

Space Shuttle의 Thermal Protection System의 설계 목표

金 善 圭

기아산업 기술연구소
(1984년 7월 10일 받음)

Design Goals for the Space Shuttle's Thermal Protection System

Sun Kyu Kim

Kia Institute of Research and Development, Kia Industrial Co., Ltd.

(Received July 10, 1984)

요 약

Space Shuttle의 성공적인 비행을 가능케한 요인중의 하나가 Silica Tile을 사용한 재사용할 수 있는 Thermal Protection System의 설계이었다. 이러한 Thermal Protection System의 기본 설계 개념을 밝히고 또한 Silica Tile의 생산 공정과 Tile System의 구조를 서술 하였다.

Abstract

The design of the reusable thermal protection system for the space shuttle orbiter using silica tile played one of key roles in the successful flight of the Columbia and subsequent space shuttles. The basic design goals for this thermal protection system were identified.

Manufacturing procedures for the silica tile and the structure of the tile system were also described.

I. 서 론

요업재료는 일찍부터 내화물질로서 사용되어왔고 carbon-carbon laminate은 미사일에 광

범위하게 사용되어 왔으나 1960년대 후반에 들어와서 이러한 재료들은 내구성있는 재료로서 우주산업에 사용하기에는 부적당하다고 판정이 되었다. 1970년대 초반에는 재사용할 수 있는 내산화성의 탄소복판과 내열성의 요업 단열재의 개발이 상당히 진전이 되어서 미 항공우주국에서는 이러한 재료들을 space shuttle에 적용하기 위한 평가작업을 시작했다.

Space shuttle은 우주와 대기권의 열기계적, 열화학적인 환경 및 고속의 대기권 진입 등의 복잡한 환경에 놓여 있기 때문에 정부 및 민간업체의 연구개발의 초점은 ceramic thermal protection system에 맞추게 되었다. 가장 유망한 재료로서 경량의 내열성 요업섬유가 등장되었다. 이 요업섬유는 타일로 성형되어서 고온의 부하를 받는 shuttle orbiter에 쓰이게 되었다. carbon-carbon composite material은 기체동력학적으로 가장 마모가 심하고 고열을 받는 부위에 쓰이게 되었다.

최근까지 항공기나 우주 rocket의 고온설계에는 금속이나 고분자 재료를 사용하였다. Mercury spacecraft는 금속재료를 썼었고 Gemini와 Apollo spacecraft는 고분자 재료를 썼었다. 그러나 Space shuttle orbiter의 thermal protection system은 종래의 spacecraft에 사용된 단열재와는 실로 완전히 다른 system이다.

다음과 같은 설계개념이 재료선택에 큰 영향을 주었다.

II. Thermal Protection System의 설계목표

Space shuttle orbiter의 thermal protection system의 기본적인 설계목표는 대기권 진입시 급증되는 온도와 열의 부하를 제한하는 것이다. Shuttle orbiter의 대기권 진입시 온도분포가 Fig. 1에 보여지고 있다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 nose cap 부위의 온도는 1465C까지 올라가고 있다.

이러한 환경을 견디어 내기 위한 system을 설계하기 위해서 다음과 같은 목표가 설정되었다. 첫째로 열로부터의 보호이다. 고온의 기체 침입에 대한 내구성이 있어야 하고 종류에서 난류의 전환으로 인한 부분적 과열을 막기 위해 매끈한 표면이 필요하다. 둘째로 질량이 낮아야

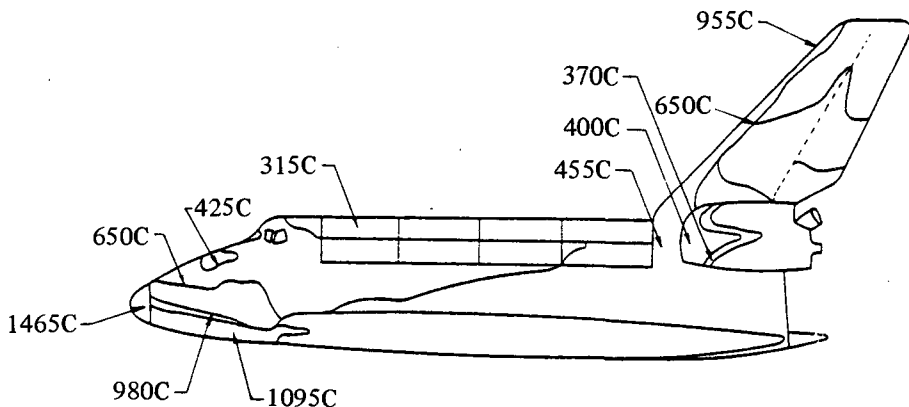


Fig. 1. Typical entry temperature of orbiter (Adapted from Korb et al. (1981))

한다. 질량이 낮으면서도 흠어지지 않고 부하를 견디어야 하며 습기에 내구성이 있어야하고 모재의 strain에 상응해야 한다. 세째로 단기간의 회전시간을 가져야 한다. 쉽게 검사할 수 있어야 하며 설치와 제거 및 유지가 쉬워야 한다. 네째로 가격이 낮아야 한다. 성형이 쉽게 되어야하며 내구성이 있고 재 사용할 수 있어야 하며 수명이 길어야 한다. 충분히 재사용할 수 있는 thermal protection system의 개발이 shuttle orbiter의 성공에 하나의 관건이었다고 말할 수 있다. 정상 조건하에서 100회의 우주비행에 사용될 수 있는 system이 필요하였었다.

Ⅲ. 재사용성의 Thermal Protection System

서론에서 간단히 언급한 것과 같이 1970년에 접어들면서 미국의 NASA Johnson Space Center에서는 Space shuttle에 사용될 단열재를 선택하는 program을 시작하였는데 silica fiber, mullite, aluminosilicates, zirconia, silicon carbide-coated carbon 등이 검토되었었다. 1971년에는 고순도로 정제된 silica fiber를 silica tile에 복합시킴으로 tile의 성질이 크게 개량되었다.

Silica tile의 제조방법을 간단히 설명하면 다음과 같다.

Fig. 2에 생산공정도가 보여지고 있다.

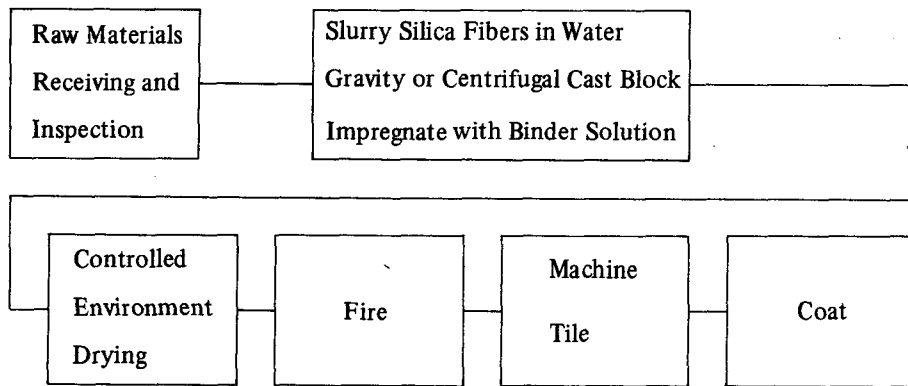


Fig. 2. Manufacturing flow chart for silica tile [Adapted from Goldstein et al. (1972)]

silica fiber를 물에 분산시킨 다음에 중력이나 원심력에 의해서 screen에 주조한다. 응고되지 않은 이 주조물은 조정된 분위기하에서 건조, 소성된다. 소성온도는 1260 C에서 1370 C 정도이다. 소성시에 최적의 tile 성질을 얻기위해 복잡한 firing cycle을 쓰고 있다.

silica tile에 borosilicate glass를 도포하고 소성한다. 소성온도는 1150-1205 C이다. 이러한 피복을 하여주는 이유는 반사성이 높은 표면을 얻고 또한 물의 흡수를 막고 침식을 막기 위함이다.

이와 같이 내화물질의 요업섬유를 경량타일로 성형하여 space shuttle의 많은 부위에 단열

재로서 사용하고 있는 데 적어도 100 회 비행에 계속 쓸수 있는 재료로 기대하기 때문에 이 재료에 reusable surface insulation(RSI)란 이름이 붙혀졌다.

Space shuttle orbiter의 thermal protection system의 재료가 Table 1에 보여지고있다.

Table 1. Orbiter TPS Materials.

Material generic name	Material Temp. Capability (C)	Material Comp.	Areas of orbiter
Reinforced carbon-carbon. (RCC)	to 1650	Pyrolized carbon-carbon, coated with SiC	Nose cone, wing leading edges, forward external tank separation panel
High temperature reusable surface insulation (HRSI)	650-1260	SiO ₂ tiles, borosilicate glass coating with SiB ₄ added	Lower surfaces and sides, tail leading and trailing edges, tiles behind RCC
Low temperature reusable surface insulation (LRSI)	400-650	SiO ₂ tiles, borosilicate glass coating	Upper wing surfaces, tail surfaces, upper vehicle sides, OMS pods
Felt reusable surface insulation (FRSI)	to 400	Nylon felt, silicone rubber coating	Wing upper surface, upper sides, cargo bay doors, sides of OMS pods

기본적인 tile system은 ceramic tile, nylon felt mounting pad, filler bar 와 room temperature adhesive (RTV)의 네가지 요소로 구성되어 진다. Fig.3에 tile system이 보여지고 있다. glass로 피복된 tile은 반사와 단열의 역할을 하며 strain isolator pad(SIP)

라고 불리우는 felt mounting pad는 구조물의 열 및 기계적인 strain으로부터 격리시켜 준다.

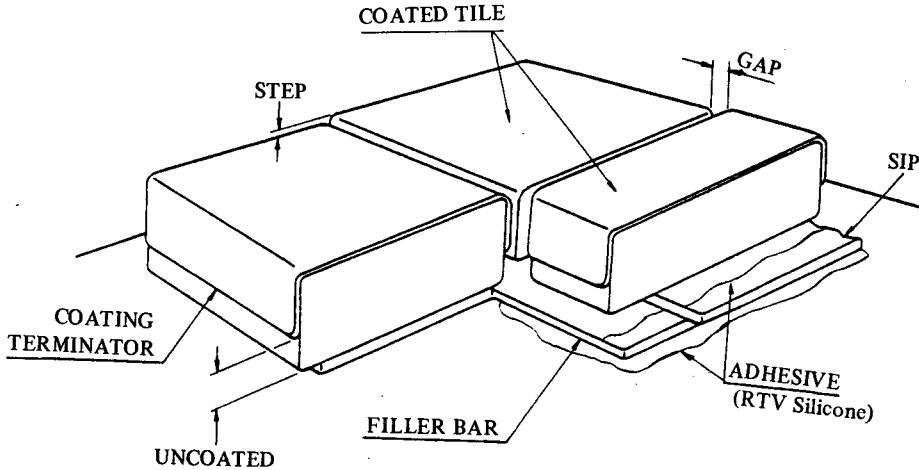


Fig. 3. Schematic diagram of silica tile system

filler bar는 과열을 막아주며 RTV는 tile을 SIP에 그리고 SIP와 filler bar를 구조물에 부착시킨다.

최초의 Space shuttle Columbia에 쓰인 silica-fiber tile은 144 kg/m^3 와 352 kg/m^3 의 밀도를 가진 30757개의 부품으로 구성되어 있었다.

IV. 결 론

종래의 spacecraft에 쓰인 금속이나 고분자를 사용하지 않고 space shuttle orbiter에 silica-fiber tile의 사용은 space shuttle의 비행을 성공으로 이끌게 한 큰 요인의 하나이다.

NASA에서 세운 thermal protection system의 설계목표는 우리도 앞으로 spacecraft의 thermal protection system을 설계할 때에 따라야할 지침이 되리라 생각된다.

더 나아가서 이러한 thermal protection system을 완성케 하기 위해서는 현재에는 미약한 이러한 방법의 소재연구가 활발히 진행되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

- Goldstein, H.E., Buckley, J.D., King, H.M., Probst, H.B., and Spiker, I.K., 1972, NASA Space Shuttle Technology Conference, April 12-14.
- Korb, L.J., Morant, C.A., Calland, R.M., and Thatcher, C.S., 1981. J. Am. Ceram. Soc., Vol. 6, No. 11.