

측정장치 압력손실과 면적평균 물리량 보정을 위한 다단 축류 팬과 압축기의 수치해석적 연구

최재호[†] · 김세미 · 이원석 · 최태우 · 김진욱

한화에어로스페이스 항공우주연구소

Numerical Investigation on Multi-stage Axial Fan and Compressor for Considering Pressure Losses by Instrumentation and Area-averaged Properties

JAEHO CHOI[†], SEMI KIM, WONSUK LEE, TAEWOO CHOI, JINWOOK KIM

Aerospace R&D Center, Hanwha Aerospace, 6 Pangyo-ro 319beon-gil, Bundang-gu, Seongnam 13488, Korea

[†]Corresponding author :
jaeho1.choi@hanwha.com

Received 31 July, 2018
Revised 20 August, 2018
Accepted 31 August, 2018

Abstract >> A numerical investigation has been conducted to find the effects of pressure losses by struts and rakes, and averaging methods on the performance of a multi-stage axial fan and a multi-stage axial compressor. Struts and rakes which produce pressure losses are installed upstream of the aerodynamic inlet plane in the fan and the compressor rigs. Some of normal stator vanes are substituted with thick vanes with total pressure probes to measure total pressure between stages. Three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with $k-\omega$ SST turbulence model were applied to analyze the pressure losses by the struts, inlet rakes, and thick instrumented vanes. The hexahedral grids were used to construct computational domain. Inlet pressure losses were evaluated for the compressor as a function of Mach number. The passage pressure losses due to the instrumented vanes were evaluated at the two speed lines in the fan. Total properties, such as pressure and temperature, were evaluated at the exit of the fan and the compressor with two different averaging methods which are area-averaging and mass-averaging, respectively.

Key words : Axial fan(축류 팬), Axial compressor(축류 압축기), Pressure loss(압력손실), Mass-averaging(질량평균), Performance evaluation(성능평가), Aerodynamic inlet plane(공력입구면)

1. 서론

항공용 및 발전용으로 많이 사용되는 가스터빈 엔

진은 성능요구도가 높으며, 구성품의 성능에 따라 전체 시스템의 성능이 변하고 사이클 매칭이 변경되어 각 구성품이 설계의도와 다른 점에서 운전될 수 있

기 때문에 고효율 설계와 함께 정확한 성능평가가 요구된다. 이에 따라 팬과 압축기의 성능을 향상시키기 위한 연구뿐만 아니라 성능을 정확히 평가할 수 있는 연구가 시도되고 있다^{1,4)}.

가스터빈 엔진의 성능평가는 크게 엔진 전체의 성능평가와 압축기, 연소기, 터빈 등 핵심구성품의 성능평가로 구분된다. 그중 팬과 압축기는 엔진의 입구에 설치되어 있어서 입구부의 영향을 받으며, 통상 터빈의 단수(number of stage)의 몇 배에 해당하는 단수로 이루어져 있기 때문에 단별 성능 측정의 중요성이 높다.

팬과 압축기의 전체 공력성능은 각각 공력입구면(aerodynamic inlet plane, AIP)과 공력출구면을 기준으로 측정해야 한다. 시험리그에서는 AIP 인근에 설치하는 구조물과 레이크, 각 단별 전압력을 측정하는 레이크 등의 영향을 받는다³⁾. 측정 레이크가 압축기의 성능에 미치는 영향은 압축기 연구 개발자에게 있어서 중요한 관심사항이다. Kang과 Ahn⁴⁾은 입구 측정장치(instrumentation)의 영향을 최소화하는 터보기계 성능측정방법에 대한 연구를 수행하였다. 레이크가 유로 입구 및 중간에 설치될 경우 이로 인한 손실이 발생할 수밖에 없다. 따라서 그 영향을 평가하여 팬 또는 압축기 성능 평가시 보정한다.

가스터빈에서는 블레이드와 베인이 각각 원주방향으로 반복되어 있고, 블레이드 팁 간극과 허브-팁의 유로면의 차이 등 각종 원인으로 인하여 불균일 유동(non-uniform flow)이 발생하게 된다. 불균일 유동을 평균하는 방법은 측정데이터를 분석하는데 있어 중요하다. Cumpsty와 Horlock⁵⁾은 불균일 유동의 평균의 중요성을 강조하면서, 특히 3차원 유동해석(CFD) 결과를 처리하는 데 있어 그 중요성이 증가한다고 강조하였다.

이상과 같이 터보기계의 정확한 성능 평가를 위한 여러 연구들이 수행되어 왔다. 하지만 팬과 압축기에 대한 구체적 연구개발 결과가 보고된 사례는 많지 않다.

본 연구에서는 일련의 연구를 통하여 개발하고 있는 항공용 축류 팬^{6,7)}과 축류 압축기⁸⁾의 성능을 보다

정확히 평가하기 위하여 3차원 유동해석을 통하여 시험 평가시 측정되지 않는 입구 스트럿과 레이크에 의한 입구압력손실과 각 단별 두 개씩 적용된 레이크형 베인에 의한 압력손실을 평가하고, 출구부에서 측정한 면적평균된 전온도와 전압력을 질량평균된 값으로 변환할 때의 상호관계를 구하고자 한다.

2. 시험리그의 측정장치

2.1 입구 측정부

2.1.1 스트럿

본 연구의 대상이 되는 축류압축기는 가변입구베인(VIGV)과 가변 1-2단 베인이 포함된 6단의 천음속 압축기이다. 압축기 블레이드와 축이 포함된 로터부를 시험리그에 지지하기 위하여 입구 유로에 Fig. 1과 같이 8개의 스트럿을 설치하였다. 이 스트럿에 의한 손실을 시험적으로 평가하기 위해서는 스트럿 후방에서 발생하는 후류(wake)손실을 측정해야 한다. 하지만 인접하는 두 개의 스트럿의 중간 부분에서 전압력을 측정하면 이 후류에 의한 압력손실을 평가할 수 없다. 본 연구에서는 시험리그의 입구부에 설치된 플레넘을 지나 유입되는 유동의 전압력을 인접하는 두 개의 스트럿 사이에서 레이크로 측정하고, 스트럿에 의한 압력손실은 유동해석을 통하여 평가하고자 한다.

2.1.2 입구 레이크

AIP에서 전압력을 측정하는 레이크는 레이크 선

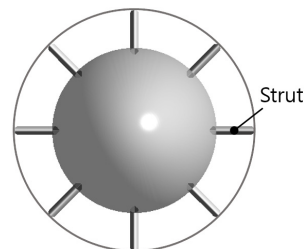


Fig. 1. Circumferential location of inlet struts in the compressor rig

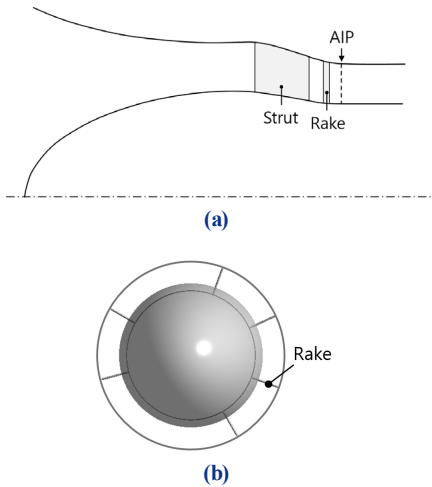


Fig. 2. Inlet rake locations in the compressor rig. (a) Layout with inlet strut and rake. (b) Circumferential location of inlet rakes

단부에 프로브가 있으므로 레이크 자체가 발생시키는 전압력 손실은 측정할 수 없다. 본 연구에서는 이를 평가하기 위하여 3차원 유동해석을 적용하고자 한다. Fig. 2에 압축기 리그에서 입구 레이크의 위치를 나타내었다. 팬과 압축기의 AIP에서 보정유량은 아래와 같이 정의된다.

$$m_c = m_p \frac{\sqrt{\theta}}{\delta} \quad (1)$$

여기서 m_c 은 보정유량, m_p 는 측정유량, θ 는 $T_t/T_{t,ref}$, δ 는 $P_t/P_{t,ref}$ 이다. T_t 와 P_t 는 각각 전온도와 전압력이며, 하첨자 ref는 통상 표준대기조건을 나타낸다. AIP는 압축기의 입구인 입구가변베인 입구를 기준으로 한다. 입구 스트럿과 레이크에 의하여 압력손실이 변하면 입구 전압력이 증가하므로 입구보정유량도 변하게 된다. 압력비와 효율도 이에 따라 변한다.

2.2 단(stage)별 측정부

본 연구의 대상이 되는 축류 팬은 1단의 무차원 비속도가 약 2.7인 팬으로서 총 2단으로 구성된 천음속 팬이다. 각 단별 성능을 측정하기 위하여 Fig. 3(a)에 나타난 바와 같이 각 단별로 두 개씩 레이크 형태

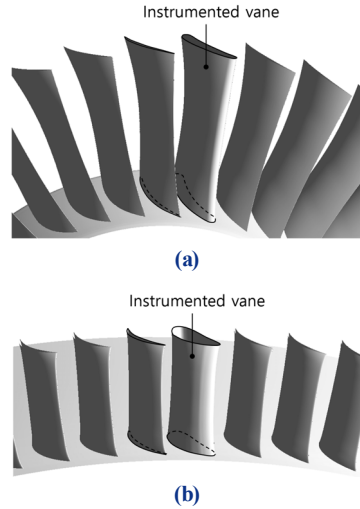


Fig. 3. Interstage instrumented vanes in the fan and the compressor. (a) Fan (stage 1). (b) Compressor (stage 5)

Table 1. Throat area reduction by interstage instrumented vanes (%)

Components	Stage 1	Stage 2	Stage 3	Stage 4	Stage 5
Fan	1.30	N/A	N/A	N/A	N/A
Compressor	0.66	0.70	0.73	0.75	0.83

로 베인을 제작하였다. 축류 압축기는 1단의 무차원 비속도가 약 2.1인 압축기로서 총 6단으로 구성된 천음속 압축기이다. 각 단별로 2개씩 레이크형 베인을 설치하였다. Fig. 3(b)는 한 예로서 축류압축기 5단에 설치되는 레이크형 베인을 보여준다. 레이크형 베인의 두께는 동일 단의 일반 베인에 비하여 두꺼운데, 레이크형 베인에 의하여 감소되는 유로 면적은 Table 1과 같다. 감소된 면적(%)은 일반 베인으로만 설계될 때의 각 단별 총 베인 목 면적(throat area)에서 두꺼워진 레이크형 베인으로 인하여 감소된 총 목 면적의 비율이다. 각 레이크형 베인은 1-3개의 프로브가 있는데, 본 해석에서는 이를 제외하고 베인 두께가 두꺼워진 부분만 고려하였다.

2.3 출구 측정부

팬과 압축기의 각 출구에는 전압력과 전온도를 측

정하는 레이크가 설치되어 있다. 마지막 단의 베인 사이를 원주방향 등간격으로 면적평균 개념을 적용하여 레이크를 설치하였다. 각 레이크의 스캔 방향으로는 팬과 압축기에 각각 7개와 3개의 프로브가 있는데, 각 프로브는 등면적의 중심에 위치시켰다. 이때 각 프로브에서 측정하는 전압력과 전온도는 각각 등면적 중심에서의 값이다. 일반적으로 성능 대푯값으로는 면적평균보다는 질량평균 또는 모멘텀평균이 물리적으로 의미를 갖지만, 측정 장치 제작과 제한된 공간에서의 설치 등의 한계로 인하여 면적평균 개념을 이용하여 측정하였다. 본 연구에서 분석한 결과로서 시험시 측정된 면적평균 물리량을 질량평균으로 물리량으로 변환할 수 있다. 전압력의 경우 면적평균과 질량평균은 각각 아래와 같이 정의되며, 출구면의 전체 격자셀에서 계산된다.

$$\overline{P}_{area} = \frac{\sum(P_i \times A_i)}{A} \quad (2)$$

$$\overline{P}_{mass} = \frac{\sum(P_i \times M_i)}{M} \quad (3)$$

여기서, A와 M은 각각 면적과 질량을 나타내며, 하첨자 i는 각 격자셀을 의미한다.

3. 유동해석 방법

본 연구에서는 축류 팬과 압축기의 성능을 예측하기 위하여 3차원 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 해석을 수행하였다. Fig. 4는 2장에서 언급된 여러 해석 중 팬의 1-2단 해석영역과 압축기의 입구 스트럿과 레이크가 포함된 해석영역을 나타낸다. 유동해석을 위하여 상용 전산유체역학 코드인 ANSYS CFX 18.2⁹⁾가 사용되었고, 난류모델로는 k- ω Shear Stress Transport (SST) 모델¹⁰⁾이 사용되었다. 본 연구에서의 축류 팬과 압축기 유동장을 해석하기 위하여 형상 정의, 격자계 형성, 경계조건 정의, 유동해석 및 결과분석을 각각 ACBlade, Turbo-Grid 또는 ICEM CFD, CFX-Pre, CFX-Solver 및 CFX-Post

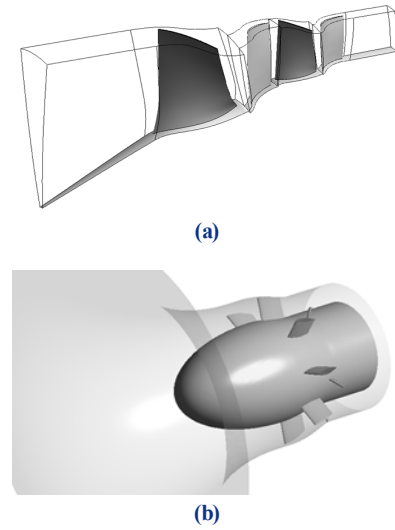


Fig. 4. Computational domains for the fan and the compressor rig. (a) Fan. (b) Inlet struts and rakes of the compressor

등의 소프트웨어들을 사용하여 수행하였다.

팬과 압축기를 지나는 작동유체는 이상상태의 공기로 가정하였다. 각 입구의 경계조건으로 전압력과 전온도조건을 부여하였고, 출구의 경계조건은 균일한 상태의 정압조건 또는 질량유량조건을 적용하였다. 동익과 정익의 표면에서는 O형 격자를 사용하였다. 동익과 정익의 경계면은 ‘stage (mixing plane)’ 기법을 적용하였다. 이 기법은 상류영역의 물성치를 원주방향으로 평균하여 하류영역으로 전달시키는 방법을 의미한다.

팬과 압축기는 원주방향으로 블레이드와 베인이 주기적으로 배치되어 있으므로 일부 통로만 해석하고 주기조건을 적용하였다. 각 단의 블레이드는 1개 통로를 해석대상으로 하였다. 각 단별로 2개씩의 레이크형 베인이 있기 때문에 베인 해석을 위해서는 각 단별로 레이크형 베인 1개를 포함하여 단별 총 베인 수의 1/2을 해석대상으로 하였다.

레이크형 베인 해석을 위한 압축기 유동해석은 IGV-2단, 3-4단과 5단을 각각 해석하였으며, 각 출구부는 코드길이의 4-5배로 정의하였다. 각 해석별로 1,700만 개, 1,900만 개 및 1,800만 개의 격자가 사용되었고, 블레이드 근처 y+의 평균값은 각 해석별로

10 이하가 되도록 하였다. 격자의존성 및 수치해석의 타당성은 Choi와 Choi⁸⁾에 의한 선행 연구에서 수행된 결과를 기반으로 검토되었다. 레이크형 베인 해석을 위한 팬 해석에는 약 1,100만 개의 격자가 사용되었다.

평균법 비교를 위한 팬 및 압축기 해석 시에는 전체 단을 해석영역으로 하였다. 유동해석에서 저유량 영역에서 마지막 수렴점을 실속유량으로 결정하였다. 대부분의 계산의 경우, 입출구의 유량 차이가 0.1% 이하일 경우 수렴으로 판단하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 스트럿과 입구 레이크에 의한 입구 손실

축류 압축기의 입구부를 유동해석한 결과를 분석하기 위하여 아래와 같이 레이크 선단부와 AIP 사이의 전압력 손실을 정의하였다.

$$P_{t, Loss} = \frac{(P_{t, Rake} - P_{t, AIP})}{P_{t, Rake}} \quad (4)$$

Fig. 5(a)에서 볼 수 있는 바와 같이 8개의 스트럿에 의하여 발생하는 압력손실은 주로 스트럿의 후방 후류 영역에서 발생한다. 하지만 본 연구에서 스트럿의 하류에 설치된 입구 레이크는 인접하는 스트럿 중간 부분에 위치하기 때문에 후류에 의한 압력손실을 측정할 수 없다. 압축기의 성능 평가시 이를 고려하여야 한다. 본 연구에서는 측정되지 않은 압력손실을 해석을 통하여 정량적으로 평가하고자 하였으며, Fig. 5와 Fig. 6에 그 결과를 나타내었다.

레이크에서 전압력을 측정하는 위치는 프로브가 설치된 레이크 선단이기 때문에서 입구 전압력 레이크로는 자신에 의하여 발생된 압력손실을 측정할 수 없다. Fig. 5(b)는 실제 리그에서 입구 전압력을 측정하는 레이크 선단부로부터 AIP까지의 전압력 손실을 보여주고 있다. 리그에서 압축기 성능을 측정할 때 얻어지는 값에 이 손실을 추가하여야 AIP에서의 실제 전압력을 평가할 수 있다.

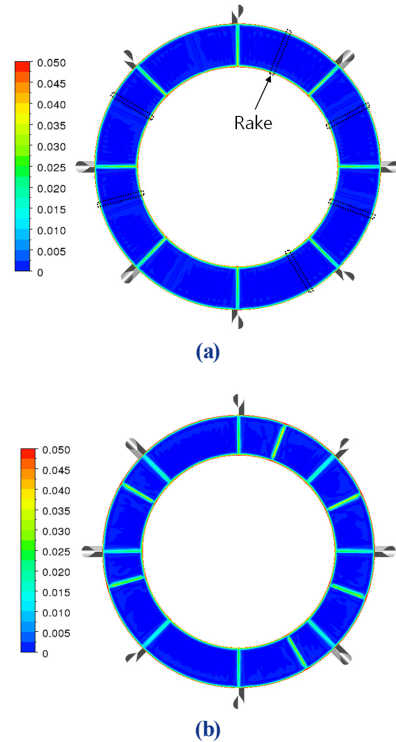


Fig. 5. Total pressure loss contours in the compressor. (a) At the axial location of inlet rakes. (b) At the axial location of AIP

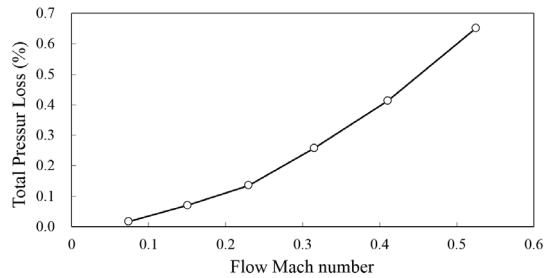


Fig. 6. Total pressure loss by inlet struts and rakes in the compressor

유동 마하수에 따른 전압력 손실을 시험과 해석에서 동일하게 비교하기 위하여 Fig. 2(a)에 나타난 AIP에서 각각 유동 마하수를 정의하였다. 리그시험에서 전압력을 측정하는 레이크 선단부 위치와 AIP 위치에서의 전압력 손실은 Fig. 6과 같이 나타났다. 유동 마하수에 따라 전압력 손실이 2차함수의 형태로 증가하였고, 유동 마하수 0.5에서 압력손실은 약 0.6%로 나타났다.

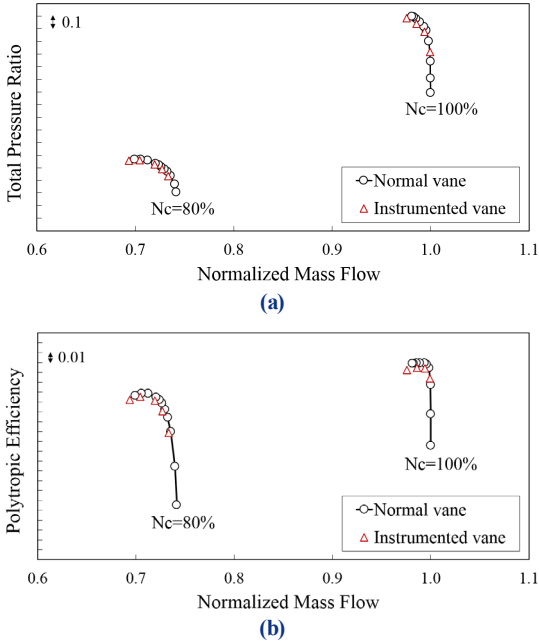


Fig. 7. Performance reduction by instrumented vanes for the fan. (a) Total pressure ratio. (b) Polytropic efficiency

4.2 레이크형 베인의 의한 손실

4.2.1 축류 팬

축류 팬 베인에 설치된 레이크형 베인에 의한 압력손실을 평가하기 위하여 RANS 해석을 한 결과, Fig. 7(a)에 나타낸 바와 같이 손실이 발생하였다. 단 별로 레이크형 베인이 2개 존재하는 경우와 일반 베인만으로 존재하는 경우에 대해 해석을 하였다. 두 경우의 압력손실의 차이는 Fig. 7(a)에서 볼 수 있는 바와 같이 100% 회전수의 최고 효율점 근처에서 약 1.2%, 80% 회전수의 최고 효율점 근처에서 약 0.44%를 보였다. 유량은 설계회전수의 초킹유량으로 무차원화하였다. 효율 차이는 Fig. 7(b)에 나타내었다. 100% 회전수의 최고 효율점 근처에서 약 0.53%pt, 80% 회전수의 최고 효율점 근처에서 약 0.28%pt를 보였다.

본 해석은 블레이드-베인 및 베인과 블레이드 간의 인터페이스를 ‘stage (mixing plane)’ 방법으로 하였기 때문에 1단의 두꺼운 레이크형 베인(instrumented vane)에 의한 후류의 영향이 2단 블레이드에 직접적

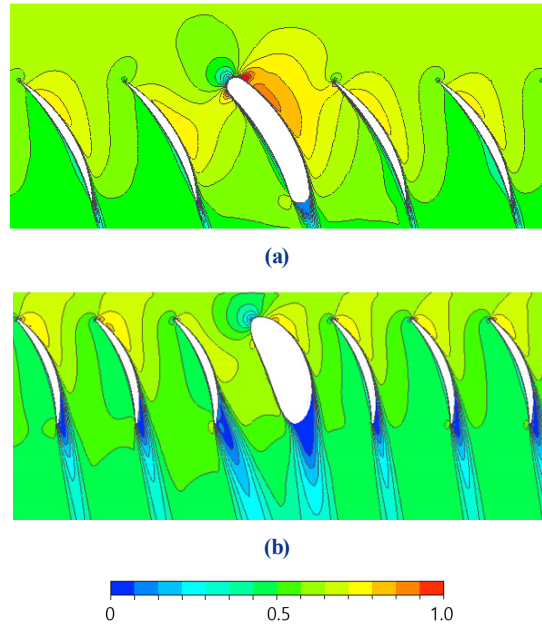


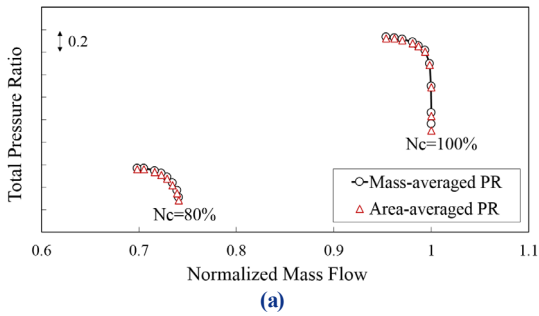
Fig. 8. Relative Mach number contours at 0.9 span of (a) the fan (stage 1) and (b) the compressor (stage 5) near peak efficiency points

으로 전달되지 않고, 원주방향으로 평균되어 전달된다. 보다 정확한 영향성을 파악하기 위해서는 ‘frozen rotor’ 기법을 각 위치별로 적용하거나 비정상 유동 해석을 수행해야 할 것으로 사료된다.

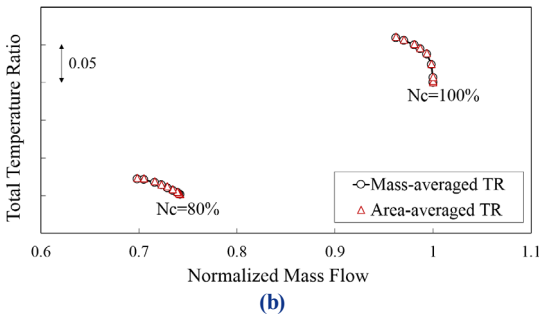
4.2.2 축류 압축기

축류 압축기에 대한 유동해석을 일반 베인만이 존재하는 경우와 IGV부터 5단까지 각 단별로 두 개씩의 레이크형 베인이 존재하는 경우에 대하여 해석을 수행하였다. 이 해석에 있어서도 각 블레이드-베인, 베인과 블레이드 간의 인터페이스에 ‘stage (mixing plane)’ 방법을 적용하였다.

축류 압축기에서는 레이크형 베인을 각 단별로 2개 설치하더라도 현재의 해석방법을 적용할 때 팬에서의 차이보다 적게 나타났다. 그 이유는 Table 1에서 보는 바와 같이 축류 압축기에서의 레이크형 베인에 의한 유로 면적 감소량이 팬에서의 감소량보다 작고, Fig. 8에서 볼 수 있는 바와 같이 압축기에서의 유동 마하수가 팬에서의 마하수보다 작기 때문으로 사료



(a)



(b)

Fig. 9. Total pressure ratio and total temperature ratio by averaging methods in the fan. (a) Total pressure ratio. (b) Total temperature ratio

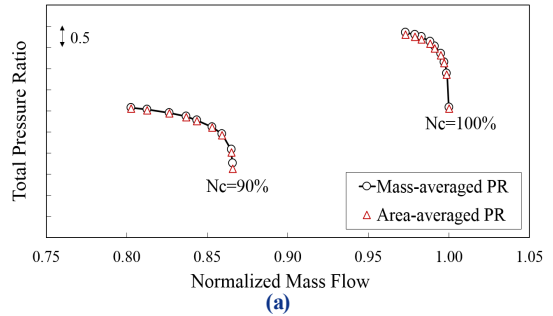
된다. 그림에도 불구하고, 인터페이스를 변경하거나 비정상 유동해석을 할 경우 실제 회전 상태 효과가 더 잘 반영될 수 있을 것으로 사료된다.

4.3 평균법에 의한 영향

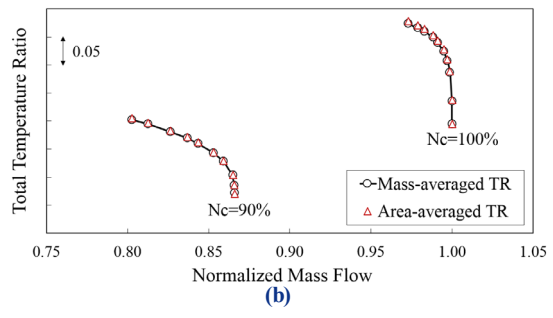
4.3.1 축류 팬

축류 팬의 2단 베인 출구에서 전압력과 전온도에 대해 각각 면적평균과 질량평균한 결과를 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 9(a)와 Fig. 9(b)는 각각 효율을 정의할 때 사용하는 물리량인 전압력과 전온도에 대한 평균값이다. 100% 회전수의 최고 압력비조건에서 질량평균된 전압력비는 면적평균된 전압력비보다 약 0.22% 크며, 전온도비는 질량평균된 값이 약 0.14% 작다.

80% 회전수에서는 최고 압력비조건에서 질량평균된 전압력비가 면적평균된 전압력비보다 약 0.44% 크게 나타났다. 전온도비는 질량평균된 값이 0.16% 작다. 80% 회전수에서의 질량평균과 면적평균의 차



(a)



(b)

Fig. 10. Total pressure ratio and total temperature ratio by averaging methods in the compressor. (a) Total pressure ratio. (b) Total temperature ratio

이가 100%에서 차이보다 큰 것은, 유동장이 설계회전수에서 더 균일하기 때문으로 판단된다.

질량평균할 때 전압력비와 전온도비가 면적평균된 값에 비하여 각각 증가하고 감소되었다는 것은 질량평균된 효율이 더 높다는 것을 의미한다.

4.3.2 축류 압축기

Fig. 10은 축류 압축기의 6단 베인 출구에서 전압력과 전온도에 대하여 각각 면적평균과 질량평균한 결과를 보여주고 있다. 100% 회전수의 최고 압력비 조건에서 질량평균된 전압력비는 면적평균된 전압력비보다 약 0.74% 크며, 전온도비는 질량평균된 값이 약 0.22% 작다.

90% 회전수에서는 최고 압력비조건에서 질량평균된 전압력비가 면적평균된 전압력비보다 약 0.32% 크게 나타났다. 전온도비는 질량평균된 값이 0.18% 작다.

축류 압축기에서 축류 팬과 달리 설계회전수보다

낮은 회전수에서 질량평균과 면적평균의 차이가 적은 것은 압축기에서는 유동 마하수가 팬보다 낮으면서 베인의 개수가 많아 낮은 회전에서 유동장이 더 균일하기 때문으로 판단된다. 축류 압축기에서도 질량평균된 전압력과 전온도가 면적평균된 값들보다 각각 증가 및 감소한 것으로 나타났다는 것은 축류 압축기에서도 질량평균된 효율이 면적평균된 효율보다 높다는 것을 의미한다. 이와 같이 질량평균된 물리량을 사용할 경우 효율이 증가하게 되는 물리적인 이유는 인접하는 두 개의 베인 중간 코어부, 즉 전압력비가 높고 온도비가 낮아 효율이 높은 영역에서 질량유량이 더 많이 지나가기 때문으로 사료된다.

5. 결론

본 연구에서는 가스터빈용 축류 팬과 축류 압축기의 성능 평가시 유로상에 포함된 스트럿과 레이크에 의한 압력손실을 보정하고, 면적평균과 질량평균에 의한 차이를 보정하기 위하여 3차원 RANS 해석을 적용하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 축류 압축기 입구에 위치하는 스트럿과 레이크가 포함된 유동해석을 통하여 두 개의 인접하는 스트럿 중간에서 측정되는 입구 전압력에 비하여 AIP에서 측정되는 압력이 더 낮다. 그 이유는 스트럿에 의한 손실을 전압력 레이크가 온전히 측정하지 못하고, 레이크 자체가 발생시키는 전압력 손실은 그 레이크로는 측정하지 못하기 때문이다.

2) 다단 축류 팬과 축류 압축기의 각 단별 성능을 측정하기 위하여 설치한 레이크형 베인으로 인하여 압력손실이 발생하고, 이로 인하여 효율이 감소한다. 레이크형 베인의 유로 면적 감소량과 유동 마하수가 더 큰 팬에서의 압력손실이 압축기에서의 압력손실보다 더 크게 나타났다.

3) 다단 축류 팬과 축류 압축기의 마지막 단 베인 출구에서의 전압력과 전온도를 각각 면적평균과 질량평균하여 비교한 결과, 팬과 압축기에서 모두 질량평균한 전압력비가 면적평균한 전압력비보다 높았고 전온도비는 질량평균한 값이 더 낮았다. 이는 질량평

균된 효율이 면적평균된 효율보다 더 높다는 것을 의미한다. 그 이유는 두 개의 베인 중간 코어부, 즉 전압력비가 높고 온도비가 낮아 효율이 높은 영역에서 질량유량이 더 많이 지나가기 때문으로 사료된다.

이러한 연구 결과는, 시험 결과로부터 얻은 축류 팬과 축류 압축기의 성능을 보다 정확히 평가하는데 활용될 수 있다. 하지만 본 연구에서 블레이드-베인 간 인터페이스 스킴으로서 stage (mixing plane) 방법을 적용하였으므로 후류에 의한 영향이 원주방향으로 평균되어 하류에 전달되므로 정확한 유동장을 분석하는 데 어려움이 있다. 이에 비정상 유동해석 (Unsteady RANS)을 수행하여 블레이드 회전에 의한 후류 변화까지 분석한다면 더욱 정확한 평가가 가능할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 방위사업청, 국방과학연구소의 선도형 핵심기술개발 과제 중 한화에어로스페이스가 주관하는 ‘Blisk형 Wide Chord 팬 개발 과제’와 ‘VGV 적용 고압압축기 개발 과제’의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. S. B. Ma, K. Y. Kim, J. Choi, and W. Lee, “Investigation on Aerodynamic Performance of a Highly-Loaded Axial Fan with Active/Passive Flow Control Using FSI Analysis”, Trans. of the Korean Hydrogen and New Energy Society, Vol. 28, No. 1, 2017, pp. 113-119.
2. K. Auchoybur and R. J. Miller, “Design of Compressor Endwall Velocity Triangles”, Proceedings ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Seoul, South Korea, June 13-17, Paper No. GT2016-57396.
3. J. S. Kang and I. K. Ahn, “Rake Usage and Data Reduction Methods for Compressor Performance Test”, KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 11, No. 2, 2008, pp. 77-81.
4. J. S. Kang and I. K. Ahn, “Turbomachinery Inlet Flow Measurement without the Effect of Instrumentation”, Aerospace Engineering and Technology, Vol. 8, No. 2, 2009, pp. 8-12.

5. N. A. Cumpsty and J. H. Horlock, "Averaging Non-Uniform Flow for a Purpose", ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, Reno, Nevada, USA, June 6-9, 2005, Paper No. GT2005-68081.
6. S. B. Ma, A. Afzal, K. Y. Kim, J. Choi, and W. Lee, "Optimization of a Two-stage Transonic Axial Fan to Enhance Aerodynamic Stability," Proceedings ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Seoul, South Korea, June 13-17, Paper No. GT2016-56261.
7. S. B. Ma, K. Y. Kim, W. Lee, J. Choi, and Y. R. Kim, "Effect of Blade Sweep on Aerodynamic Performance of A Multi-Stage Transonic Axial Fan", J. of KSFM, Vol. 20, No. 3, 2017, pp. 42-48.
8. J. Choi and T. Choi, "Investigation of Axial Spacing and Effect of Interface Location in a 1.5 Stage Transonic Axial Compressor", Proceedings ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, Montreal, Canada, June 15-19, 2015, Paper No. GT2015-44020.
9. ANSYS CFX-18.2, 2017, Ansys inc.
10. F. R. Menter, "Two-equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598-1605.