

◎ 논문

엔진화염에 따른 천음속 유도탄의 항력 평가

안창수^{*1}, 정석영^{*2}

Drag Assessment of Transonic Missile due to Engine Plume

C. S. Ahn and S. Y. Jung

Accurate assessment of the effect of jet plume on the boattail pressure drag of transonic airbreathing missiles is very important to reduce drag and to satisfy the flight range and the required maneuver. Numerical results of drag analysis for boattail and base pressures due to jet plume are presented considering the turbulence modeling. Drag assessment due to the size of jet plume, the conditions of the exhaust gas, the configurations of the boattail, and transonic mach numbers is included.

Key Words: 천음속 공기흡입 유도탄(Transonic Airbreathing Missile), 제트화염(Jet Plume), 기미부(Boattail), 압력항력(Pressure Drag), 난류모델링(Turbulence Modeling)

1. 서 론

비행체의 항력은 압력항력과 마찰항력으로 나눌 수 있으며, 저항 감소를 위하여 많은 유도탄들은 기저부에 작용하는 압력 저항, 기저저항의 감소를 위하여 기저면 면적을 줄이는 boattail 형상을 채용하고 있다. 기저면 면적은 전체 유도탄 시스템의 요구 성능에 따라 제약이 가해지며, 특히 기체 후방에 위치하는 제트 엔진과 조종편, 이와 관련된 여러 구조물 등의 배치를 고려하여 최적의 boattail 형상을 설계하여야 한다. 이때 기저면에 위치한 제트 노즐로부터 분사된 고온 고속의 엔진 화염에 의한 영향을 고려한 jet on 기저항력의 최소화가 가장 중요하다.

천음속에서 엔진화염은 항력, 종방향 안정성, 조종편 효율 등 비행체 공력 성능에 많은 영향을 미치는 것으로 알려져 있다.[1] 현재까지 화염 영향에 대한 많은 실험적인 연구가 이루어졌으며,

대체로 고품 화염을 이용하거나[2] 공기나 질소, 헬륨, 프레온 등을 이용한 cold gas를 이용한 풍동 실험[3]을 통하여 화염 영향을 해석하였다. 이때 실제 화염을 대체하는 고품 화염이나 cold gas가 동일한 공력 간섭 효과를 줄 수 있도록 설계하는 것이 가장 중요하다. 그러나 모든 비행 조건에 대하여 만족하는 화염 모델을 생성하는 것은 많은 노력과 비용을 유발한다.

화염 영향에 대한 수치해석은 풍동 실험을 대체할 수 있는 좋은 수단이나, 화염 유동과 난류 경계층, 충격파의 간섭이 심하게 일어나 매우 복잡하며, 화염을 이루는 많은 화학적 성분과 반응, 특성 등 때문에 해석에 많은 어려움이 있다.[4] 그러나 컴퓨터 성능과 계산 기법의 발달로 항력 산출과 형상 최적화 등에 간단한 화염 모델을 사용한 수치해석이 많이 응용되고 있다.

허기훈[5] 등은 화염을 공기로 가정하고 난류 유동 해석을 통하여 boattail 형상에 대한 화염의 공력 영향을 해석하여 boattail 형상의 각도와 기저면 면적, 제트 노즐 면적 등의 변화에 따른 기저 항력의 변화에 대한 연구를 하였다.

본 연구에서는 화염을 공기로 가정하고, 기미

* 2003년 05월 23일 접수

*1 정회원, 국방과학연구소

*2 정회원, 국방과학연구소

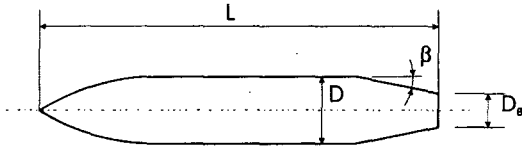


Fig. 1 Parameters of Boattail Configuration

부 형상과 제트 off/on에 따른 항력의 변화를 해석하고, 제트의 크기와 세기에 따른 jet on 기저 항력의 변화를 살펴보고자 한다.

2. 유동 모델

2.1 축대칭 유동 해석

본 연구는 기미부 형상 및 plume의 크기에 따른 기미부 및 기저부의 항력 영향을 살펴보는 것이 주 목적이므로 받음각이 없는 유동에 대해 항력의 변화를 살펴보았으며, 비행체의 형상은 날개나 조종편 등을 제외한 동체만을 모델링하였다. 그러므로 축대칭 유동으로 가정하여 수치 해석을 하였다.

축대칭 유동의 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v) + \frac{\rho v}{r} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho u^2) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho uv) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu_{eff} \left\{ 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right\} \right] \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu_{eff} \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho uv) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v^2) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu_{eff} \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu_{eff} \left\{ 2 \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right\} \right] \\ &- 2 \mu_{eff} \frac{v}{r^2} + \frac{2}{3} \frac{\mu_{eff}}{r} (\nabla \cdot \vec{V}) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} \{ u_i (\rho E + p) \} \\ &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (k + k_t) \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_j (\tau_{ij})_{eff} \right\} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\nabla \cdot \vec{V} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \quad (5)$$

점성에 의한 Stress 항은 점성 계수 μ 와 난류 모델에서 추가되는 난류 점성계수 μ_t 로 정의되는 유효 점성계수인 μ_{eff} 를 사용하여 정의된다.

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right] \quad (6)$$

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (7)$$

열전도 계수 또한 점성계수와 마찬가지로 난류의 의한 난류 열전도 계수 k_t 를 도입한다.

$$k_t = \frac{C_p \mu_t}{Pr_t} \quad (8)$$

난류 Prandtl 수 Pr_t 의 값으로는 0.85를 사용한다.

2.2 난류 모델

난류 모델로는 계산 효율, 정확성 그리고 격자계에 대한 수치 계산의 강건성 등을 고려하여 1-eqn 모델인 Spalart-Allmaras 모델을 선택하였다. 이 모델은 Nee-Kovasznay 모델을 완전한 모델로 발전시킨 것으로서, 대표적인 2-eqn 모델인 $k-\varepsilon$ 모델과 비교하면 wall function을 사용하지 않으며 필요한 방정식 수가 적은 등의 강점을 가지고 있다.[6] Wall function을 사용하여야 하는 $k-\varepsilon$ 모델의 경우 특히 역압력 구배가 존재하는 영역에서 기존의 wall function에 대한 추가적인 고려가 필요하며, 격자의 밀집도에 따라 적용되는 wall function에 의하여 해의 정확도가 영향을 받을 수 있다.[7]

본 연구에서 사용한 Spalart-Allmaras 모델의 난류 전달 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \rho \frac{D\tilde{\nu}}{Dt} &= G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} \right. \\ &\quad \left. + C_{\omega 2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu \end{aligned} \quad (9)$$

Spalart-Allmaras 모델의 난류 전달 방정식에 사용되는 변수인 $\tilde{\nu}$ 는 벽면 근처를 제외하고는 난류 동점성 계수와 동일하다. 식 (9)의 난류 점성 계수는 $\tilde{\nu}$ 와 점성 감쇄 함수를 사용하여 다음과 같이 계산된다.

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{\nu 1} \quad (10)$$

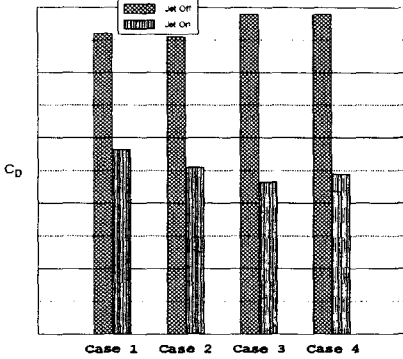


Fig. 2 Drag Coefficient of 4 Configurations with Different Boattail Shape and in case of Jet On/Off

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \quad \chi \equiv \frac{\bar{v}}{\nu}, \quad C_{v1} = 7.1$$

식 (9)에서 G_v 는 난류 점성의 생성항으로 다음과 같이 계산된다.

$$G_v = C_{b1} \rho \bar{S} \bar{v} \quad (11)$$

$$C_{b1} = 0.1335, \quad \bar{S} \equiv S + \frac{\bar{v}}{x^2 d^2} f_{v2}$$

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}, \quad \Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$$

$$x = 0.41, \quad f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}$$

식 (11)의 S 는 변형 텐서의 크기를 나타내며 와도의 크기에 기초하여 계산된다. 와도 이외에 회전에 의한 영향을 고려함으로써 eddy viscosity의 생성을 좀더 정확히 계산할 수 있다.

식 (9)의 Y_v 항은 난류 점성의 소멸을 나타내는 항으로써 다음과 같은 형태로 주어진다.

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\bar{v}}{d} \right)^2 \quad (12)$$

$$C_w = \frac{C_{b1}}{x^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_v}$$

$$C_{b2} = 0.622, \quad \sigma_v = 2/3$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6}, \quad g = r + C_{w2}(r^6 - r)$$

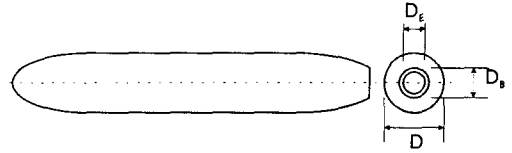


Fig. 3 Parameters of Configuration with Jet Nozzle

$$r \equiv \frac{\bar{v}}{\bar{S} x^2 d^2}, \quad C_{w2} = 0.3, \quad C_{w3} = 2.0$$

3. 항력 해석

3.1 기미부 형상에 따른 화염 영향 해석

3.1.1 기미부 형상

기미부 형상에 따른 항력의 화염 영향을 해석하기 위하여 네가지 형태의 기미부 형상에 대한 유동 해석을 실시하였다. 본 해석을 위하여 유체 해석 프로그램인 Fluent를 사용하였으며, 기미부는 Fig. 1과 같은 boattail 형상을 가지고 있다.

비행체는 tangent ogive 형태의 선두부와 원추형의 boattail 기미부를 가지고 있다. 기미부의 형상은 boattail의 각도, β 와 동체와 기저부의 직경 비, D/D_B 에 의하여 결정되며, 각각 두 가지 각도와 직경 비를 조합하여 전체 길이 L 이 동일한 총 네가지 비행체 형상에 대한 항력을 해석하였다.

표 1에 주어진 바와 같은 형상에 대하여 jet off/on에 따른 항력의 변화를 해석하였다. Jet on 상태의 해석에서 기저면 전체를 제트 노즐로 가정하였다. 그러므로 기저부 직경 비에 따라 제트 노즐의 면적이 틀리지며 제트의 유량도 달라진다.

3.1.2 항력에 대한 화염 영향 해석

항력 해석을 위해 사용된 비행 및 제트 조건은 다음과 같다.

$$M_\infty = 0.7$$

$$Re_\infty = 8.0 \times 10^6, \quad S_{ref} = 1.421 m^2$$

$$M_J = 1.0, \quad p_j/p_\infty = 1.12,$$

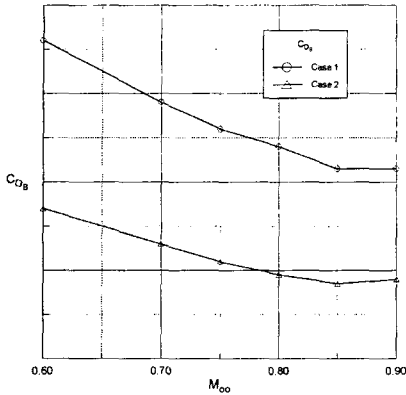


Fig. 4 Jet-On Base Drag Coefficient at Various Mach Number

네 가지 형상에 대한 plume의 존재에 따른 항력의 해석 결과는 Fig. 2에 주어진 바와 같다. 제트가 존재하는 경우 기저부 전체를 제트 노즐로 가정하였으므로 기저항력이 존재하지 않는다. 본 연구에서는 엔진 화염에 의한 항력의 변화를 살펴보는 것이 목적이므로, jet off의 경우 항력 계산에서 기저항력은 제외하였다.

계산 결과로부터, 기저항력이 제외되어 기미부의 항력 변화만이 해당되지만, boattail의 각도에 따른 팽창 정도에 의한 압력 강하의 차이에 따라 항력이 바뀌는 것을 볼 수 있다. 같은 세기를 갖는 plume에서는 boattail의 각도가 큰 경우 항력의 감소 폭이 큰 것으로 나타났다. 이는 jet off의 경우 boattail의 각도가 증가함에 따라 유동이 더 많이 팽창하여 기미부에서의 압력이 더 감소하게 되기 때문이다. 이러한 이유로 제트가 없는 경우에는 boattail의 각도가 큰 경우가 항력이 더 크다. Jet on의 경우 기미부의 압력이 작으면 plume의 상대적인 세기가 증가하므로 더 큰 plume 간섭 효과가 생기고 기미부의 압력 분포는 plume에 의해 더 많은 영향을 받는다. 즉 boattail 각도에 따라 기미부의 압력 강하 정도가 달라짐으로써 plume 간섭에 따른 항력의 변화가 달라질 수 있다. 그러나 제트 노즐의 직경이 커지면 Case 2와 Case 4에서 보듯이 plume에 의한 간섭 효과의 차이가 Case 1과 Case 3에 비하여 줄어드는 것을 볼 수 있다.

3.2. 노즐 형상에 따른 항력의 화염 영향

3.2.1 비행체 형상

제트 노즐의 크기에 따른 기저항력의 변화를

Table 1 Boattail Configurations

D_B/D	0.481	0.625
β		
16.7°	case 1	case 2
26.1°	case 3	case 4

해석하기 위하여 동일한 비행체 형상에 대한 제트 노즐의 크기를 바꾸어 기저항력의 변화를 살펴보았다. 해석 대상으로 선택한 비행체 형상은 구형 nose를 가진 tangent ogive 형태의 선두부를 가지며, boattail 형상의 기미부도 tangent ogive 형태를 갖고 있다.

동일한 비행체 형상에 대하여 제트 노즐의 크기 D_E 와 기저부 직경 D_B 의 비, D_E/D_B 와 제트의 세기인 p_j/p_∞ 의 변화에 따른 기저항력의 변화를 산출하였으며, 설정된 제트 노즐의 크기와 제트의 세기는 다음과 같다.

3.2.2 화염에 따른 항력 변화 해석

기저항력 해석을 위한 비행 및 제트 조건은 다음과 같다.

$$M_\infty = 0.6, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9$$

$$M_j = 1.0$$

각 마하수에 대하여 기저항력의 변화를 살펴보면 Fig. 4에 주어진 바와 같다. 두 기저항력의 차이는 전적으로 제트 노즐 크기의 차이에 따른 plume 간섭 효과의 세기가 다르게 나타나기 때문인 것이다. Fig. 2에서 살펴본 것과 같이 제트의 크기가 클수록 plume의 간섭 효과가 강하게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

제트의 세기에 따른 영향을 살펴보면, Case 1의 제트 세기가 Case 2의 경우보다 강하지만, 이 경우 제트의 크기가 더 중요하게 작용한다. 두 경우의 기저항력은 제트의 크기와 세기에 따라 큰 차이가 없어, 제트 노즐 크기에 따른 기저면적의 차이는 jet on 기저항력에 큰 영향이 없 것으로 판단된다.

Fig. 5는 $M_\infty = 0.8$ 에서의 등 마하선도다. 제트의 크기 차이에 따른 기저면과 boattail 부근에

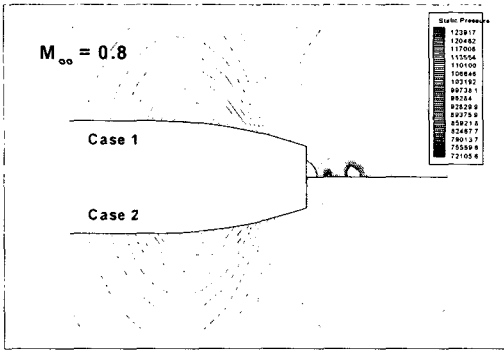


Fig. 5 Mach Contours around Base at $M_\infty = 0.8$

형성된 유동의 차이를 살펴볼 수 있다. Case 1의 경우 제트의 세기가 크므로 파소 팽창의 정도가 커서 팽창이 더 크게 일어남을 볼 수 있다. 그러나 제트의 직경이 작고 기저면이 크기 때문에 Case 2에 비하여 plume 간섭에 의한 영향이 작게 일어남을 볼 수 있다.

이와 같이 외부유동과 화염의 간섭 강도의 증가에 따른 기저항력의 감소는 속도나 항속 거리 등에 많은 이점을 주지만, 기미부 부근의 압력 증가로 인한 것으로 무게 중심으로부터 먼 거리에 위치함에 따라 피칭모멘트 등에 큰 영향을 줄 것으로 예측된다. 또한 기미부 근처에 위치하는 조종편에 미치는 공력 영향이나 화염과 같은 고온 기체로부터 비행체가 받는 열전달량의 증가로 인한 영향 등에 대한 해석이 필요하다.

4. 결론

천음속 영역의 압축성 난류 유동 해석을 통하여 boattail을 갖고 있는 비행체의 화염에 의한 항력의 변화를 해석하였다. 기미부 형상과 화염의 영향, 제트의 크기와 세기 차이에 따른 항력의 차이를 분석하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) Boattail의 각도가 커짐에 따라 화염에 의한 항력의 변화가 커진다. 이는 boattail의 각도가 증가함에 따라 기저부 압력 감소 폭이 커져서 화염의 세기가 상대적으로 강해지기 때문이다.

(2) 제트 노즐 면적의 증가는 기저면의 면적을 줄이고 외부 유동과의 간섭을 증가시켜 많은 기저항력의 감소를 가져왔다.

Table 2 Jet Nozzle Size and Plume Condition

	D_E/D_B	p_j/p_∞
case 1	0.558	1.85
case 2	0.715	1.0

(3) 외부 유동과 화염의 간섭의 증가는 기저항력의 감소라는 이득을 가져오지만 기미부 부근의 압력 증가는 종적 안정성에 나쁜 영향을 줄 것으로 예측된다. 이외에도 조종편 등에 미치는 영향에 대한 해석이 요구된다.

참고문헌

- [1] Korst, H. H. and Deep, R. A., "Modeling of Plume Induced Interference Problems in Missile Aerodynamics," AIAA-79-0362, AIAA, 1979
- [2] Burt, J. R. Jr., "An Investigation of the Effectiveness of Several Devices in Simulating a Rocket Plume at Free Stream Mach Number of 0.9 to 1.2," RD-TR-71-22, U.S. Army Missile Command, Redstone Arsenal, AL, 1971
- [3] Landingham, G. M., "An Approach to Experimental Investigation of Jet Plume Effects on Missile Aerodynamics," RD-82-19, U.S. Army Missile, Command, Redstone Arsenal, AL, 1982
- [4] Dash, S. M. and Sinha, N., "Exhaust Plumes and Their Interaction with Missile Airframes: A New Viewpoint," Tactical Missile Aerodynamics: Prediction Methodology, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 142, AIAA, 1991, pp.649~756
- [5] 허기훈, 변우식, "후방 동체 항력에 대한 Jet의 영향," 한국전산유체공학 춘계학술대회 논문집, 한국전산유체공학회, 2000, pp.140~145
- [6] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA-92-0439, AIAA, 1992
- [7] Fluent 5 User's Guide, Vol. 2, Fluent Inc., 1998, pp.9-48~9-55