

극초음속 비행체의 공기광학 조준오차 예측을 위한 전산해석 연구

임 설,* 채 훈, 김 종 주

(주) 한화 종합연구소

A COMPUTATIONAL STUDY OF ESTIMATING AERO-OPTIC BORESIGHT ERROR FOR A HYPERSONIC FLIGHT VEHICLE

Seol Lim,* Hoon Chae and Jongju Kim

Defence R&D Center, Hanwha Corporation

Aero-optic phenomena cause the image position displacement on an imaging plane of the airborne optical/IR systems. Particularly, the aero-optic boresight error(BSE) is important factor for homing, positioning and aiming applications of hypersonic flight interceptor missile. In this paper, an estimating method of aero-optic BSE for a hypersonic flight vehicle is studied. A ray tracing method and a transform method of refractive index fields from flow density fields are combined with computational fluid dynamics(CFD) method.

Key Words : 공기광학(Aero-Optics), 조준오차(BSE: Bore-Sight Error), 극초음속 비행체(Hypersonic Flight Vehicle)

1. 서 론

THAAD(미국), Aster Block 2(유럽), Arrow 3(이스라엘) 등과 같은 대탄도탄용 요격 미사일들은 극초음속의 비행속도와 고기동성과 같은 극한의 비행능력이 요구되며, 이러한 비행조건 하에서는 비행체 주위의 강한 충격파 구조와 비행체 표면 근처에서 극심한 공력가열 현상을 동반하게 된다. 비행체 주위의 강한 충격파와 극심한 공력가열 현상으로 인한 불균일한 유동장은 광학적 왜곡현상을 야기할 수 있으며, 이러한 광학적 왜곡현상은 광학탐색기의 성능에 큰 영향을 미친다[1,4].

Fig. 1과 같이 극초음속으로 비행하는 요격 미사일은 광학탐색기 창을 통해서 표적을 바라보게 되며, 요격 미사일이 표적을 바라보는 시선(LOS: Line Of Sight) 궤적을 따라서 강한 충격파 등에 의한 불균일한 유동장 특성이 나타나게 된다. 여기서 이 시선궤적은 공기광학 현상에 의한 오차가 발생하게 되며, 이와 같은 공기광학 현상에 의한 시선 각도 오차를 공기광학 조준오차(Aero-Optic BoreSight Error)라고 한다[1,2]. 이

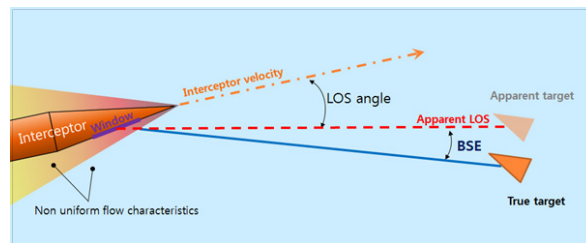


Fig. 1 Aero-optic Bore-Sight Error(BSE)

러한 공기광학 조준오차는 요격 미사일이 표적의 방향을 정확하게 파악하지 못하게 함으로써 광학탐색기 및 요격 시스템의 성능에 큰 영향을 미치게 되며, 이러한 공기광학 영향성을 극복하기 위해서는 관련 현상에 대한 많은 실험적, 수치해석적 연구가 필요하다.

본 연구에서는 공기광학 조준오차를 예측할 수 있는 전산해석 기법 개발을 수행하였다.

시험형상으로는 Yanta et al.[1]의 선행연구자들이 실험적 방법으로 공기광학 현상에 대한 연구를 수행한 경사면(ramp) 형상을 동일하게 사용하였으며, 개발된 전산해석 기법을 활용한 계산결과와 선행연구자의 실험결과를 비교하여 개발된 전산해석 기법을 검증하여 보았다.

Received: February 10, 2015, Revised: March 19, 2015,

Accepted: March 19, 2015.

* Corresponding author, E-mail: seollim@hanwha.com

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2015.20.1.099>

© KSCFE 2015

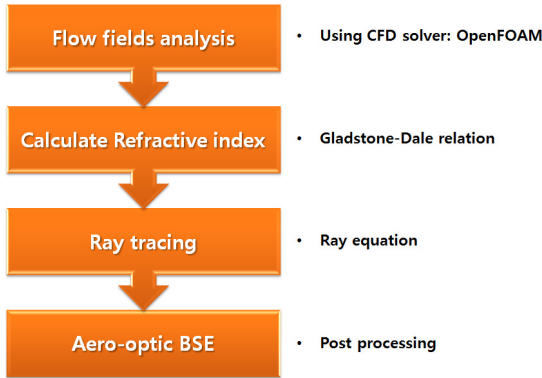


Fig. 2 Flow chart

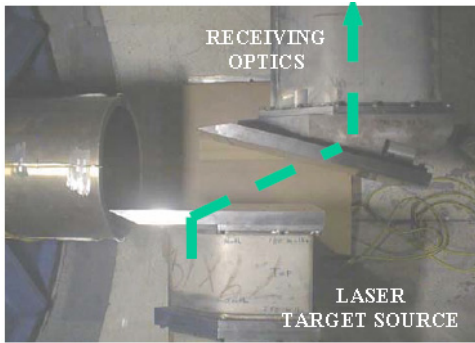


Fig. 3 Model Installed in Wind Tunnel[1]

2. 전산해석 기법

2.1 흐름도

본 연구에서는 Fig. 2와 같은 순서로 전산해석 기법을 구성하였다. 제일 먼저 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석 기법을 활용하여 유동장 해석을 수행하고, 구해진 유동장의 밀도 분포로부터 굴절률 지수 분포를 계산한다. 이후 광선 방정식을 수치해석 기법을 활용하여 풀어서 광선 궤적을 구한다. 마지막으로 구해진 광선 궤적으로부터 후처리를 통하여 공기광학 조준오차(Aero-Optic BSE)를 계산하였다.

2.2 유동장 해석 기법

유동장 해석을 위해서 C++ 기반의 오픈소스 CFD (Computational Fluid Dynamics) 해석 프로그램인 Open FOAM[5]의 'rhoCentralFoam'을 활용하였다. 'rhoCentralFoam'은 Kurganov and Tadmor[6]의 중앙풍상차분법 (central-upwind schemes, 2nd order)를 기반으로 한 밀도기반 압축성 유동해석 기법(density-based compressible flow solver)이다. 이 기법은

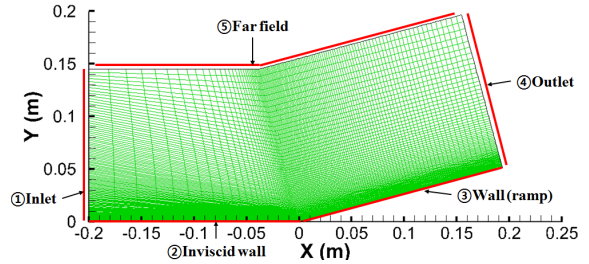


Fig. 4 Test geometry and grid system

OpenFOAM에서 제공하는 표준 해석 기법 중에서 초음속 유동장 해석에 가장 적합한 것으로 알려져 있다[7].

본 연구에서 사용된 시험형상 및 시험조건은 Yanta et al.[1]의 실험적 연구에서 사용된 시험형상(Fig. 3) 및 초음속 유동 조건과 동일하게 적용하였다. 단 해석수행의 편의상 경사면의 설치 위치는 Yanta의 연구와는 반대쪽인 아래방향에 위치시켰으며, 그로 인하여 해석결과인 조준오차(BSE) 각도도 반대방향의 부호로 나타나게 된다.

Fig. 4는 본 연구에서 사용된 시험형상 및 격자를 보여주고 있다. 시험형상은 15도의 각도를 가지는 경사로(ramp) 모양의 시험형상(③)을 사용하였으며, 단열·점성 벽면 경계조건을 적용하였다. 사용된 격자는 정렬격자계(240 × 120)이며, 벽면 근처 첫 번째 격자간격은 벽면에 수직한 방향의 무차원 거리 $y^+ \approx 0.5$ 수준이고, 경계층 안에는 약 40개 정도의 격자가 포함될 수 있도록 하였다.

Table 1은 본 연구에서 사용된 시험조건과 경계조건을 보여주고 있다. 작동유체로는 질소(N₂)가스를 사용하였으며, 완전기체로 가정하였다. 또한 외부유동(①,⑤)의 유동속도는 약 2188 m/sec이며, 온도는 217 K, 압력은 23 kPa 이다.

Table 1 Test and boundary conditions

Group	Conditions
Test conditions	<ul style="list-style-type: none"> • Time: Steady state • Viscous model : k-ω SST turbulence model • Fluid model: perfect gas (N₂) • Test model: ramp with 15° angle • Temperature: 217K (far field condition) • Pressure: 23kPa (far field condition) • Velocity: 2188 m/sec (far field condition) • Mach number = 7.3 • Re/m = 9.1 × 10⁶
Boundary condition	<ul style="list-style-type: none"> ① Inlet, ⑤ Far field <ul style="list-style-type: none"> - Temperature: 217K, - Pressure: 23kPa - Velocity: 2188 m/sec (X-direction) ② Inviscid wall: Inviscid wall condition ③ Wall (ramp): adiabatic wall condition ④ Outlet: zero gradient condition

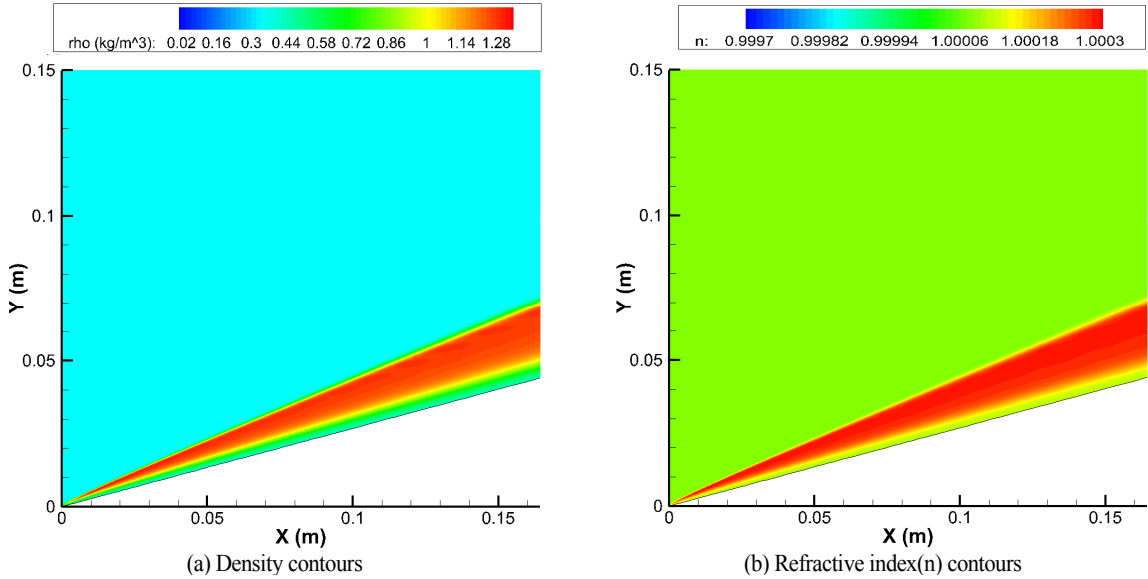


Fig. 5 Density contours and refractive index(n) contours

2.3 굴절률(Reflective Index) 계산

광학특성 해석을 위해서는 유동장 해석으로 구해진 밀도장을 굴절률장으로 변환하여야 한다. 본 연구에서는 아래 식 (1) 과 같은 Gladstone-Dale relation[8]을 활용하여 굴절률 장으로 변환하였으며, 이 변환식은 OpneFOAM의 'rhoCentralFoam'에 추가하여 유동장 계산과 함께 변환이 이루어지도록 하였다.

$$n = 1 + K_{GD} \times \rho,$$

$$K_{GD} = 2.23 \times 10^{-4} \left(1 + \frac{7.52 \times 10^{-3}}{\lambda^2} \right) \quad (1)$$

(*n*: refractive index, ρ : density[kg/m^3],
 K_{GD} : Gladstone-Dale coefficient,
 λ : wavelength of light or laser[μm])

본 연구에서는 Gladstone-Dale coefficient(K_{GD})를 구하기 위하여 Yanta et al.[1]의 실험적 연구에서 사용된 광원 Nd : Yag laser의 파장인 $\lambda = 1.06 \mu m$ 를 사용하였다.

2.4 광선추적(Ray Tracing)

광선추적 해석을 위해서 식 (2)와 같이 잘 알려진 광선 방정식을 지배방정식으로 이용하였다[9].

$$\frac{d}{ds} \left[n(\vec{r}) \frac{d\vec{r}}{ds} \right] = \nabla n(\vec{r}) \quad (2)$$

(\vec{r} : position vector on the propagation path of rays,

ds: a small step along th propagation paths of rays)

*ds*만큼 이동하는데 걸린 시간을 *dt*라 정의하면 식 (2)는 아래 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left[n(\vec{r}) \frac{dt}{ds} \frac{d\vec{r}}{dt} \right] = \frac{ds}{dt} \nabla n(\vec{r}) \quad (3)$$

식 (3)을 전개하고 광선속도벡터($\vec{V} = d\vec{r}/dt$)로 표현을 하면, 식 (4)와 같은 방정식 형태로 정리된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[n(\vec{r}) \frac{\vec{V}}{|\vec{V}|} \right] + \vec{V} \cdot \nabla \left[n(\vec{r}) \frac{\vec{V}}{|\vec{V}|} \right] = |\vec{V}| \nabla n(\vec{r}) \quad (4)$$

(\vec{V} : ray velocity vector)

본 연구에서는 식 (4)를 유동장 해석을 위한 OpenFOAM의 'rhoCentralFoam'에 추가적인 지배방정식으로 적용하여 FVM (Finite Volume Method) 수치해석 기법을 활용한 계산이 가능하도록 수정된 해석기법(rayCentralFoam)을 개발하였다.

3. 결 과

3.1 유동장 해석

Fig. 5(a)는 유동장 해석으로 구해진 밀도분포를 보여주고

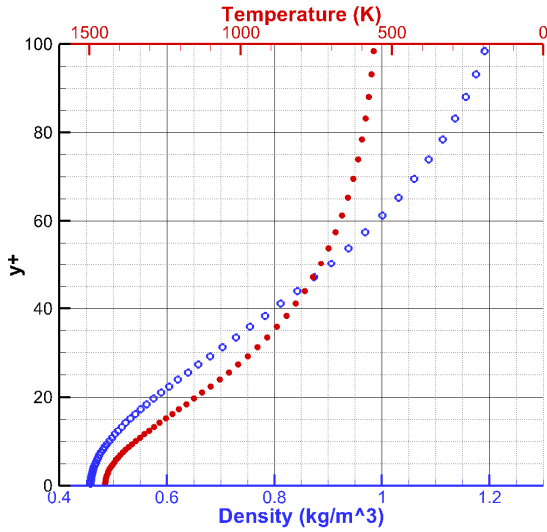


Fig. 6 Density and temperature distributions

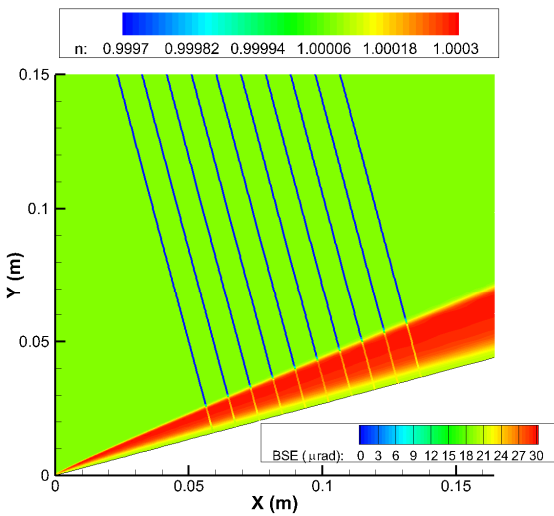


Fig. 7 Ray path lines (LOS angle=75°)

있다. 외부의 균일한 밀도 분포에 비해서 경사 충격파(Oblique shock) 이후에 급격한 밀도의 증가가 나타나고 있다. 또한 벽면 근처에서는 다시 밀도의 변화가 일어나는데 이는 공력가열에 영향을 받은 것이다. Fig. 6는 벽면 근처에서의 밀도와 온도 분포를 나타낸 것이다. 벽면으로부터의 무차원 거리인 y^+ 값에 따라서 공력가열에 의한 급격한 온도변화가 일어나고 있으며, 이러한 온도변화에 따라서 밀도도 변화하고 있음을 살펴볼 수 있다. 이와 같은 불균일한 밀도분포는 광학굴절률에도 직접적으로 반영이 되어 Fig. 5.(b)와 같이 밀도분포와

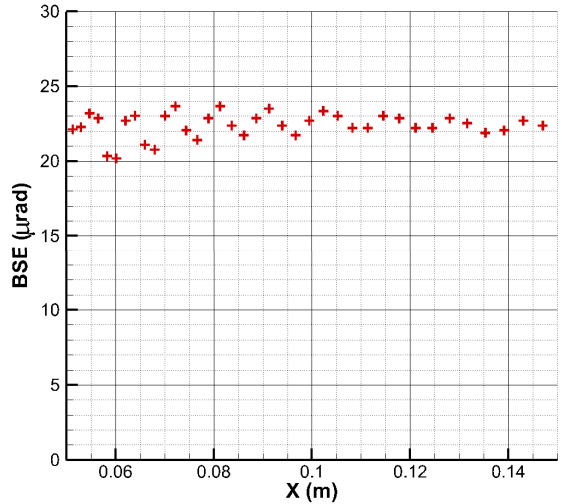


Fig. 8 Aero-optic Bore-Sight Errors according to X-position (LOS angle=75°)

유사한 광학굴절률(n) 분포가 구해진다.

3.2 광선추적(ray tracing) 해석

Fig. 7은 광학굴절률 분포와 광선추적 해석결과를 함께 나타내고 있다. 유동장 영역에는 굴절률 분포(n)를 표현하였으며, 광선추적선(ray path lines) 상의 색깔로 궤적의 위치에 따른 조준오차값 변화 추이를 표현하였다. 여기서 초기의 광선 방향은 원거리(far field)에서 시험형상인 경사면(ramp)에 수직인 방향으로 조사(照射)하였다. 이때 외부유동의 방향을 기준으로 한 시선각(LOS angle) 조건은 75°이다.

외부 유동장에서는 거의 오차가 발생하지 않았던 광선추적이 충격파와 내부의 불균일한 유동장을 통과하며 오차가 크게 발생함을 확인할 수 있으며, 시험형상 벽면에서 약 20 ~ 25 μ rad 수준의 조준오차(BSE) 값이 나타났다(Fig. 8). 이러한 조준오차 수치는 본 연구에서 시험형상 및 시험조건을 참조한 Yanta et al.[1]의 실험적 연구결과(Fig. 9)의 run time 4초 이후에 확인되는 안정된 -20 ~ -30 μ rad 수준의 조준오차 값과 그 크기가 유사하다. 여기서 값의 반대방향 부호는 본 연구에서 편의상 반대방향으로 위치시킨 시험형상의 설치 위치에 기인한다. 또한 Fig. 9의 연구결과에서 'ICS'는 imaging camera 측정값, 'WFS'는 wavefront Sensors 측정값, 'X-Y'는 2D X-Y detector sensor의 측정값을 의미한다.

Fig. 8의 X방향 위치에 따른 조준오차 계산결과를 상세하게 살펴보면, 조준오차 값의 크기는 X방향의 위치에 따라서는 크게 변화하지 않는 경향을 확인할 수 있다. 이러한 경향의 원인은 일정한 각도로 기울어진 경사면에 의해서 발생하

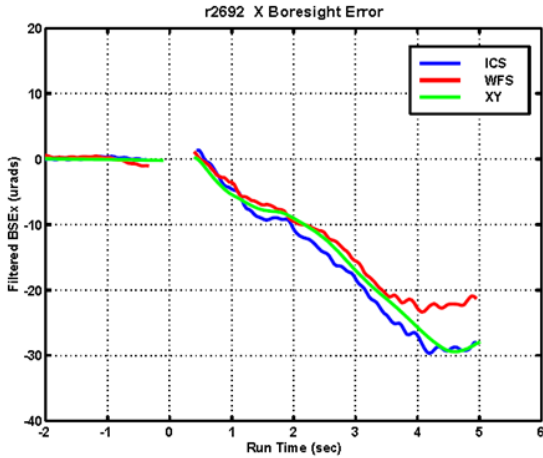


Fig. 9 Comparison of Bore-Sight Errors for the ICS, WFS and X-Y Detector[1]

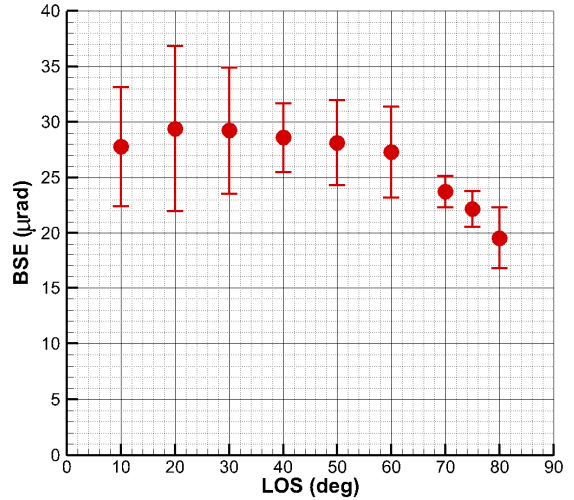


Fig. 11 Aero-optic Bore-Sight Errors versus LOS angles

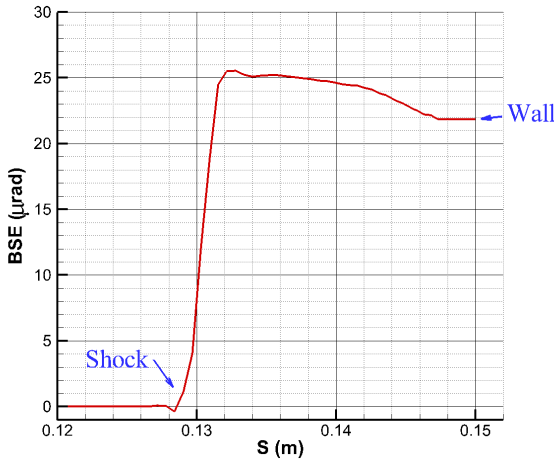


Fig. 10 Aero-optic Bore-Sight Errors according to S-position (LOS angle=75°)

는 경사충격파의 각도가 X방향에 따라서 큰 변화가 없으며, 경사충격파 통과 이후의 굴절률 분포도 X방향을 따라서 큰 변화를 보이지 않기 때문에 판단된다. 또한, 계산되어진 조준오차 값에 불규칙적인 편차를 확인할 수 있으며, 특히 경사충격파 이후 내부 유동장의 영역이 좁은 편인 경사면의 첨두부 쪽으로 갈수록 편차가 크게 나타났다. 이와 같은 계산 값의 편차가 발생하는 원인은 계산되어진 조준오차 값이 매우 작은 수준임에 비해 사용되어진 수치해석 기법의 정밀도 (central-upwind schemes, 2nd order)가 충분히 뒷받침되지 못하였기 때문이며, 정량적인 정확도를 높이기 위해서는 좀 더 높은 정밀도의 해석기법 적용이 필요할 것으로 판단된다. 그러나 발생한 편차는 약 $\pm 8\%$ 정도이며, 공기광학 조준오차가

발생한 경향성을 살펴보는 목적으로는 충분히 활용 가능한 수준으로 판단된다.

Fig. 10은 전산해석 상의 최외곽 경계면(⑤ far field) 상에서 출발한 광선궤적의 이동거리(S)에 따른 공기광학 조준오차 변화의 추이를 보여주고 있다. 이때 경사 벽면상에 도달한 광선궤적의 위치는 X방향 기준으로 0.125 m 지점이다. 경사충격파를 통과하기 전에는 거의 0으로 유지되던 조준오차 값이 경사충격파를 통과하면서 증가하는 밀도 및 굴절률에 영향을 받아 급격하게 증가하게 된다. 또한 벽면근처에서는 공력가열의 영향을 받아 증가한 온도에 의해서 밀도와 굴절률 값이 감소하게 되고 조준오차 값은 약간 감소하게 된다.

3.3 시선각(LOS)에 따른 영향

광선궤적을 따른 조준오차값은 광선궤적 방정식인 식 (1)을 살펴볼 때 굴절률 n 의 변화와 그 변화의 기울기(∇n)에 크게 영향을 받게된다. 또한 이러한 광선궤적에 따른 굴절률 변화는 유동장 상태가 동일하더라도 시선각에 의해서 큰 영향을 받게된다. 그러므로 시선각에 따라서 공기광학 조준오차 값이 어떻게 변화하는지 살펴볼 필요성이 있다.

공기광학 조준오차의 시선각 조건에 따른 영향을 살펴보기 위해서 비교할 경사면 상의 조준오차 값들에 대한 기준을 정리할 필요가 있다. 본 연구에서는 경사면 상에서 X방향을 기준으로 0.1 m ~ 0.15 m 사이의 조준오차 분포값들에 대한 면적평균값과 표준편차를 구해서 시선각에 대한 영향을 살펴본다. Fig. 11은 이렇게 구해진 조준오차 평균값을 원형 기호로 표현하고 표준편차는 에러바의 형태로 표현하였다. 시선각에 따른 조준오차값의 변화추이를 살펴보면, 대체로 작은 시

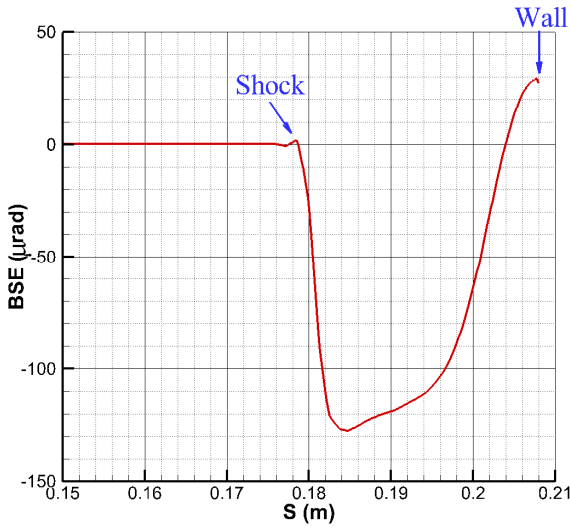


Fig. 12 Aero-optic Bore-Sight Errors according to S-position (LOS angle=20°)

시선각 조건에서 높은 조준오차 값을 나타내고 있음을 확인할 수 있다. 그러나 시선각 50도 이하의 조건에서는 조준오차 평균값이 그리 큰 차이를 보이지는 않았으며, 편차도 대체로 크게 나타났다.

시선각에 의한 영향을 좀 더 상세하게 살펴보기 위하여 시선각 20도 조건에서 광선궤적의 이동거리에 따른 공기광학 조준오차값을 검토하여보았다(Fig. 12). 이때 경사 벽면상에 도달한 광선궤적의 위치는 Fig. 10과 동일한 X방향 기준으로 0.125 m 지점이다. 시선각 75도 조건의 결과(Fig. 10)와는 다르게 조준오차 값이 경사충격파를 통과하면서 음수의 방향으로 급격하게 변화하였으며, 벽면 근처에서는 반대로 양수의 방향으로 크게 증가하였다. 이러한 조준오차 변화의 폭은 시선각 75도 조건에서보다 시선각 20도의 조건에서 더 큰폭으로 변화하고 있다. 이러한 차이는 시험형상인 경사면의 각도가 15도임을 고려할 때 시선각 75도 조건에서는 광선궤적이 경사충격파 및 벽면 근처의 공력가열 영역과 90도에 가까운 상태로 통과하게 되며, 시선각 20도 조건에서는 광선궤적이 경사충격파 및 벽면 근처의 공력가열 영역과 0도에 가까운 예측의 상태로 통과하게 되는 차이에 의한 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 전산유체해석 기법과 광선궤적 해석기법을 결합하여 공기광학 조준오차를 예측할 수 있는 수치해석 기법

을 개발하였다. 개발된 해석 기법을 활용하여 경사면 시험형상에 대하여 공기광학 조준오차 계산을 수행하였으며, 그 결과를 선행연구자의 실험적 측정결과와 비교하여 봄으로써 개발되어진 해석기법을 검증하였다. 또한 시선각에 따른 공기광학 조준오차 해석 결과를 비교하여봄으로써 시선각 조건에 따라서 변화하는 광선궤적의 변화추이와 조준오차 값의 차이가 발생하게 되는 원인을 검토해 보았으며, 공기광학 조준오차는 강한 충격파에 많은 영향을 받으나 공력가열에 의한 벽면근처 유동장의 변화에도 큰 영향을 받음을 확인할 수 있었다.

Note

This paper is a revised version of a paper presented at the 10th ACFD Conference, Jeju, Korea, Oct.19-23, 2014.

References

- [1] 2000, Yanta, W.J., Spring, W.C. III, Lafferty, J.F., Collier, A.S., Bell, R.L., Neal, D.R., Hamrick, D.R., Copland, R.J., Pezzaniti, L., Banish, M. and Shaw, R., "Near- and Farfield Measurements Of Aero-Optical Effects Due To Propagation Through Hypersonic Flows," *31st AIAA Plasmadynamics and lasers Conference*, AIAA 2000-2357.
- [2] 2011, Xu, L. and Cai, Y., "Influence of altitude on aero-optic imaging deviation," *Applied optics*, Vol.50, No.18.
- [3] 2011, Gordeyev, S., Jumper, E. and Hayden, T.E., "Aero-Optics of Supersonic Boundary Layers," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2011-1325.
- [4] 2009, Wyckham, C.M. and Smits, A.J., "Aero-Optic Distortion in Transonic and Hypersonic Turbulent Boundary Layers," *AIAA Journal*, Vol.47, No.9, pp.2158-2168.
- [5] 2014, "OpenFOAM User Guide," ver. 2.3.0.
- [6] 2000, Kurganov, A. and Tadmor, E., "New high-resolution central schemes for nonlinear conservation laws and convection - diffusion equations," *Journal of Computational Physics*, Vol.160, pp.241-282.
- [7] 2012, Marcantonia, L.F.G., Tamagno, J.P. and Elaskara, S.A., "High Speed Flow Simulation using OpenFOAM," *Mecánica Computacional*, Vol.31, pp.2939- 2959.
- [8] 1987, Merzkirch, W., "Flow Visualization 2nd ed.," *Academic Press*.
- [9] 1980, Born, M. and Wolf, E., "Principles of Optics 6th ed.," *Pergamon press*.