



# Tangent-Ogive-Cylinder 비행체의 고양각에서의 비대칭 와류 특성 연구

임 설,<sup>\*1</sup> 김 상 덕,<sup>2</sup> 송 동 주<sup>3</sup>

## A COMPUTATIONAL STUDY ON THE CHARACTERISTICS OF ASYMMETRIC VORTEX OF TANGENT-OGIVE-CYLINDER FLIGHT VEHICLE AT HIGH ANGLES OF ATTACK

S. Lim,<sup>\*1</sup> S. D. Kim<sup>2</sup> and D. J. Song<sup>3</sup>

The characteristics of asymmetric vortex and side force of tangent-ogive-cylinder flight vehicle at high angles of attack have been performed by using upwind Navier-Stokes method with the  $k-\omega$  turbulence model. And Asymmetric transition positions are considered for generation of asymmetric vortex.

**Key Words :** tangent-ogive-cylinder, high angles of attack, asymmetric vortex, k-w turbulent model, transition

### 1. 서 론

축대칭 형상을 갖는 비행체의 경우 높은 받음각을 가지는 기두부 주위의 전형적인 유동 패턴은 비행체 단면을 따라 Fig.1과 같이 크게 층류패턴(Laminar Pattern: LP), 천이패턴(Transition Pattern: TRP) 및 난류패턴(Turbulent Pattern: TP)으로 크게 분류될 수 있으며[1], 이러한 유동 패턴은 일반적으로 하류 쪽으로 갈수록 반경이 커지는 비행체 기두부 형상으로 인해 복잡한 3차원 형상을 가지게 되며, 그로 인하여 낮은 받음각을 가지는 경우에 비해 높은 받음각을 가지는 경우 동체 주변 유동의 박리가 발생하고 유동의 난류로의 천이발생 지역의 차이로 인하여 비대칭 와류가 생성되면서 공기역학적 특성에 큰 영향을 미치게 된다.

본 연구에서는 높은 받음각을 가지고 비행하는 축대칭 tangent-ogive-cylinder 비행체 형상의 3차원 유동해석(CFD)을 이용하여 유동의 비대칭 현상에 대한 연구를 수행하였다. 이때 해석을 위한 난류모델로는  $k-\omega$  모델을 적용하였으며, 동시에 좌우 비대칭의 난류천이 지점을 인위적으로 설정함으로써 생성되는 유동의 비대칭 특성을 연구하였다.

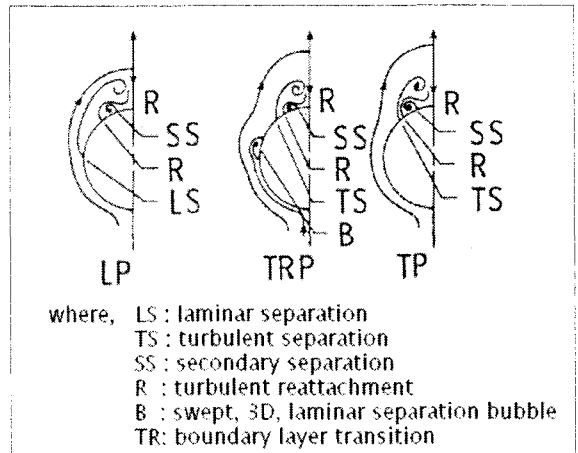


Fig. 1 Flow model for a 3.5-caliber ogive at  $\alpha=40^\circ$ [1]

### 2. 유동해석방법

#### 2. 1 지배방정식

일반좌표계에서의 3차원 N-S 지배 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial q}{\partial \tau} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \phi} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{\partial G_v}{\partial \phi} \quad (1)$$

1 학생회원, 영남대학교 대학원 기계공학과

2 정회원, 대구대학교 자동차·산업·기계공학부

3 정회원, 영남대학교 기계공학부

\* Corresponding author, E-mail: wsns@yumail.ac.kr

여기서  $q$ 는 보존변수,  $E, F, G$ 는 비점성 플럭스,  $E_v, F_v, G_v$ 는 점성플럭스로 밀도와 압력, 속도, 총에너지의 원시 변수들의 함수로 나타낼 수 있다.

CSCM Upwind 방법에 있어서 비점성 플럭스는 다음과 같은 형태로 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \partial_\xi E &= \overline{A} \partial q = \overline{MTA} \overline{T^{-1}} \overline{M^{-1}} \partial q \\ &= \overline{MTA} \overline{T^{-1}} \partial \overline{q} = \overline{MA'} \partial \overline{q} \\ &= \overline{MTA} \partial \overline{q} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서  $\overline{q}$ 는 원시변수(primitive variable)이고,  $\overline{q}$ 는 특성변수(characteristic variable)이다. 행렬  $\overline{M}$ 와  $\overline{T}$ 는 각각 원시변수를 보존변수로, 특성변수를 원시변수로 변환시켜주는 행렬이며  $\overline{A}$  행렬은 고유값 대각행렬이다.

식 (2)로부터 대각행렬 진리함수  $D^\pm$ 를 사용하여 플럭스의 차분  $\Delta E^+$ 와  $\Delta E^-$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta \widehat{E} &= \overline{MTIT^{-1}} \overline{A'} \Delta \overline{q} \\ &= \overline{MT(D^+ + D^-)} \overline{T^{-1}} \overline{A'} \Delta \overline{q} \\ &= \Delta \widehat{E}^+ + \Delta \widehat{E}^- \end{aligned} \quad (3)$$

$\overline{A'} \Delta \overline{q} = \overline{M^{-1}} \Delta q$ 의 관계식을 이용하여 위의 식은 최종적으로 다음과 같이 쓰여질 수 있다.

$$\Delta \widehat{E}^\pm = \overline{MTD^\pm} \overline{T^{-1}} \overline{M^{-1}} \Delta q = \overline{A^\pm} \Delta q \quad (4)$$

식 (4)와 같이 플럭스의 차분을 보존변수를 이용하여 표시한다. 위와 같은 변환으로 CSCM 방법을 Roe의 U특성치를 만족하는 형태로 나타낼 수 있어 충격파의 포착과 경계층 내부의 물성치를 FVS방법에 비해 정확히 구할 수 있다. 자세한 유도과정은 Lombard 등[2]의 논문으로부터 알 수 있다. 그리고 해석을 위한 난류모델로는  $k-\omega$  모델[3]을 사용하였다.

## 2.2 난류천이

본 연구에서는 2방정식  $k-\omega$  난류모델을 통해서 구해지는 난류점성( $\nu_T$ )에 적절한 조절함수( $F_x$ )를 도입함으로써 층류영역에서 난류영역으로 변화하는 천이영역에서의 난류점성변화( $\nu_{TR}$ )를 모델화 하였다. 이것을 수식화하면 다음의 식(5)와 같다.

$$\begin{aligned} \nu_{TR} &= F_x \times \nu_T \\ (0 \leq F_x \leq 1) \end{aligned} \quad (5)$$

여기에서 조절함수( $F_x$ )는 층류영역에서는 0의 값을 난류영역에서는 1의 값을 가지게 된다.

적용한 조절함수( $F_x$ )는 Gostelow 등[4]의 실험식의 함수형태를 기초로 단순화하여 아래와 같이 설정하였다.

$$F_x = \gamma_x \times f_{mix} \quad (6)$$

$$\gamma_x = 1.0 - \exp(C_1(x - x_t)^2 / \lambda^2) \quad (7)$$

$$f_{mix} = C_2 + (1.0 - C_2) \gamma_x^3 \quad (8)$$

본래의 실험식의 함수형태에서  $\gamma_x$ 는 간헐도를 표시하는 함수이며,  $f_{mix}$ 는 난류 혼합수준을 나타내는 함수로 여러 가지 인자들에 의해서 영향을 받는 함수이나, 본 연구에서는 정확한 난류천이를 모델링하기보다는 비대칭의 난류천이를 적용시키는 것에 중점을 두고 여러 계수와 변수들을 구하는 과정을 생략하고 단순화하여 아래와 같이 설정하였다

Table 1 Factors and variables for transition model

$C_1$	-4.6
$C_2$	0.1
$x_t$	천이시작지점
$\lambda$	천이길이

## 2.3 경계 및 시험조건

Fig. 2와 같은 Nose 부분의 길이가 기저부 지름의 3배가 되는 tangent-ogive 형태이고 뒷부분은 기저부 지름(D)의 12배 길이의 cylinder 형태를 갖는 비행체 형상을 생성하였다. 또한 본 연구에서는 유동해석의 편의를 위하여 nose 끝부분을 기저부 지름의 1/1000의 곡률반경을 가지도록 뾰족하게 처리하였다.

Table 2 Test condition

Nose shape	Tangent-ogive
Angle of attack	5°~40°
Re	440,000
Mach no.	0.3
Air Model	Perfect Gas

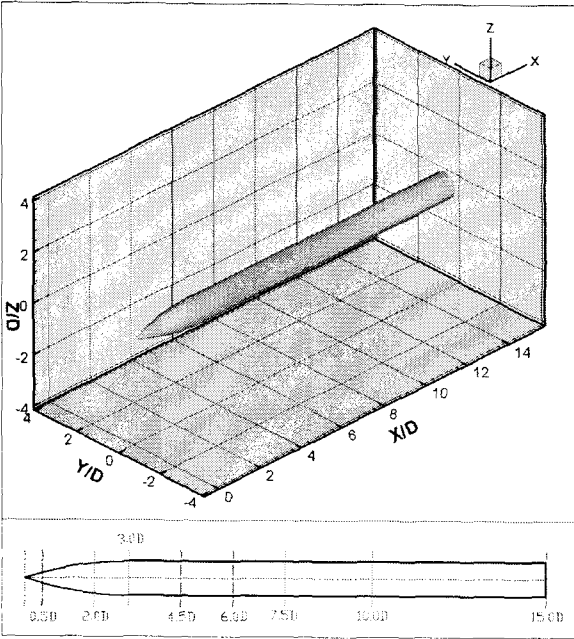


Fig. 2 Tangent-ogive-cylinder shape

Table 2는 본 연구에서의 시험조건을 나타내고 있으며, 비행체 기저부의 지름을 기준으로 한 레이놀즈수는 440,000이고 마하수는 0.3의 조건에서 유동해석을 수행하였다.

Fig. 3은 유동해석을 위한 2D, 3D 격자계를 나타내고 있으며, 100×60×82의 모두 492,000 개의 격자를 사용하였다. 그리고 각 경계부분의 조건은 다음과 같다.

- (1) outflow condition  
(1st order extrapolation)
- (2) far field condition  
(flow direction, total values are fixed)
- (3) wall condition  
(no slip, adiabatic)

### 3. 결과 및 토의

본 연구에서 사용된 수직력계수( $C_N$ )와 측력계수( $C_Y$ ) 및 국소측력분포( $C_{Y_l}$ )는 아래와 같이 정의된다.

$$C_N = N / (q_{\infty} \times S_{ref}) \quad (9)$$

$$C_Y = Y / (q_{\infty} \times S_{ref}) \quad (10)$$

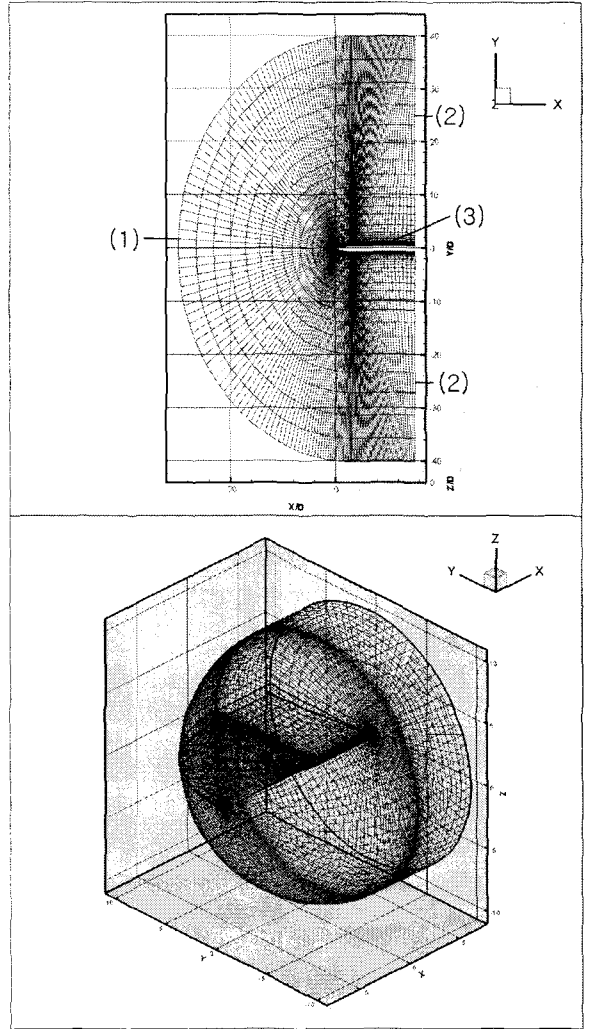


Fig. 3 Grid system (100×60×82)

$$C_{Y_l} = Y_{local} / (q_{\infty} \times \sin^2 \alpha \times D) \quad (11)$$

(  $N$ : overall normal force,  $Y$ : overall side force,  
 $Y_{local}$ : local side force,  $q_{\infty}$ : freestream dynamic pressure  
 $S_{ref}$ :  $\pi D^2 / 4$  )

#### 3.1 해석 결과 검증

Fig. 4 에서는 비대칭 난류전이를 적용하지 않았을 때 수치해석 계산 결과를 Bruce E. Tinling 등[5]의 논문에서와 같은 비행체의 동체길이  $x/D=10.74$  까지의 수직력계수( $C_N$ ) 을 받음각에 따라서 계산하여 나타내었으며, 비교되는 실험값과 본 연구의 수치해석 값이 거의 유사하게 수직력이 점점 증가하는 결과를 나타낼 수 있다.

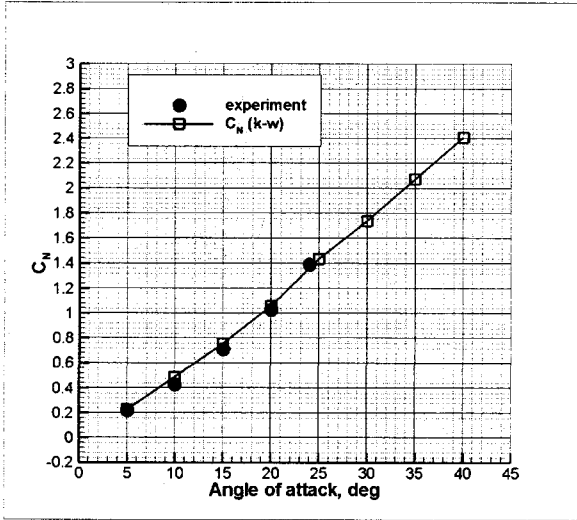
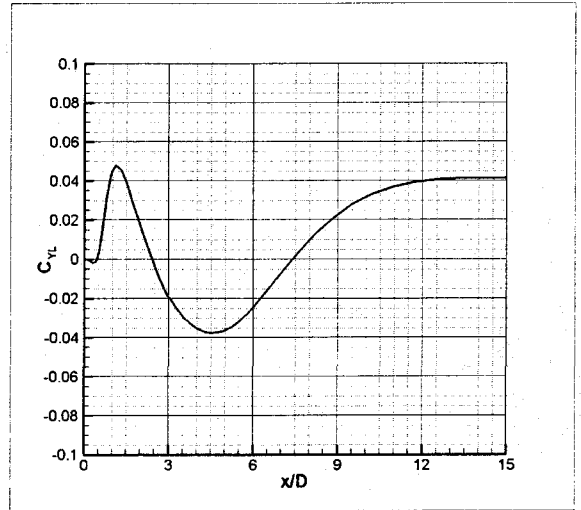
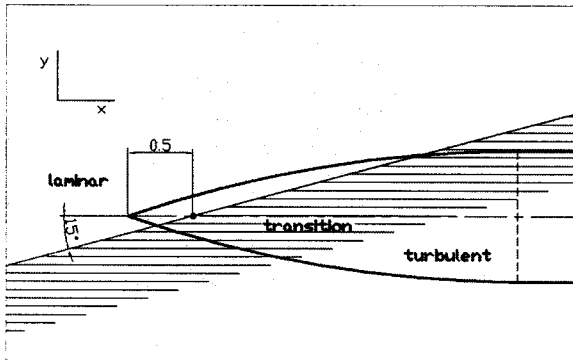
Fig. 4 Comparison of  $C_N$  at different angles of attackFig. 7 Local side force distribution at  $\alpha=40^\circ$ 

Fig. 5 Sketch of transition region

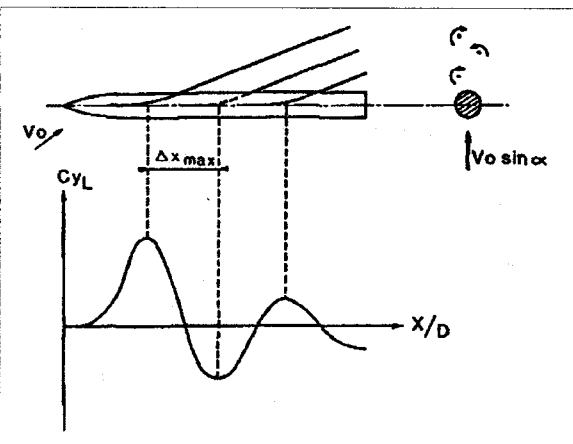


Fig. 6 Sketch of flow pattern and side force distribution on body at high angle of attack [6]

### 3.2 비대칭 와류

천이시작지점( $x_t$ )은 기둥부 끝으로부터  $0.5D$  만큼 떨어진 비행체 단면의 중심 지점을 기준으로 비행체의 중심축에서  $15^\circ$  기울어지도록 천이영역의  $x$ 방향으로의 길이( $\lambda$ )는  $2.0D$ 로 설정하여주었으며, 이것을 그림으로 표현하면 Fig. 5와 같다.

P. Champigny[6]는 실험을 통하여 높은 받음각을 가지는 비행체에서 유동패턴 및 축력 특성을 Fig. 6과 같이 정상 비대칭 와류(steady asymmetric vortex)의 생성에 따라 설명한바 있으며, 본 연구에서도 이와 유사한 경향을 보이고 있음을 확인할 수 있었다.

Fig. 7은 비대칭 천이영역을 설정하여 주었을 때의 국소축력( $C_N^y$ )분포를 나타낸 그림이며, 비대칭 천이영역을 설정하여 주었을 경우 비행체의 축방향 위치에 따라 비대칭적인 축력 특성을 나타내고 있음을 알 수 있다. 또한 이것은 Fig. 6의 국소축력분포와 정성적으로 유사한 형태를 보여주고 있다.

Fig. 8, Fig. 9는 Fig. 6의 결과에서 국소적 최대 혹은 최소의 국소축력을 가지는 위치 근방인  $x/D=1.5$ (국소최대),  $x/D=4.5$ (국소최소)에서의 속도벡터를 나타내고 있다.  $x/D=1.5$ 의 위치에서는 그림상의 우측상단에 와류가 형성되어 있으며,  $x/D=4.5$ 의 위치에서는 그림상의 좌측상단에 와류가 생성되고 있음을 확인할 수 있다. 이것으로부터 와류의 생성과 국소축력 사이에 상관관계가 있음을 알 수 있으며, 이 사실은 또한 P. Champigny[6]가 실험을 통하여 정상 비대칭 와류의 생성과 국소축력의 관계를 설명한 것과 상통한다고 할 수 있다.

$x/D=13.5$ 의 위치에서의 속도벡터를 나타낸 Fig. 10에서는  $x/D=4.5$  위치 이후 그림상의 좌측상단 부분에 생성된 와류의 크기가 증가하였으며, 우측상단 부분에서는 아직 와류가 성장

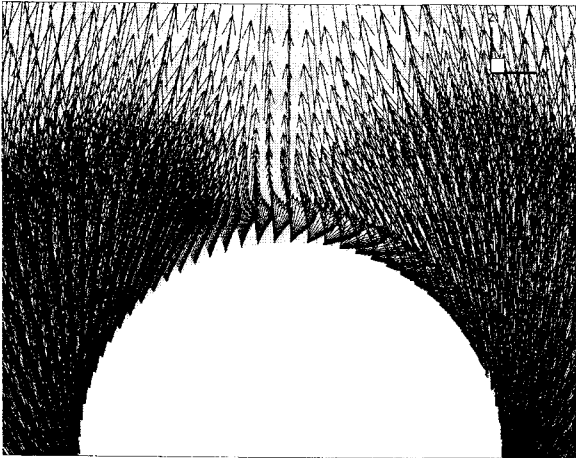


Fig. 8 Vector plot at  $x/D=1.5$

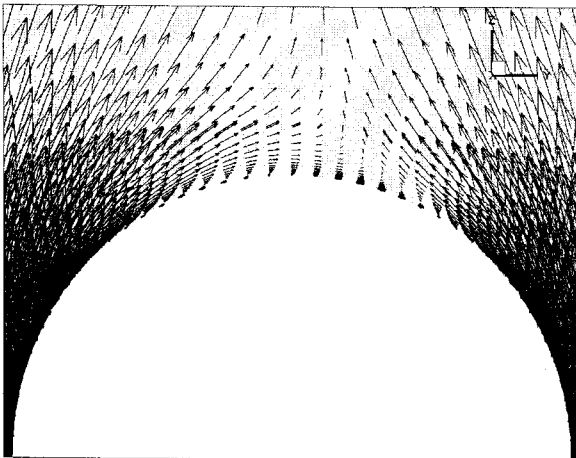


Fig. 9 Vector plot at  $x/D=4.5$

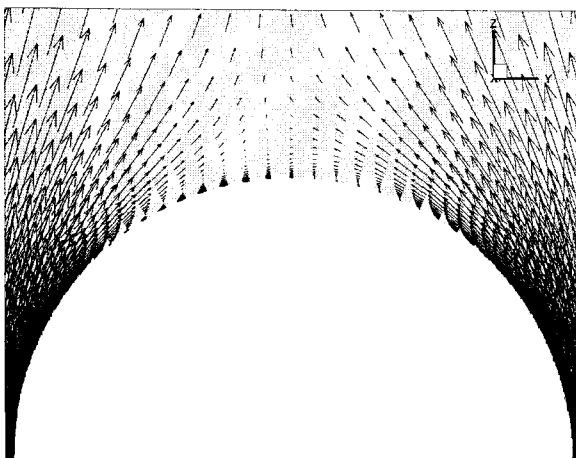


Fig. 10 vector plot at  $x/D=13.5$

하지 않고 있음을 확인할 수 있다.

#### 4. 결론 및 향후계획

높은 받음각을 가지는 축대칭 tangent-ogive-cylinder 비행체 형상의 3차원 유동해석에 간단한 비대칭의 난류천이 모델을 적용함으로써 정상 비대칭 와류를 생성시킬 수 있었으며, 이것은 또한 비대칭의 국소속력을 생성시키는 결과를 가져왔다. 와류가 생성되는 위치와 국소속력 사이에는 상당한 상관관계가 있음을 확인할 수 있었다.

향후에는 난류천이 모델에서 여러 가지 변수와 계수들을 조절할 경우의 비대칭 와류 및 공기역학적 특성을 확인하고, 이 비대칭 특성을 줄이는 방안에 대한 연구를 수행하고자한다.

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 위탁연구과제에 의한 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] Degani D., 1990, "Numerical investigation of the origin of vortex asymmetry," *AIAA paper* 90-0593
- [2] Lombard, C. K., Bardina, J. M., 1983, "Multi-Dimensional Formulation of CSCM an Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," *AIAA-83-1895*.
- [3] Kim, S. D., Song, D. J., 2005, "The Numerical Study on The Supersonic Inlet Flow Field with a Bump," *KSCFE - Volume 10 Number 3*.
- [4] Gostelow, J. P., Blunden, A. R., and Walker, G. J., 1994, "Effects of Free-Stream Turbulence and Adverse Pressure Gradients on Boundary Layer Transition," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol.116, pp.302-404.
- [5] Bruce E. Tinling and Clyde Q. Allen, 1962, "An Investigation of The Normal-Force and Vortex-Wake Characteristics of an Ogive-Cylinder Body at Subsonic Speeds," *NASA TN D-1297*.
- [6] P. Champigny, 1984, "Reynolds Number Effect on the Aerodynamic Characteristics of an Ogive-Cylinder at High Angles of Attack," *AIAA-84-2176*.