

터빈 노즐의 Fillet 설치에 따른 가스터빈 엔진의 성능 특성에 관한 연구

김재민* · 진상욱** · 김귀순*** · 최정열*** · 김춘택****

A Study on the Effect of Turbine Nozzle with Fillet on Performance Characteristics of a Gas Turbine Engine

Jaemin Kim* · Sangwook Jin** · Kuisoon Kim*** · Jeong-Yeol Choi*** · Chun-Taek Kim****

ABSTRACT

In this study, the effect of turbine geometry on the overall performance of a gas turbine was investigated by computational fluid dynamics. Overall engine performance was predicted through a full engine simulation program which can predict the interactions of the compressor, the combustor and the turbine. The compressor and the turbine analysis code solves 2D and 3D Navier-Stokes equations respectively. The chemical equilibrium code was applied to simulate the combustor. The computations were performed for two different shapes of turbine nozzle. The nozzle shapes adopted a baseline blade and a blade with fillet.

초 록

터빈 형상에 따른 가스터빈 엔진의 성능을 전산유체역학을 기반으로 하여 개발된 프로그램을 통하여 예측하여 보았다. 압축기, 연소기, 터빈의 상호작용을 고려하여 엔진의 성능을 예측하였다. 압축기와 터빈의 해석은 각각 2차원과 3차원의 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 연소기에서는 화학평형방정식을 적용하여 온도변화를 계산하였다. 계산은 터빈 노즐의 fillet 설치의 유무에 따라 두 가지 형상을 적용하여 비교하였다.

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

1. 서 론

터빈의 유로 내에서 발생하는 3차원 유동현상으로는 날개유로에서 발생하는 2차유동과 말단 간극의 누설유동 등이 있다. 이 중 2차유동에 의하여 발생하는 손실은 터빈 전체 공기역학적 손실의 큰 부분을 차지하여 터빈 효율 향상에 있어서 개선되어야 할 중요한 부분으로 인식되고

* 부산대학교 항공우주공학과 대학원
** 국방과학연구소 제1기술연구본부 5부
*** 부산대학교 항공우주공학과
**** 한국항공우주연구원
연락처, E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

있다[1]. 이러한 터빈 손실 특성과 관련되어 매우 중요한 2차유동에 대한 많은 연구들이 수행되어졌으며, Kubendran, Harvey[2]는 날개 앞전의 Fillet형상이 말굽와류를 줄이는 효과가 있음을 알아내었다. 그러나 이러한 연구는 터빈 노즐에 한정하여 연구한 결과로 엔진 전체에 어떠한 영향을 미치는지 알 수 없다.

본 연구에서는 터빈 노즐에 Fillet을 설치하여 그 효과가 어떻게 나타나는지에 대해 가스터빈 엔진의 전체적인 측면에서 살펴보았다. 압축기, 연소기, 터빈 등에 대해서는 모듈화된 형태로 계산하여 모듈간의 경계값들을 주고받을 수 있게 함으로서, 압축기, 연소기, 터빈의 상호작용이 고려될 수 있도록 하였다.

2. 성능해석 방법

2.1 프로그램 알고리즘

압축기와 터빈의 성능 자료는 각각 2D와 3D Navier-Stokes 방정식에 근거한 CFD 유동 해석 프로그램을 통해 얻고, 연소기는 0D 형태의 화학 평형 방정식을 이용하여, 메탄, 공기의 화학 반응을 통해 나오는 온도 데이터를 참조 하였다. 이를 연계하여 엔진 전체 성능을 평가하였다.

Figure 1의 프로그램 흐름도에서 보는 것과 같이 엔진의 각 구성 요소는 모듈화 된 형태로 계산된다. 메인 루틴에서 압축기, 연소기, 터빈의 모듈 프로그램을 실행하고, 모듈간의 경계값들을 주고받을 수 있게 한다.

연소기의 입구 조건과 출구 조건은 각각 압축기의 출구 조건, 터빈의 입구 조건과 서로 상호 교환하게 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. 결국 엔진 입구, 출구의 압력, 연소기의 당량비와 압축기, 터빈의 회전수만 정해지게 되면 엔진을 해석할 수 있게 된다.

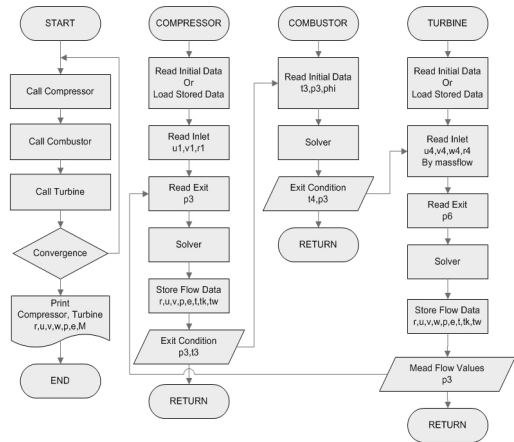


Fig. 1. Program Flow Chart

2.2 압축기, 터빈에서의 유동 해석 방법

압축기와 터빈 유동 해석코드의 지배방정식은 각각 2차원, 3차원 Navier-Stokes 방정식 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 모델을 적용하였다. 공간차분은 Roe의 풍상차분법(upwind scheme)을 적용하고, 시간적분은 점성항과 대류항을 완전 내재적으로 풀 수 있는 LU-SGS 기법을 바탕으로 하였다. 동역과 정역의 비정상상태 해석은 mixing-plane 기법을 사용하여 정상상태 해석을 하였다.

2.3 연소기 해석 방법

연소기에서는 메탄(CH_4) 가스를 이룬 당량비에 맞추어 온도 값을 계산하였다. 0D 해석인 만큼 혼합 과정이 배제된 화학 평형식에만 의존하여 계산하였다. 공기는 산소와 질소로만 이루어진 것으로 가정하고, 기체 상태의 메탄을 이용하는 것으로 하였다. 실제의 연소 과정에서는 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 고려하였다.

이전의 연구[3]에서 유동해석 코드와 연소기 해석 코드 모두 검증된 바 있다.

3. 엔진 해석 결과

엔진은 3단 압축기와 연소기, 1단 터빈으로 구성하였다. 압축기의 익렬은 PSRC (Pennsylvania State University Research Compressor)의 익형을 이용하였고, 터빈은 UTRC (The United Technologies Research Center)의 LSRR-I (Large Scale Rotating Rig No. 1)을 모델로 하였다. 압축기의 격자는 정익, 동익 각각 141×71로 이루어진 H형 격자를 구성하였고, 터빈은 3차원으로 141×71×111의 H형 격자를 구성하였다.

터빈의 노즐 형상은 UTRC의 기본 형상과 fillet을 설치한 형상에 대해 계산하였다. Fillet의 형상 프로파일은 Mahmood G. I. et al.의 실험 [4] 중 fillet 3의 형상과 동일하게 만들었고, 노즐의 두 가지 형상은 fig. 2에 나타냈었다.

압축기 입구에서의 전압력은 대기압인 1기압으로 두고, 터빈 출구의 정압력은 마찬가지로 1기압이다. 압축기 동익의 회전속도는 자유류의 압력, 밀도를 기준으로 무차원화 한 마하수 0.45이며, 터빈 동익 끝단에서의 회전속도는 마하수 0.50으로 계산하였다. 연소기의 당량비는 0.45이다.

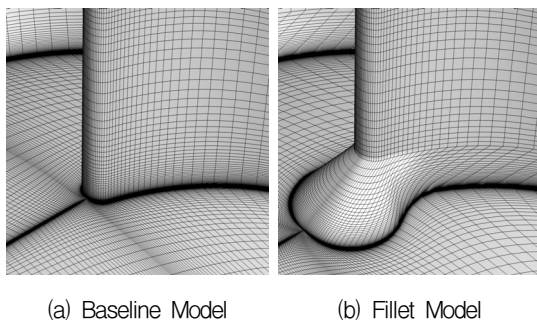


Fig. 2. Grid at Turbine Nozzle

3.1 터빈 노즐의 계산 결과

터빈의 노즐에서 기본 모델과 fillet 모델에 대해 전압력 손실의 차이를 계산하였다. 그림 3은 노즐 뒷전의 단면에서 기본 모델과 fillet 모델에 대한 전압력 손실 계수의 분포를 나타내고 있다. 흡입면의 허브면 부근에서 fillet 모델의 경우 전

압력 손실이 기본 모델에 비하여 줄어든 것을 확인할 수 있다. 그림 4는 노즐 뒷전의 단면에서 pitch 방향으로 질량 평균한 전압력 손실 계수를 span 방향에 따라 나타낸 그래프이다. 이 그래프에서 보면 두 경우 모두 벽면 근처와 20% 높이 부근에서 높은 전압력 손실이 발생하는 것을 나타내고 있다. 그리고 잘 알려진 바와 같이 fillet 모델에서 작은 전압력 손실을 보여준다. 기본 모델에서 노즐을 지나는 동안의 전압력 손실은 2,160Pa이고, fillet 모델에서는 2,096Pa로 약 2.9%의 전압력 손실의 감소 효과를 가져 온다.

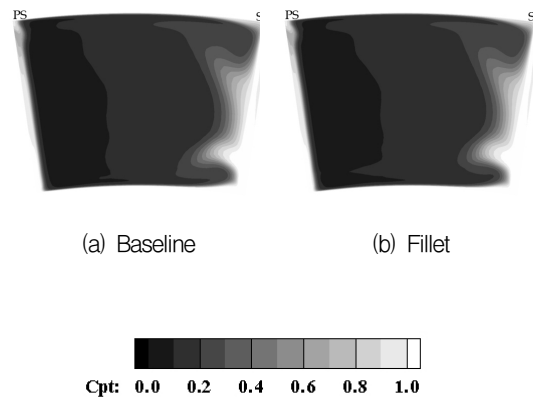


Fig. 4. Total Pressure Loss Coefficient at Trailing Edge Plane

3.2 터빈 전체의 계산 결과

Fillet을 이용한 노즐 형상의 변화가 터빈 스테이지에 미치는 영향을 알아보기 위하여 터빈 노즐과 동익을 포함한 스테이지에 대하여 계산을 수행하였다. 두 가지 경우에 대하여 단의 전효율 (total-to-total efficiency)을 효율과 손실 계수의 관계에 의하여 표현하였다.

Table 1의 계산 결과에서 보면 앞 절에서 살펴 본 바와 같이 노즐만 고려하면 fillet 모델의 경우 전압력 손실이 감소한다. 그러나 노즐의 전압력 손실 감소에도 불구하고 두 경우에서 단의 전효율은 85.4%로 동일하게 나타났다. Fillet 모델의 경우 노즐에서는 손실 계수가 2.6% 감소하지만, 동익에서는 손실 계수가 오히려 0.4% 증가

하고 있다. 그 결과로 fillet 모델의 경우 효율은 같지만 비출력은 0.2% 증가하였다.

Table 1. Comparison of Characteristics in Turbine Calculation

	Baseline	Fillet
Nozzle loss coefficient	0.13740	0.13380
Rotor loss coefficient	0.20836	0.20922
Difference in enthalpy	1.02987	1.03239
Total-to-total efficiency	85.4%	85.4%

3.3 엔진 전체의 계산 결과

압축기와 연소기 까지 고려하여 엔진 전체에 대한 fillet의 효과를 살펴보았다. 표 2에서 보면 터빈 계산의 경우와 같이 두 가지 경우에 대하여 단의 전효율을 구해보면 85.6%로 동일하게 나타났다. 이 중 정익의 손실 계수는 2.3% 감소하였고, 동익의 손실 계수는 오히려 1.3% 증가하였다. 터빈 전체의 전엔탈피는 0.1% 증가하였다. 터빈의 입구 조건은 고정되어 있는 상태가 아니기 때문에 압축기에도 영향을 미치게 되어 압축기 출구의 전압력과 정압력이 올라가는 경향을 보이게 된다. 이에 따라 압축기의 압력비가 1.3203에서 1.3207으로 약간 증가하는 경향을 보였으며 압축기의 효율은 85.1%로 거의 차이를 보이지 않았다.

Table 2. Comparison of Characteristics in Engine Calculation

	Baseline	Fillet
Nozzle loss coefficient	0.13591	0.13283
Rotor loss coefficient	0.20420	0.20681
Difference in enthalpy	1.02925	1.03283
Total-to-total efficiency	85.6%	85.6%
Pressure Ratio	1.3203	1.3207

4. 결 론

본 연구에서는 터빈 노즐의 형상 변화에 따른 전압력 손실의 감소가 터빈의 효율 변화 및 엔탈피 변화에 미치는 영향을 알아볼 수 있었다. 또한, 압축기에도 영향을 미치게 된다는 것을 확인하였다. 연구 결과를 통해 노즐의 앞전과 허브면 사이에 fillet을 설치하였을 경우 노즐에서는 손실 계수는 감소하게 되지만 동익에서의 손실 계수는 오히려 늘어 터빈 전체에서 보면 비슷한 전효율을 유지하게 되고 비출력은 증가하는 경향을 보인다는 것을 알 수 있었다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. Sharma, O. P., Butler, T. L., Predictions of Endwall Losses and Secondary Flows in Axial Flow Turbine Cascades, Journal of Turbomachinery, Vol. 109, pp. 229- 236
2. Kubendran, L. R., Harvey, W. D., Juncture Flow Control Using Leading-Edge Fillets, AIAA 85-4097, 1985
3. 김재민, 김귀순, 최정열, 정용운, 황인희, 터빈의 피치 간격이 가스터빈 엔진 성능에 미치는 영향, 한국추진공학회지, Vol. 12, No. 6, pp 48-55
4. Mahmood, G. I., Gustafson, R., Acharya, S., Experimental Investigation of Flow Structure and Nusselt Number in a Low-Speed Linear Blade Passage With and Without Leading-Edge Fillets, Journal of Heat Transfer, Vol. 127, pp.499-512