

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(4), 342-348(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.4.342

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

초음속 주유동 환경에서의 막냉각 특성 시험 연구

김만식*, 이동민**

An Experimental Study of Film Cooling Characteristics at Supersonic Free Stream Conditions

Manshik Kim* and Dong Min Lee**

The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea*·**

ABSTRACT

In this paper, film cooling characteristics at supersonic free stream conditions were examined experimentally by applying an IR-thermography. Film cooling experiments were carried out in a free-jet facility at Mach number of 3.0 and with unit Reynolds number of 42.53×10^6 and 69.35×10^6 using wedge shaped film cooling model which has a converging film cooling nozzle. Film cooling efficiency was calculated by measuring the surface temperature of PEEK(Polyether Ether Ketone) and the effects of angle of attack and blowing ratios on the film cooling efficiency were examined. The measured wall temperature was significantly reduced by the film cooling flow compared with the results without the film cooling flow. The usefulness of film cooling was also confirmed by the surface heat flux calculated using the surface temperature history of PEEK. As the blowing ratio increases the protected area of PEEK was also expanded along the direction of free stream and film cooling flow.

초 록

본 연구에서는 초음속 주유동 환경에서의 막냉각 특성에 대해 적외선 열상법을 적용한 시험을 수행하였다. 막냉각 시험은 수축형 막냉각 노즐을 갖는 썬기형 막냉각 시편을 이용해 마하수 3.0, 단위 길이 당 레이놀즈수 42.53×10^6 와 69.35×10^6 인 조건을 구현한 자유제트 시험 설비에서 수행하였다. 모사 탐색창에 해당하는 PEEK의 표면 온도를 계측하여 막냉각 효율을 산출하였고 받음각 및 분사율이 막냉각 효율에 미치는 영향을 분석하였다. 막냉각을 적용하지 않는 경우와 비교할 때, 막냉각을 적용할 경우 측정된 PEEK의 표면 온도가 크게 감소하였다. 막냉각의 유용성은 시간에 따른 PEEK의 표면 온도로부터 산출한 열유속 특성으로도 확인할 수 있다. 분사율이 증가할수록 보호되는 PEEK의 영역이 주유동과 막냉각 유동의 흐름 방향으로 확장되었다.

Key Words : Film Cooling(막냉각), IR-thermography(적외선 열상법), Blowing ratio(분사율)

† Received : August 3, 2016 Revised : February 27, 2017 Accepted : March 8, 2017

* Corresponding author, E-mail : manshik_kim@add.re.kr

1. 서론

막냉각은 고온의 정체 온도를 갖는 주유동과 보호 대상 구조물 사이에서 저온의 정체 온도를 갖는 유동을 분사함으로써 일종의 단열막을 형성하여 보호 대상 구조물의 온도 상승을 억제하는 것을 총칭한다. 막냉각을 가스 터빈 블레이드, 로켓 엔진 냉각에 적용하기 위한 연구가 국내외에서 활발하게 진행되었으며[1,2] 미국을 중심으로는 탄도탄 요격 유도탄 개발과 관련한 핵심기술 프로그램이 진행되는 과정에서 탐색창 냉각 기술에 막냉각을 적용한 사례가 알려져 있다[3]. 막냉각은 일반적으로 고온/고속 환경에서 적용되므로 막냉각 특성 평가를 위한 시험 시 막대한 비용이 소요되는 시험 설비를 필요로 하므로 해석적인 연구를 위주로 연구가 진행되어 왔다[4,5]. 미국의 경우 탐색창 막냉각 기술 개발 과정 중 다양한 설비에서 수행한 시험 결과를 총망라하고 해석적 연구와 비교한 결과[6]가 일부 존재하나 시험 수행 과정 및 조건이 명확하게 명시되지 않아 막냉각 관련 기술과 효용성을 완벽하게 파악하기는 매우 어려운 실정이다.

이에 본 연구에서는 열 유입량이 비교적 큰 공력가열 환경 조건에서 막냉각 특성을 파악할 수 있는 시편을 설계/제작하고 적외선 열상법(Infrared thermography)[7]을 적용한 시험을 수행함으로써 막냉각 특성에 영향을 미치는 인자들을 확인하고 다양한 조건에서 막냉각 특성을 예측할 수 있도록 수치 해석 결과를 검증할 수 있는 시험 자료를 확보하고자 하였다.

II. 막냉각 특성 시험 개요

2.1 막냉각 특성 시험 장치 및 시편

2.1.1 막냉각 특성 시험 장치

마하수 3.0인 초음속 유동 환경에서의 구조물 표면에 대한 막냉각 특성 시험은 Fig. 1과 같은 형태로 자유-제트(Free-jet) 노즐 전면에 막냉각 시험 시편을 배치하여 수행하였다. 막냉각 시험 시편에서 막냉각 기체를 분사하는 상태에서 초음속 주유동을 막냉각 시험 시편 주위로 흐르게 하고 막냉각 시험 시편 표면의 온도를 적외선 카메라로 측정하는 적외선 열상법을 적용해 측정함으로써 초음속 유동 환경에서의 구조물 표면에 대한 막냉각 특성을 파악하였다. 초음속 주유동과 막냉각 유동의 단위 면적당 질량 유량비인 분사

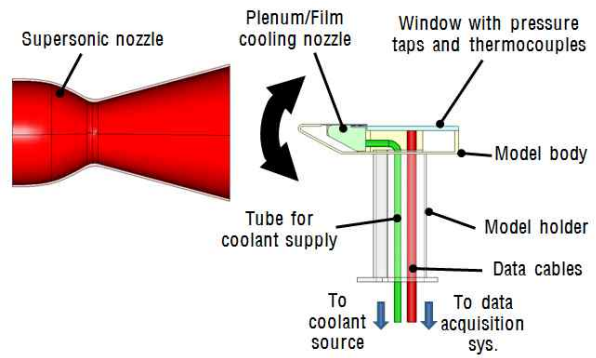


Fig. 1. Schematic diagram of experimental apparatus for film cooling

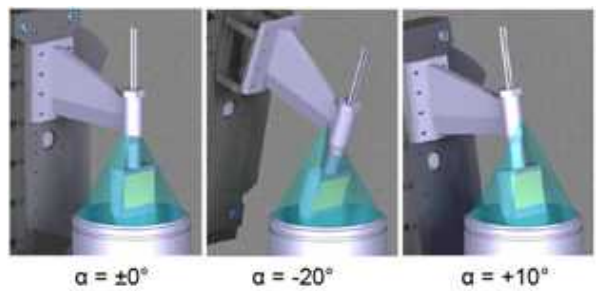


Fig. 2. Film cooling test model at different angles of attack

율(Blowing ratio)을 조절하기 위해 Fig. 2와 같은 형태로 막냉각 시험 시편의 받음각을 조절하였다. 막냉각 시험 시편의 분사 노즐 근처에서 형성되는 특징적인 유동 현상을 관측하기 위해 고속 Schlieren 영상을 촬영하였고 향후 전산 해석과의 비교를 위해 막냉각 시험 시편 주요 위치에서의 표면 압력도 측정하였다. 적외선 열상법으로 온도를 측정하는 대상물인 PEEK(Polyether Ether Ketone)의 내측 표면에는 k-type 열전대를 부착하여 시험이 진행되는 동안의 온도 변화를 측정하였다. 주유동 및 막냉각 유동 모두 공기가 사용되었다.

2.1.2 막냉각 시험 시편

Figure 3은 막냉각 시험 시편의 분해도를 나타낸 것으로 크게 몸체, 막냉각 노즐, PEEK, 배관 및 피팅으로 구성되어 있다. 막냉각 시험 시편은 전단 췌기각이 30°인 형태로 시험 시편 전체가 균일한 자유 흐름에 노출될 수 있는 크기로 설계해서 제작하였다. 막냉각 노즐은 유로의 면적이 점차 감소하는 수축형으로 설계하였으며 막냉각 노즐의 출구 면적은 폭 110 mm × 높이 1.0 mm에 해당한다. 후향 계단(Backward facing step) 형태인 막냉각 노즐의 후단에는 막냉각 특성을

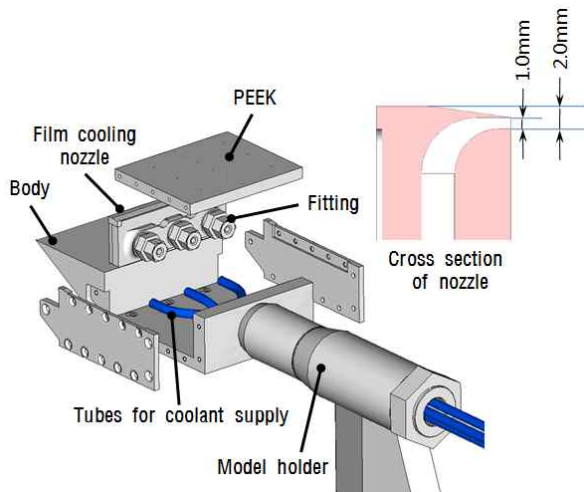


Fig. 3. Exploded view of the film cooling test model with detailed geometry of injection nozzle

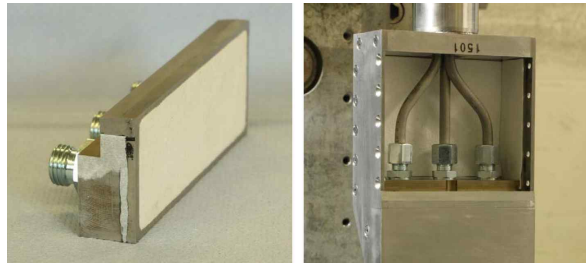


Fig. 4. Thermal insulations applied to the injection nozzle and the surfaces inside of film cooling test model

관측하고자 하는 대상물인 PEEK을 연결하였다. PEEK은 열전도계수가 매우 낮고 표면 방사율이 높아서 적외선 열상법을 적용하기에 적합한 재료로 알려져 있다. 막냉각 노즐은 피팅과 배관을 연결하여 특정 유량의 막냉각 기체를 공급할 수 있도록 제작되었다. 막냉각 노즐은 몸체와의 접촉부를 최소화하고 Fig. 4와 같이 별도의 단열재를 적용하여 막냉각 기체의 온도가 분사 전에 상승하는 것을 방지하였다. 막냉각 기체 공급 배관은 Fig. 4와 같은 형태로 막냉각 노즐과 결합되어 있고 막냉각 유동의 정체실 체적이 비교적 작아 다소 불균일한 막냉각 특성을 나타냈지만 거시적인 막냉각 특성에 영향을 미치지 않았다.

2.2 막냉각 특성 시험조건 및 시험 방법

2.2.1 막냉각 특성 시험조건

본 연구는 비교적 고도가 낮고 마하수가 높은 주유동 조건에서의 막냉각 특성을 파악하기 위한 목적으로 수행되었으며 Table 1과 같이 받음각,

Table 1. Film cooling test matrix

Test #	받음각 (deg.)	주유동 전온도 (K)	F	분사량 (g/s)
1	0	450	0.0	0.0
2	0	450	0.30	25.9
3	0	450	0.90	75.7
4	0	644	0.34	23.9
5	0	644	1.11	77.8
6	-10	450	0.40	51.2
7	-10	450	1.00	128.4
8	-10	644	0.46	49.3
9	-10	644	1.21	129.8
10	-15	450	0.51	76.2
11	-15	450	1.10	165.7
12	-15	644	0.62	78.0
13	-15	644	1.35	170.5
14	-20	450	0.45	75.6
15	-20	450	1.01	170.2
16	-20	644	0.54	76.3
17	-20	644	1.16	162.9

주유동 전온도, 식 (1)로 정의되는 분사율을 변경하였다. 시험 조건은 제한된 시험 횟수 내에서 받음각과 막냉각 유동 분사량의 변화에 따른 영향을 살펴볼 수 있도록 시험 수행 전 전산유체해석을 통해 설정하였다. 요구되는 분사량이 적고 막냉각 특성 시험 후 전산유체해석을 통해 막냉각 특성에 대해 예측이 가능한 양의 받음각 조건 시험은 수행하지 않았다.

$$F = \frac{\rho_c U_c}{\rho_\infty U_\infty} \tag{1}$$

식 (1)에서 ρ, U 는 각각 밀도와 속력을 나타내며 아래첨자 c, ∞ 는 각각 막냉각 기체와 주유동을 의미한다. 모든 조건에서 주유동의 정체 압력과 자유-제트 노즐 출구 마하수는 각각 16.9 bar와 3.0으로 고정하였다. 막냉각 시험에 적용된 주유동 조건은 Table 2와 같고 두 종류의 주유동 전온도 조건에서의 받음각에 따른 주유동의 단위

Table 2. External flow conditions

항목	구분	유동 조건 1	유동 조건 2
	마하수		3.0
정체압력 (bar)		16.9	16.9
정체온도 (K)		450	644
Re (1/m)		69.35×10^6	42.53×10^6

Table 3. Mass flow rate of free stream per unit area according to the angle of attack

받음각	주유동 전온도	450K	644K
		$\rho_{\infty} U_{\infty}$ (kg/s/m ²)	$\rho_{\infty} U_{\infty}$ (kg/s/m ²)
0°		760	635
-10°		1,170	978
-15°		1,368	1,144
-20°		1,527	1,275

면적당 질량 유량은 Table 3과 같다. Table 3의 값은 자유-제트 노즐 출구 조건과 시편 받음각에 따라 경사 충격파 관계식으로부터 계산한 값이다.

2.2.2 막냉각 특성 시험 방법

막냉각 특성 시험은 시험 시편의 받음각을 설정한 상태에서 막냉각 기체를 먼저 공급한 후, 자유-제트 풍동을 약 40 초간 동작시키면서 Schlieren 영상 및 PEEK에 대한 적외선 영상을 계측하는 방법으로 진행된다. 이외에도 PEEK 외 표면 압력 및 내표면 온도 계측을 동시에 수행한다. 시험 초기 자유 제트 풍동의 비정상상태 구간이 4 초 정도 존재하지만 주유동과 막냉각 유동의 동시 분사에 의한 유동 특성은 매우 빠르게 안정화되고 시험조건 별 막냉각 특성을 비교하는데에는 무리가 없음을 확인하였다.

III. 막냉각 특성 시험 결과

3.1 유동 특성 및 표면 압력 계측 결과

Figure 5는 막냉각의 유무에 따라 나타나는 유동 특성을 막냉각 노즐 출구 영역을 위주로 관측한 Schlieren 영상이며 시험 초기를 제외하고는 유동 특성이 거의 변동되지 않고 유지된다. 막냉각 유동이 없는 Test #1 조건의 경우는 막냉각 시험 모델의 전단에서 발생하는 경사충격파(1, oblique shock), Fig. 3과 같은 막냉각 노즐 근처의 형상에 따른 팽창파(2, expansion fan)와 막냉각 노즐 출구 근처에서 생성되는 반사충격파(3, reflected shock) 형상이 뚜렷하게 관측된다. 막냉각 유동이 있는 Test #2와 Test #3 조건의 경우에는 주유동과 막냉각 유동을 구분하는 혼합층(4, mixing layer)이 추가로 관측되며 혼합층을 통과하는 반사충격파의 형태가 막냉각 유동의 영향으로 노즐 출구에서 다소 일그러지거나 강도가 약해지는 것을 관측할 수 있다. Fig. 6은 받음각

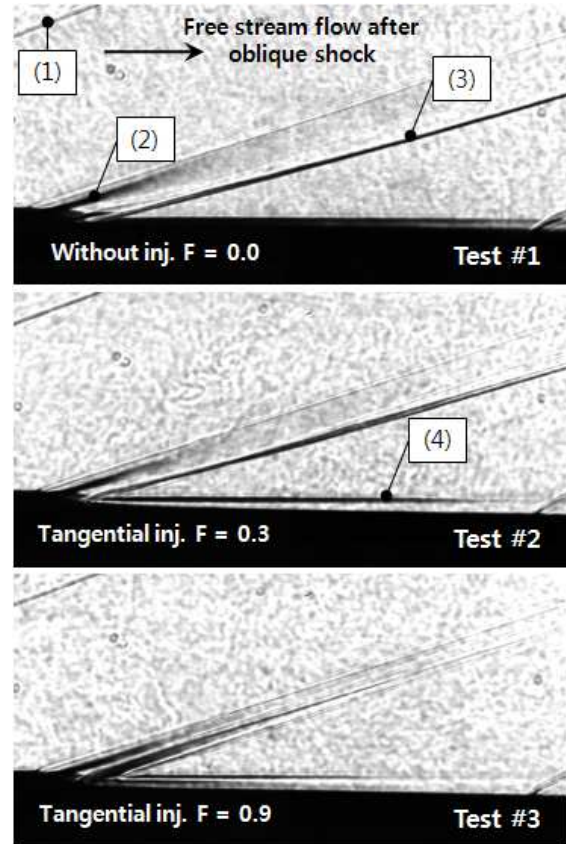


Fig. 5. Comparison of Schlieren images near the film cooling injection nozzle, Blowing ratio 0.0, 0.3 and 0.9 from top to bottom

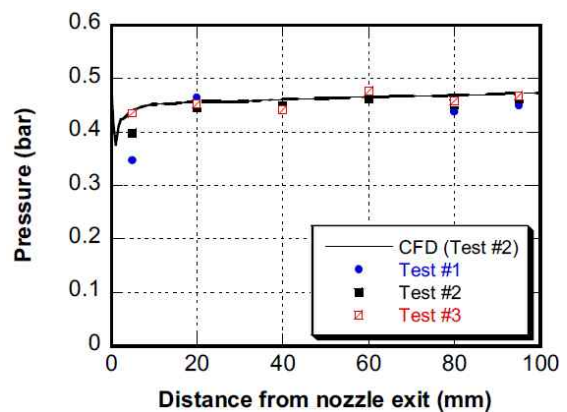


Fig. 6. Comparison of measured pressure data with calculation result

0°, 주유동 전온도 450 K 조건에 대해 막냉각의 유무나 분사율의 차이에 따른 압력 계측 결과를 전산해석 결과와 비교한 것이다. 막냉각 유무나 분사율의 차이에 따른 표면 압력은 막냉각 노즐 근처에서만 Fig. 5에서와 같은 특징적인 유동 현상 때문에 차이를 보이며 후류에서는 뚜렷한 차

이를 보이지 않는다. 다른 받음각 조건에서의 압력 계측 결과도 막냉각 특성에 대한 전산해석 결과와 비교/검증하기 위해 확보하였고 여러 가지 시험 오차 요인을 감안하면 정량적으로 잘 일치함을 확인하였다.

3.2 표면 온도 계측 및 열유속 분석 결과

Figure 7은 막냉각의 유무 및 분사율에 따라 시험 종료 직전 PEEK의 표면 온도를 비교한 것이며 Fig. 8은 막냉각 시험 시편 중심선 위치에서의 PEEK 표면 온도를 그래프로 나타낸 것이다. 막냉각을 적용하지 않는 경우는 후향 계단 후단 일부를 제외하고는 PEEK 표면의 온도가 주유동의 회복온도(Recovery temperature)에 해당하는 수준까지 상승하지만 막냉각을 적용함에 따라 표면의 온도가 낮아지고 분사율이 높은 경우에 대해서는 보호 특성이 훨씬 더 개선되는 것을 볼 수 있다. 분사율 0.3에 해당하는 Test #2 조건인 경우에는 노즐 출구에서 약 20 mm 위치까지 벽면 온도가 낮게 유지되지만 이후 막냉각 유동과 주유동과의 혼합에 의해 벽면 온도가 증가한다. 분사율 0.9에 해당하는 Test #3 조건인 경우에는 벽면 온도가 낮게 유지되는 구간도 길고 PEEK 전 영역이 거의 균일한 온도로 보호되는 것을 알 수 있다. Fig. 7에서와 같이 후류로 진행할수록 PEEK의 양쪽 모서리에서 노즐의 중심선 방향으로 막냉각 보호 영역이 축소되는 현상은 막냉각 시험 시편의 형상에 따른 3차원 주유동 흐름에 기인한 것이다. 한편 막냉각 특성 시험에 적용한 PEEK은 열전도계수가 매우 낮고 두꺼워서 내표면의 온도는 시험 중 거의 변동이 없으므로 준 무한격판(Semi-infinite slab)으로 가정하고 시간에 따른 벽면 온도를 식 (2)를 이용

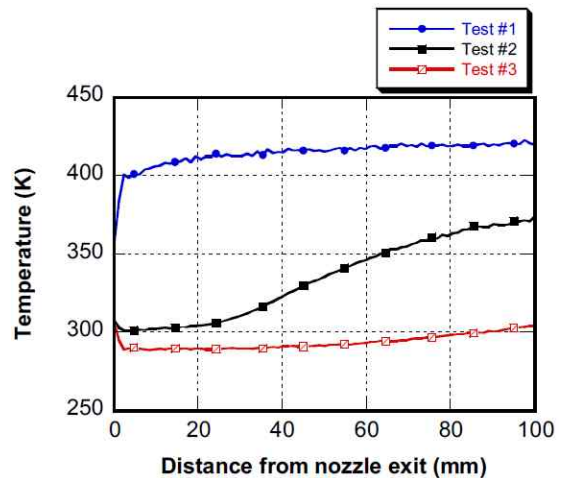


Fig. 8. Comparison of surface temperature of PEEK along the model centerline for cases with and without film cooling

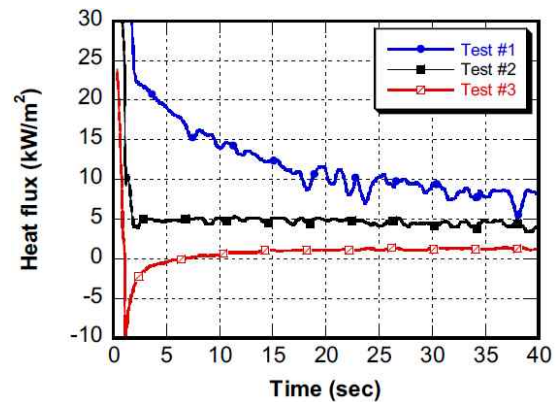


Fig. 9. Comparison of calculated heat flux for point located 20mm from the nozzle exit along the model centerline

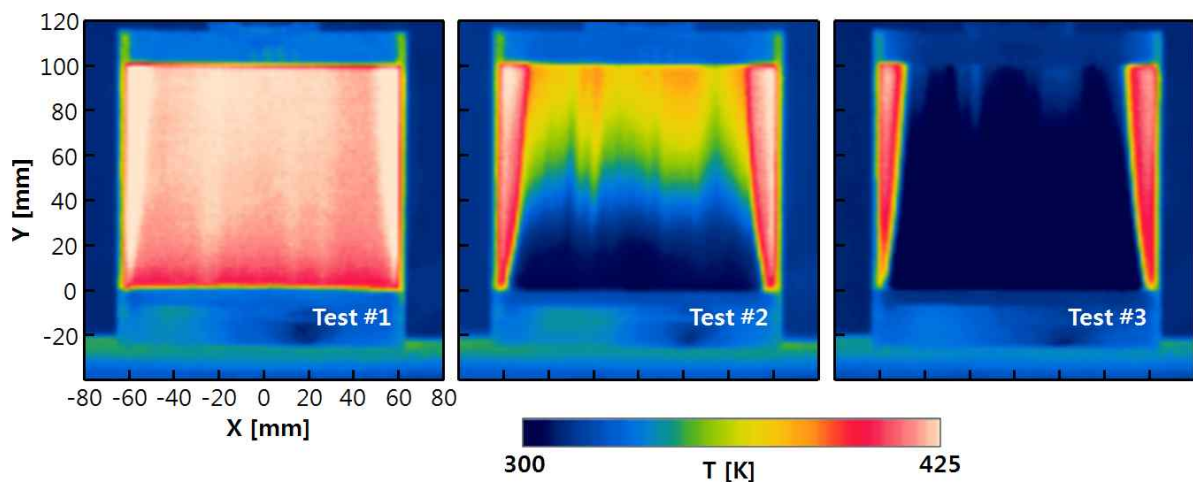


Fig. 7. Comparison of Surface temperature of film cooling test model

해 열유속으로 환산할 수 있다[8].

$$\dot{q}(t) = \sqrt{\frac{\rho c_p k}{\pi}} \left[\frac{T(t)}{\sqrt{t}} + \frac{1}{2} \int_0^t \frac{T(t) - T(\tau)}{(t-\tau)^{3/2}} d\tau \right] \quad (2)$$

$$\approx 2 \sqrt{\frac{\rho c_p k}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{(t_n - t_i)^{1/2} + (t_n - t_{i-1})^{1/2}}$$

식 (2)에서 ρ, c_p, k 는 각각 PEEK의 밀도, 비열과 열전도계수이며 $T(t)$ 는 시간에 따라 측정된 PEEK 표면의 온도에 해당한다. Fig. 9는 노즐 출구에서 20 mm 떨어진 막냉각 시험 시편 중심선 위치에서의 열유속을 산출하여 비교한 것으로 시험 초기 자유-제트 풍동의 비정상상태 구간을 제외하고 살펴보면 막냉각이 매우 효과적으로 PEEK으로의 열유입을 차단하고 있으며 분사율 증가가 보호 특성의 개선을 가져오는 것을 볼 수 있다.

3.3 막냉각 특성 및 효율 분석 결과

Figure 10은 식 (3)과 같이 막냉각 효율을 정의하여 막냉각 특성을 비교한 그래프의 대표적인 예시이다. 식 (3)에서 $T_w, T_{o,\infty}$ 와 $T_{w,e}$ 는 각각 적외선 열상법으로 측정한 벽면 온도, 주유동의 전온도와 적외선 열상법으로 측정한 노즐 출구 위치의 벽면 온도에 해당한다.

$$\eta = \frac{T_w - T_{o,\infty}}{T_{w,e} - T_{o,\infty}} \quad (3)$$

실제로 막냉각 노즐 출구에서 발생하는 매우 복잡한 유동 현상에 의해 노즐 출구 일부 구간에서는 벽면 온도가 막냉각 유동의 전온도보다 높은 구간이 존재하지만 본 연구에서는 시험 결과

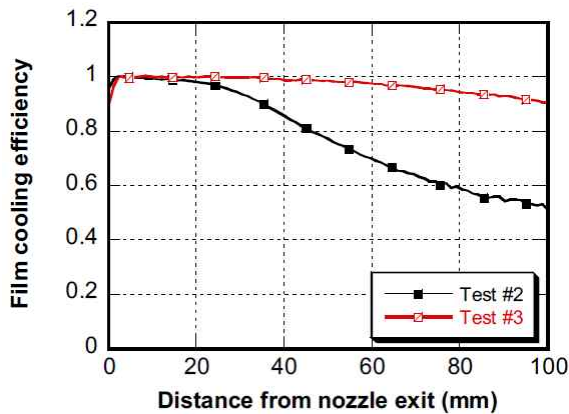


Fig. 10. Comparison of film cooling efficiency along the model centerline for cases with low and high blowing ratio

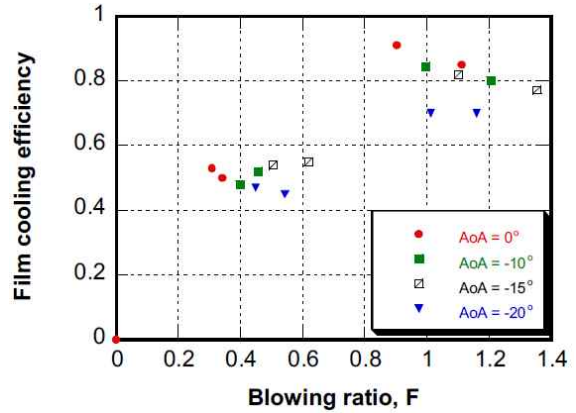


Fig. 11. Effect of blowing ratio on film cooling efficiency

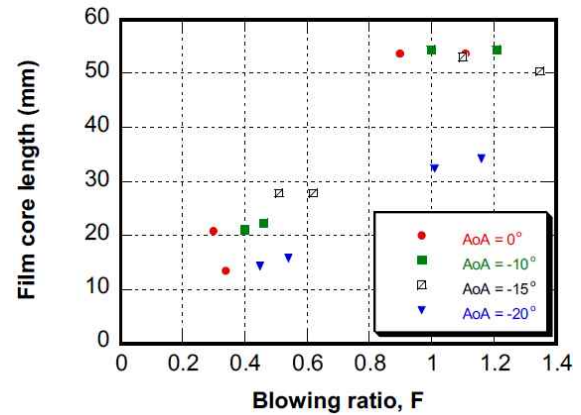


Fig. 12. Effect of blowing ratio on film core length

들의 비교를 위해 해당 구간을 제외하고 노즐 출구 근처에서 일정한 온도로 유지되는 값을 막냉각 효율 산출의 기준으로 설정하였다.

Figure 11은 PEEK의 끝단 위치(노즐 출구에서 100 mm)에서의 막냉각 효율을 분사율과 시편의 받음각에 대해 나타낸 것이며 Fig. 12는 막냉각 효율이 0.98이상으로 유지되는 위치의 노즐 출구로부터의 거리(Film core length)를 분사율과 시편의 받음각에 대해 나타낸 것이다. Fig. 11과 Fig. 12의 결과가 크게 두 영역으로 무리를 지어 나타난 것은 시험 전 전산해석을 통해 PEEK의 1/3 또는 전체 영역을 효과적으로 보호할 것으로 예상되는 조건을 설정해서 시험을 수행했기 때문이다. Fig. 11의 결과에 의하면 분사율이 0.3 ~ 0.62 범위인 경우에 대해서는 막냉각 효율 0.4 이상은 확보할 수 있지만 0.6은 넘지 않으며 분사율 0.9 이상에 대해서는 막냉각 효율 0.7 이상을 확보할 수 있음을 알 수 있다. 막냉각 효율이 0.98 이상인 film core length를 비교한 Fig. 12의

결과는 Fig. 11의 결과와 흡사한 형태를 보이며 이는 분사율을 증가시킬 경우 막냉각 유동이 주유동과 PEEK 사이로 더 잘 침투하여 film core length의 길이도 증가할 뿐만 아니라 film core length 이후 주유동과 막냉각 유동의 혼합에 의해 벽면 온도가 상승하는 기울기도 감소하여 전체적인 효율 특성도 개선되는 것을 나타낸다.

본 연구의 결과에 따르면 막냉각 시험 시편의 음의 받음각의 절대값이 증가함에 따라 유사한 수준의 막냉각 효율을 달성하기 위해서는 절대적인 분사량을 증가시켜야 하며 분사량의 선형적인 증가가 막냉각 효율의 선형적인 증가로는 이어지지 않음을 알 수 있다. Fig. 11과 Fig. 12의 결과에 의하면 받음각 0° 조건의 막냉각 특성이 가장 우수하고 받음각 -20° 조건의 막냉각 특성이 가장 좋지 않게 산출된 것을 볼 수 있다. 이는 음의 받음각의 절대값이 증가할수록 초음속 주유동에 의한 대류열전달계수가 증가함에 따라 대류열 입력량이 증가하는 것에 기인한다. 본 연구에서 사용한 PEEK은 완전한 단열 소재가 아니므로 시험 시간 동안 열유입이 발생하는 점, 주유동의 정체 온도 제어 오차가 존재하는 점과 막냉각 시편에 작용하는 공력하중에 의한 받음각 오차가 발생하는 점이 시험 결과를 정량적으로 비교하는 것에 영향을 미치지만 특정한 초음속 주유동 조건에서 구조물을 보호하기 위해 요구되는 막냉각 유량을 산출하고 막냉각 특성을 비교하는 데에는 큰 무리가 없다. 본 연구를 통해 확보한 초음속 주유동 환경에서의 막냉각 특성 자료는 전산해석 결과와의 비교 검증을 위해 활용할 예정이며 시험 결과를 잘 예측하는 해석 도구를 활용할 경우 다양한 주유동 환경이나 막냉각 장치 설계 파라미터에 의한 영향을 심층적으로 연구하는데 도움이 될 것으로 판단된다.

IV. 결 론

초음속 주유동 환경에서의 막냉각 시험을 수행하여 특정 공력가열 환경에서 막냉각 유동의 분사율에 따른 막냉각 효율 특성과 film core length 자료를 확보하였다. 본 연구에서 설정한 공력가열 환경의 경우 막냉각 효율 0.4~0.6 범위를 확보하기 위해서는 분사율 0.3~0.62 이 소요되며 막냉각 효율 0.7 이상을 확보하려면 분사율 0.9 이상을 적용해야 함을 확인하였다. 막냉각 특성 시험 시 적외선 열상법을 적용하여 2차원적인 온도 분포를 계측함으로써 막냉각 특성 해석 도구의 검증에 유용한 자료도 확보하였다.

적외선 열상법으로 계측한 온도 분포와 시간에 따른 온도 자료에서 산출한 열유속 결과로부터 초음속 주유동과 구조물 사이에서 접선 방향으로 분사되는 막냉각 방식이 매우 효율적으로 벽면으로 유입되는 열유입을 억제할 수 있음을 확인하였다.

References

- 1) Cho, H., Kim, B., and Lee, D., "Heat/Mass Transfer Characteristics around Film Cooling Hole with Compound Angle Orientations," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 26, No. 1, 1998, pp.35~44
- 2) Choi, Y., Jeong, H., Kim, Y. and Kim, S., "Experimental Study of Film Cooling in Liquid Rocket Engine(I)," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 6, 2005, pp.71~75
- 3) Morris, H., Majeski, J. and Rawlinson, E., "Development of IR Sensor Window Cooling Requirements for Endoatmospheric Interceptors," AIAA 91-1439, *26th Thermophysics Conference*, June, 1991
- 4) Lee, G., Son, C. and Kim, T., "2-Dimensional Film Cooling Characteristics with the Height Variation of a Stepped Slot Exit," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 29, No. 1, 2005, pp.46~54
- 5) Juhany, K., Hunt, M. and Sivo, J., "Influence of Injectant Mach Number and Temperature on Supersonic Film Cooling," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 8, No. 1, 1994, pp.59~67
- 6) Majeski, J. and Morris, H., "An Experimental and Computational Investigation of Film Cooling Effects on an Interceptor Forebody at Mach 10," AIAA 90-0622, *28th Aerospace Sciences Meeting*, Jan., 1990
- 7) Kim, I., Lee, J., Park, G., Byun, Y. and Lee, J., "Test Research Using an IR Thermography Technique in a Supersonic Wind Tunnel," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 2, 2016, pp.99~107
- 8) Schultz, D. and Jones, T., "Heat Transfer Measurements in Short-Duration Hypersonic Facilities," *AGARD-AG-165*, 1973