

# 항공기 기체 구조 열전도 해석 사례 소개

이승규\*

\*한국항공우주연구원

e-mail:lsg@kari.re.kr

## Introduction of airframe heat conduction analysis case

Seunggyu Lee\*

\*Korea Aerospace Research Institute

### 요약

본 논문에서는 극초음속 항공기 기체 구조 열전도 해석 사례를 소개한다. 항공기 OML(outer mold line)과 비행상태 등을 가정하고 포텐셜 플로우(potential flow) 기반의 수치계산기법을 통해 공력가열(aero-heating)을 계산하였다. 스플라인 기법(spline method)을 통해 공력가열 계산 결과를 열전도 해석 격자에 적용하였다.

공력가열 해석 결과를 열전도 전산해석모델에 적용하였다.

기체 구조 재료는 Kokan 등의 연구 사례와 X-15의 사례를 참고하였다[3,4]. Skin은 inconel로 가정하였다. Spar, rib 등 내부 구조물은 TiAl로 가정하였다. 공력가열 현상이 클 것이라고 예상되는 동체 선두부와 날개 leading edge는 UHTC(ultra-high temperature ceramic)를 가정하였다.

### 1. 서론

최근 들어, 극초음속 항공기에 대한 연구가 늘어나고 있다. 국내 민간 영역에도 극초음속 추진기관, 열방호시스템(thermal protection system) 등 주요 분야에 대한 연구가 이루어지고 있다. 기체 구조 측면에서는 극초음속 영역에 대한 비행하중해석/공탄성(aeroelastic) 해석, 기체 열전도 해석 등에 대한 기본 연구가 이루어지고 있다.

본 논문에서는 극초음속 항공기 및 기체 구조를 가정하고 열전도 해석을 수행한 사례를 소개한다.

### 2. 비행체

비행체의 날개, 동체는 Kokan 등이 제시한 2단 비행체 중 Booster stage의 형상을 참고하였다[1]. 엔진흡입구는 SÄNGER를 참조하였다[2].

ZONATECH社의 ZONAIR를 통해 비행체의 공력가열을 계산하였다. ZONAIR는 포텐셜 플로우(potential flow) 기반의 유동해석 소프트웨어로 알려져 있다.

유동 전산해석모델의 격자와 열전도 전산해석모델의 격자는 서로 다르다. 따라서, 스플라인(spline) 기법을 이용하여

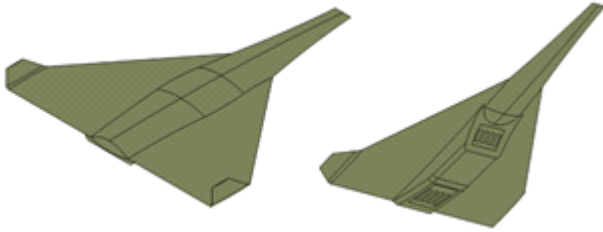
### 3. 고찰

본 연구에서는 skin 중에서 bulkhead, killbeam, spar, rib 등 내부 구조물이 배치된 곳의 온도가 주변보다 낮았다. 이는 우주왕복선(Space Shuttle) 궤도선(orbitor)의 열전달 해석, X-15의 비행시험 결과와 유사하다[3,4].

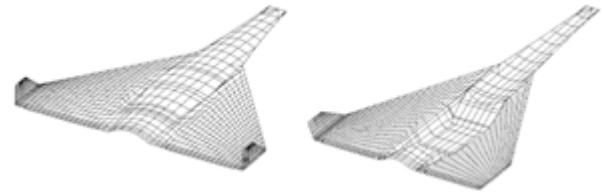
우주왕복선 보고서에서는 이를 scalloped shape 또는 valleys of temperature profile이라고 표현했다[3]. X-15는 temperature-indicating paint를 칠하고 비행시험을 했는데, 날개 스킨에서 이와 같은 현상을 발견했다고 한다[4].

### 후기

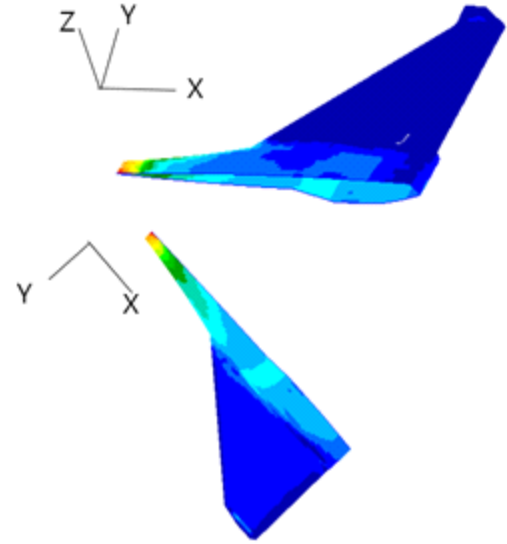
본 연구는 한국항공우주연구원 기본사업((Sub4)극초음속 비행체 구조 해석 기초기술 연구)의 일부로 수행되었습니다.



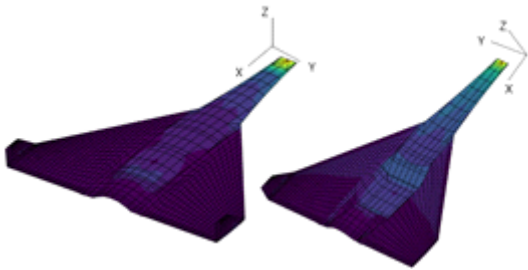
[그림 1] 비행체 형상



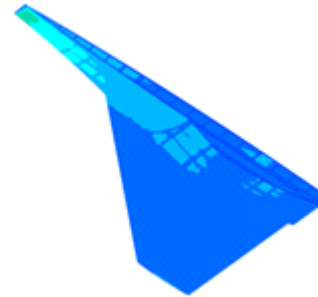
[그림 2] 유동 전산해석 모델 격자



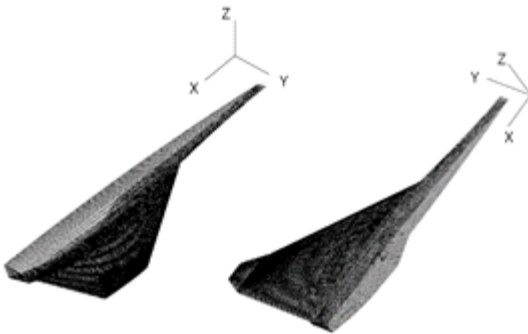
[그림 5] 열전도 전산해석 격자로 옮겨진 공력가열 해석 결과



[그림 3] 공력가열 계산 결과



[그림 6] 열전도 전산해석 결과(동체 선부두 UHTC 제외)



[그림 4] 열전도 전산해석 모델 격자

#### 참고문헌

- [1] T. Kokan, J.R. Olds, V. Hutchinson and J.D. Reeves, "Aztec: A TSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing TBCC and HEDM Propulsion Technologies", AIAA 2004-3728
- [2] P.W.Sacher, The Engineering Design of Engine/Airframe Integration for the SÄNGER Fully Reusable Space Transportation System, RTO-EN-AVT-185
- [3] William L. Ko, Robert D. Quinn and Leslie Gong, Finite-element reentry heat-transfer analysis of space shuttle orbiter, NASA Technical Paper 2657, 1986
- [4] Wendell H. Stillwell, X-15 research results with a selected bibliography, NASA SP-60, 1965