



HEMISPHERE-CYLINDER 비행체의 고양각과 SIDE SLIP에서의 거동해석 연구

나 채 록¹, 임 설², 김 상 덕³, 송 동 주⁴

A COMPUTATIONAL STUDY OF HEMISPHERE-CYLINDER FLIGHT VEHICLE AT HIGH ANGLES OF ATTACK AND SIDE SLIP

Chae Rok Na¹, Seol Lim², Sang Dug Kim³ and Dong Joo Song⁴

The behavior of a hemisphere-cylinder flight vehicle at high angles of attack and side slip angles have been studied. $0^\circ \sim 35^\circ$ angles of attack and $0^\circ \sim 5^\circ$ side slip angles were selected as flight conditions at Mach No. 0.3. Flow changes from low angles of attack to high angles of attack were compared and analyzed. We changed from low to high angles of attack with small side slip angles. We compared normal, side and axial force coefficients among various test cases.

Key Words: Hemisphere-cylinder, 고양각(high angles of attack), side slip

1. 서 론

1950년대 초반에 아음속 비행 시 축대칭 비행체에 고양각에서의 side force에 관한 현상이 보고되었으나 그 당시에는 고양각에 대한 관심 부족으로 1960년대 중반까지 더 이상의 연구는 없었다. 그러나 side force에 의한 yaw 현상이 재발견됨에 따라 side force가 비행체 선두에서의 비대칭 와류와 연관이 있다는 것을 인식하기 시작하고 이에 대한 연구를 시작했다. 전통적인 이론적 전산유체 역학적 해석방법으로는 합당한 결과를 도출하기가 어려웠고, 지금도 정확한 결과를 예측하기 어려운 실정이다.[1] 현재 유동의 불안정성을 분석하기 위해 반실험(Semi-Empirical)기법, 비선형 와류격자 기법, 박리면에 대한 사전 정보를 이용한 비점성 Euler 기법 및 Navier-Stokes 방정식을 이용한 CFD 기법 등이 있다.[2] 본 연구에서는 축대칭 비행체가 선상이나 지상에서 수직 발사된

후 방향 전환 시 높은 angle of attack을 가지고 비행하는 경우 비행체에 가해지는 힘을 알아보고자 한다. 받음각이 매우 높을 시에는 유동의 성질이 층류에서 난류로 바뀌는 천이유동으로 인한 비대칭성으로 yaw현상이 발생하기도 하며 이러한 현상으로 인하여 비행체의 제어에 어려움을 초래하기도 한다.[3,4] 또한 비행체 설계 제작 상 비행체 형상에 약간의 오차를 포함할 수 있기 때문에 정확한 대칭형 비행체를 만들 수 없어 phantom yaw 현상이 발생하기도 한다. 그래서 고양각에서 정확한 축대칭 형상 주위의 비대칭 유동현상을 연구하기 위해 비행체가 약간의 비대칭을 포함한다는 가정을 side slip angle을 조건에 포함시킴으로서 실제 비행체의 비대칭성을 고려해 비행체에 가해지는 힘을 연구하고자 한다. $0^\circ \sim 35^\circ$ angles of attack(α) 과 $0^\circ \sim 5^\circ$ side slip angles(β) 을 변화시키는데 따라 수직력, 횡력, 및 축력 계수의 변화를 알아보고자 한다.

따라서 본 연구는 축대칭 hemisphere - cylinder 비행체주위의 고양각, 아음속 3차원 유동장에 대하여 수행하고자 한다.

2. 비행체 형상 및 해석 조건

UGNX2를 이용하여 비행체 형상을 생성하고, CFD해석을

1. 학생회원, 영남대학교 기계공학부

2. 학생회원, 영남대학교 대학원 기계공학과

3. 정회원, 대구대학교 기계공학부

4. 정회원, 영남대학교 기계공학부

* Corresponding author E-mail:djsong@yu.ac.kr

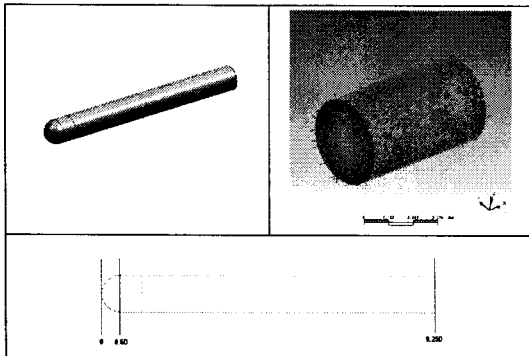


Fig.1 Hemisphere - cylinder vehicle geometry and grid system

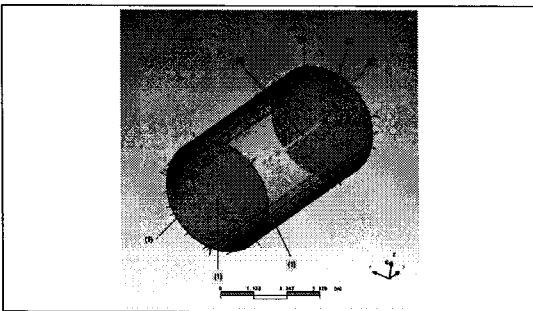


Fig. 2 Boundary conditions

위한 형상을 만들기 위해 ANSYS Workbench를 이용하였다. 그리고 mesh는 ICEM CFD 10.0을 이용하였다. 유동장의 전체의 6면체 element의 수는 3,372,500개이다. 계산은 ANSYS CFX 10.0을 이용하여 계산 하였다.

2.1 비행체 형상 제작

Fig.1 의 hemisphere - cylinder 비행체는 반구인 전두부와 지름이 101.6mm인 기저부의 지름(D)을 기준으로 하여 9.25배 길이의 cylinder 비행체 형상으로 생성하였다.[5]

2.2 시험조건 및 경계조건

Fig.2 는 계산에 사용된 영역을 표시하며 입구, 출구, 벽면 등의 경계조건 영역을 나타내고 있다.

Table. 1 은 본 연구에서 사용된 시험조건과 각 경계면에서의 경계조건을 나타내고 있으며, 비행체 기저부의 지름을 기준으로 $Re=6.89 \times 10^5$, 마하수 0.3의 조건에서 유동해석을 수행하였다.[6,7]

Table. 1 시험조건 및 경계조건

Shape	• Hemisphere - cylinder
Angle of attack	• $0^\circ \sim 35^\circ$
Side slip angle	• $0^\circ \sim 5^\circ$
Mach no.	• 0.3
Re	• 6.89×10^5
Fluid	• Air Ideal Gas
(1) Inflow condition	• Ma. : 0.3 • Static Temperature:293[K]
(2) Outflow condition	• Average Static Pressure : 0 [pa]
(3) Wall	• No slip, Adiabatic
Turbulence model	• Shear Stress Transport

3. 해석 결과 및 분석

받음각이 $0^\circ \sim 35^\circ$ 사이에서 각도를 5° 씩 변화시키며 각 받음각에서 side slip angles $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 에 대하여 계산을 수행하였다. 각 계산 시 입구에서 inlet의 조건만 달리하고 나머지 경계면의 조건은 똑같이 하였다. 복잡한 3차원 난류 유동장 해석을 위하여 Shear Stress Transport 난류 모델을 사용 하였으며, 해의 수렴성을 강화하기 위하여 잔류항의 L2-norm을 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ 이하까지 주었다.

3.1 Angle of attack 의 영향

Fig. 3은 side slip 각 $\beta=0^\circ$ 에서 받음각 α 를 $0^\circ \sim 35^\circ$ 까지 5° 간격으로 증가시키며 유동해석을 한 결과를 보여주고 있다. 그림으로부터 받음각이 35° 까지는 수직력 계수 C_n 이 거의 선형으로 증가하고 있음을 알 수 있으며, 항력 계수 C_d 값은 거의 0으로 side slip 각이 없을 때의 전산 유동 해석이 바르게 수행되었음을 알 수 있다. 그러나 축력은 받음각이 증가 할수록 조금씩 줄어드는 것을 알 수 있었다. 받음각이 35° 이상으로 증가하면 C_n 이 비선형적으로 변하는 구간이 발생하는데 이 부분에 대한 연구는 추후에 하고자 한다.[5,8]

3.2 Side slip 각의 영향

Fig.4는 받음각 $\alpha=20^\circ$ 에서 side slip 각이 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 로 주어졌을 때의 C_n, C_d, C_m 값을 보여준다. 받음각이 20° 에서 side slip 각이 증가하면 수직력 계수(C_n)는 약간 감소하며 항력 계수(C_d)는 선형으로 증가하고 있으며 축력 계수 (C_m)는 거의 영향을 받지 않음을 알 수 있다.

Fig.5는 받음각 $\alpha=35^\circ$ 에서 side slip 각이 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 로 주어졌을 때의 C_n, C_d, C_m 값을 변화를 보여준다. $\alpha=35^\circ$ 에서 side slip 각이 증가하면 수직력 계수 C_n 은 약간 감소하며 항력 계수 C_d 는 약간씩 선형적으로 증가하고 있으며 축력계수 C_m 는

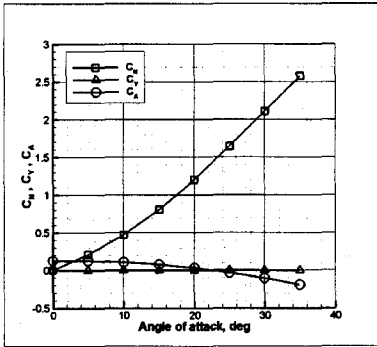


Fig. 3 $\alpha=0\sim35^\circ, \beta=0^\circ$ 일 때 C_n, C_y, C_a 비교

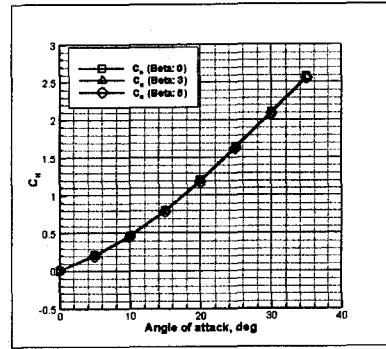


Fig.6a $\alpha = 0^\circ\sim35^\circ$ 일 때 side slip 각에 따른 C_n 비교

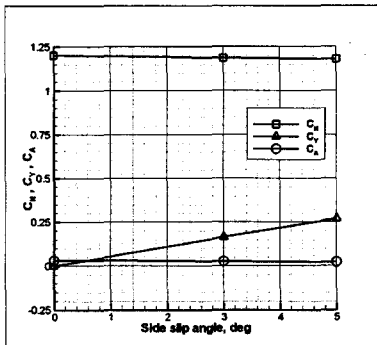


Fig.4 $\alpha=20^\circ, \beta=0^\circ\sim5^\circ$ 일 때 C_n, C_y, C_a 비교

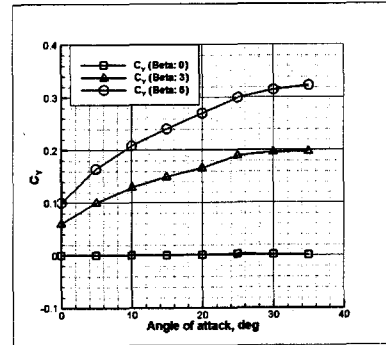


Fig.6b $\alpha = 0^\circ\sim35^\circ$ 일 때 side slip 각에 따른 C_y 비교

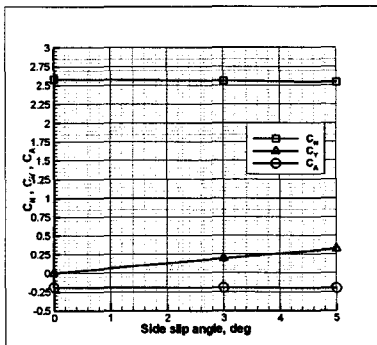


Fig.5 $\alpha=35^\circ, \beta=0^\circ\sim5^\circ$ 일 때 C_n, C_y, C_a 비교

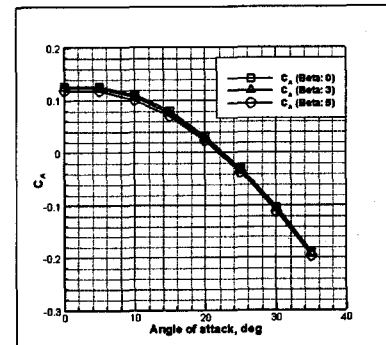


Fig.6c $\alpha = 0^\circ\sim35^\circ$ 일 때 side slip 각에 따른 C_a 비교

거의 변하지 않음을 알 수 있다. 받음각 20° 와 비교 했을 때 C_n 은 $\alpha=35^\circ$ 일 때가 2배 이상 높으며 C_y 값도 약간 더 높음을 알 수 있다. 즉 높은 받음각에서의 side slip 각의 영향이 횡력 계수(C_y)에 대해서 더 높음을 알 수 있다.

3.3 Angle of attack 과 side slip 각의 복합적 영향

Fig.6a는 받음각 $0^\circ\sim35^\circ$ 범위에서 side slip 각이 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 로 변했을 때 C_n 값을 비교한 그림이다. 이 그림에서 알 수 있듯

이 C_n 값은 side slip 각이 증가하면 거의 변화가 없으나 아주 약간 감소함을 알 수 있다.

Fig.6b는 받음각 $0^\circ\sim35^\circ$ 범위에서 side slip 각이 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 로 변했을 때 C_y 값의 변화를 비교한 그림이다. 여기서 C_y 값은 side slip 각 β 가 증가할수록 큰 폭으로 증가하는 것을 알 수 있다.

Fig.6c는 받음각 $0^\circ\sim35^\circ$ 범위에서 side slip 각이 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 로 변했을 때 C_a 값의 변화를 비교한 그림이다. 여기서 C_a 값은

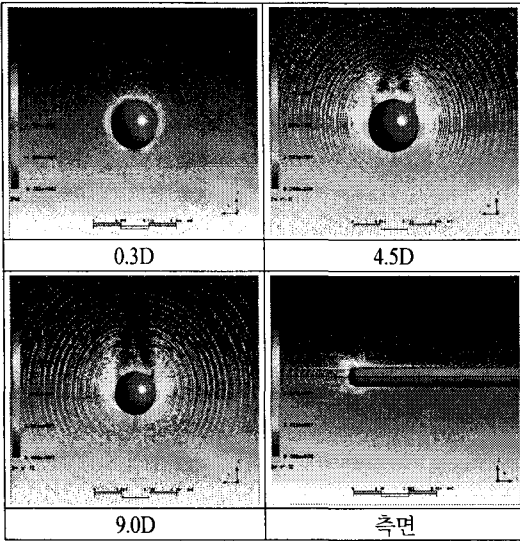


Fig.7a $\alpha=35^\circ, \beta=0^\circ$ 일 때 cross flow velocity 분포

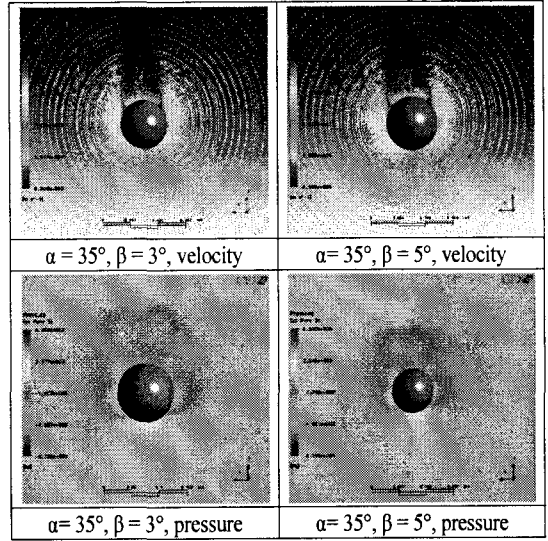


Fig.7c Side slip angles 있을 때의 cross flow velocity 와 pressure 분포 (9.0D)

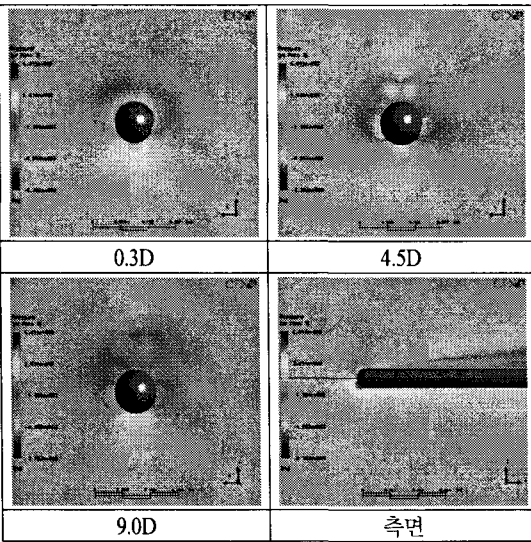


Fig.7b $\alpha=35^\circ, \beta=0^\circ$ 일 때 pressure 분포

side slip 각 β 가 증가할수록 약간씩 감소하는 것을 알 수 있다.

Fig.7a,b는 받음각 $\alpha=35^\circ$, side slip 각 $\beta=0^\circ$ 일 때 $X=3.0D, 4.5D, 9.0D$ 에서의 cross flow 속도벡터와 등압력 및 center line 을 따른 측면에서 본 유동의 속도벡터 및 등압력 선을 각각 보여주고 있다. 또한 Fig.7c 는 $X=9.0D$ 에서 받음각 $\alpha=35^\circ$, side slip 각 $\beta=3^\circ, 5^\circ$ 일 때 cross flow 속도벡터와 압력을 보여주고 있다. Side slip 각의 영향으로 인한 cross flow 속도벡터의 비대칭성을 확인할 수 있으며 β 값이 커질수록 cross flow 속

도벡터가 더 기울어져 있음을 알 수 있다.

4 결론 및 향후 계획

본 연구에서는 hemisphere-cylinder 비행체의 아음속에서 높은 받음각과 side slip 각이 C_n, C_y, C_a 값에 미치는 영향을 전산유체 역학적 방법으로 연구 하였다. 받음각 $\alpha=0^\circ\sim35^\circ$ 까지 변화할 때 C_n 값은 선형적으로 증가 하였으며 C_y 값은 거의 변하지 않았으나 C_a 값은 약간씩 감소함을 알 수 있었다. 받음각 $\alpha=0^\circ\sim35^\circ$ 까지 변화할 때 동시에 side slip 각 β 를 $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ 로 변화시켰을 때 C_n 값은 약간씩 감소하였고, C_y 값은 증가 하였으나 C_a 값은 약간 감소하였다.

받음각을 35° 이상으로 증가시키며 side slip 각을 변화시켰을 때 나타나는 비선형적 거동을 앞으로 더 연구 하고자 한다.

후 기

이 논문은 2005년 국방과학연구소의 위탁연구비에서 지원된 연구결과입니다. 이에 감사드립니다.

참고문헌

[1] B.L.Hunt, 1982, "Asymmetric Vortex Forces and Wakes on Slender Bodies," *AIAA-82-1336*
 [2] 정성기,제상언,명노신, 조태환 ,2004, "Ogive-Cylinder 형



첨두부를 갖는 유도무기 주위 고각각 흐름에서의 비대칭 와류 특성과 이에 따른 측력발생에 대한 수치적 해석 연구”, 항공우주학회 추계학술

[3] Hall,R.M, "Impact of Fuelage Cross-section on the Stability of a Generic Fighter," *AIAA* p98-2725

[4] Tinling,B.E, and Alhen C.Q., " An Investigation of the Normal Force and Vortex-wake Characteristics of an Ogive-Cylinder Body at subsonic speeds," *NASA TN D-1297*

[5] F.W.Hessman, 1982, "High Angle of Attack Aerodynamic Characteristics for a Finless TVC Missile Configuration,"

AIAA -82-1337

[6] Seol Lim, 2006 "A Computational Study of Tangent-ogive-cylinder Flight Vehicle"

[7] Philp M. Gerhart, richard J. Gross, Johni, Hochstein, 1992, "Fundamentals of Fluid Mechanics," *Addison-Wesley Publishing Company*

[8] S.Koren, R. Arieli and J. Rom,. "Measurements of Lateral Aerodynamic Characteristics of Forebodies at High Angles of Attack in Subsonic and Transonic Flows," *AIAA-92-0174*