

## 축류압축기 CFD를 위한 대표적 Test Case

주원구\*

### Typical Test Case for the CFD Validation of Axial Compressors

Won-Gu Joo\*

Key Words: Axial Compressor(축류압축기), CFD Validation test(CFD 검증)

#### ABSTRACT

The coming of high speed computers with large memory size in recent years has allowed the practical development of codes which solve the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations in three dimensions. Such codes are already used by the large engine manufacturers for the advanced design of some engine components. Different computational fluid dynamics approaches and turbulence models exist, and it seems essential today to establish their degree of validity for application to typical configurations in turbomachinery. In 1993 the Turbomachinery Committee of the IGTI of ASME has issued an open invitation to predict the flow details of an isolated transonic fan rotor called as NASA ROTOR 37. This paper reports this test case.

#### 1. 서 론

보다 고성능의 터보기계를 설계하기 위해 터보기계 내를 흐르는 유동을 해석하는 계산방법이 개발되어, 지난 50년 동안 개선되면서 사용되어져 왔다. 최근 고성능 컴퓨터의 등장과 수치계산방법의 개발로 3차원 Reynolds 평균 Navier-Stokes 방정식의 해를 구하는 것이 가능해 졌으며, 큰 엔진제조사들은 이미 압축기, 터빈, 인테이크, 노즐, 연소실 등과 같은 가스터빈엔진 요소들의 설계를 위해 사용하고 있다.

비록 엔진이 제대로 설계되었는지 최종적으로 확인하기 위해 여전히 실험과정이 남아 있지만, CFD는 설계과정동안에 적절한 터보기계 형상을 설계하는데 중요하게 사용된다. 비록 현재 사용되고 있는 수치계산은 정확히 실제유동의 모든 면을 예측할 수는 없지만,

많은 유동량들과 shock, 점성, 틈새, 통로와류 등에 의한 손실들을 예측하는 것이 가능하기 때문에 3D 정상 난류 수치계산은 설계에 있어서 일반적으로 사용하는 도구가 되었다.

현재 터보기계의 유동을 계산을 위한 CFD 코드들은 여러 종류의 계산알고리즘과 난류모델들을 사용하고 있다. 그렇기 때문에 이들 코드들이 대표적인 형상의 터보기계에 적용될 때 어느 정도 정확히 실제유동을 예측할 수 있는지 유효성(validity)을 확립하는 것이 필연적인 것처럼 보인다. CFD 코드 개발자나 사용자들은 분명히 각자 그들만의 코드 평가를 수행하지만 그것들은 제한적일 수밖에 없다. CFD코드의 여러 요소(수치계산알고리즘, 격자의 형태와 밀도, 난류모델 등)들이 계산결과에 미치는 영향을 잘 이해하기 위해서는 다른 코드들의 계산결과와 비교해 보는 것이 필요하다.

이러한 목적으로 1993년에 IGTI 터보기계위원회는

\* 연세대학교 기계전자공학부

NASA Rotor 37로 명명된 단독익인 천이음속팬로터 (transonic fan rotor)의 상세한 유동장을 예측하는데 공개적으로 CFD사용자들의 참여를 초청하였다. 이 논문은 CFD의 여러 요소들이 계산결과에 미치는 영향을 알아보기 위해 수행되었던 NASA Rotor 37의 실험결과가 CFD의 정확성을 평가하고 다른 코드들의 결과와 비교해 볼 수 있는 좋은 예라 생각하고 이에 대해 소개를 하고자 한다.

## 2. NASA ROTOR 37

### 2.1. 설계배경

Rotor 37은 초기에 4단 축류압축기(stage 37)와 관련된 연구프로그램의 일부로서 설계되어 실험되었다. 이 실험용 4단압축기는 항공기용 터빈엔진의 고압(core)압축기의 입구 단을 모사하여 이와 관련된 여러 가지의 설계파라미터에 대한 연구를 위해 제작되었다. Stage 37의 대표되는 값은 아래와 같다.

- 로터 입구 허브/팁 비 : 0.7
- 로터 날개의 aspect ratio: 1.19
- 팁 상대입구마하수: 1.4
- 허브 상대입구마하수: 1.13
- 팁 solidity: 1.29
- 날개 단면: Multi-Circular-Arc(MAC)

입구안내깃은 없으며 자세한 설계정보와 전스테이지의 성능 결과는 Reid and Moore<sup>(1)</sup>에 의해 보고되었으며 좀 더 상세한 스테이지 성능은 그 후 Moore and Reid<sup>(2)</sup>에 의해 다시 발표되었다. 압축기의 설계와 스테이지에 대한 시험이 1970대에 시작되었지만 형상과 성능수준은 현재 터빈엔진의 스테이지에 대한 값들과 유사하다.

로터에 대한 설계점의 값은 아래와 같다.

Equivalent rotational speed,

$$N \sqrt{\frac{T_{ref}}{T_{in}}} = 17188.7 \text{ rpm} \quad (1800 \text{ rad/s})$$

여기서,

- $T_{in}$  = inlet total temperature
- $T_{ref}$  = 288.15 K (sea level standard atmosphere)

Equivalent rotor tip speed,  $U_{tip} \sqrt{\frac{T_{ref}}{T_{in}}} = 454.1 \text{ m/s}$

Equivalent mass flow per unit annular area,

$$\frac{\dot{m}}{A_{an}} \frac{P_{ref}}{P_{in}} \sqrt{\frac{T_{in}}{T_{ref}}} = 200.5 \text{ kg/s/m}^2$$

여기서,

- $P_{in}$  = inlet total pressure
- $P_{ref}$  = 101.33 kN/m<sup>2</sup> (sea level standard atmosphere)
- $A_{an}$  = annulus area
- Rotor total pressure ratio = 2.106
- Rotor polytropic efficiency = 0.889
- Number of rotor blades = 36

### 2.2. Test case를 위한 형상

NASA stage 37에 대한 Moore and Reid<sup>(2)</sup>의 시험에 뒤따라서 단독요소로서의 로터에 대한 실험을 다시 수행하였다. 이것이 Rotor 37로서 NASA에서 명명한 형상이다. Fig. 1은 허브, 케이싱과 날개의 형상을 정의된 좌표계와 함께 개략도(schematic form)로서 보여준다. 날개와 익통로의 형상에 대한 상세한 정보는

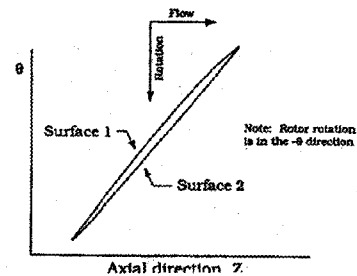
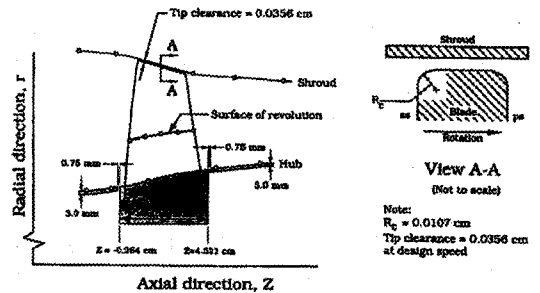


Fig. 1 Blade and flowpath coordinates

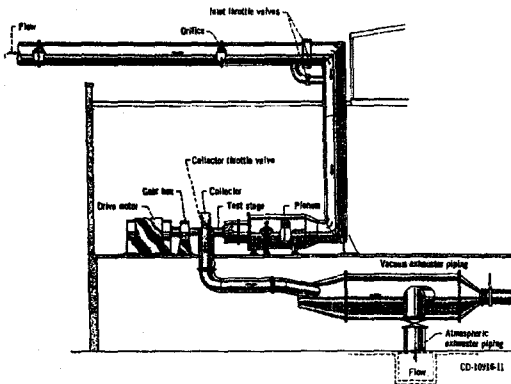


Fig. 2 Test facility

나중에 기술된 주소에서 전자화일 형태로 얻을 수 있다. 날개표면의 RMS 거칠기는 0.5 - 1.25 micron이다.

### 2.3. 실험장치

Fig. 2는 NASA Lewis 연구센터에 있는 단단축류 압축기 실험장치의 개략도를 보여주고 있다. 여기에서 NASA stage 37과 Rotor 37 형상에 대한 모든 실험이 수행되었다. 공기는 입구부와 필터, 그 뒤의 압축기의 유량을 측정하기 위해 설치한 표준 오리피스스를 통하여 시스템으로 들어온다. 압축기의 입구압력과 유량은 입구덕트내에 있는 butterfly 밸브와 실험장치와 출구덕트 사이에 있는 sleeve throttle를 사용하여 조절한다. 공기는 상류의 screen과 honeycomb grid를 포함하는 plenum 탱크로부터 test compressor로 들어간다. 유동은 central nose cone과 3개의 airfoil 형상의 지지대 (support struts)를 가진 bell mouth 입구를 통해 그림 3의 압축기단이 설치되어 있는 환형관으로 들어간다. 축류압축기에서 나온 공기는 대기로 방출되거나 중앙 배출 시스템에 연결된다. 실험용 압축기는 3000hp AC 모터와 증속기를 통하여 구동된다. 모터의 속도는 공급전력 주파수를 바꾸어 줄여서 변화시킬 수 있다.

### 2.4. 실험 프로그램

PEP working group 26 test case 위해 선정된 데이터 세트는 1992년과 1993동안 개발되었다. 같은 데이

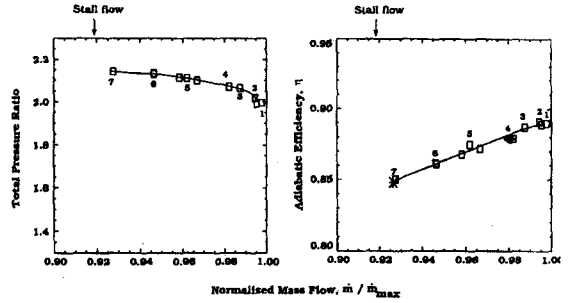


Fig. 3 Overall performance at station 4

타가 1993년과 1994년 동안 ASME IGTI 터보기계위원회에서 지원한 CFD코드의 평가노력의 기본이 되었다. Wisler<sup>(3)</sup> 과 Denton<sup>(4)</sup> 이 작업의 구성과 결과를 논의하였다.

### 2.4.1. 실험 조건

ASME 코드 validation 연구에 사용된 모든 데이터는 상기 정의된 설계속도에서 동작하는 Rotor 37을 가 지고 측정되었다. 상세한 유동장 측정을 위한 기준동 작점을 설정하기 위하여 최대로 얻을 수 있는 질량유 량 ( $\dot{m}_{choke}$ )으로 부터, 최소 (rotor stall점의 약간 위) 유량까지 성능곡선을 얻었다. 스톨근처에서의 질량유 량은  $\dot{m} / \dot{m}_{choke} = 0.925$ 되도록 결정되었다. 이들 점이 Fig. 3에 보여진다. ASME는  $\dot{m} / \dot{m}_{choke} = 0.98$  과  $\dot{m} / \dot{m}_{choke} = 0.925$  데이터 점들을 CFD 계산을 위한 점으로 선택하였다.  $\dot{m}_{choke}$ 의 실험값은 20.93 kg/s 였 다. 모든 보고된 값들은 해수면 level의 표준대기 ( $P_{ref}$ ,  $T_{ref}$ )에서 평가된 값이다.

### 2.4.2. 성능측정

NASA Rotor 37의 test case를 위해 얻은 성능 데 이터는 설계회전속도에서 동작하는 rotor에 대해 여러 질량유량에 대한 평균된 overall total pressure ratio와 adiabatic 효율을 포함한다. 질량유량은 시험장치 내에 설치된 오리피스에 의해 측정된 값이다. 회전속도는 축에 마운트된 magnetic pick-up system과 electronic counter를 사용하여 측정하였다. 또한 전압 및 전은은

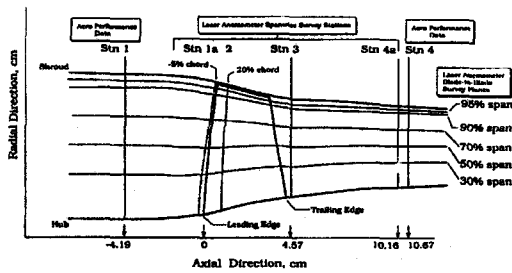


Fig. 4 Measurement stations

Table 1 Aerodynamic survey measurement locations and flow conditions at Station 1, z = 4.19cm

point	% span	radius (cm)	PIP <sub>ref</sub>	T/T <sub>ref</sub>	ΔAan (cm <sup>2</sup> )	% area
1	97.0	25.4203	0.9435	1.0008	58.3723	0.0837278
2	94.0	25.1795	0.9782	1.0004	45.7821	0.0414115
3	90.0	24.8412	0.9959	1.0004	57.0518	0.0516279
4	85.0	24.4450	1.0020	1.0002	83.1837	0.0571768
5	80.0	24.0182	1.0041	1.0000	62.1197	0.0562140
6	75.0	23.6220	1.0048	1.0002	58.8042	0.0532137
7	70.0	23.2258	1.0041	1.0008	80.0314	0.0543242
8	65.0	22.7980	1.0034	1.0008	66.7898	0.0631339
9	58.0	22.2504	1.0041	1.0004	78.8012	0.0713006
10	51.0	21.6713	1.0048	0.9996	78.8530	0.0713565
11	44.0	21.0922	1.0054	0.9984	74.7585	0.0676512
12	37.0	20.5435	1.0054	0.9990	72.7805	0.0668431
13	30.0	19.9644	1.0054	0.9988	61.3109	0.0654821
14	26.0	19.5982	1.0054	0.9988	50.5746	0.0487695
15	20.0	18.1414	1.0054	0.9989	48.5108	0.0448036
16	15.0	18.7452	1.0054	0.9987	46.8940	0.0422278
17	10.0	18.3490	1.0040	0.9990	47.4221	0.0429137
18	5.0	17.8222	0.9864	1.0004	68.3072	0.0816183

hub radius = 17.5259 cm  
tip radius = 25.6692 cm  
area = 1103.06 cm<sup>2</sup>



Fig. 5 Instrument positions (facing upstream)

Table 2 Aerodynamic survey measurement locations at Station 4, z = 10.64 cm

point	% span	radius (cm)	ΔAan (cm <sup>2</sup> )	% area
1	97.0	23.7134	25.3625	0.0420720
2	94.0	23.5915	22.5758	0.0374494
3	90.0	23.4086	31.3590	0.0520182
4	85.0	23.1648	33.2834	0.0552114
5	80.0	22.9514	30.7871	0.0510373
6	75.0	22.7381	32.6485	0.0541582
7	70.0	22.4942	32.3201	0.0538135
8	65.0	22.2809	36.2286	0.0609870
9	58.0	21.8781	42.0869	0.0698147
10	51.0	21.6713	43.5841	0.0722654
11	44.0	21.3360	42.8205	0.0711977
12	37.0	21.0312	40.2774	0.0688134
13	30.0	20.7264	35.7477	0.0582983
14	25.0	20.4826	29.4308	0.0488206
15	20.0	20.2892	27.1778	0.0450834
16	15.0	20.0658	28.7959	0.0477674
17	10.0	19.8120	28.4675	0.0472227
18	5.0	19.5988	39.8218	0.0660575

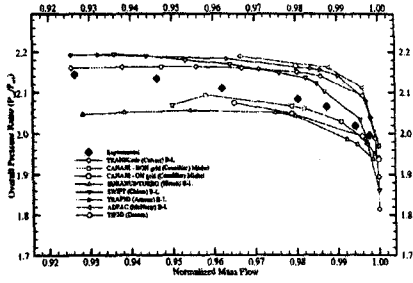
hub radius = 19.381 cm  
tip radius = 23.823 cm  
area = 602.835 cm<sup>2</sup>

Fig. 4의 station 1과 station 4 면에서 cobra probe와 열전대(thermocouple)를 사용하여 반경방향의 여러 위치에서 각각 얻었다. 정압은 wedge probe를 사용하여 측정하였으며, 벽면에 정압탭은 station 1과 station 4에서 허브와 tip 벽에 설치하였다. Station 1과 station 4 면에서 원주방향의 측정위치가 Fig. 5에 보이며 반경방향으로는 18지점에서 측정되었다.

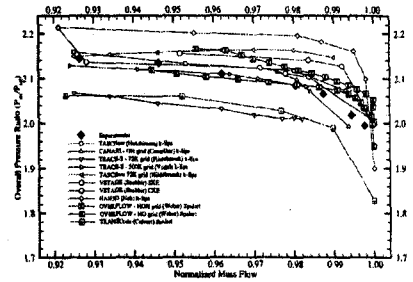
난류 강도는 station 1에서 측정되었다. Laser Anemometer 속도 데이터는 4개의 hub-to-tip 측정면에서 얻어졌으며 또한 5개의 blade-to-blade 회전면 상에서 얻어졌다. 이들 측정면들이 그림3에 개략적으로 나타나 있다. 사용된 anemometer의 시스템과 측정 방법은 Suder et al<sup>(5)</sup>, Suder and Celestina<sup>(6)</sup>과 Hathaway et al<sup>(7)</sup>에 상세하기 기술되었다. Laser data는 단지  $m/\dot{m}_{choke} = 0.98$  과  $m/\dot{m}_{choke} = 0.925$ 의 유량에서만 얻어졌다.

### 2.4.3. Data reduction

ASME test case에서 CFD 결과로부터 성능을 계산하기 위해 사용된 평균기법은 Wisler<sup>(3)</sup>에 의해 잘 정의되어 있다. 피치방향의 평균값을 얻기 위해 측정된 전압, 전온, 축방향 및 반경방향 속도들이 유량평균되었으며 평균각은 평균속도로부터 계산되었다. Overall performance를 실험값과 비교하기 위하여 선호한 방법은 CFD코드로부터 얻은 값을 피치방향으로 평균하고 내삽을 통하여 Table 1과 2에서 주어진 측정점의 반경위치에서의 값을 구한 후 반경방향으로 이 값들을 유량 평균하는 것이다. 각 측정위치와 관련된 유동면적이 또한 표에 주어졌다. 이것은 측정점들의 분포가 수치계산으로 얻는 값의 분포에 비해 상대적으로 적은 데에도 불구하고 overall performance 값을 서로 직접적으로 비교할 수 있게 만든다.

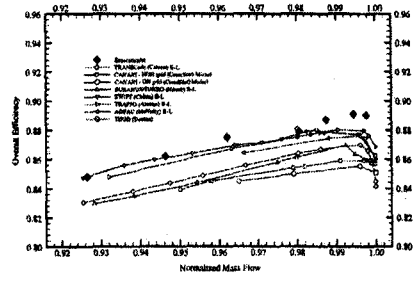


(a) algebraic / mixing length turbulence models

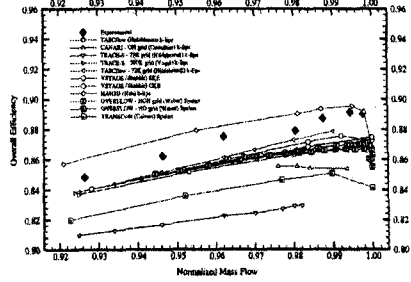


(b) turbulent transport models

Fig. 6 Rotor 37 overall pressure ratio

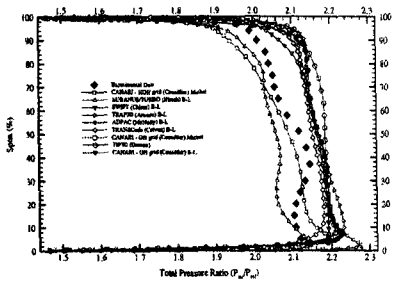


(a) algebraic / mixing length turbulence models

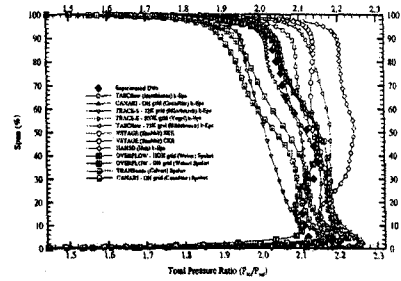


(b) turbulent transport models

Fig. 7 Rotor 37 overall efficiency

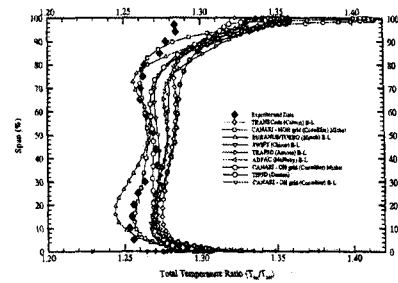


(a) algebraic / mixing length turbulence models

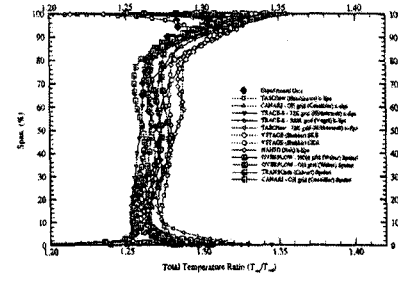


(b) turbulent transport models

Fig. 8 Rotor 37 total pressure ratio

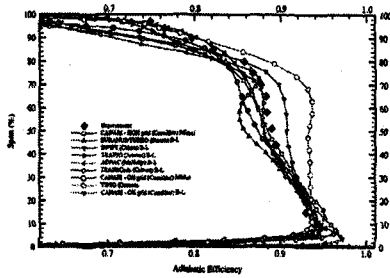


(a) algebraic / mixing length turbulence models

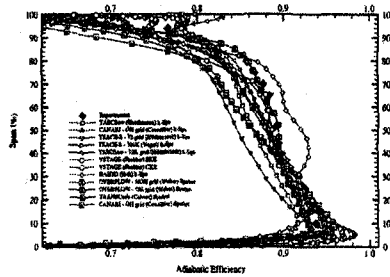


(b) turbulent transport models

Fig. 9 Rotor 37 total temperature ratio



(a) algebraic / mixing length turbulence models



(b) turbulent transport models

Fig. 10 Rotor 37 efficiency

#### 2.4.4. Test case data

실험 데이터는 평균된 overall 성능, 로터 입구와 출구(station1, station4)에서의 probe survey 정보와 선정된 위치에서의 laser velocimeter의 결과 값을 포함한다. 기하학적 형상뿐만 아니라 이들 실험데이터는 NASA Lewis center (Cleveland, OH44135, U.S.A.)의 Dr. K. L. Suder에게 메일로 요청하면 얻을 수 있다.

CFD 코드계산을 위한 입력데이터로서 난류강도는 station 1에서 3% 이다. 또, Table 1에서  $P/P_{ref}$ ,  $T/T_{ref}$  값들이  $\dot{m}/\dot{m}_{choke}$  계산을 포함하여 CFD코드의 입구 조건으로 사용되어야 한다.

### 3. Computations

ASME IGTI에서 주최한 공개 CFD test에 많은 코드 사용자가 참여하였다. 이들 모두는 3D steady RANS code였다. Overall performance와 choked 유량의 98% 동작점에서 피치방향으로 평균한 예측값들과 측정값 사이의 비교가 Fig. 6에서 10까지 보여진다.

#### 참고 문헌

- (1) Reid, L. and Moore, R.D., 1978, "Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor", NASA TP 1337
- (2) Moore, R.D. and Reid, L., 1980, "performance of single-stage axial flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05", NASA TP 1659
- (3) Wisler, D.C., 1993, "CFD code assessment in turbomachinery-author's information package", unpublished ASME note
- (4) Denton, J.D., 1996, "Lessons form Rotor 37", 3rd ISAIF Meeting, Beijing
- (5) Suder et al., 1995, "The effect of adding roughness and thickness to a transonic axial compressor rotor", ASME J. of Turbomachinery, Vol. 117, No. 4, p. 491
- (6) Suder, K.L. and Celestina, M.L., 1996, "Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor", ASME Paper 94-GT-365
- (7) Hathaway et al., 1993, "Experimental and computational investigation of the nasa low-speed centrifugal compressor flow field", ASME J. of Turbomachinery, Vol. 115, No. 3, p. 527