

CFD 를 이용한 불확정성 기반 고압터빈 최적설계

Uncertainty-based Design Optimization for High Pressure Turbine Using CFD

이상아¹, 이관중¹

1) 서울대학교 기계항공공학부, 항공우주신기술 연구소 서울 08826

교신 저자: 이관중, kjyee@snu.ac.kr

요약

전산유체해석(CFD)을 활용한 강건최적설계를 수행하기 위해 몬테카를로 시뮬레이션을 이용한 강건최적설계 프레임워크를 구성하였다. 해석에 시간이 오래 걸리기 때문에 CFD 와 몬테카를로 시뮬레이션을 직접적으로 동시에 사용하는 것이 불가능하므로 근사모델과 근사모델의 효율적인 신뢰성 확보를 위한 efficient global optimization (EGO)방법을 사용하였다. 근사모델로는 크리깅모델을 사용하였고 최적해 탐색에는 유전알고리즘을 활용하였다. 구성된 강건최적설계 프레임워크는 고압터빈 막냉각성능 최적화 문제에 적용하여 유효성을 확인하였다. 불확정성 요소로는 막냉각의 성능에 가장 크게 영향을 미치는 것으로 알려진 제작공차, 분사비, 터빈입구온를 고려하였다.

Robust design optimization framework

대상이 되는 모델은 10,000lbf 급 항공기용 가스터빈 엔진의 고압터빈 1 단 노즐이다. 기본 공력 성능 및 냉각 계통 설계 형상은 강영석 등[1]에 제시되어 있으며 유동해석 조건, 최적화를 위한 막냉각 홀 설계 변수에 대한 내용은 이상아 등[1]의 연구를 참고할 수 있다. 본 연구에서는 강건최적설계를 위해 기존의 설계 방법[1]에 몬테카를로 시뮬레이션을 이용한 확률과정을 추가하였다. 구성된 강건최적설계 프레임워크 프로세스는 그림 1 과 같다.

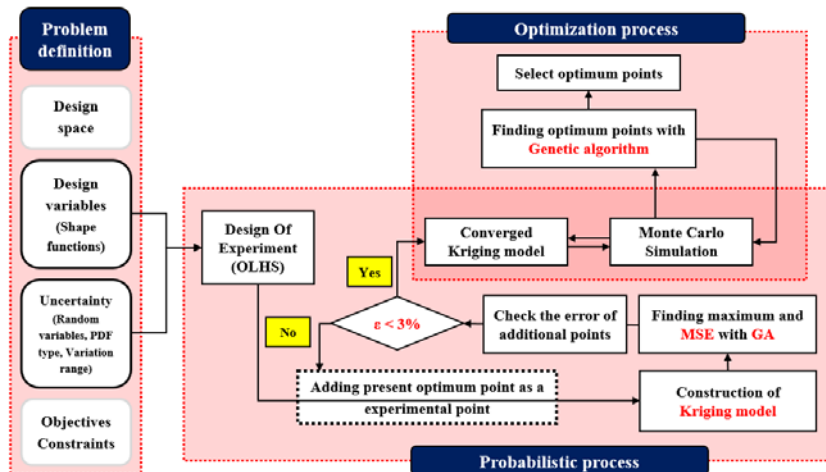


그림 1. Flow chart of the robust design optimization process

구성된 강건최적설계 프레임워크를 이용하여 기존연구[1]의 연장으로서 막냉각성능에 대해 제작공차, 분사비, 터빈입구온도의 변동을 고려한 3 개의 독립된 최적화 연구를 수행하여 비교 분석하였다. 각각의 불확정요소와 이를 정량화하기 위한 확률변수 및 확률밀도 함수는 Table 1 과 같다.

표 1. PDFs of random variables for uncertainty

Opt. case#	Uncertainty	Random variable	PDF type and factors (Mean, Std.dev.)
1	Manufacturing tolerance	Scaling factor of film hole	Gaussian(1, 0.0304)
		Injection angle of film hole	Gaussian(30, 0.1204)
2	Blowing ratio	1st passage mass flow	Gaussian(1, 0.0912)
		2nd passage mass flow	Gaussian(1, 0.0912)
3	TIT profile	Pattern factor of TIT	Gaussian(0.1, 0.0162)
		Bias factor of TIT	Gumbel(0.667, 0.1204)

Optimization results

그림 2 는 최적화 결과 도출된 파레토 선도이다. x 축은 평균 냉각성능, y 축은 냉각성능의 변동을 의미한다. 3 가지 최적화 경우 모두 기본형상 대비 크게 평균 냉각성능과 성능변동성이 향상된 최적화 군을 얻는 것이 가능한 것을 확인할 수 있다.

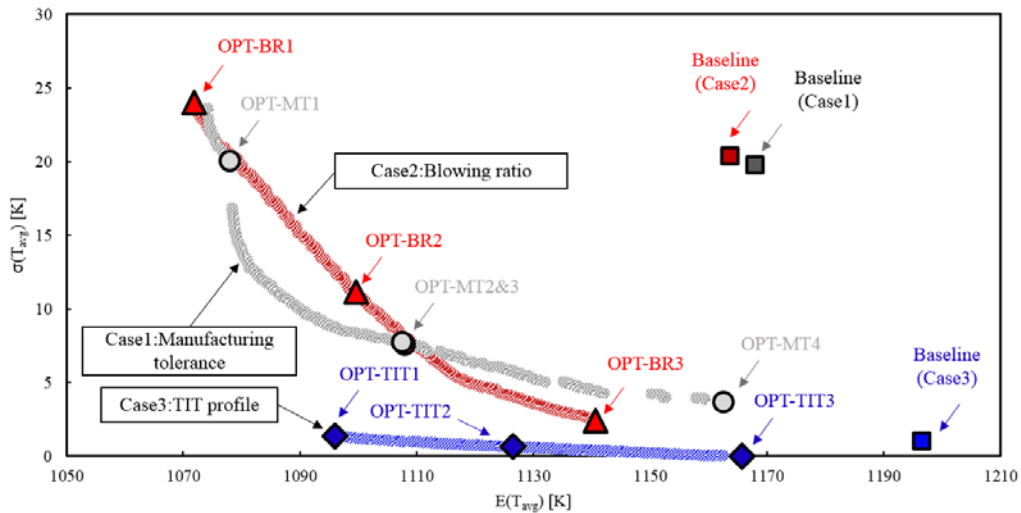


그림 1. Flow chart of the robust design optimization process

참고문헌

1. Kang, Y. S., Rhee, D. H., Cha, B. J., "Aerodynamic design of high pressure turbine for aircraft turbofan engine," Proceeding of the 7th National Congress on Fluids Engineering, 2012, pp. 246~247
2. Lee, S. A., Rhee, D. H., Yee, K. J., 2016, "Optimization of the Array of Film-Cooling Holes on a High-Pressure Turbine Nozzle", Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 1, pp. 234~247.