

적외선 온도 측정 3차원 매핑 기법을 이용한
오자이브 실린더 표면 유동 특성 파악이재호^{1,†}¹국방과학연구소An Investigation on the Surface Flow Characteristics of Ogive-cylinder
using the Infrared Ray Thermogram 3D Mapping TechniqueJaeho LEE¹,¹Agency For Defense Development

Abstract

IR thermography is a non-invasive method and used for the visualization of the surface temperature of the model. However, this technique only derives 2D results and not quantitative data. The goal of this study is to apply the 3D mapping technique for IR thermography. The wind tunnel model is an ogive-cylinder with a wind speed of 20 m/s ~ 80 m/s and the angle of attack ranging from 0° to 90°. The real location of the model was made to correspond with the position of the IR image using the makers. Based on this result, quantitative results were obtained. The 3D mapping method was verified by comparing the separation point and the theoretical value.

초 록

적외선 온도 측정 기법은 비접촉식 방법으로 모형의 표면 온도를 가시화할 수 있는 기법이다. 그러나 획득할 수 있는 결과는 2차원 온도 결과로 정량적인 결과를 획득하기에는 한계가 있다. 본 연구는 3차원 매핑 기법을 적외선 온도 측정 기법에 적용하는 것이 목표이다. 풍동 실험은 국방과학연구소에서 보유하고 있는 중형 아음속 풍동에서 수행했으며, 대상 모형은 오자이브 실린더이다. 시험 조건은 유속 20 m/s에서 80 m/s, 받음각은 0° ~ 90°이다. 3차원 매핑 기법은 마커를 이용하여 실제 모형의 위치 정보와 적외선 이미지 상의 위치 정보를 대응시키는 방법을 사용하였다. 그 결과, 모형의 박리점이 이론적인 값과 매우 일치하는 것을 확인하였다.

Key Words : Low-speed wind tunnel(아음속 풍동), Flow visualization(유동 가시화), IR thermography(적외선 온도 측정 기법), 3D mapping(3차원 매핑)

1. 서 론

열화상 카메라를 이용한 온도 측정 방법은 비접촉식이며, 표면온도분포를 2차원으로 측정하는 기술이다. 적외선 주사 방사계(IR scanning radiometer)는 카메라로 이루어지며, 이 카메라는 물체의 적외선 스펙트럼 영역(0.75 μm to 1 mm)의 전기적 에너지를 이

용하여 감지하고, 전자식 비디오 신호로 전환시킨다. 이때 측정된 전기적 신호를 교정 방법을 이용하여 온도를 얻을 수 있다[1, 2]. 적외선 온도 측정 기법은 대상 모형의 유동박리 및 천이를 관찰하는데 매우 유용한 기법이다. 이 기술은 아음속[3-5], 초음속[6], 그리고 극초음속[3]까지 검증되어있다. 또한 실제 사이즈의 항공기 실험[3,5]도 가능하다.

층류에서 난류까지 경계층 유동의 천이와 박리는 유동방해에 매우 민감하다. 이런 이유로 적외선 온도 측정 기법은 비접촉식 방식이라는 강점 때문에 많이 활용된다. 층류 경계층에서는 모델의 표면과 주변유동

사이의 매우 작은 열 교환을 가능하게 해주고, 열전달 계수가 매우 낮다. 또한 모델의 표면은 초기 온도를 유지하려는 경향성을 가지고 있다. 반면, 난류 경계층에서는 매우 많은 열 교환이 발생하고, 매우 높은 열전달 계수가 나타난다. 즉, 난류 경계층의 경우에는 모형의 표면 온도가 층류일 때 보다 주변 유동의 온도보다 빠르게 변하게 된다[7].

적외선 온도 측정 기법은 2차원 기술이며, 관찰 모델의 점(point)과 이미지의 픽셀 사이의 관계를 수립해야 한다. 만약 주로 사용되는 풍동실험의 모델과 같이 2차원 모델이 아닌 경우, 적외선 온도 측정 기법은 한계를 갖게 된다[2]. 이런 경우, 2차원 온도 정보를 3차원 결과로 매핑하는 적절한 기술이 필요하다.

본 연구는 2차원 열화상 이미지를 3차원으로 매핑하는 기법에 대해서 설명하고 실제 형상에 적용하여 정량적인 데이터를 획득하는데 목표가 있다.

2. 실험 장비 및 설치

본 연구는 국방과학연구소에서 보유하고 있는 중형 아음속 풍동에서 수행하였다. 풍동에 대한 자세한 설명은 2.1절에서 설명하였다. 실험 대상 모형은 오자이브 실린더로 선정하였으며, 받음각과 속도 변화에 대해서 실험을 수행하였다. 모형은 지지대를 이용하여 설치하였으며, 열화상 카메라를 풍동 천장에 설치하여 온도 데이터를 획득하였고, 모형의 힘과 모멘트를 측정하기 위해서 모형 내부에 밸런스를 설치하였다.

2.1 중형 아음속 풍동

본 연구는 국방과학연구소에 있는 중형 아음속 풍동에서 수행하였다. 풍동은 공기가 흐르는 현상이 물체에 미치는 힘 또는 운동 등을 측정하기 위해서 인공적으로 공기가 흐르도록 만든 장치이다. 본 장비는 폐회로 단일 순환식 풍동이다. 시험부 크기는 3.0 m(W) × 2.25 m(H) × 8.75 m(L)이며 시험부 풍속은 10 m/s ~ 120 m/s이다. 시험부 유질은 난류도 0.08% 이하, 흐름각 변화는 0.1 ° 이내, 동압 변화는 0.3% 이내, 온도 분포 0.5 °C 이내 이다. 풍동의 유로는 정체실, 전방시험부, 후방시험부, 1차 확산부, 1차 코너, 1연결부, 2코너, 팬, 팬 확산부, 3코너, 2연결부, 4코너, 광

각확산부의 순서로 구성되어있다.

2.2 실험 모형

실험모형은 동체 지름 대비 1 : 2.3의 비를 갖는 Von-Karman 오자이브 실린더 형상으로 제작하였으며, 총 길이는 996 mm 이고 동체의 지름은 120 mm 이다.

모형의 재질은 MC(Mono Cast) 나일론을 선정하였다. 적외선 온도 측정 시험에 있어서 재질은 매우 중요한 부분을 차지한다. 재질을 선정하는 기준은 세 가지 요소가 중요하며 그 요소들은 열전도율(thermal conductivity), 열용량(specific heat) 그리고, 방사율(emissivity)이다. 열전도율은 낮을수록 주변의 온도의 변화에 둔감하기 때문에 정확하게 그 영역의 온도를 측정할 수 있는 요소이다. 열용량도 낮을수록 좋은 재질이다. 그 이유는 유동장의 작은 온도 변화에 모형의 온도도 쉽게 변하기 때문이다. 반면 방사율은 1에 가까울수록 그 재질의 온도만 측정이 가능하며 0에 가까울수록 주변 사물의 온도가 많이 반사되는 재질이다. 본 실험에서 사용된 재질의 열전도율, 열용량 그리고, 방사율은 Table 1과 같다.

Table 1 Experiment model character

MC nylon	
Thermal conductivity	0.29 W/m-K
Specific heat	1072 - 1152 J/Kg-K
Emissivity	0.87

2.3 밸런스

실험에 사용된 STARCS-25-1.50-A 밸런스는 모멘트식 6분력 밸런스로 성분별 정격하중은 Table 2와 같다. 밸런스 교정 시에 각각의 성분에 독립적으로 하중을 가하는 방식(uncombined loading)으로 교정을 실시하고, 밸런스 신호들은 최소자승법에 의한 피팅을 통해 밸런스 계수 형태로 나타낸다. 이 계수와 교정시의 밸런스 신호를 사용하여 하중을 계산하며 이것과 실제로 가한 하중을 비교하여 오차를 평가한다. 오차는 밸런스 교정 시 가한 하중과 이 때 밸런스에 나타난 출력과의 차이를 해당 성분력의 정격에 대한 백분율로 나타낸다.

Table 2 Balance capacity and standard Deviation

Component	Capacity	Standard Deviation
Normal force	2,500 lbs	0.004%
Side force	1,200 lbs	0.001%
Axial force	300 lbs	0.019%
Pitching moment	3,750 in-lbs	0.002%
Yawing moment	1,800 in-lbs	0.003%
Rolling moment	1,200 in-lbs	0.006%

3. 적외선 측정 기법 및 3차원 매핑 기법

적외선 온도 측정 기법을 풍동 시험에 적용하기 위해서는 시험 영역에 적절한 카메라와 적외선 영역의 파장이 투과할 수 있는 광학창이 필요하다. 그리고 열화상 카메라로 촬영한 영상을 분석할 수 있는 프로그램이 필요하며, 3차원 매핑을 위한 기법이 요구된다.

3.1 적외선 카메라(IR camera)

본 실험에서 사용한 적외선 카메라는 FLIR 社の A655sc 제품이다. 이 카메라는 비냉각 방식이며, 최대 프레임 속도는 50 Hz이다. 파장영역은 $7.5 \mu\text{m} \times 14 \mu\text{m}$ 이고, 온도 분해능은 $0.05 \text{ }^\circ\text{C}$ 이내이다. 카메라의 해상도는 $640 \text{ pixel} \times 480 \text{ pixel}$ 이다.

3.2 적외선 광학창

일반적인 광학창은 적외선의 투과가 불가능하기 때문에 적외선의 파장대가 투과할 수 있는 재질로 제작된 광학창이 필요하다. 본 실험에서는 ZnSe (zinc-selenide) 재질을 이용하여 광학창을 제작했으며, 투과 파장대역을 열화상 카메라의 파장대역을 고려하여 $7 \mu\text{m} \sim 16 \mu\text{m}$ 로 설정하였다. 그리고 적외선 광학창에 카메라가 반사되어 이미지가 왜곡되는 현상을 방지하기 위해서 무반사 코팅 처리를 하였다.

3.3 실험 설치

Figure 1은 아음속 시험부에 모형을 설치한 사진이다. 시험부 천장은 적외선 광학창을 설치할 수 있는 틀이 있으며, 모형의 위치에 따라 4 군데에 설치가 가능하다. 이번 실험에서는 한 곳의 틀을 적외선 광학창으로 교체하고 시험부 천장에 열화상 카메라를 설치하였다. 모형이 뱅크각에 따라서 0° 에서 90° 까지 움직이기 때문에 각 조건에 맞는 위치에 재설치 하며 실험을 수행하였다.

3.4 3차원 매핑 기법

정확한 3차원 온도 매핑을 위해서는 3차원 공간 좌표와 열화상 카메라 이미지의 좌표 사이의 관련성을 구축하여야 한다. 3차원 공간 좌표는 모형에 대한 정보이기 때문에 쉽게 확보할 수 있지만 적외선 이미지

**Fig. 1** IR thermography experiment set-up

의 좌표는 실제 좌표와 대응할 수 있는 것이 필요하다. 평판이나 램프 모형과 같은 경우에는 모형의 모서리를 기준으로 좌표를 알 수 있지만 곡선이 있는 모형에는 기준이 모호하다. 그렇기 때문에 본 연구에서는 기준 좌표를 정하기 위해서 마커를 사용하였다. 적외선 영역에서 마커를 구별할 수 있도록 본 연구에서는 알루미늄 테이프를 마커로 선정하였다. 알루미늄 테이프는 방사율이 모형 재질보다 현저히 떨어지기 때문에 적외선 영상에도 충분히 구별이 가능하며, 테이프의 높이는 0.05mm 이내로 유동의 교란도 적게 발생시킬 것으로 판단하였다. Fig. 2는 열화상 카메라로 모형을 찍은 이미지이며, 마커가 선명하게 구별되는 것을 확인할 수 있다. 마커는 12개를 부착하였으며, 롤 방향으로 45° 간격으로 3 군데, 축 방향으로 4 군데를 100mm 간격으로 부착하였다.

3차원 매핑 기법은 적외선 이미지에 나타나는 마커를 이용하여 실제 좌표와 대응 시키는 방법으로 수행하였다. 실제 모형과 같은 좌표를 갖는 격자를 생성한다. 그리고 획득한 2차원 이미지를 보정하고 생성된 격자에 입히는 방식을 사용하였다. Fig. 2는 받음각 80°인 조건의 적외선 2차원 이미지이다. 이 이미지에서 2개의 마커를 선정하고 그 위치 정보를 이용하여 yaw 방향으로 틀어진 정도를 수정하였다. 아래 식은 틀어진 요 방향을 계산하는 식이며, 이때의 x, y는 각각 마커의 위치 값이다. Fig. 3은 요 방향 보정을 한 결과 이다.

$$\psi = 180 - \operatorname{atan}\left(\frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1}\right) [\text{deg}]$$

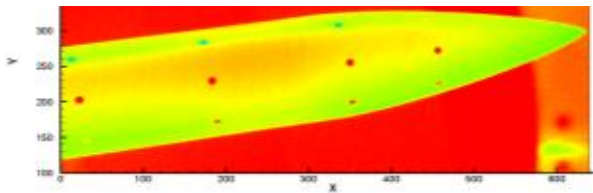


Fig. 2 IR image (wind-off, AOA = 80°)

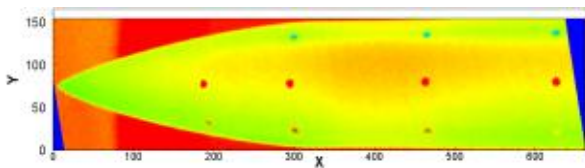


Fig. 3 Yaw direction correction result

다음은 롤과 피치 방향을 보정하는 방법이다. 롤과 피치는 실제 위치정보와 비교하여 보정하였다. 피치는 가로방향 두 마커의 길이와 실제 길이를 이용하고 롤 방향은 세로방향의 두 개의 마커를 이용하였다. 아래 식은 각각의 틀어진 각도를 계산하는 식이다. Fig. 4와 같이 12개의 마커를 이용하여 6개 구역으로 나누고 각각의 구역에 따라서 롤과 피치 방향을 보정하였다.

$$\phi = \operatorname{acos}\left(\frac{l_{\text{image}}}{l_{\text{real}}}\right) [\text{deg}], \quad \theta = \operatorname{acos}\left(\frac{l_{\text{image}}}{l_{\text{real}}}\right) [\text{deg}]$$

3축에 대해서 보정한 후, 실제 형상의 크기로 변환하기 위해서 스케일 벡터를 찾아야 한다. 스케일 벡터는 임의의 두 마커 사이의 거리와 실제 거리의 비로 계산하였다. 스케일 벡터를 적용하고 각 좌표에 높이 정보(z축)를 추가하였다. 그 결과는 Fig. 5와 같다.

4. 실험 결과

4.1 실험 조건

본 실험은 내장형 밸런스 와 후방스팅 지지방식을 이용하여 모형에 작용하는 공기역학적 힘과 모멘트를 측정하고 열화상 카메라를 이용하여 모형 표면의 온도를 측정하였다. 풍동 시험부의 턴테이블 회전을 이용하여 0°에서 90°의 받음각에서 10° 단위로 실험을 수행하였다. 밸런스 출력을 포함한 주 자료획득 시스템의 모든 신호는 초당 50회의 샘플링 속도로 측정하였다.

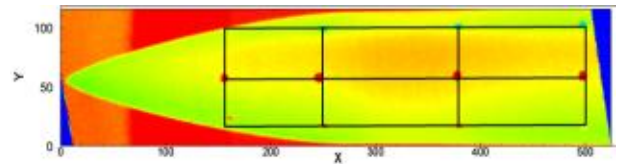


Fig. 4 Roll and pitch direction correction result

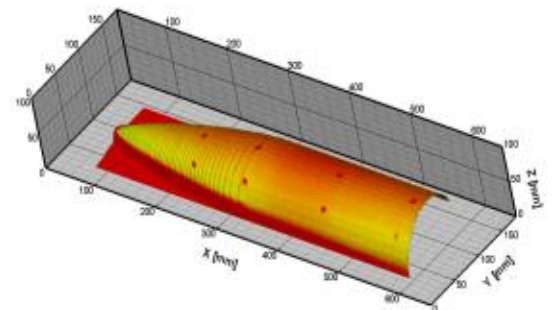


Fig. 5 3D mapping result

실험 속도는 20 m/s ~ 80 m/s 까지 10 m/s 단위로 설정하였다. 이 속도를 모형의 동체 지름 기준 레이놀즈수로 환산하면 $1.6 \times 10^5 \sim 6.5 \times 10^5$ 이다. 이 영역은 일반적으로 아임계, 임계, 그리고 초임계영역을 모두 포함할 수 있다. 아임계 영역은 레이놀즈수 3.0×10^5 이하의 영역을 말하며, 이 영역에서 실린더 유동은 층류 박리가 바람을 맞는 방향(upwind face)에서 발생한다. 그리고 초임계 영역은 5.0×10^5 이상의 레이놀즈수를 갖는 조건이며, 난류 박리가 바람을 맞지 않는 부분(leeward face)에서 발생하여 항력 감소를 야기한다. 임계 영역은 아임계와 초임계 영역의 사이를 일컫는다[8]. Fig. 6은 레이놀즈수에 따른 항력계수를 나타내고 있다.

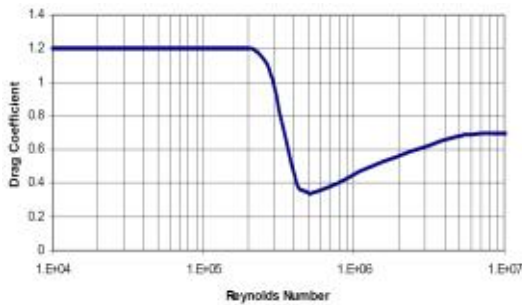


Fig. 6 Darg coefficient vs. Re_c number for a circular cylinder[9]

4.2 2차원 적외선 온도 측정 결과 분석

Figure 7은 받음각에 따른 적외선 온도 측정 시험 결과를 보여주고 있다. 이때의 풍속은 70 m/s이며, 레이놀즈수는 5.4×10^5 이다. 레이놀즈수 계산에 필요한 밀도는 이슬점, 정압, 그리고 전압을 이용하였다. 정압과 전압은 풍동 교정계수를 이용하여 획득하였다.

받음각 40° 이하에서는 모형의 표면이 바람의 온도보다 낮기 때문에 층류영역(앞부분)은 상대적으로 낮은 온도를 나타내고 있으며, 천이점을 지난 후부터는 온도가 증가하는 것을 보이고 있다. 받음각 0° 에서는 와류가 발생하지 않는 영역이며 명확한 천이점이 나타난다. 받음각이 10° 를 넘어가면서 천이가 와류에 의해서 변하고 있다. 고 받음각으로 변하면 비대칭적인 와류가 발생하고 50° 이상의 받음각에서는 박리점이 뚜렷하게 나타난다. 받음각 80° 이상에서는 물결과 같은 박리점이 나타나는데 이는 노즈에서 발생하는 와

류의 영향과 노즈와 동체 사이에 있는 접합부에 의해서 발생하는 것으로 판단된다.

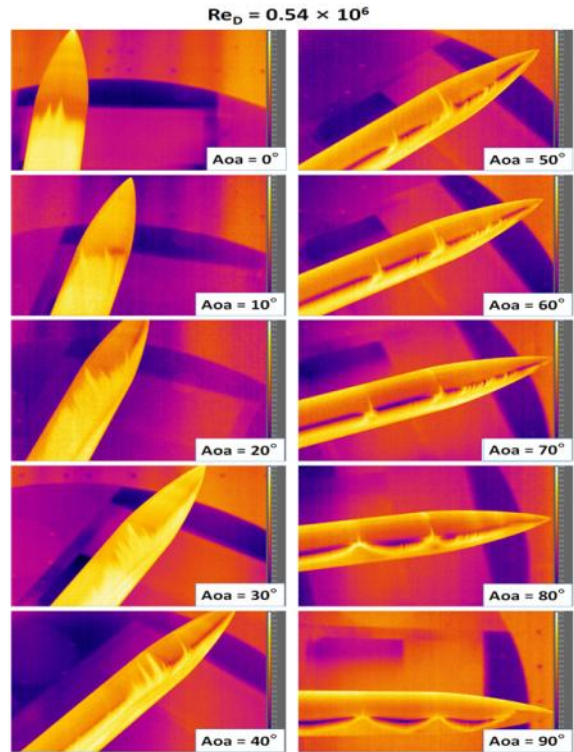


Fig. 7 2D IR thermography result (V = 70 m/s)

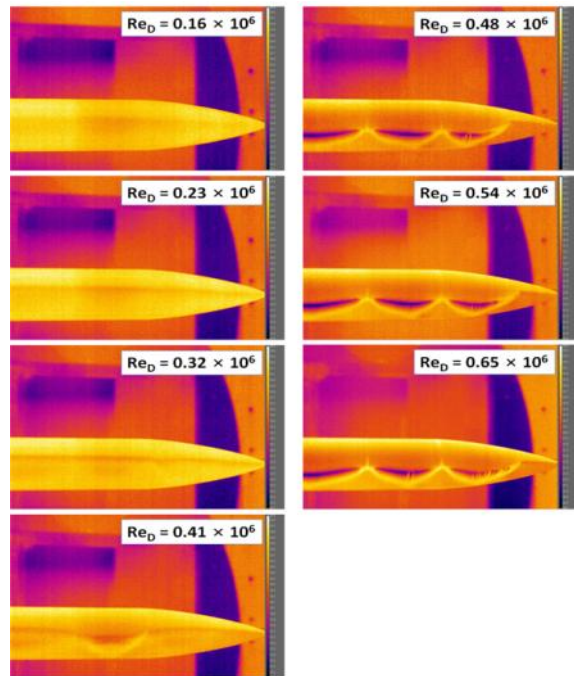


Fig. 8 2D IR thermography result (AOA = 90°)

Figure 8은 받음각 90 °일 때 레이놀즈수에 따른 결과이다. 앞서 설명한 것과 같이 아임계 영역과 그 부근의 레이놀즈 조건에서는 천이 현상이 발생하지 않고 있으며, 층류 박리가 발생한다. 그러나 레이놀즈수 4.1×10^5 에서 천이가 발생하기 시작하며 그로인해서 박리점이 뒤로 밀리는 것을 확인할 수 있다. 그러나 2차원 이미지는 정확한 박리점의 위치를 파악할 수 없으며, 정량적인 비교는 3차원 결과를 이용하였다.

4.3 3D IR 결과 분석

Figure 9는 받음각 90 °에서 50 m/s에서의 결과를 3차원으로 보정한 결과이다. X축이 400 mm 인 곳의 표면 온도 분포를 속도에 따라 나타낸 것이 Fig. 10이다. 레이놀즈수가 증가할수록 세타 값 90 ° 부분에서 온도가 급격하게 감소하는 현상이 나타나고 있다. 온도가 급격하게 감소하는 것은 난류 현상으로 인하여 유동의 온도와 표면 온도가 같아지기 때문이다. 그래서 이 부분은 천이점으로 파악되고 있으며, 천이점을 지나서 온도가 회복하는 것은 박리현상으로 인한 결과로 판단된다. 3차원 매핑 결과의 산물로 정확한 천이점 및 박리점의 위치를 획득하였고, 이 결과를 토대로 레이놀즈수에 따라서 박리점의 위치가 어떻게 이동하는지 파악하였다. 그 결과는 Fig. 11과 같다.

레이놀즈수가 4.0×10^5 이상에서는 박리점이 120 ° 뒤에서 발생하며, 레이놀즈수가 4.0×10^5 이하에서는 80 ° 부분에서 박리가 발생한다. 이런 이유로 항력이 급격하게 감소하는 결과를 동반하게 된다. Fig. 12는 항력과 레이놀즈수의 관계를 나타내며, 밸런스를 이용한 결과이다. 앞서 설명한 것과 같이 박리점의 위치에 따라서 항력이 달라다는 것을 알 수 있다.

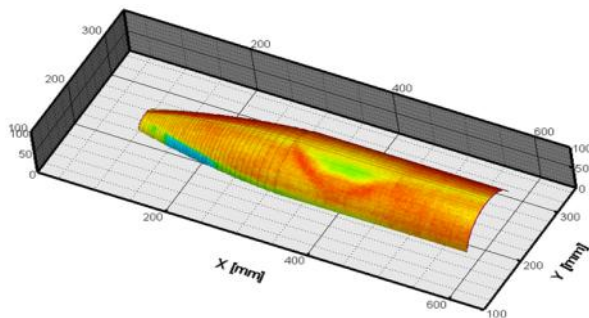


Fig. 9 3D IR thermography result (AOA = 90 °, 50 m/s)

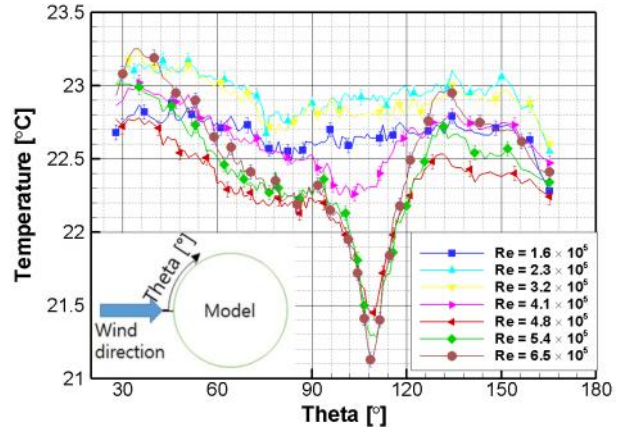


Fig. 10 Temperature vs. theta (AOA 90 °)

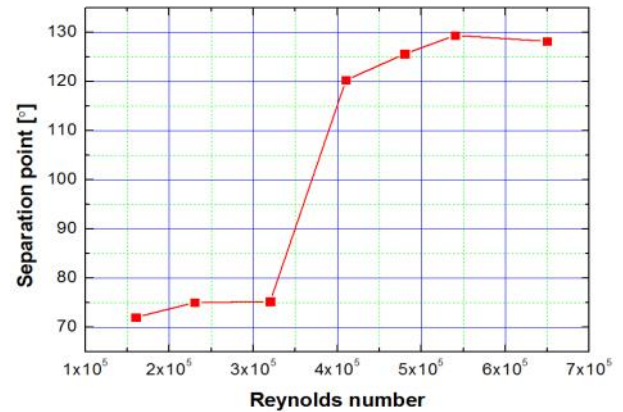


Fig. 11 Separation point vs. Reynold number (AOA 90 °, X = 400 mm)

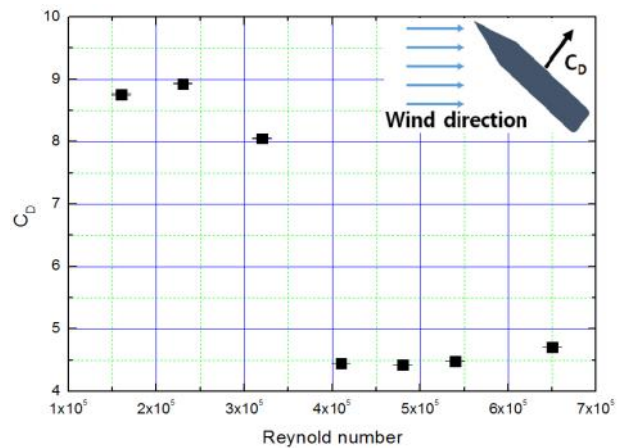


Fig. 12 Drag vs. Reynolds number (AOA 90 °)

5. 결 론

국방과학연구소 아음속 풍동에서 적외선 온도 측정 기법 실험을 수행하였다. 본 실험은 오자이브 실린더 형태의 모형을 대상으로 수행하였으며, 받음각과 속도에 따른 결과를 정리하였다. 또한 밸런스를 장착하여 공력계수를 획득하였으며 특히 항력을 계산하여 레이놀즈수 변화에 따른 항력 변화를 확인하였다. 그 결과 레이놀즈수가 특정한 값보다 커지게 되면 항력이 급격하게 감소하는 것을 확인하였으며, 그때의 표면유동을 적외선 온도 측정 기법을 이용하여 확인하였다. 또한 3차원 매핑 기법을 이용하여 정량적인 결과를 도출하였다. 마커를 이용하여 실제 모형의 위치 정보를 2차원 이미지로 획득하였다. 획득한 이미지를 보정하여 실제 모형의 격자에 적용하는 기법을 사용하였다. 3차원 결과를 토대로 유동 박리가 발생하는 정량적인 위치를 파악할 수 있었다. 받음각 90°인 경우에 레이놀즈수가 4.0×10^5 이하에서는 유동박리가 모형의 세타(theta) 80° 부근에서 발생하지만 그 이상의 레이놀즈수에서는 보다 빠르게 유동천이가 발생하여 박리점이 120° 이상에서 발생하였다. 이 결과는 다른 문헌의 결과와 일치함을 확인하였다.

References

- [1] Dewitt, D. P., and Nutter, G. D., "Theory and Practice of Radiation Thermometry," Wiley, New York,, 1989.
- [2] Cardone, G., Ianiro, A., Dello Ioio, G., and Passaro, A., "Temperature Maps Measurements on 3D Surfaces with Infrared Thermography," *Exp. Fluids*, pp. 375-385, Vol. 52, 2012.
- [3] Carlomagno, G. M., Cardone, G., Meola, C., and Astarita, T., "Infrared Thermography as a Tool for Thermal Surface Flow Visualization," *J. Visualization*, pp. 7-50, Vol. 1, No. 1, 1998.
- [4] Carlomagno, G. M., "Heat Flux Sensors and Infrared Thermography," *J. Visualization*, Vol. 10, No. 1, pp. 11-16, 2007.
- [5] Borg, S., Presentation entitled: "Transition Detection & Quantitative Shear Stress Measurements Using Hot Films, Liquid Crystals and other Techniques," *NASA/DRA Joint Aeronautical Program Meeting*, NASA Langley Research Center, 17April, 1996.
- [6] 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.
- [7] C. Dollinger, N. Balaresque, M. Sorg, and A. Fischer, "IR thermographic visualization of flow separation in allpication with low thermal contrast", *Infrared Physics & technology*, pp. 254-264, 2018.
- [8] Ryan Merrick and Girma Bitsuamlak, "Control of flow around acircular cylinder by the use of surface roughness:A computational an experimental approach", *ResearchGate*, 2014.
- [9] Scruton, C. and E.W.E. Rogers, "Steady and Unsteady Wind Loading of Buildings and Structures", *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 269, 1199, pp. 353-383, 1971.
- [10] Seol Lim, Sang Dug Kim, Doung Joo Song, "Influence of asymmetric transition conditions on a slender-body flight vehicle", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 6, 2009.
- [11] N. Kumar and M. T. Nair, "Application of density corrected spalart-allmaras model to flow past ogive cylinder at high angles of attack", *Journal of applied fluid mechanics*, Vol. 3, No.3, pp. 375-384, 2013.