application) 코드는 NASA Glenn Research Center에서 이론적 열역학적 물성치를 계산하기 위해 개발된 것으로 지정된 열역학적 상태의 화학평형 구성물, 이론적 로켓 성능, 데토네이션, Shock tube 계산시 주로 활용된다 [11]. 초기의 공기온도 298K, 압력 11bar에서 각 당량비에 따른 반응 온도와 물분율을 계산하였다. 최고의 반응 온도는 2318K로 당량비 1.05 부근에서 나타나며 이때의 생성물의 물분율 결과를 CEA와 비교하여 Table 1에 나타내었으며, 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. Fig. 4은 당량비 변화에 따른 온도와 물분율을 나타낸 것이다.

Table 1 Mole fraction of products in CEA and combustion module

		CEA	In house code	error(%)
Mole fraction	H <sub>2</sub> O	0.18577	0.18541	0.19
	CO <sub>2</sub>	0.08818	0.08761	0.64
	CO	0.00640	0.00693	8.38
	OH	0.00224	0.00195	12.93
	NO	0.00182	0.00174	4.40
	O <sub>2</sub>	0.00291	0.00342	17.53
	H <sub>2</sub>	0.00238	0.00261	9.66
	N <sub>2</sub>	0.71027	0.71008	0.03
	O	0.00009	0.00008	11.11
	H	0.00016	0.00016	0
	N	0.00000	0.00000	0

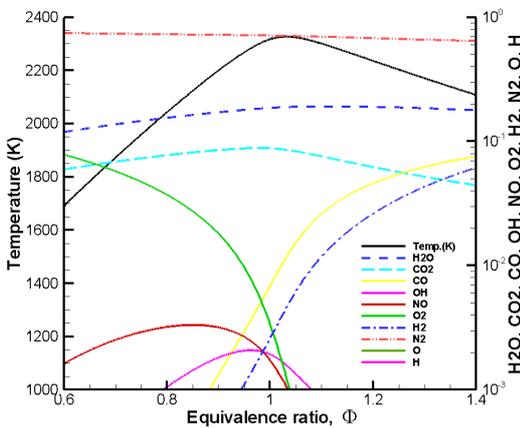


Fig. 4 Temperature and mole fraction variation depending on equivalence ratio change for methane (CH<sub>4</sub>)

2.4 2차원 해석 방법

실제 3차원 형상의 엔진에서는 유로의 단면적이 축 방향으로 이동함에 따라 압축기에서는 감소, 터빈에서는 증가하지만 2차원해석은 이러한 단면적의 변화와 효과를 고려 할 수 없는 단점이 있다. 연소기는 형상이 없는 OD 형태로 해석하기 때문에 연소 후 밀도 감소로 인해 급격한 유량 감소가 생기는 불연속적인 면이 생기게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해 압축기 출구와 터빈 입구에 대한 가상의 면적비를 두었으며, 이 면적비는 압축기 출구, 터빈 입구의 매스 플럭스

에 의해 결정되게 된다. 따라서, 압축기와 터빈의 매스 플럭스의 비를 맞추어 전체의 질유량을 같도록 하였으며, 2차원 가정으로 인하여 생기는 문제점을 해결하였다.

3. 엔진의 형상

3.1 압축기 모델

압축기는 설계점에서의 압력비가 1.354인 3과 1/2로 이루어진 PSRC (Pennsylvania State University Research Compressor)의 guide vane 1열을 제외한 압축기 형상[12]을 적용하였다. 정익의 코드 길이를 동익의 코드 길이 만큼 확대하고, solidity는 0.71로 일정하게 하였으며, 정익과 동익의 블레이드 열 사이의 간격은 코드 길이만큼 두었다. 격자는 동익과 정익열 각각 141 x 71 의 H형 격자로 구성하였다. 압축기 모든 익렬의 형상은 Fig. 5 에 나타낸 첫 번째 단의 익렬과 같으며 형상 정보는 Table 2에 정리한 것과 같다.

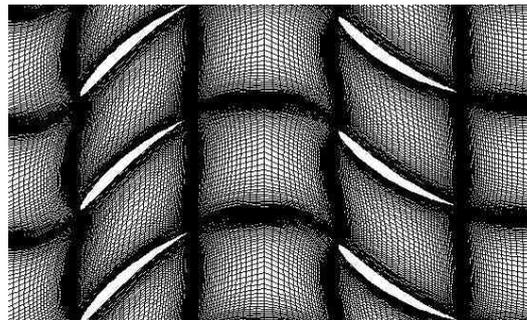


Fig. 5 Grid at PSRC Compressor (1st Stage)

Table 2. Blade Parameters for the PSRC

	Inlet angle (deg)	Exit angle (deg)	Chord angle (deg)
Rotor1	52.97	27.50	-40.23
Stator1	46.83	14.53	58.05
Rotor2	53.72	27.38	-40.55
Stator2	48.91	16.49	32.70
Rotor3	52.45	27.59	-40.02
Stator3	47.01	21.33	34.17

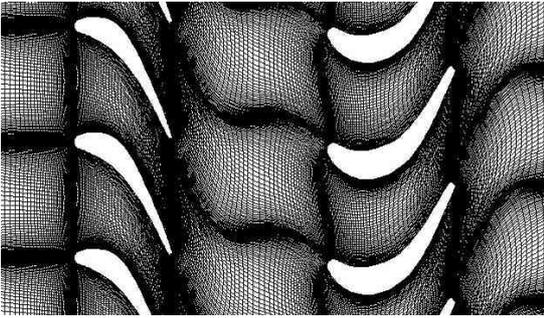


Fig. 6 Grid at LSRR-I Turbine

### 3.2 터빈 모델

터빈은 1단으로 구성되어 있는 UTRC(The United Technologies Research Center)의 LSRR-I(Large Scale Rotating Rig No. 1)을 모델로 하였다. R. P. Dring et al.[13]에 의해 수행되었던 실험에 사용한 터빈의 익형 형상은 그대로 적용하였으나, 동익의 코드 길이는 정익의 코드 길이 만큼 확대하여, 동익과 정익에서 모두 solidity를 0.78로 하였다. 정익과 동익의 간격은 코드 길이 만큼 두었다. Fig. 6 은 터빈의 격자 형상을 나타낸 그림으로 압축기의 경우와 마찬가지로 동익과 정익을 각각 141x71의 H형 격자로 구성하였다. 정익의 입구에서의 유동각은 90° 로 연소기를 지난 유동이 수평방향으로 들어온다고 생각하였고, 출구 유동각은 22.5°, 동익의 입구 유동각은 40°, 출구 유동각은 22.5° 이다.

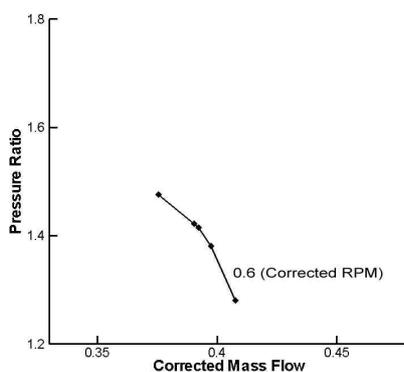


Fig. 7 Compressor Performance Map

### 4. 성능 해석 결과

압축기 입구에서  $x, y$  방향의 유속과 온도, 밀도, 압력을 기준으로 각 유동 변수들을 무차원화하고, 터빈의 입구 속도는 0.375, 출구 압력은 대기압, 당량비는 0.45로 두고 압축기와 터빈의 동익 회전속도는 입구 속도 기준 마하수 0.6으로 계산하였다.

터빈의 형상 변화가 엔진에 미치는 영향을 확인하기 위하여 터빈 익렬의 피치 간격을 변화시켜 계산하여 보았다. 코드 길이는 유지한 상태로 피치 간격을 변화시켜 solidity가 0.71일 때와 0.85일 때로 기준이 되는 solidity인 0.78 인 경우와 비교하여 7%씩 차이가 나도록 하였다.

우선, 계산에 사용된 corrected 회전속도가 0.6 일때 압축기의 성능 곡선을 그려보면 Fig. 7과 같이 유량이 증가 할수록 압력비가 감소하는 경향을 보이고, 터빈의 세 가지 형상에 따른 성능 곡선은 Fig. 8과 같이 유량이 증가 할수록 압력비가 증가하는 경향을 나타내게 된다. 정상상태의 압축기와 터빈에서는 같은 유량이 지나가게 되고 압력비 또한 같아야 하므로 두 그래프의 교점이 엔진의 작동 조건이 된다. 따라서 터빈의 피치 간격이 코드 길이의 0.71 일 때의 엔진은 0.78 일 때보다 작은 유량에서 큰 압력비로 엔진이 작동하게 되고, 0.85 일 때는 보다 큰 유량에서 작은 압력비로 작동하게 된다. 성능 맵에서

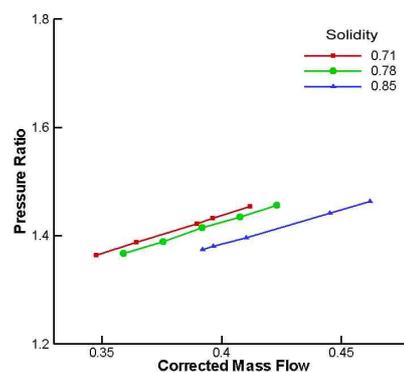


Fig. 8 Turbine Performance Map

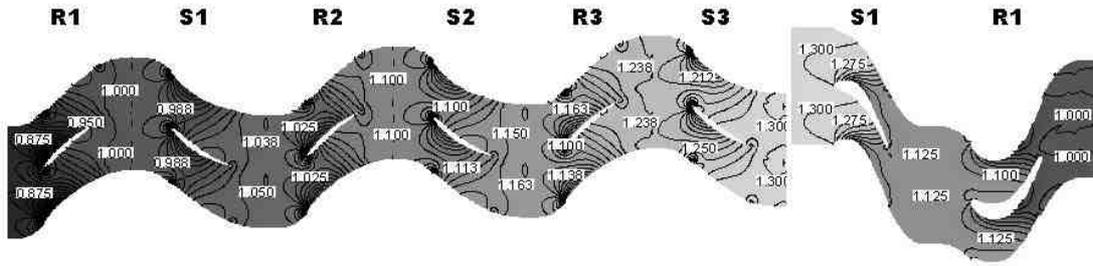


Fig. 9 Static Pressure Contour in 3 Stage Compressor and 1 Stage Turbine (Pitch = 0.71)

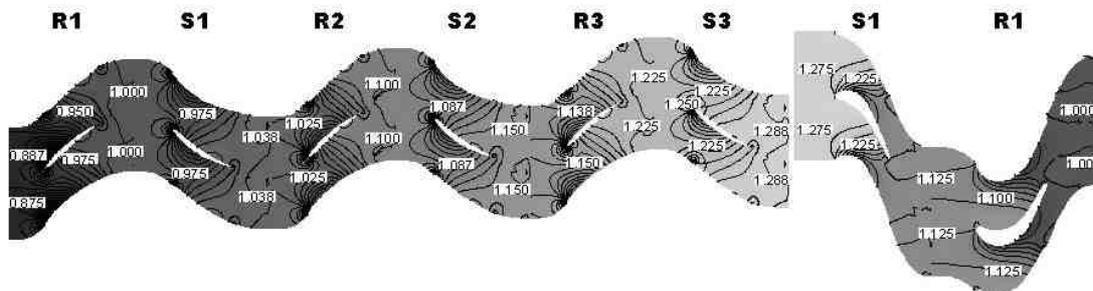


Fig. 10 Static Pressure Contour in 3 Stage Compressor and 1 Stage Turbine (Pitch = 0.78)

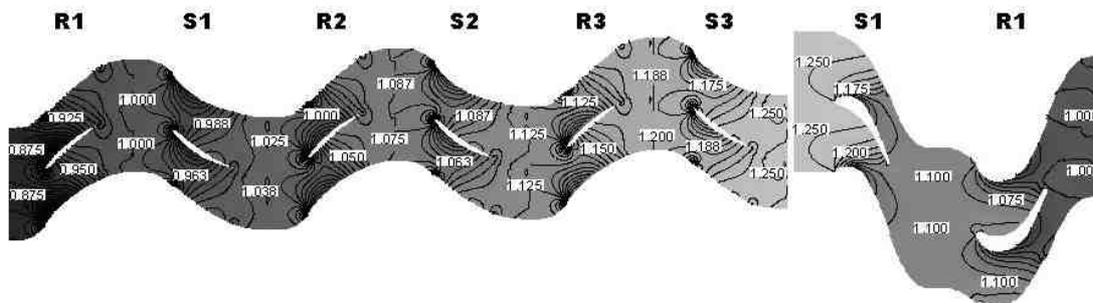


Fig. 11 Static Pressure Contour in 3 Stage Compressor and 1 Stage Turbine (Pitch = 0.85)

얻은 결과를 바탕으로 하여 엔진의 평형 작동점을 찾아 각 경우에서의 성능을 계산하였다.

엔진의 평형 작동점에서 엔진 전체에 대한 압력 분포를 Fig. 9, Fig. 10, Fig. 11에 나타내었다. 터빈의 피치 간격에 따라서 압축기의 압력비가 다르게 나타나는 것을 알 수 있다. 앞의 성능 맵에서 확인한 것처럼 터빈의 solidity가 0.71에서 0.85로 커짐에 따라 압축기의 압력비는 높은 상태에서 작동하게 된다.

Figure 12는 엔진의 축방향을 따라서 압축기, 연소기, 터빈을 지나면서 변화하는 압력과 온도 분포이다. 압축기에서는 압력이 서서히 증가하게 되고 연소기에서는 일정하게 유지되다가 터빈에서 압력이 내려가게 되어 터빈 출구에서는 대기압 상태가 되는 것을 확인할 수 있다. 온도의 변화는 압력의 변화와 마찬가지로 압축기에서 증가하고, 터빈에서 감소하는 경향을 보이며, 연소기를 지나면서 온도가 5배 정도 증가하게 된다.

압축기 3단을 지나는 동안의 압력비는 1.4 정도로 크지 않기 때문에 유체의 압축에 의해 변하는 온도 변화량은 작다. 이 온도 변화량은 연소기에서의 온도 변화량에 비하여 매우 작아서 그래프에서는 큰 변화가 나타나지 않는다. 세 가지 조건에서 압력비의 차이가 크지 않아서 압축기에서의 온도 차이는 눈에 띄게 나타나지 않으며, 연소기에서 당량비의 변화도 없어서 연소기에 의한 온도 변화량도 거의 일정하다.

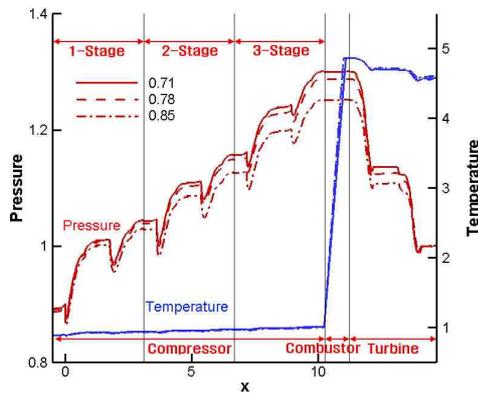


Fig. 12 Property Variations along Axis

## 5. 결 론

가스터빈 엔진을 구성하는 주요 3대 요소인 압축기, 연소기, 터빈에 대한 개별적인 연구는 현재까지 많이 수행 되었고, 기초 자료들도 많이 있으나, 구성품 전체의 상호작용을 고려하여 엔진 전체의 성능 해석을 하는 연구는 아직 미비하다.

본 연구에서는 압축기, 터빈에 대해서는 2D Navier-Stoke 방정식에 의한 CFD 해를 얻고, 연소기에 대해서는 0D 화학 평형 방정식에 의한 해를 얻어 가스터빈 엔진을 모사 하였다. 이처럼 각 구성품간 solver는 다르더라도 입구, 출구 경계조건을 적절하게 교환하여 엔진의 전체 성능을 해석할 수 있는 프로그램이 될 수 있다는 것을 확인할 수 있었고, 또한 터빈 익렬 형상의 변

화가 엔진 전체에 미치는 영향에 대하여 알아보았다. 이는 엔진 일부분의 변화가 엔진 전체에 미치는 영향에 대해 쉽게 예측이 가능하므로, 향후 유용한 프로그램으로 사용될 수 있을 것이다.

실제 가스터빈 엔진에 대하여 압축기, 터빈의 형상과 작동 조건 등의 자료가 부족하여 임의의 압축기와 터빈을 사용한 가상의 엔진에 대하여 해석을 수행함으로써, 실제 엔진과 같은 조건에서 엔진을 모사할 수 없었고, 또한 연소기는 0D, 압축기와 터빈은 2D 정상상태 해석에 그치고 있다. 이를 실제 엔진의 자료 획득과 함께 모든 구성품에 대하여 3D 비정상 유동해석으로 확장시키고 zoom-in 기법을 적절히 적용 가능하게 발전시킨다면 산업체에서 실제 가스터빈 엔진의 설계시 충분히 활용 가능한 엔진 성능 해석 프로그램이 될 수 있을 것이다.

## 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 연구결과 중 일부임.

## 참 고 문 헌

1. 공창덕, 구자예, 김귀순, 정홍철, 항공가스터빈엔진, 동명사, 1999
2. 진상욱, 김귀순, 최정열, 안이기, 양수석, "엔진 통합설계/해석 시스템의 구성과 개발동향", 한국추진공학회지 Vol. 11, No. 4, pp. 26-37
3. Momi, P., "VIVACE: Overview", VIVACE Forum 1, September 2005
4. Evans, A. L., Follen, G., Naiman, C., Lopez, I., "Numerical Propulsion System Simulation's National Cycle Program," AIAA 98-3113, 1998
5. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering

- Application", AIAA Journal Vol. 32, No. 8, 1994
6. Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes", Journal of Computational Physics, Vol. 43, 1981, pp.357-372
  7. Hirsch, C., Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol. 2, Wiley, New York, 1990
  8. Yoon, S., Jameson, A., "Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations", AIAA Journal, Vol.26, No. 9, 1988, pp.1025-1026
  9. Chima, R. V., "Calculation of Multistage Turbomachinery Using Steady Characteristic Boundary Conditions", AIAA 98-0968, 36th Aerospace Science Meeting & Exhibit, 1998
  10. Kiock, R., Lehthaus, F., Baines, N. C., Sieverding, C. H. "The Transonic flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels," Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 108, April 1986
  11. Gordon, S., McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis," NASA Reference Publication 1311, October 1994
  12. Hall, E. J., "Aerodynamic Modelling of Multistage Compressor Flow Fields Part 1: Analysis of Rotor-Stator-Rotor Aerodynamic Interaction," Proceeding of Instructions for Mechanic Engineers, Vol. 212, 1998
  13. Dring, R. P., Joslyn, H. D., Hardin, L. W., Wagner, J. H., "Turbine Rotor-Stator Interaction," Journal of Engineering for Power, Vol. 104, October 1982, pp.729-742