

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(2), 99-107(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.2.99>

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

초음속 풍동에서의 IR Thermography 기법을 활용한 시험연구

김익현*, 이재호***, 박기수*, 변영환**, 이종국***

Test Research Using an IR Thermography Technique in a Supersonic Wind Tunnel

Ikhyun Kim*, Jaeho Lee**, Gisu Park*, Yunghwan Byun** and Jongkook Lee***

Korea Advanced Institute of Science and Technology*, Konkuk University**,
Agency for Defense Development***

ABSTRACT

Test research on Infra-Red Thermography(IRT) technique in a supersonic wind tunnel has been conducted. Inadvertent technical difficulties and their solutions associated with the technique in running of the facility were examined. Two flow conditions at Mach number of 3 and 4 were considered. A double compression ramp model, that replicates realistic high-speed vehicle configuration, was used as test model. The present IR data were compared with shadowgraph visualization images and laminar computational fluid dynamics(CFD) results. It has been shown that the IRT technique can be used in quantifying various fluid dynamic features such as flow transition, separation and three-dimensional phenomena around the double compression ramp model.

초 록

본 연구에서는 Infra-Red Thermography(IRT) 기법을 활용한 초음속 풍동시험 시 의도치 않게 발생하는 기술적 문제에 대한 연구를 수행하였으며 이를 방지할 수 있는 방법에 대해 분석하였다. 풍동시험은 마하 3 또는 4의 두 가지 유동조건에서 초고속 비행체 형상을 모사할 수 있는 이중 압축램프 모델로 수행하였다. 획득된 IR 결과를 shadowgraph 가시화 이미지, 수치해석 결과와 비교하였으며 본 IRT 기법을 활용하여 초음속 이중 압축램프에서 발생하는 유동천이, 박리 그리고 3차원 현상에 관한 정성적인 정보를 획득할 수 있음을 확인하였다.

Key Words : Infra-Red Thermography(적외선 가시화 기법), Separation Shock(박리파), Reattachment Shock(재 부착파), Flow Transition(유동천이), Compression Ramp(압축램프)

† Received : August 5, 2015 Revised : November 30 2015 Accepted : December 30, 2015

* Corresponding author, E-mail : gisu82@kaist.ac.kr

I. 서 론

공기역학적으로 물체의 표면온도는 유동의 천이, 박리, 그리고 열 유량 등을 분석하는데 중요한 요소이다. 특히 초음속 영역에서 발생하는 복잡한 유동현상에 대한 이해를 위해서는 열 부하에 대한 연구가 필요하다. 기존에는 이러한 연구를 위해서 온도 센서를 모델 표면에 부착시켜 표면온도를 측정하는 접촉식 기법이 주로 활용되었다. 하지만, 해당 방식은 모델 표면 전체의 온도 데이터를 획득하는 것이 어렵고 표면에 부착시킨 센서로 인해 유동의 간섭 현상이 발생한다. 반면, 비접촉식 기법은 센서를 모델에 직접 부착시키지 않기 때문에 유동을 교란시키지 않고 원하는 영역의 표면온도 분포를 전역적으로 획득할 수 있는 장점이 있다[1,2].

IR Thermography(IRT) 기법은 비접촉식 기법으로 피사체가 적외선 영역에서 방사하는 복사 에너지 정도를 복사검출기로 감지한 후 정량적인 온도 데이터로 전환시켜주는 기법이다. 이는 풍동시험에서 유동 박리, 천이 현상 및 열 유량 등을 분석하는데 유용하게 사용된다. 층류 경계층에서는 모델의 표면과 주변 유동 간에 열 교환량이 적은 반면, 난류 경계층에서는 열 교환량이 활발하다. 따라서 초기 모델의 표면온도가 유동보다 낮은 경우 층류 영역은 난류 영역에 비해 낮은 온도를 띤다. 이러한 원리로 유동 박리, 천이현상을 파악할 수 있다[3,4].

국외에서 최근 Schrijer 등은 IRT 기법과 수치계산을 통해 극초음속 영역의 이중 압축램프에서 발생하는 유동현상에 대해 연구한 바 있다[1]. Fisher 등은 실제 크기의 항공기 풍동시험에 IRT 기법을 적용하여 여러 종류의 가시화 기법과 비교 및 검증에 수행하였다[4]. Zuccher 등은 초음속 영역에서 swept-back 날개에 IRT를 적용하여 경계층 천이현상에 대한 연구를 수행하였다[5]. 또한, Cardone은 압축램프 모델로 극초음속 플라즈마 유동에서 열 유량 센서와 IRT 기법을 비교하고 수치계산을 통해 검증하였다[6].

국내에서는 IRT 기법을 통해 Song 등이 초음속 유동장 내 돌출된 핀 근방에서 충격파로 인해 생기는 바닥면의 열유속 변화에 대해 측정하였고[7], Gwak 등은 수직 평판에 충돌하는 초음속 충돌 동축제트(coaxial jet)의 온도장에 대해 연구하였다[8].

국외에서는 실제 초고속 비행체를 모사할 수 있는 풍동시험 모델로 IRT 기법을 이용한 연구가 이미 많이 진행되었지만, 현재 국내에서는 연

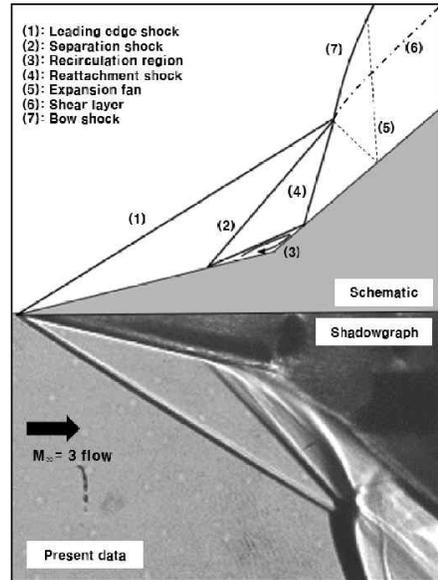


Fig. 1. Schematic of double compression ramp flow

구사례가 극히 드문 실정이다. 따라서 본 기법에 필요한 실질적인 초고속 비행체 형상의 제작 및 성능 시험에 대한 연구가 필요하다.

본 연구에서는 초고속 비행체 엔진의 흡입부와 조종면 주변 유동현상을 모사할 수 있는 이중 압축램프 형상의 모델로 풍동실험을 수행하였다. Fig. 1은 본 시험에서 획득한 가시화 이미지와 개략도로 초음속 영역에서 이중 압축램프 주위의 유동장을 나타낸 것이다. 두 번째 램프가 시작되는 지점을 중심으로 박리영역, 앞전 부근에서는 박리파, 뒷전 부근에서는 재부착과 같은 유동현상이 일어난다[1].

세부적으로는, IRT 기법을 활용한 풍동시험 시 발생하는 모델 앞전 불균일성으로 인한 유동천이, 모델 재질과 예열 유무에 따른 표면온도 이미지(IR 이미지)변화 같은 기술적 문제와 해결방안에 대해 연구하였다. 또한, 서로 다른 평면에서 획득된 shadowgraph 가시화 이미지와 비교를 통해 이중 압축램프 형상에서의 유동정보에 대한 폭넓은 정성적인 정보를 획득하고자 하였다. 위의 결과를 근거로 하여 수치계산과 유동특성 파악에 대한 비교를 수행하였다.

II. 시험장비 구축

2.1 IR thermography 원리

전자기 스펙트럼은 밴드(band)라 불리는 몇 개

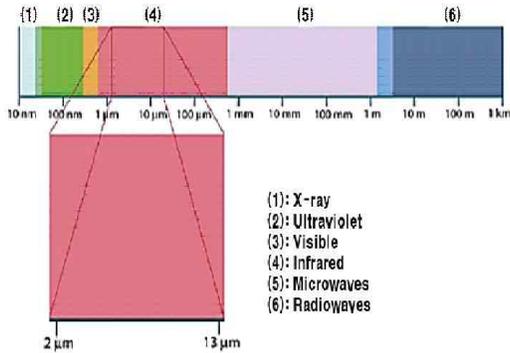


Fig. 2. Electromagnetic spectrum [9]

의 파장대 영역으로 나눌 수 있다. Fig. 2는 전체적인 전자기 스펙트럼을 나타내고 있다. 영역 4에 해당하는 적외선 밴드는 다시 근적외선(0.75~3 μm), 중간 적외선(3~6 μm), 원적외선(6~15 μm), 극단 적외선(15~100 μm)으로 구분된다[9]. 모든 물체는 절대온도 0 K이상에서 이에 상응하는 에너지를 방출하거나 흡수하게 된다. 적외선 카메라(IR 카메라)는 9~14 μm 파장 대 영역의 방사선을 감지하고, 이에 해당하는 에너지 강도를 복사 검출기로 획득한다. 위와 같은 방법으로 물체의 표면온도를 획득하는 기법을 Infra-Red Thermography 기법(IRT)이라 하고 획득되는 표면온도 이미지를 IR Thermogram(IR 이미지)이라 한다.

2.2 풍동 장비

본 시험은 건국대학교 초음속 풍동시험 장비(MAF, The Model Aerodynamic Facility)를 사용하였다. 이는 히터 없이 마하 2~4 영역에서 운용가능하고 히터를 사용할 경우 마하 5~7 영역까지도 확장가능하다. 시험부의 크기는 폭 22.6 cm, 높이 20 cm, 길이 32 cm이고, 장비의 총 무게는 약 1400 kg이다. 정체실에 연결되어 있는 축대칭형 노즐의 출구직경은 100 mm이며, 노즐을 교체함으로써 여러 유동조건을 생성할 수 있다[10].

본 연구에서 사용된 IR 카메라는 FLIR 社의 A655SC로 7.5~13 μm 영역의 적외선을 640 × 480 픽셀의 크기의 이미지로 초당 50장 획득할 수 있다. IR 카메라를 통해 시험부 내부의 모델을 관찰하기 위해서는 광학창이 필요한데, 본 연구에서는 7.5~13 μm 영역의 적외선 대역을 통과시키는 ZnSe(zinc selenide)재질의 광학창을 사용하였다. IR 카메라를 통해 획득되는 온도는 광학창 유무에 따라 약 1 °C의 오차를 보였다. IRT 기법의 개략도는 Fig. 3에 제시하였다[10].

유동장의 정성적인 정보를 획득하기 위하여

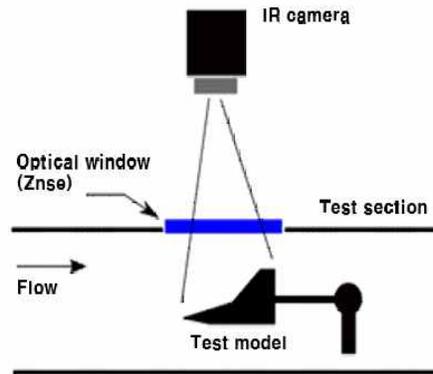


Fig. 3. IR thermography setup

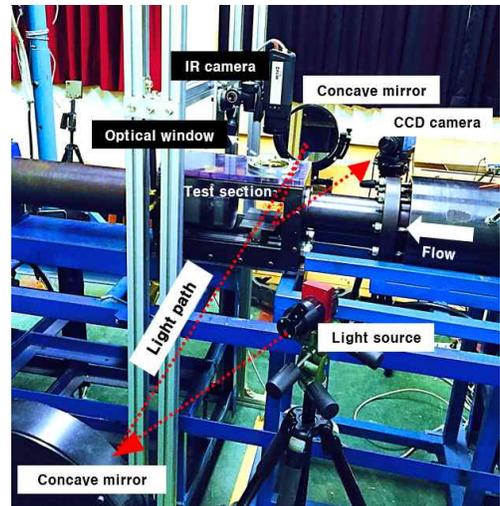


Fig. 4. Test arrangement

shadowgraph 기법 실험을 동시에 수행하였다. Shadowgraph 기법은 투명한 매질 속의 굴절률 변화를 빛의 밝기 차이로 바꾸어 유동장의 정성적인 정보를 나타낸다. 본 연구에서 사용된 오목거울은 초점이 200 mm이고 광원은 80 W의 LED 램프를 이용하였다. 또한, PCO 社의 1600 CCD 카메라를 사용하였고 노출시간 100 μs, 그리고 32 Hz로 설정하여 이미지를 획득하였다.

Figure 4는 실제 초음속 풍동장비에 IRT 기법과 shadowgraph 가시화 기법을 동시에 구축한 모습을 나타낸다[10]. 검은색 바탕은 IRT 기법, 흰색 바탕은 shadowgraph 가시화 기법에 사용한 장비를 각각 나타낸다.

2.3 모델 및 유동조건

수행된 실험의 정상유동 조건을 Table 1에 제시하였으며, p_∞ , T_∞ , ρ_∞ , u_∞ , $Re_{\infty,D}$ 는 각각

Table 1. Flow conditions

Property	Condition	
M_∞	3	4
p_∞ [kPa]	23.7	14.1
T_∞ [K]	105	70
ρ_∞ [kg/m ³]	0.79	0.71
u_∞ [m/s]	617	673
$Re_{\infty,D}$	3.1×10^6	4.7×10^6



Fig. 5. Double compression ramp model

자유류의 압력, 온도, 밀도, 속도, 그리고 모델길이 기준으로 한 레이놀즈 수를 나타낸다.

본 연구에서 사용한 모델은 이중 압축램프 모델로 첫 번째 램프각과 두 번째 램프 각을 각각 13°- 40°, 스캔 길이 50 mm를 갖고 PMMA 소재 (poly-methyl-methacrylate)를 사용하였다. 지지대는 steel 재질로 제작하여 모델을 고정시켰다. Fig. 5는 실제 시험부에 장착한 모델의 모습을 나타낸다.

III. 기술적 문제

3.1 모델 재질

IRT 기법 수행 시 이에 적합한 모델의 재질을 선정하는 것이 중요하다. 고려사항으로는 낮은 열 전도성, 낮은 비열 용량, 그리고 높은 방사율 등이 있다. 열 전도성이 낮은 재질의 표면은 장 시간 동안 적은 온도 변화를 지니기 때문에 IR 카메라가 오랜 시간 동안 신호를 받을 수 있다. 비열 용량이 낮은 재질의 표면은 공급된 열에 대한 표면온도 상승이 크기 때문에 IRT 기법에 적합한 재질이다.

Table 2는 다양한 절연체의 재질에 대한 특성 값을 나타낸 것이다. Makrolon 소재는 위에서 언급한 요구사항을 모두 만족하는 소재이나 국내에서는 구하기 어려운 실정이다. Macor 소재와 Pyrex 소재는 높은 방사율을 지니나 높은 열 전도성으로 인해 IRT 기법에 적절하지 않다.

본 연구에서 사용한 PMMA 소재는 비열이

Table 2. Material properties

Property	Makrolon	Macor	Pyrex	PMMA
Specific heat, C_p [J/kg · K]	1170	790	775	1470
Thermal conductivity, K [W/m · K]	0.2	1.46	1.36	0.17-0.25
Emissivity, ϵ [dimensionless]	0.9	0.93	0.85-0.95	0.8-0.9

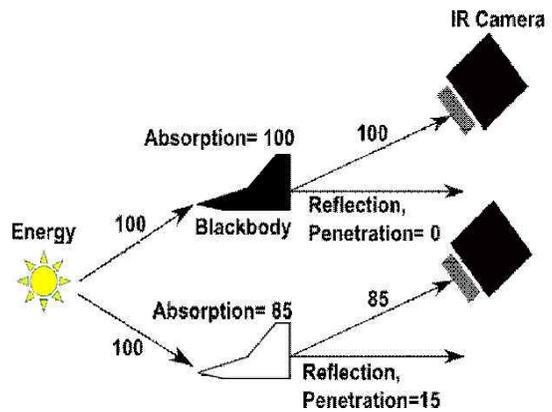


Fig. 6. Black body concept

높긴 하나 열 전도성, 방사율 측면에서 Makrolon 과 유사한 수치를 가지고 가공이 편리하며 구하기 쉬운 장점이 있다.

Figure 6은 모델 재질의 방사율에 대한 영향을 나타낸 것이다. 물체는 흡수한 에너지만큼 방출 하게 되는데, 에너지를 반사하거나 투과시키지 않아 전부 흡수하는 이상적인 물질을 흑체(Black body)라고 한다. 이 때, 흑체의 방사율을 1로 정의한다. 본 연구에서는 PMMA 소재의 모델에 검은색 페인트를 도포함으로써 IR 카메라가 받아들일 수 있는 신호량을 증가시키고 보다 선명한 IR 이미지를 얻고자 하였다.

Figure 7은 마하 3조건에서 검은색 페인트의 도포 유무에 따른 IR 이미지를 나타낸 것이다. 검은색 페인트 도포를 통해 모델의 방사율을 증가시켜 선명한 IR 이미지를 기대하였다. 하지만, 페인트의 불균일한 입자들로 인해 모델의 표면 거칠기에 영향을 주어 유동천이가 발생하였다. 이는 IR 이미지에서 발생한 여러 striation 들로 확인할 수 있다.

도포 전 후의 동일 지점에 대한 열 유량을 IR 이미지로부터 획득된 프레임 별 온도 데이터를 통해 비교하였다. 초음속 풍동시험에서는 유동

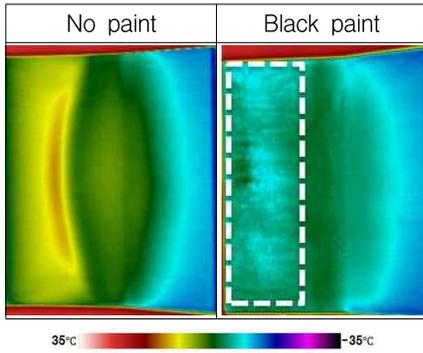


Fig. 7. IR images with black paint ($M_\infty=3, R=0.5 \text{ mm}$)

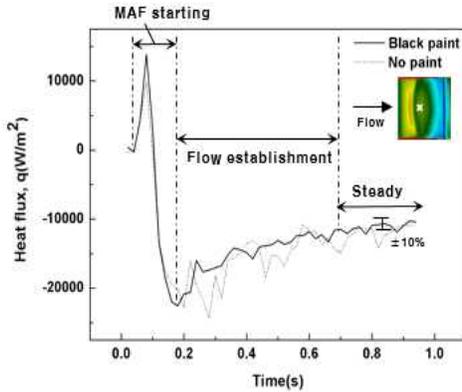


Fig. 8. Heat flux distribution

흐름의 시간이 열 응답 시간에 비해 상당히 짧기 때문에 순간적인 온도 변화로부터 열 유량을 환산하게 된다[11]. 표면에 평행한 열 유량은 표면에 수직인 열 유량에 영향을 주지 않는다고 가정하면 온도, 시간 데이터로부터 표면 열 유량에 대한 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다. 이는 초음속 풍동시험에서 열 유량 환산 시 통상적으로 쓰이는 방식이다[11,12]. t 는 시간을 나타내고 T, ρ, κ, C_p 는 각각 모델의 표면온도, 밀도, 비열 그리고 열 전도율을 나타낸다.

$$= \frac{2 \rho c \kappa}{\pi} \sum_{i=1}^n \frac{(t_i - T(t_{i-1}))}{(t_n - t_i)^{0.5} + (t_n - t_i)^{0.5}} \quad (1)$$

본 시험에서는 모델 표면온도가 유동온도보다 높아 열이 표면에서부터 외부유동으로 전달되기 때문에 음의 열 유량 값을 가진다. Fig. 8은 모델 위 한 지점의 시간에 따른 열 유량을 나타낸다. 0.7초 이후 평균 열 유량의 $\pm 10\%$ 인 구간을 정상유동 상태라고 가정하였다. 동일지점에서 검은

색 페인트 도포 전 후의 열 유량이 유사함을 알 수 있다. 이를 통해, 인위적으로 이상적인 방사율에 가깝게 만들어주지 않아도 IR 이미지를 선명하게 획득할 수 있음을 유추할 수 있다.

3.2 모델의 예열 및 앞전의 불균일성

IR 이미지의 모델 표면온도 차로부터 난류, 층류 및 박리 영역을 더 선명하게 관찰하기 위해 통상적으로 모델을 주변 유동의 온도보다 예열하거나 냉각시키는 기법이 사용되고 있다[13]. 본 연구에서도 모델과 유동의 큰 온도차를 만들기 위해 실험 전 1 KW 램프를 사용하여 시험부로부터 300 mm 떨어진 지점에서 모델을 10분 동안 가열하였다. 이후 모델의 평균 표면온도가 대략 40°C (표준 편차 2°C)가 된 시점부터 풍동 실험을 수행하였다. Fig. 9는 마하 3조건에서 모델 예열 유무에 따른 IR 이미지를 나타낸다.

그림에서 확인할 수 있듯이 예열 유무에 상관없이 두 번째 램프 시작 부근에서 모델의 표면온도가 급격하게 떨어지는 현상, 앞전의 불균일한 표면으로 인한 유동천이, 그리고 3차원 유동현상을 분명하게 확인할 수 있다. 이를 통해 모델을 예열하지 않아도 유동현상에 대해 충분히 관찰할 수 있음을 유추할 수 있다.

Figure 10은 마하 4조건에서 IRT 기법을 통해 모델 표면 위에서 획득한 표면온도 분포를 나타낸다. 앞전에서의 유동천이로 인해 striation이 발생하였다. 모델 제작 시 앞전의 곡률을 완벽히 0 mm 형태로 가공하기는 불가능하다. 이로 인해 모델 앞전 표면이 불균일하게 된다. 불균일한 앞전의 표면거칠기는 유동천이를 야기 시킨다.

2000방의 표면 거칠기를 갖는 사포를 이용해 모델 앞전을 가공하여 앞전의 불균일성을 해소하고자 하였다. 또한, 앞전 반지름에 가공 가능한 최소 크기(곡률 $R=0.5 \text{ mm}$)를 주어 제작하고, 모

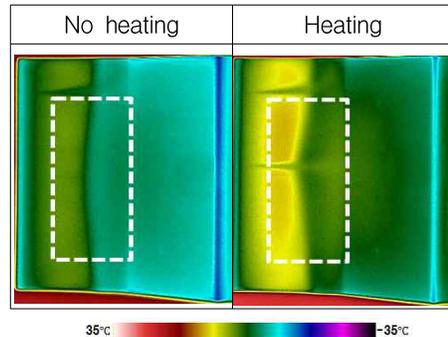


Fig. 9. IR images with surface heating ($M_\infty=3, R=1.0 \text{ mm}$)

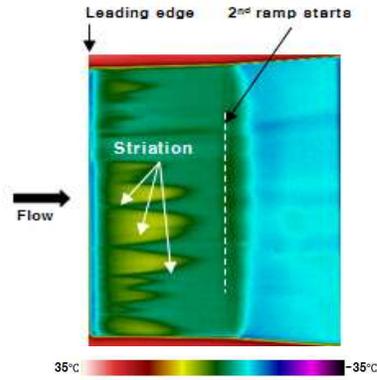


Fig. 10. IR image with leading edge irregularities ($M_\infty=4$, $R=0$ mm)

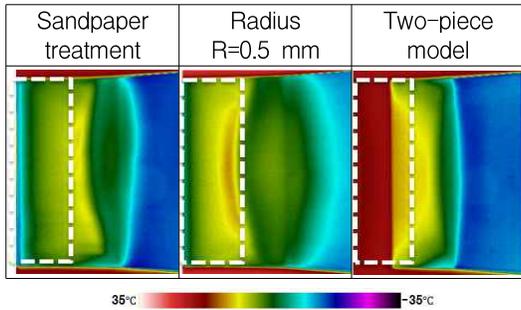


Fig. 11. IR images with different leading edge treatment

델 앞전을 알루미늄으로 각각 제작하여 유동천이를 방지하고자 하였다. Fig. 11은 세 가지 방법으로 얻은 IR 이미지를 나타낸다.

모델 앞전을 알루미늄으로 제작한 경우 알루미늄 재질의 낮은 방사율로 인해 IR 카메라가 앞전에서의 온도 변화를 인식하지 못하는 결과가 나타났다. 하지만, 사포를 이용한 방법과 앞전 반지름 변화를 준 방법을 통해서 의도하지 않은 유동천이를 방지할 수 있었다.

IV. 결과 비교

Figure 12는 호주 퀸즐랜드 대학의 in-house 코드 Eilmer3[14]를 통해 마하 3조건에서 2D 정상 층류 유동해석을 수행한 수치해석 shadowgraph 결과(CFD), 실험적으로 측정된 shadowgraph 가시화 이미지, 그리고 IR 이미지를 나타낸다. 수치해석의 경우 비정상 플럭스항은 AUSMDV[14]를 이용하였고 정렬 격자를 기반으로 101,124개의 격자 수를 사용하였으며 유입류 조건은 실험과 동일한

자유류 값으로 고정하고 이상기체로 가정하였다. 벽면 온도는 정상유동 시간 내의 모델 평균 표면 온도인 260 K으로 고정하였다. Shadowgraph 가시화 이미지는 정상유동 상태 영역 내의 연속된 세 장의 이미지를 나타내고 IR 이미지 온도 변화는 1% 내외였기 때문에 동일한 시간 대 영역에서의 한 장의 IR 이미지를 나타내었다. CFD 결과로 획득한 박리영역은 표면 전단응력이 0인 두 지점을 통해 도식하였다.

CFD 결과에서 박리파(separation shock)가 앞전 충격파(leading edge shock)에 의해 모델 표면 쪽으로 휘어지는 것을 확인할 수 있다. 두 번째 램프에서 궁형 충격파(bow shock)와 중첩되어 팽창파(expansion wave)와 전단층(shear layer)이 발생한다. 전단층에 의해 아음속과 초음속 영역으로 나뉘게 된다. 이러한 유동구조는 이중 압축램프에서 나타나는 충격파 상호작용 Edney Type V[15]의 형태를 나타낸다. 측정된 shadowgraph 가시화 이미지와 비교를 통해 앞전 충격파 경사각과 박리파의 위치가 유사함을 확인하였다. 한편, shadowgraph 가시화 이미지는 CFD 결과와 달리 앞전 충격파, 박리파, 그리고 궁형 충격파가 모여 삼중점(triple point)을 형성하는 것을 보여준다. 연속된 세 장의 shadowgraph 이미지를 통해 앞전 충격파의 각도와 위치는 고정적이지만 박리파의 위치와 삼중점의 위치가 변화하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 짧은 흰색선으로부터 $t=0.03$ s에서 박리파는 고정적이지만 삼중점은 유동 상류방향으로 움직이고 $t=0.06$ s에서 박리파는 유동 상류방향으로 이동하지만 삼중점은 유동 하류방향으로 이동하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해, 궁형 충격파가 시작되는 삼중점과 박리파는 서로 독립적으로 움직이고 비정상 유동구조(unsteady flow features)를 나타내는 것으로 유추해 볼 수 있다. 이는 Schrijer 등[16]의 연구결과와 유사하게 나타난다. 위와 같은 유동의 비정상성(unsteadiness), 박리 거품(separation bubble)과 같은 복잡한 유동현상으로 인해 층류와 난류 유동해석을 기반으로 하는 수치해석은 두 번째 램프 주위에서 발생하는 유동현상을 모사하는데 한계가 있다고 알려져 있다[17].

IR 이미지로부터 박리영역이 시작되는 지점이 모델 양 옆으로 갈수록 점선 1에서 2로 이동하여 타원형태의 박리영역을 형성하는 것을 확인할 수 있다. 이는 모델 양 옆으로 유동이 유실되어 박리영역이 축소되는 현상이다. 실험에 쓰인 모델은 유한한 너비의 스펠 길이를 갖기 때문에 유동

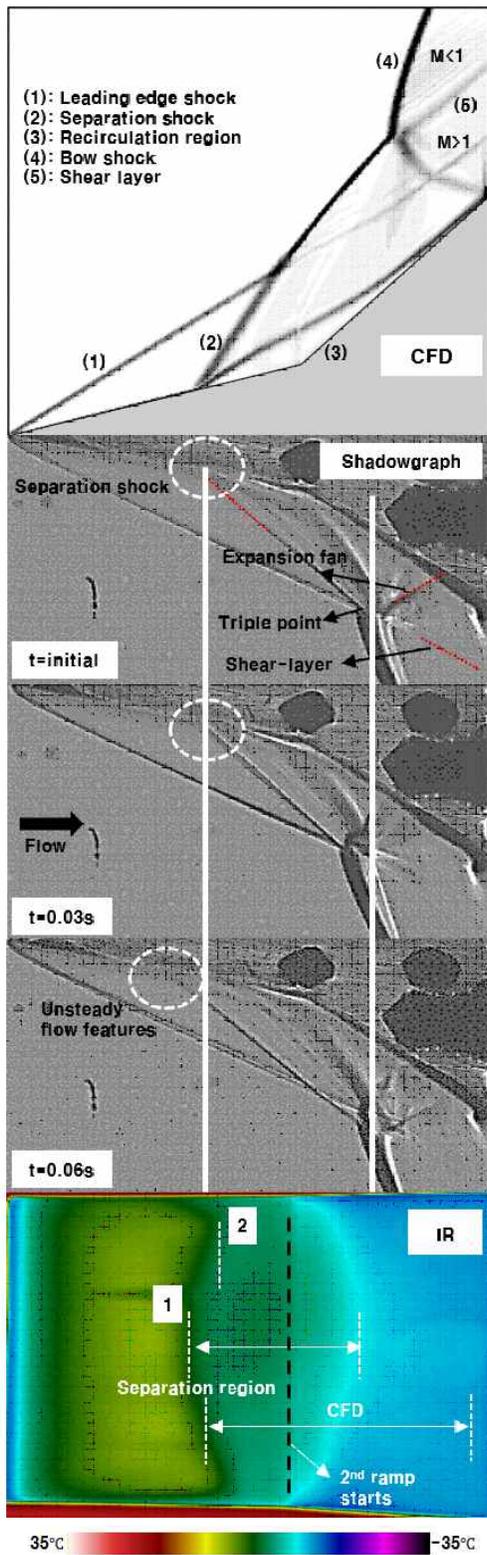


Fig. 12. Mach 3 data

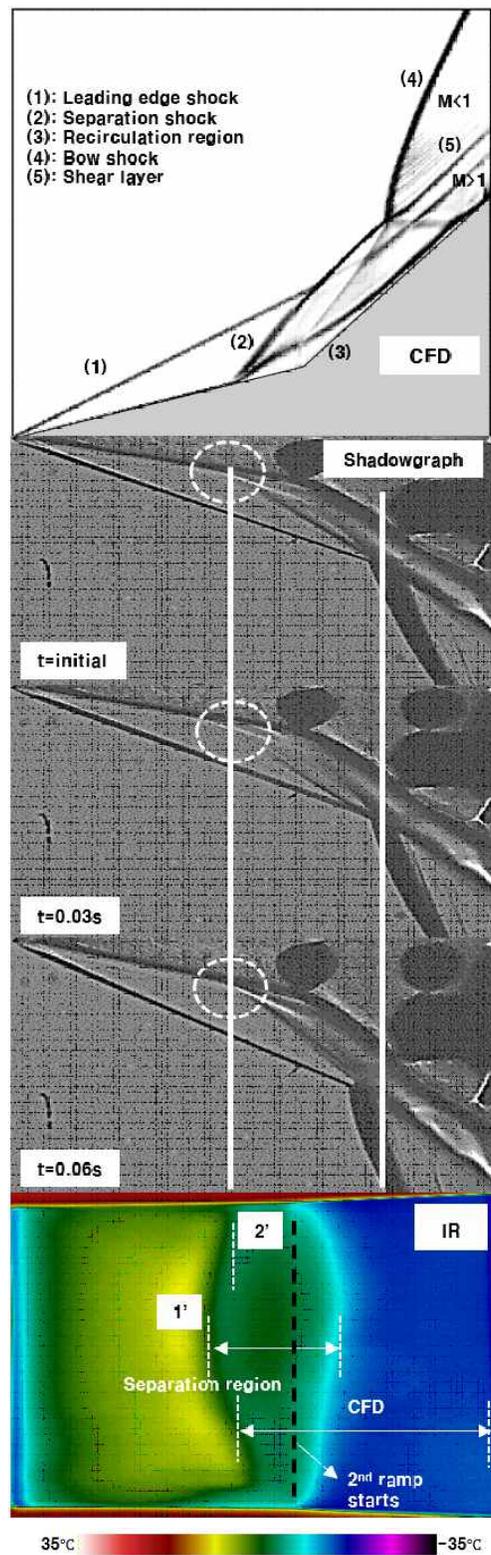


Fig. 13. Mach 4 data

이 양 옆으로 유실되는 3차원 효과가 발생하였다 [19]. 이는 shadowgraph, schlieren 가시화 이미지와 같은 일반적인 가시화 이미지로는 관찰할 수 없는 유동현상이다.

수치해석의 한계가 존재하지만, 박리파의 위치는 CFD 결과와 shadowgraph 가시화 이미지 모두 IR 이미지의 점선 1과 2사이에 존재함을 확인할 수 있다. 이를 통해, 첫 번째 램프에서 발생하는 박리파의 위치는 동일한 경향을 가지는 것을 알 수 있다. CFD 결과와 비교를 통해 첫 번째 램프에서 박리영역이 시작되는 위치는 유사하지만, 박리영역의 크기는 CFD 결과가 보다 넓은 영역을 가짐을 확인하였다. 이는 Wright 등의 결과와 유사한 결과를 보인다. Wright 등은 두 번째 램프에서 발생하는 천이-난류유동(transition to turbulent flow)으로 인해 층류 유동 수치해석 결과가 실험결과에 비해 박리영역을 더 넓게 예측한다고 알아내었다[18].

Figure 13은 마하 4 조건에서의 결과를 나타낸다. CFD 결과와 shadowgraph 가시화 이미지로부터 마하 3 결과와 전반적인 유동구조가 유사함을 확인할 수 있다. IR 이미지 결과로부터 박리 영역의 시작 지점이 모델 양 옆으로 갈수록 점선 1'에서 2'로 이동하는 것을 통해 마하 3 IR 이미지 결과와 유사함을 알 수 있다. 하지만, 박리파의 위치가 고정적이고 삼중점의 위치는 유동방향으로 움직임을 알 수 있다. 또한, 마하 3 결과에 비해 앞선 충격파의 각도가 더 작아지고 박리파의 위치가 유동방향으로 밀려나 박리영역이 좁아진 것을 확인할 수 있다.

V. 결 론

본 연구에서는 IRT 기법을 활용한 초음속 풍동시험 시 발생하는 기술적 문제에 대해 분석하였다. 풍동시험은 마하 3, 4 유동조건에서 초고속 비행체 형상을 모사할 수 있는 이중 압축램프 모델로 수행하였다. 앞전 형상 변화와 가공을 통해 풍동시험 시 모델 앞전 표면 불균일성에 의해 의도치 않게 발생하는 유동천이를 방지하였다. 또한, 모델 방사율과 예열 유무에 따른 표면온도 분포에 대해 분석하였으며 기존 방식인 검은색 페인트와 모델 예열 없이도 선명한 IR 온도분포를 획득할 수 있었다. 획득된 IR 이미지 결과로 shadowgraph 가시화 이미지, 수치해석 결과와 비교, 검증하였으며 본 IRT 기법을 활용하여 초음속 이중 압축램프에서 발생하는 유동의 천이,

박리 및 3차원 현상에 관한 정성적인 정보를 획득할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 "IR Thermogram을 활용한 풍동시험 기술 연구(Wind Tunnel Testing Technique Using IR Thermogram)" 과제 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다 (계약번호 UD130042CD).

References

- 1) Schrijer, F. F. J., "Experimental Investigation of Re-Entry Aerodynamic Phenomena," PhD Thesis, Delft University of Technology, 2010.
- 2) Henckels, A., and Maurer, F., "Application of Infra-Red Thermography in a Hypersonic Blowdown Wind Tunnel," In: ICIASF '89 Record, IEEE Publication 89CH2762-3, 1989. pp. 516-524.
- 3) Daryabeigi, K., and Borg, S., "Wind Tunnel and Flight Flow Visualization Using Infrared Imaging," 37th ISA International Instrumentation Symposium, San Diego, CA, May 5-9, 1991.
- 4) Fisher, D. F., and Meyer, R. R., "Flow Visualization Techniques for Flight Research," NASA TM-100455, 1988.
- 5) Zuccher, S., Saric, W. S., Reed, H. L., and McNeil, L. B., "The Role of Infrared Thermography in the Study of Crossflow Instability at M=2.4," 7th International Symposium on Fluid Control, Measurement and Visualization, Sorrento, Italy, 2003.
- 6) Cardone, G., "IR Heat Transfer Measurements in Hypersonic Plasma Flows," Quantitative Infrared Thermography Journal, Vol. 4, No. 2, 2007, pp. 233-251.
- 7) Song, J. W., Yu, M. S., and Cho, H. H., "A Study on Heat Transfer Around a Sharp Fin in Supersonic Flow," The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Journal, Vol. 35, No. 8, 2007, pp. 714-719.
- 8) Gwak, J. H., Kumar, V. R., and Kim, H. D., "An Experimental Study of the Wall Temperature of the Supersonic Impinging Coaxial Jet Using an FLIR," KSME, pp. 1631-1636.

- 9) FLIR Company, DG0010U-E Photometry Form, pp. 1-56.
- 10) Lee, J. H., "An Experimental Study for the Flow Characteristics Over Supersonic Ramp," Masters thesis, Konkuk University, 2014.
- 11) Avallone, F., Greco, C. S., and Ekelschol, D., "2D Inverse Heat Transfer Measurements by IR Thermography in Hypersonic Flows," 11th International Conference on Quantitative Infrared Thermography, 11-14 June, Naples, Italy, 2012.
- 12) Schultz, D. L., and Jones, T. V., "Heat Transfer Measurements in Short-Duration Hypersonic Facilities," AGARDograph-165, 1973.
- 13) Carlomagno, G. M., Cardone, G., Meola, C., and Astarita, T., "Infrared Thermography as a Tool for Thermal Surface Flow Visualization," Journal of Visualization, Vol. 1, No. 1, 1998, pp. 7-50.
- 14) Jacobs, P. A., "Eilmer's Theory Book: Basic Models for Gas Dynamics and Thermochemistry," Report 2010-09, The University of Queensland, Brisbane, Australia, 2010.
- 15) Edney, B., "Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock," FFA-115, The Aeronautical Research Institute of Sweden, Stockholm, 1968.
- 16) Schrijer, F. F. J., Van Oudheusden, B. W., Dierksheide, U., Scarano, F., "Quantitative Visualization of a Hypersonic Double Ramp Flow Using PIV and Schlieren," 12th International Symposium on Flow Visualization, Göttingen, Germany, 2006.
- 17) Hu, Z. M., Myong, R. S., Wang, C., Cho, T. H., and Jiang, Z. L., "Numerical Study of the Oscillations Induced by Shock-Shock Interaction in Hypersonic Double-Wedge Flow," Journal of Shock Waves 18, pp. 41-51
- 18) Wright, M. J., Olejniczak, J., Camdler, G. V., Magruder, T. D., and Smits, A. J., "Numerical and Experimental Investigation of Double-Cone Shock Interactions," AIAA Journal, Vol. 38, No. 12, 2000, pp. 2268-2276
- 19) Simeonides, G., and Haase, W., "Experimental and Computational Investigations of Hypersonic Flow About Compression Ramps," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 283, 1995, pp. 17-42.