

가스터빈과 무인항공기 연구에서 전산유체역학의 활용

Application of Computational Fluid Dynamics in Research of Gas Turbine and Unmanned Aerial Vehicle

조형희

연세대학교 기계공학부
서울 서대문구 연세로 50

hhcho@yonsei.ac.kr

요약

전산유체역학은 다양한 항공분야에서 열·유체 공학 문제들을 해결하기 위한 도구로서 사용되고 있다. 전산유체역학은 실험에서 불가능한 실제 고온/고속 조건을 반영하여 연구 데이터를 얻을 수 있으며, 실험에서 어려운 다양한 형상 및 환경조건에서 데이터를 취득할 수 있다는 장점이 있다. 따라서, 전산유체역학은 가스터빈과 무인항공기 분야에서 매우 유용하게 사용되고 있고, 그 중요성은 날로 커지고 있다. 본 발표에서는 항공분야에서 대표적인 엔진인 가스터빈과 무인항공기 분야에서 적용된 전산유체역학을 실험과 연계하여 수행한 연구를 소개하고자 한다.

가스터빈 연구분야에서의 전산유체역학의 활용

가스터빈은 대표적으로 사용되고 있는 항공기 추진기관으로서 열역학적으로 브레이튼 사이클 기반으로 작은 크기에 비해 큰 추력을 얻을 수 있다는 장점 때문에 항공기 추진체계에서 활용되고 있다. 구동형태에 따라 터보제트, 터보프롭, 터보샤프트, 터보팬으로 구분되며, 항공산업이 발전됨에 따라 군수/민수용 항공기부터 무인항공기까지 개발 및 적용되고 있다. 무인항공기의 군수/민수용으로의 활용도가 커지면서 무인항공기에 적용되는 가스터빈의 개발 방향이 고출력, 대형화되고 있고, 그 개발 동향은 그림 1을 통해 확인할 수 있다. 선진국에서의 무인기 개발 현황으로 미국에서는 X-47B, 유럽에서는 nEUROn, 영국에서는 Taranis, 중국에서는 Lijian을 개발하였다. 선진국에서도 무인항공기의 군수/민수용으로의 활용도를 고려하여 고출력, 대형화된 무인항공기를 개발하고 있다. 이에 국내 무인기 개발 계획은 사단급 무인기 KUS-9의 개발 이후 다양한 형태 및 목적의 무인항공기 개발과 개발 계획이 수립되었다. 2010년대에는 정찰 목적의 무인기를 개발하였고, 그 이후에는 전투 목적의 무인기인 K-UCAV의 개발 계획을 가지고 있다. 무인항공기의 개발 추세에 맞추어 항공기 추진체계의 개발 동향을 그림 2를 통해 확인할 수 있다. 가스터빈의 고출력, 대형화에 따라 가스터빈 입구 온도가 지속적으로 상승되고 있음을 볼 수 있고, 최근 개발되는 가스터빈의 입구온도는 소재의 허용온도를 넘어서는 약 2,000 K 정도이다. 따라서, 가스터빈 블레이드의 냉각 기술 요구도는 매우 커지고 있는 상황이다. 그림 3은 가스터빈 블레이드 냉각 기술의 개발 추세를 나타낸다.[1] 가스터빈 블레이드의 냉각기술은 간단한 내부 유로를 블레이드 내부에 만들어 압축기에서 고압으로 압축된

무인기 개발 동향



그림 1. 국가별 무인기 개발 현황 및 국내 무인기 개발 로드맵

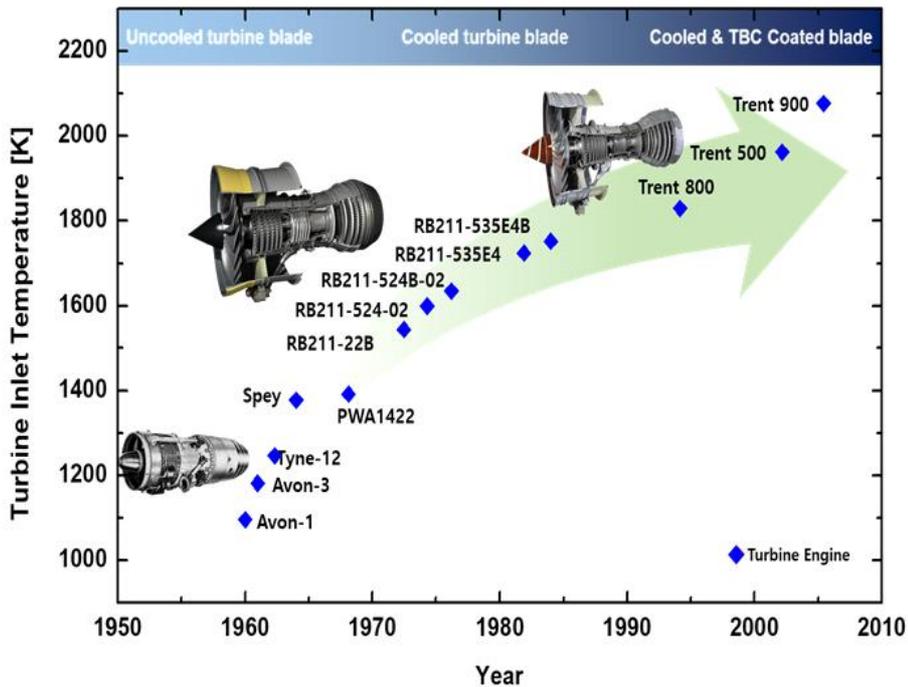


그림 2. 항공기 추진체계 개발 동향 (터빈 입구온도 기준)

공기를 통한 대류 냉각 기술과 내부 유로에서 충돌제트 흡을 통한 충돌제트 냉각, 블레이드 내부 유로에서 블레이드 외부 표면으로 흡을 만들어 고온 가스 유동으로부터 냉각 유체 막을 형성하여 냉각하는 막냉각 방식으로 구성된다. 이뿐만 아니라 증가하는 터빈 입구온도로 인한 극한의 온도조건에서 블레이드를 안전하게 보호하기 위해 블레이드 외부 표면에 세라믹 계열의 코팅을 열차폐코팅을 사용하여 블레이드를 냉각한다.

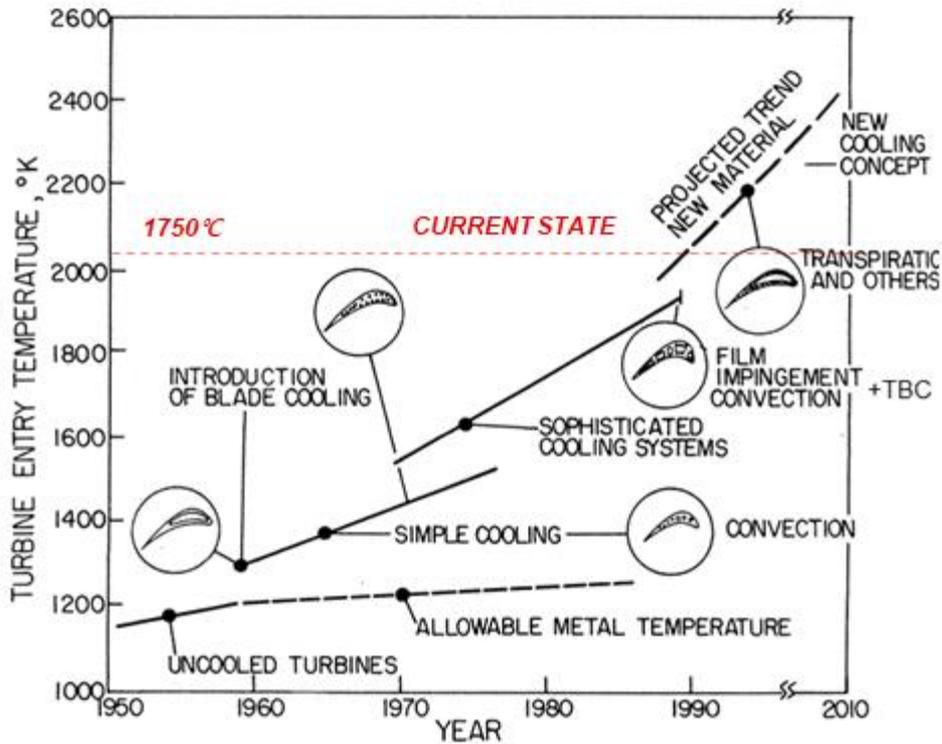


그림 3. 증가하는 터빈입구온도에 따른 터빈 블레이드 냉각기술 개발 추세 [1]

가스터빈 블레이드의 열적 파손을 방지하기 위해 가스터빈 외부로부터의 열유입을 감소시키고, 블레이드 내부에 있는 내부 냉각 유로에서의 열전달계수를 높여 냉각한다. 따라서, 가스터빈 연구분야에서 정확한 내/외부 열전달 계수를 측정하는 것이 매우 중요하며 그를 통해 블레이드 온도 계산과 열응력을 계산하는 것이 중요하다.

가스터빈 블레이드 열설계

그림 4는 가스터빈 열설계를 위한 프로세스를 나타내는 개략도이다. 가스터빈 작동환경에 따른 블레이드 외부 열전달 계수를 정확히 측정 및 계산과 다양한 냉각 기술을 적용한 블레이드 내부 열전달 계수를 정확히 측정 및 계산을 통해 블레이드 온도와 열응력을 계산한다. 전산해석을 통해 위의 가스터빈 블레이드 열설계 프로세스를 수행하며, 블레이드 내/외부 열전달 계수의 계산과 측정은 전산해석과 실험을 통해 수행한다.

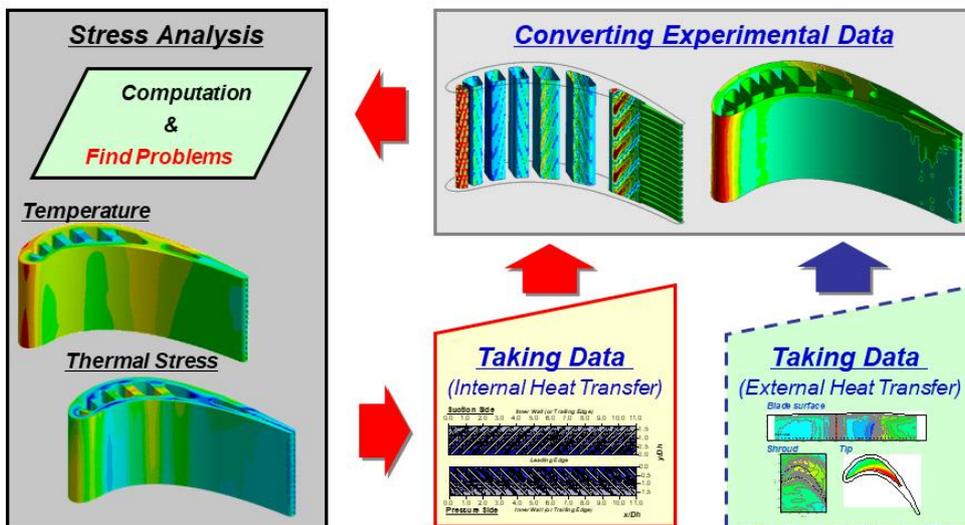


그림 4. 가스터빈 블레이드 열설계 프로세스 개략도

가스터빈 블레이드 열전달

가스터빈에서의 터빈 단은 정지 상태의 고정익(베인)과 회전하는 회전익(블레이드)로 구성되어 있고, 블레이드에서의 유동은 베인 끝단에서 발생하는 후류에 의해 영향을 받는다. 베인으로부터의 후류를 모사하기 위해 봉다발을 통해 블레이드 엔드월에서의 열전달 계수의 변화를 계산하였다. 본 유동 현상을 분석하기 위해서 상용코드를 통해 RANS 전산해석, DES 전산해석, 실험을 통해 비교하였다. 봉다발의 위치에 따른 블레이드 엔드월에서의 국소 열전달 계수를 각각의 해석값과 실험값을 비교하였을 시 DES해석을 통해 얻은 값과 실험을 얻은 값의 추세가 비슷하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 정확한 열전달 계수의 절대값에서는 여전히 실험값과 차이가 발생하지만 DES해석을 통해 충분히 블레이드 열전달 및 유동 현상을 분석할 수 있음을 볼 수 있다.

가스터빈 블레이드 냉각 기술

가스터빈 블레이드 내부 유로에서 사용되는 대표적인 기술은 핀핀을 적용한 내부유로이다. 핀핀 후단으로부터 발생하는 후류용 인해 내부 유로에서의 열전달계수가 향상하고 그로 인해 유동 현상을 분석하기 위해 RANS 전산해석과 DES 전산해석을 수행하였다. 핀핀을 적용한 내부유로에서의 국소 열전달 계수를 비교하였을 시 RANS 전산해석 값은 후류에서의 현상을 정확히 예측하지 못하는 것을 볼 수 있다. 하지만 DES 전산해석을 통해 국소 열전달 계수 값은 핀핀 후류가 발생하는 영역에서도 정확하게 예측하는 것을 볼 수 있다.

무인항공기 연구분야에서의 전산유체역학의 활용

무인항공기의 개발 추세가 고속화 및 대형화가 됨에 따라 추진기관이 터보프롭에서 터보팬으로 개발되었고, 정찰 목적뿐만 아니라 침투/공격 목적까지 수행하게 되면서 원격공중통제 무인기 저피탐 기술이 요구된다. 항공기에서의 적외선 신호 특성은 그림 5를 통해 볼 수 있듯이 공력가열로 항공기의 표면온도가 증가한 항공기의 각각의 표면에서 다양한 파장대로 적외선이 방사된다. 항공기 표면에서는 9-11 μm , 플럼에서는 3-5 μm 으로 방사된다. 항공기를 요격하기 위해 미사일의 탐지 시스템도 그에 맞게 개발되어 항공기의 형태의 이미지 IR 신호와 플럼과 항공기 표면에서 방사되는 대표적인 파장대인 3-5, 8-12 μm 를 탐지한다.[2] 이러한 미사일 체계를 피하기 위해 3-5, 8-12 μm 으로 방사되는 적외선 신호를 대기 중에 흡수되는 적외선 파장대로 옮겨 방사하는 방법이 필요하다. 그림 6을 통해 항공기 피탐지 시스템을 확인할 수 있다. 레이더의 경우 미사일에서 방사되는 레이더가 항공기에 반사됨을 통해 요격된다. 이는 항공기에서 방사되는 신호를 탐지하기 때문에 항공기에서 적극적으로 대응할 수 있다. 하지만 항공기의 적외선 신호는 공력가열 및 추진기관으로 인해 상승된 항공기 표면 온도로 인해 방사되기 때문에 항공기 입장에서 수동적으로 대응할 수 밖에 없다. 또한, 적외선 신호의 피탐지 시스템에서 배경과 항공기 사이에서의 적외선 신호 대비를 통해 탐지되기 때문에 앞서 언급한 항공기로부터의 적외선 신호를 대기 중으로 흡수되는 적외선 파장대로 옮겨 방사하는 것이 매우 중요하다. 따라서, 본 발표에서는 무인항공기 연구분야에서의 전산유체역학을 통해 항공기 외부 유동 및 외부 표면 온도를 계산하고, 그로 인한 IR 신호를 계산하여 항공기 생존성에 관한 연구를 발표하고자 한다. 또한, 항공기 추진기관으로 연결되는 흡기구 및 배기구에서의 유동 특성에 관한 연구를 발표하고자 한다.

무인항공기 적외선 신호 측정 및 모델링 연구

전산유체역학 상용코드를 이용하여 항공기 외부 유동을 해석하여 항공기 표면온도를 계산하고 그로 인한 IR 신호를 배경과의 대비를 통해 적외선 IR 신호를 분석한다.

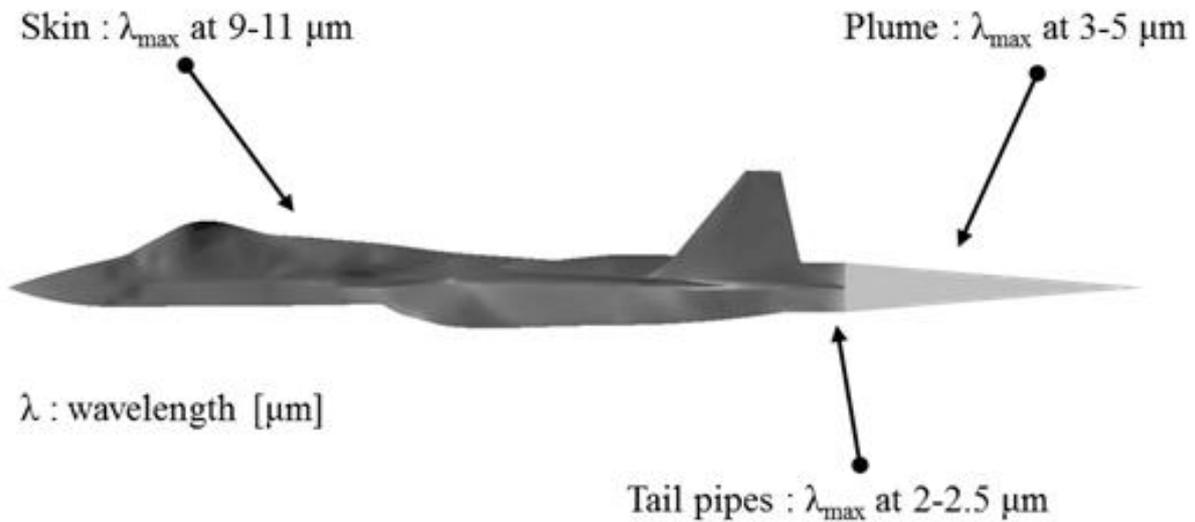


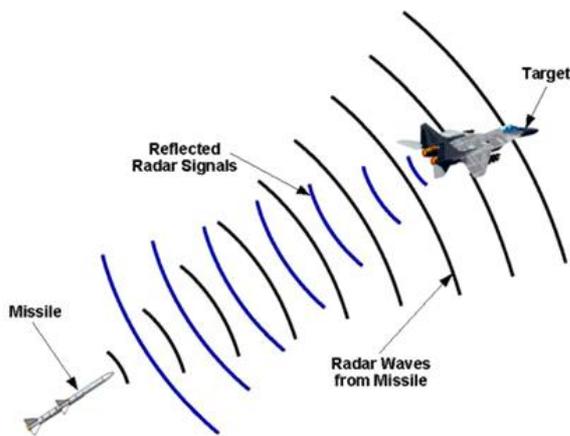
그림 5. 항공기 표면온도에 따른 적외선 신호 파장대 분석

항공기의 전방위 각도를 고려하여 IR 신호를 계산하여 CRI값을 도출한다. 또한, 항공기의 속도와 무기 및 미사일 체계를 고려하여 생존 가능 거리인 Lethal range를 계산하여 항공기 생존성을 분석한다. 이를 검증하기 위해 초음속 풍동을 이용하여 공력가열로 인해 증가하는 항공기 표면 온도를 통한 IR 신호와 야외에서 측정하는 항공기 배경 IR 신호를 고려하여 전산해석 결과를 검증한다.

무인항공기 흡기구 설계

무인항공기의 추진기관으로 연결되는 부위인 흡기구의 대표적인 형상 설계변수는 단면적, 흡기구 끝단 모양, 흡기구 덕트 형태이다. 단면적 형태는 반원형태로 주로 사용되며, 흡기구 끝단 모양은 V자 혹은 W자 모양으로 주로 사용되고, 흡기구 덕트 형태는 Double serpentine으로 주로 사용된다. 흡기구에서의 전압력 회복계수와 전압력 왜곡 계수를 통해 흡기구 내에서의 공력 및 IR 신호 특성을 반영하여 각각의 형상 설계변수로 인한 특성을 분석하였다.

▪ Radar - Active



▪ Infrared - Passive

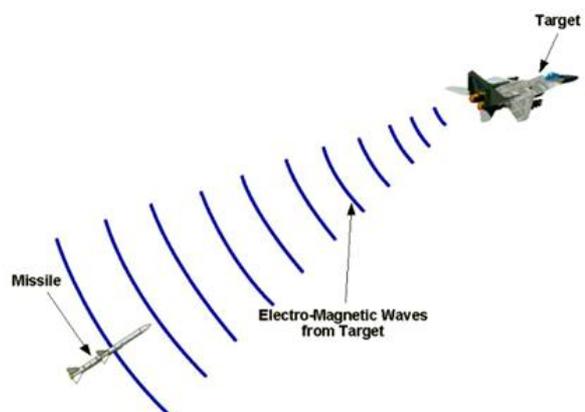


그림 6. 항공기 레이더 및 IR 피탐지 시스템 특성 비교

무인항공기 배기구 설계

무인항공기의 추진기관으로 연결되는 부위인 배기구의 대표적인 형상 설계변수는 단면적, 배기구 덕트 형태, After deck이다. 단면적 형태는 높은 종횡비를 지닌 타원형태를 주로 사용하고, 덕트는 Serpentine 형태가 아닌 형태가 변이하는 덕트를 주로 사용하고, After deck은 주로 사용하거나 제거하는 형태이다. 배기구에서의 총 추력양과 IR신호 분석을 통해 배기구 내 공력 및 IR 신호 특성을 반영하여 각각의 형상 설계변수로 인한 특성을 분석하였다.

참고문헌

1. Saravanamuttoo, Herbert IH, Gordon Frederick Crichton Rogers, and Henry Cohen. Gas turbine theory. Pearson Education, 2001.
2. Mahulikar, Shripad P., Santosh K. Potnuru, and G. Arvind Rao. "Study of sunshine, skyshine, and earthshine for aircraft infrared detection." *Journal of Optics A: Pure and Applied Optics* 11.4 (2009): 045703.