

조종실 온도 영향성 검증을 위한 캐노피 투명체 코팅 연구

남용석* · 김태환* · 김윤희* · 우성조** · 김명호**

The Canopy Transparency Coating Study of Cockpit Temperature Effect Verification

Yongseog Nam* · Taehwan Kim* · Yunhi Kim* · Seongjo Woo** · Myungho Kim**

ABSTRACT

Under the non-operating exposure condition in the hot area, the T-50 cockpit temperature is expected over the requirement according to T-50 environmental criteria. So it is necessary to protect the cockpit from the high temperature condition during the non-operating exposure because the high temperature of the cockpit may result in the cockpit equipment malfunction. In this study, the transparency coating is selected as the method for protecting the cockpit from the high temperature exposure and analyzed the effect on the cockpit heat load attenuation. Some kinds of cockpit coating were reviewed and selected and the analysis was performed about the effect before and after coating application under 1% hot day condition based on the T-50 FSD hot soaking test data. The result of analysis show transparency coating is so effective to attenuate the heat load of T-50 cockpit.

Key Words : Canopy System, Cockpit, Transparency, Coating

1. 서 론

T-50 환경 기준서(85PS0007)에서는 항공기 조종실 내 장착 장비에 대해 운용 온도조건을 규정하고 있는데, 항공기의 엔진작동 조건(Operating exposure)에서는 최소 -40°F , 최대 $+130 \sim +160^{\circ}\text{F}$, 엔진 미작동 조건(Non-operating exposure)에서는 $-40^{\circ}\text{F} \sim +203^{\circ}\text{F}$ 이다.

국내 온도조건과 상이한 중동지역에서 T-50을 운용할 경우, 항공기가 항상 고온조건에 노출될 것으로 예상되나, 엔진 작동 조건에서는 환경 제어 시스템(Environmental Control System)을 통해 조종실내 온도가 조절되기 때문에 큰 문제가

없을 것으로 보인다. 그러나 엔진 미작동 조건에서 캐노피가 닫힌 상태로 고온 환경 노출 시에는 태양 복사에 의한 온실효과로 조종실 온도가 요구기준 이상으로 상승할 것으로 예상되어 조종실내 장비 손상도 우려된다. 따라서, 고온 환경 하의 항공기 주기 상태에서 조종실 온도를 T-50 환경기준서 이하로 유지시키는 방안 중의 하나로서 캐노피 투명체 코팅에 대해서 검토하게 되었다. 본 연구에서는 캐노피 투명체에 적용되는 코팅 중 조종실내 열 부하 감소를 위해 사용되는 태양복사 차단코팅(Anti-Solar Coating)과 전자파 차단을 위해 사용되는 ITO 코팅의 태양 복사열 감소 효과에 대해 검토하고, T-50 체계개발 시 수행된 Hot Soaking 시험결과를 토대로 고온지역에서 투명체 코팅 적용 시 조종실 내 온도 영향성에 대해 예측하였다.

* 정회원, 국방기술품질원 항공센터
연락처, E-mail: nys0804@nate.com

** 정회원, 한국항공우주산업(주)

2. Anti-Solar 코팅 및 ITO 코팅

2.1 태양복사 차단 코팅 (Anti-Solar Coating)

Anti-Solar 코팅은 코팅 후 금색을 띄어 Gold 코팅이라고도 불리며, T-50 캐노피 투명체와 같은 스트레치드 아크릴(Stretched Acrylic)에는 내마모성 강화를 위한 용제와 함께 표면에 단단하게 증착 시킨다. 우수한 태양복사열 차단효과로 조종실 열부하를 낮추고, 조종사에게 쾌적한 조종환경을 제공이 가능하다.

2.2 ITO 코팅

인듐 주석 산화물(Indium Tin Oxide)은 인듐에 약 10%의 주석을 혼합 시킨 투명한 세라믹 물질로 전도성과 투명성을 유지하는 물질이다. 이 코팅은 투명하면서 전도성을 가진 패널을 만들기 위해 이용되며, 표면저항을 다양하게 변화시킬 수 있기 때문에 EMC 보호 및 정전기 방지 등의 광범위한 영역에서 적용 가능하다.

ITO 코팅 주목적 자체가 태양복사 차단은 아니지만 열복사 감소효과가 있으며, EMC 및 Anti-Radar 효과가 있으므로 적용항공기의 기능에 따라 선택하여 적용 가능 하다.

2.3 Solar Factor

Solar Factor란 재질의 태양복사에 의한 열에너지 투과율을 의미하며, 해외업체 S사로부터 입수한 Anti-Solar 및 ITO 코팅 적용 시 태양 복사 차단 효과는 Fig.1과 같다.

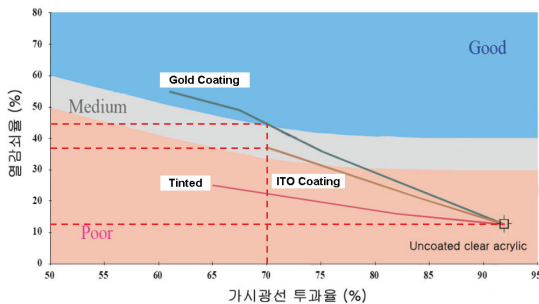


Fig 1. Solar radiation attenuation effect

T-50 캐노피 투명체는 조종사의 명확한 시계 확보를 위해 가시광선 투과율이 최소 70% 이상이어야 한다는 요구사항을 갖고 있으므로, Fig.1에서 가시광선 투과율이 70%일때 Anti-Solar 코팅 및 ITO 코팅의 열감쇠율은 각각 45%와 37%임을 알 수 있다. 그러므로 각 코팅의 Solar Factor는 55% 및 63%라고 할 수 있다.

3. 코팅 열차단 효과 분석

3.1 적용 고온 조건

코팅 적용 시 열차단 효과를 분석하기 위한 기준 고온 조건은 MIL-HDBK-310 (Global Climatic Data for Developing Military Products)에 제시되어 있는 1% Hot Day 조건을 사용하였다. 1% Hot Day는 전 세계에서 가장 더운 지역의 여름철 기온을 시간에 기초한 발생빈도(frequency of occurrence)로 표현한 것으로, 1% Hot Day 조건에서의 온도와 태양 복사량은 Table 1과 같다.

Table 1. 1% Hot Day Ambient Temperature & Solar Radiation

항목	1% Hot Day
대기온도	120°F (49°C)
태양복사열	355 Btu/hr-ft ²

3.2 T-50 체계개발 Hot Soaking 시험 결과

T-50 체계개발 시 고온조건 하에서 항공기 성능 점검을 위하여 두 차례의 Hot Soaking 시험 (Soaking Time:07시15분~14시30분)이 수행 되었으며, 시험 시 대기온도와 태양복사는 Table 2와 같다.

Table 2. T-50 FSD Hot Soaking Test

항목	Ambient Temperature (°F)	Solar Radiation (Btu/hr-ft ²)	Wind Velocity (m/s)
Test 1	94.0	289	1.4
Test 2	95.9	275	0.8

시험 수행 시 조종실 내 공기 온도 및 표면온도 측정을 위해 열전대(Thermo couple)와 Thermal Tape를 사용하여 온도를 측정 하였으

며, 공기온도 측정위치는 전방 조종사 머리, 가슴, 발 부분과 후방 조종사 가슴 부위 및 전방석 글레어шил드 내부 등 총 5곳을 대상으로 하였다.

두 차례 Hot Soaking 시험 시 측정된 조종실 내부 온도는 Table 3과 같다. 태양복사는 시험 1 수행 시 더 높았으나, 상대적으로 바람이 많아 실제 조종실 온도는 시험 2 수행 시 더 높게 측정되었다.

Table 3. Cockpit Temperature (Hot Soaking Test)

측정위치	시험1 (°F)	시험2 (°F)
전방석 머리부분	171	175
전방석 가슴부분	165	167
전방석 발 부분	120	122
후방석 가슴부분	154	173
전방석 글레어шил드	162	173

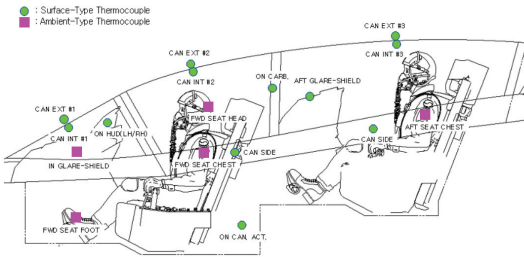


Fig 2. Temperature Sensor Location

3.3 고온 조건에서의 조종실 온도 예측 방법

T-50체계개발 시 수행된 Hot Soaking 시험 결과를 기준으로 1% Hot Day조건인 대기온도 120°F, 태양복사량 355 Btu/hr-ft2 조건에서의 조종실 내부 온도를 예측하였다.

캐노피를 통해 유입되는 태양 복사량과 조종실을 통한 외기와의 대류 열전달량을 동일한 것으로 가정할 때 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$Q_{rad} = Q_{cov} = UA\Delta T \quad (1)$$

Q_{rad} : 태양 복사에 의한 열 전달량

Q_{cov} : 조종실을 통한 대류 열 전달량

U : 총 열전달계수

A : 조종실내 열전달 면적

ΔT : 조종실 내외의 공기 온도 차

여기에서 조종실 내 열전달 면적 A 와 열전달 계수 U 가 같은 조건이면, 조종실 내외부 공기 온도는 태양 복사량에 비례한다고 할 수 있으며, 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\Delta T_2}{\Delta T_1} = \frac{R_2}{R_1} \quad (2)$$

$$\Delta T = T_c - T_a$$

T_c : 조종실 내부 공기 온도

T_a : 조종실 외부 대기 온도

R_1, R_2 : 태양 복사량

1 : T-50 지상시험 시 조건

2 : 1% Hot Day 조건

그러므로 조종실 내부의 온도는 식 (3)과 같이 예측할 수 있다.

$$T_{c2} = (T_{c1} - T_{a1}) \times \frac{R_2}{R_1} + T_{a2} \quad (3)$$

3.4 코팅 미적용 시 고온조건 조종실 온도

3.3절에서 정의한 조종실 온도 예측방법에 따라 1% Hot Day 조건에서 조종실 내 공기 온도를 예측하면 엔진 미작동(Non-operating exposure) 조건 하에서 조종실 내부 공기 온도는 제한온도인 203°F를 초과하는 것으로 분석되었다. 예측 시 사용한 체계개발 온도 정보는 상대적으로 더 고온이었던 시험 2의 결과를 이용하였다.

Table 4. Cockpit Temperature without coating (°F)

측정위치	시험 2 (°F)	1% Hot Day
전방석 머리부분	175	222
전방석 가슴부분	167	212
전방석 발 부분	122	154
후방석 가슴부분	173	220
전방석 글레어шил드	173	220

3.5 코팅 적용 시 고온조건 조종실 온도

코팅 적용 시 조종실 온도 효과는 코팅 적용으로 인해 태양 복사 차단 효과가 있으므로, 식 (3)에 Table 5와 같이 Solar Factor를 포함하여 식 (4)와 (5)와 같이 온도 예측을 하였다.

Table 5. Solar Factor

구분	Solar Factor
Anti-Solar 코팅 적용	0.55
ITO 코팅 적용	0.63
코팅 미적용	0.87

Anti-Solar 코팅 적용 시

$$T_{c2} = (T_{c1} - T_{a1}) \times \frac{(0.55 \times R_2)}{(0.87 \times R_1)} + T_{a2} \quad (4)$$

ITO 코팅 적용

$$T_{c2} = (T_{c1} - T_{a1}) \times \frac{(0.63 \times R_2)}{(0.87 \times R_1)} + T_{a2} \quad (5)$$

3.5.1 Anti-Solar 코팅 적용 시 예상 온도

Anti-Solar 코팅 적용 시 1% Hot Day 엔진 미작동 조건에서의 조종실 내부 온도는 T-50 환경기준서 제한 온도조건인 203°F를 만족시키는 것으로 분석됐다. 각 위치 별 예상 온도는 아래와 같다.

Table 6. Cockpit Temperature with anti-solar Coating(*F)

측정위치	코팅미적용	코팅적용
전방석 머리부분	222	185
전방석 가슴부분	212	178
전방석 발 부분	154	141
후방석 가슴부분	220	183
전방석 Glareshield	220	183

3.5.2 ITO 코팅 적용 시 예상 온도

ITO 코팅 적용 시는 Anti-Solar 코팅 보다 1% Hot Day 조건에서 예상 온도가 높아 졌으나, Anti-Solar 코팅 적용 시와 마찬가지로 T-50 환경기준서 제한 온도조건을 만족시키는 것으로 분석됐다.

Table 7. Cockpit Temperature with ITO coating (*F)

측정위치	코팅미적용	코팅적용
전방석 머리부분	222	194
전방석 가슴부분	212	186
전방석 발 부분	154	144
후방석 가슴부분	220	192
전방석 Glareshield	220	192

4. 결 론

T-50체계개발 시 축적된 Hot Soaking 시험 결과를 토대로 극한 고온 환경 하의 엔진 미작동 조건에서 투명체 코팅 적용 시 조종실 내 열부하 감소효과를 분석한 결과 투명체 코팅 적용이 조종실 내 열부하 감소에 효과가 있음을 확인할 수 있었다. 지상에서의 조종실 온도 감소 방안으로 본 연구에서 검토한 설계적인 측면에서의 고려사항 이외에도 지상 고온 조건 하에서의 항공기 노천 주기에 대한 제한 혹은 노천 주기 시 외부 태양 복사 차단 보호막 장착 등의 운용측면에서의 고려사항도 대안으로 제시될 수 있다. 그러나 비행 중 태양 복사에 지속적으로 노출이 되면 조종사의 피로감이 증가하므로 조종사에게 쾌적한 조종 환경 제공이라는 인간공학 관점과 전자파 차단 등 항공기 운용성능 향상이라는 관점에서는 투명체 코팅 적용이 신중히 고려되어야 한다.

향후 캐노피 투명체의 코팅 적용을 위해서는 전자파 차단 등 요구되는 항공기 성능분석과 비용 대비 효과 측면의 면밀한 검토가 필요할 것이나, 투명체 적용 가능한 코팅에 대해 검토하고, 극한 고온 환경 하에서 조종실 내 열부하 감소방안의 하나로서 투명체 코팅의 효과에 대해 분석하여 향후 적용 가능성을 도출한 것이 본 연구가 갖는 의미라고 할 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] 85PR0583 Vol.2 Rev.C,
T-50 Thermal Report Vol.2 Test & Verification,
Korea Aerospace Industries, LTD., 2006
- [2] 85PS0007
T-50 Environmental Criteria
Korea Aerospace Industries, LTD., 2000
- [3] AFWAL-TR-80-3003,
Guideline for the Design of Aircraft
Windshield/Canopy System, February 1980
- [4] MIL-HDBK-310,
Global Climatic Data for Developing Military
Products