

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 387-395(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.387>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

비점성 유동 해석을 통한 초음속 흡입구의 부가항력 산출

정석영*, 이정화, 김민규

Additive Drag Computation of Supersonic Inlet by Numerical Analysis on Inviscid Flow

Suk Young Jung*, Jung Hwa Lee and Min Gyu Kim

Agency for Defense Development

ABSTRACT

A technique for calculating the additive drag of the inlet in supersonic flow was studied using commercial CFD software, STAR-CCM+, which provides a efficient way of 3 dimensional flow analysis with polyhedron-shaped grid system. Three configurations were chosen and applied to the calculation with various flow conditions of two different free stream Mach No. and some mass flow ratios. Comparisons with results from wind tunnel test gave good agreements. Though computation were carried out with the inviscid and compressible flow around the supersonic inlet for the supercritical condition, ignoring the viscous effects is concluded to give little effects on the accuracy of the additive drag calculation and to make the calculation more efficient owing to less effort and time consumed for grid system build-up and for iteration because of less grid number and simpler boundary condition.

초 록

초음속 흡입구의 부가항력을 계산하는 효율적인 방법을 개발하였으며 이 방법은 상용 유동 해석 소프트웨어인 STAR-CCM+을 사용한 유동 해석 결과를 이용한다. STAR-CCM+는 다면체 형상의 격자를 이용하여 효율적인 3차원 유동 해석을 수행할 수 있다. 세 가지 형상의 흡입구에 대해 두 가지의 유동 마하수와 여러 유량비 조건에 대한 해석을 수행하고 본 방법을 이용하여 부가항력을 계산하였으며 계산 결과를 풍동시험 결과와 비교하여 잘 일치하는 결과를 얻었다. 초입계 조건에 대한 초음속 흡입구 주위의 3차원 유동 해석은 비점성 가정을 사용하고 있지만, 점성 효과를 제외한 것이 부가항력 산출에 큰 영향을 주지 않은 것으로 사료되며 적은 격자와 단순한 경계조건의 사용이 가능하여 격자 생성과 유동 해석에 소요되는 노력과 시간의 절약으로 인해 효율적인 부가항력 산출에 기여했다고 판단된다.

Key Words : Supersonic Inlet(초음속 흡입구), Additive Drag(부가항력), Inviscid Compressible Flow(비점성 압축성 유동), Polyhedron-shaped Grid(다면체 격자)

† Received : October 21, 2014 Revised : March 3, 2015 Accepted : March 19, 2015

* Corresponding author, E-mail : jungsy@add.re.kr

I. 서 론

초음속 흡입구의 부가항력(*Additive Drag*)은 *Ferri*와 *Nucci*^[1]에 제시되었으며 영국에서는 유입 전 항력(*Pre-entry Drag*)이라는 이름으로 부른다. 부가항력은 유입 유동의 성질을 특성짓는 상류의 원방에서부터 흡입구 입구까지의 유동 변화에서 기인한다. 흡입구 유동의 특성은 유입 유량에 대한 원방의 유동면과 흡입구 입구의 기하학적 크기의 비로 정의되는 유량비에 의해 결정되는데, 특히 유량비가 1보다 작은 경우 부가항력이 발생한다.

이 경우 흡입구 입구 전방의 유동은 흡입구로 유입되지 못하고 유선이 휘어지면서 흡입구 외부로 흘러나가게 되며, 이때 유동이 가지는 운동량이 항력으로 작용하게 된다. 초음속 유동에서는 최대 유입 유량비가 1보다 작은 경우가 있을 수 있으며 이 경우 원천적인 부가항력을 갖게 된다. 엔진 내부의 유동 조건에 따라 유량비의 변화에 따라 발생하는 유출항력(*Spillage Drag*)은 추가적인 유량비의 감소로 인하여 발생한다^[2].

Moekkel^[3]은 충격파의 위치 예측으로부터 충격파와 흡입구 사이 유량의 운동량을 통하여 부가항력을 예측하였고, *Osmon*^[4]은 *Moekkel*의 방법을 실험을 통한 유효 면적 보정으로 정확도를 향상시키고 실험치와 비교하였다. *Sibulkin*^[5]은 풍동시험을 이용한 부가항력 측정을 수행하고 진입하는 유선에 의한 이론적인 방법과 비교 연구하였다. 기타 유출항력에 대한 이론적이나 실험적인 문헌에 관한 선행 연구가 수행된 바 있다^[6].

그러나 부가항력은 도식적으로 흡입구로 유입되는 굽어진 유선 위에 작용하는 압력에 의한 힘이다. 공간 상의 유선에 작용하는 힘을 측정하거나 계산하는 것은 매우 어려운 일이므로 측정이나 이론적으로 모두 간접적인 방법을 이용한다. 간접적인 방법은 제어 체적을 설정하고 이 영역 내에서 공기역학적인 힘의 균형을 통해 부가항력을 산출한다. 유동의 유출입 면에서 운동량과 압력, 그리고 영역 내에 포함된 물체 표면에 작용하는 힘도 고려되어야 한다. 그러므로 풍동시험에서는 유출면에서의 유동 속도와 압력을 측정해야 하고 흡입구 형상에 작용하는 힘을 분리하여 측정할 수 있도록 모델이 설계되고 설치되어야 하는 어려움이 있다.

1980년대부터 발달한 전산유체역학을 흡입구 유동 해석 및 성능 분석에 적용하려는 연구가 많이 시도되었으며 형상 설계에도 이용하고 있다. *Jung* 등^[7]은 점성 압축성 유동 해석을 이용해 초

음속 흡입구 유동과 성능을 해석하였다. *Kurth* 등^[8]은 초음속 흡입구 설계에 비점성 유동 해석을 이용한 흡입구 성능 분석에 대해 언급하고 있으며 언급된 흡입구 성능에는 부가항력도 포함된다.

본 연구에서는 초음속 흡입구 주위의 3차원 비점성 압축성 유동 해석의 결과를 이용하여 부가항력을 계산하는 기법을 개발하였다. 유동 해석은 상용 유동 해석 소프트웨어인 *STAR-CCM+*를 이용하였으며 이 소프트웨어는 다면체 형상의 격자 구조를 제공하여 3차원 형상의 격자 생성과 유동 계산의 효율적인 수행이 가능하다. 다양한 흡입구 형상에 대해 3차원 유동의 수치해석과 결합된 부가항력 산출 기법을 이용하여 여러 마하수와 받음각 및 유량 조건을 포함한 유동 조건에 대해 흡입구 성능을 효율적으로 산출할 수 있을 것으로 기대된다.

II. 본 론

2.1 부가항력

2.1.1 부가항력의 정의

부가항력은 서론에서 언급한 바와 같이 유량비가 1보다 작은 경우에 발생하며 외부 충격파가 존재하는 초음속 흡입구 유동에서는 충격파가 흡입구 카울의 앞전에 입사하는 *SOL(Shock on Lip)* 마하수보다 낮은 마하수의 유동에서 발생한다. 이때 엔진 운용 조건에 따른 흡입구 내부 유동 변화와 관계없이 초임계 상태의 최대 유량 조건에서 부가항력이 존재한다.

Figure 1에서 보는 바와 같이 유량비가 1보다 작은 경우 흡입구 입구 전방에서 흡입구로 유입되는 유선이 충격파를 지난 이후 굽은 형태를 띠게 되며 이 유선에 작용하는 힘이 부가항력이다.

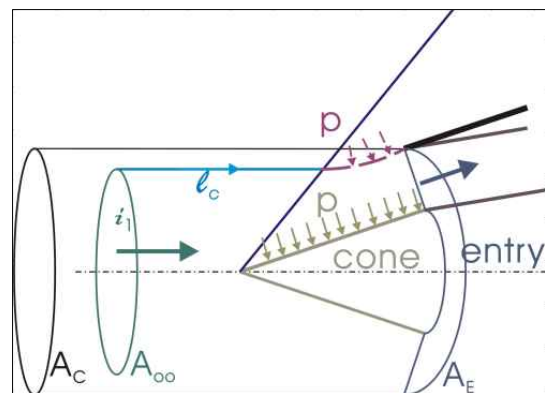


Fig. 1. Scheme of Additive Drag

그림에서 흡입구로 유입되는 유동에 설정된 계산 영역에서 각 면에서의 힘의 균형으로부터 축방향 부가항력 성분은 다음과 같이 산정할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 X_A &= \int_{l_C} (p - p_\infty) dA_x & (1) \\
 &= \int_{Entry} [V_x \dot{m} + (p - p_\infty) dA_x] \\
 &\quad - \int_{i1} V_x \dot{m} + \int_{Cone} (p - p_\infty) dA_x
 \end{aligned}$$

위의 식에서 l_C 는 카울럼으로 향하는 정체 유선으로 흡입구로 유입되는 유동과 외부로 흐르는 유동의 경계이고 이 유선에서 작용하는 힘이 부가항력에 해당한다. *Entry*는 환형의 흡입구 입구면이며 흡입구의 기하학적 형상으로부터 정의한다. $i1$ 은 흡입구로 유입되는 유동의 원방 유입면을 가리키고 그 면적, A_∞ 은 아래 식과 같다.

$$A_\infty = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty V_\infty} \quad (2)$$

유량비, *MFR*는 흡입구로 유입되는 유량, \dot{m} 에 대해 흡입구 카울 면적, A_C 을 기준으로 자유류 유동 조건으로 무차원한 값을 사용한다.

$$MFR = \frac{\dot{m}}{\rho_\infty V_\infty A_C} = \frac{A_\infty}{A_C} \quad (3)$$

원방 유입면에서의 유동이 균일하다고 가정할 수 있으므로 적분은 아래와 같이 된다.

$$\int_{i1} V_x \dot{m} = \dot{m} V_\infty \cos \alpha = \rho_\infty V_\infty^2 A_\infty \cos \alpha \quad (4)$$

유동의 받음각, α 으로부터 축방향 성분의 운동량을 고려하게 되고 이때 받음각은 옆미끄럼각을 포함한 전반음각을 의미한다.

식(1)의 부가항력을 동압, $q_\infty (= \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2)$ 과 흡입구 카울 면적, A_C 을 기반으로 무차원 계수화하여 다음과 같이 축력 계수로 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 C_{X_A} &= \frac{X_A}{q_\infty A_C} & (5) \\
 &= C_{X_{Entry}} - 2 \times MFR \times \cos \alpha + C_{X_{Cone}}
 \end{aligned}$$

$$C_{X_{Entry}} = \frac{\int_{Entry} [V_x \dot{m} + (p - p_\infty) dA_x]}{q_\infty A_C} \quad (6)$$

$$C_{X_{Cone}} = \int_{Cone} (p - p_\infty) dA_x / q_\infty A_C \quad (7)$$

식(5)와 (6), (7)의 $C_{X_{Entry}}$ 와 $C_{X_{Cone}}$ 은 각각 흡입구 입구면에서의 추력 계수와 흡입구 전방에 위치한 충격파 발생기에서 발생하는 항력 계수를 나타낸다. 항력의 경우 마찰 저항도 포함되며 식에서는 압력 저항만을 표시하였다.

2.1.2 부가항력의 산출

부가항력은 식(5)의 $C_{X_{Entry}}$ 와 $C_{X_{Cone}}$ 를 산출하는 것을 통해 획득될 수 있다.

흡입구 주위의 초음속 유동장을 해석하여 산출하는 경우 흡입구 입구면에서의 유동 특성 분포를 알기 때문에 식(6)의 수치 적분을 수행하여 구하는 것이 어렵지 않다. 부가항력을 산출하는 첫 번째 방법은, 식(8)과 같이 직접적인 계산 방법으로, 유동장 해석에서 획득한 흡입구 입구면에서의 유동 정보를 이용하여 식(6)의 적분을 수치적으로 계산하는 것이다. 즉 전산유체역학을 이용한 수치계산의 결과로부터 입구면 위에 존재하는 격자에서의 합으로 계산할 수 있다.

$$C_{X_{Entry}} = \sum_i [\dot{m}_i V_{x_i} + (p_i - p_\infty) A_{x_i}] \quad (8)$$

$$\dot{m}_i = \rho_i (V_{x_i} A_{x_i} + V_{y_i} A_{y_i} + V_{z_i} A_{z_i}) \quad (9)$$

아래첨자, i 는 단위 격자를 나타내며 해당 격자에서의 국부적인 유동 정보(밀도, 속도)나 형상 정보(면적 벡터)를 가리킨다.

풍동시험 등에서는 흡입구 입구면에서의 유동 정보 분포를 구하는 것이 매우 어렵기 때문에 첫 번째 방법을 사용할 수 없다. 식(6)의 흡입구 입구면에서의 추력 계수는 다음과 같이 흡입구 입구면을 대표하는 압력과 마하수를 사용하여 근사적으로 나타낼 수 있다.

$$C_{X_{Entry}} = \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \left[\frac{\bar{p}_E}{p_\infty} (\gamma \bar{M}_E + 1) - 1 \right] \frac{A_E}{A_C} \quad (10)$$

식(10)에서 \bar{M}_E 와 \bar{p}_E 는 각각 흡입구 입구면, *Entry*에서의 대표 마하수와 정압력을 나타내며 A_E 는 흡입구 입구면의 X방향 투영 면적이다. 식(10)을 이용하는 것이 두 번째 방법으로, 흡입구 입구면에서 전압력 평균과 유입 유량으로부터 준 1차원 유동 특성을 이용하여 대표 마하수와 압력을 계산하고 이를 이용하여 식(10)을 통해 부가항력 계수를 산출하는 간접 계산 방법이다.

유동의 연속방정식 특성을 이용하면 원방의 유입면과 흡입구 입구면에서 다음과 같은 관계가 성립함을 알 수 있다.

$$P_\infty F(M_\infty) A_\infty = \bar{P}_E F(\bar{M}_E) A_E \quad (11)$$

P 는 전압을 나타내며 유동함수, F 는 다음과 같이 정의된다.

$$F(M) = M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (12)$$

식(11)의 관계로부터 \bar{M}_E 는 다음과 같은 유동함수의 관계로부터 계산될 수 있다.

$$F(\bar{M}_E) = F(M_\infty) \frac{MFR}{PR_E} \frac{A_C}{A_E} \quad (13)$$

흡입구 입구면에서의 압력회복률, PR_E 는 다음과 같이 정의된다.

$$PR_E = \frac{\bar{P}_E}{P_\infty} = \frac{1}{P_\infty A_E} \int_{Entry} P dA \quad (14)$$

흡입구 입구면의 압력, \bar{p}_E 는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \frac{\bar{p}_E}{p_\infty} &= \frac{\bar{p}_E}{\bar{P}_E} \times \frac{\bar{P}_E}{P_\infty} \times \frac{P_\infty}{p_\infty} \\ &= PR_E \left[\frac{2 + (\gamma-1)M_\infty^2}{2 + (\gamma-1)\bar{M}_E^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{aligned} \quad (15)$$

흡입구 유로 내에 특정 위치에서 유량비와 압력회복률을 계산하면 이를 이용하여 식(11)과 (13), (15)을 이용하여 대표 마하수와 압력을 결정하고 이를 이용하여 부가항력 계수를 산출할 수 있다.

2.2 수치 해석

2.2.1 해석 형상

Figure 2와 같이 단일 외부 압축 원추를 갖는 축대칭 흡입구에 대해 부가 항력 산출을 위한 수

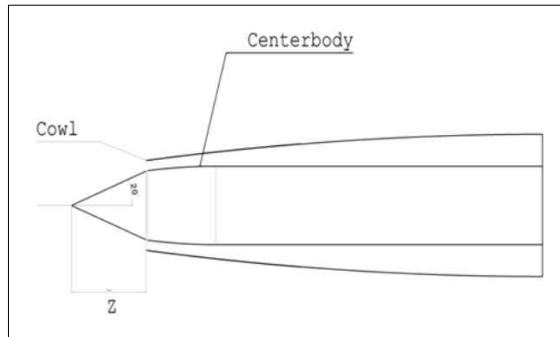


Fig. 2. Inlet Model Configuration

Table 1. Descriptions on Models

Model name	L1	L2	L3
Cone half-angle [°]	20	20	20
Z [in]	5.63	8.47	10.47
Supercritical mass-flow ratio at $M_o=1.8$	1.0	0.75	0.51

치 해석을 수행하였다. 외부 압축 원추의 형상은 Table 1에 주어진 길이로부터 결정되며, 동일한 원추 반각 20°에 대해 세 가지의 서로 다른 길이를 선택하였다. 시험 결과와의 비교를 위해 참고 문헌[5]의 풍동시험 모형과 동일한 형상을 사용하였다.

Z 는 흡입구 전방에 위치한 원추의 길이이며 원추에서 발생한 충격파와 흡입구 카울립과의 기하학적 위치를 결정한다. 그러므로 이 길이는 흡입구로 유입되는 유량을 결정하는 변수가 되며 부가항력의 크기도 이 길이에 따라 다르게 나타난다. 길이에 따른 형상은 각각 L1, L2, L3로 명명하였고 L1의 경우 원추 충격파가 흡입구 카울립에 입사하여 해석 조건의 마하수, 1.8이 SOL 마하수이며 이때 유량비가 1이 된다. 카울립의 위치는 SOL 마하수 조건으로부터 결정된다.

2.2.2 수치 해석

초음속 흡입구 유동 해석을 위하여 여러 가지의 수치 해석 소프트웨어가 다양하게 사용되고 있는데, 그 중 본 연구에서는 범용 유체해석 소프트웨어인 STAR-CCM+(CD-adapco)를 이용하였다. 이 소프트웨어는 다면체 형상의 격자체로 이루어진 격자계를 제공하여 3차원 형상의 격자생성과 유동 계산의 효율적인 수행이 가능하다.

Figure 3은 수치 해석을 위해 생성된 다면체 격자계를 보여주고 있으며 대칭면에서의 격자 분포이다. 다면체 격자의 경우 천음속이나 초음속 외부 유동에 적합하고, 해석 물체로부터 격자 크기 변화가 급격하지 않기 때문에 본 연구의 유동 해석을 효율적으로 계산할 수 있는 격자이다. 또한 유동방향이 물체의 길이방향과 크게 어긋나 있는 환경에서도 적절한 해를 나타내 준다. 무작위로 생성되는 다면체 격자를 사용하였기 때문에 형상마다 약간의 차이는 있지만, 최대 대략 450만개의 계산격자가 사용되었다. 계산의 편의를 위해 흡입구 내부의 확산기 형상은 임의로 생성하였다. 이는 확산기 형상에 대한 참고문헌의 기

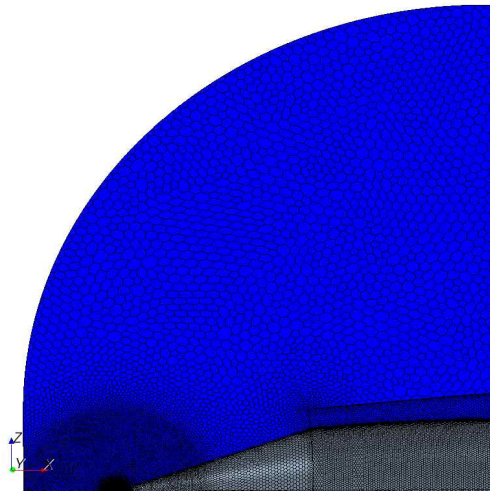


Fig. 3. Polyhedron Grid around Inlet Model

술이 불분명하기 때문이지만, 확산기의 형상은 부가항력에 영향을 주지 않기 때문에 문제가 되지 않는다.

유동 해석 조건으로는 두 가지 마하수 $M_\infty = 1.6, 1.8$ 과 세 가지 받음각 (Angle of attack, AOA) $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ 을 선택하였다. 이 중, 받음각이 없는 경우의 해석결과는 참고문헌[5]의 풍동시험 결과와 비교하였다. 초음속 흡입구의 부가항력은 최대 유량 조건인, 종말 충격파가 흡입구 내부에 위치하는, 초임계 (Supercritical) 조건에서 발생하므로, 흡입구 내부 유로의 출구 경계조건으로 배

압, p_B 을 자유류 전압에 대한 비로 $0.1\% (= \frac{p_B}{P_\infty})$

의 값으로 매우 작게 주었다. 이런 경계조건에서는 흡입구 내부 유로의 전영역에서 초음속 유동이 형성될 수 있으며 초기조건에 크게 구애받지 않고 계산을 진행할 수 있다. 또한 배압 조건을 높여 일부 영역의 유동이 아음속이 되어도 종말 충격파가 흡입구 내부에만 존재하여 초임계 조건을 유지한다면 부가항력을 산출할 수 있다.

유출 항력 산출을 위해 96%까지 배압조건을 증가시켜 수직 충격파의 위치를 조절하여 아임계 (Subcritical) 조건을 만들어 유량비 감소에 따른 항력을 산출하였다. 아임계 조건에서는 필연적으로 흡입구 내부에는 아음속 유동이 형성된다. 이때에는 계산이 초기조건에 많은 영향을 받으므로 신중한 유동조건의 선택이 필요하다.

유동해석 방법으로는 3차원 비점성 오일러 방정식을 해석하였으며, 이상기체를 이용한 정상 해석을 하였다. 또한, AUSM+ 기법을 사용하여 유동해석을 수행하였다. 3차원 유동 해석은 비점성 가정을 사용하고 있지만, 점성 효과를 제외한

것이 부가항력 산출에 큰 영향을 주지 않은 것으로 사료되며 격자 생성과 유동 해석에 소요되는 노력과 시간의 절약으로 인해 효율적인 부가항력 산출에 기여했다^[9]고 판단된다.

2.3 해석 결과

2.3.1 받음각 없는 경우

받음각이 없는 경우, 세 가지 형상에 대해 산출된 부가 항력 계수를 선행연구^[5]의 풍동시험 결과와 비교 하였고, 이를 바탕으로 받음각이 있는 경우에 대한 해석을 수행하고 받음각에 따른 부가항력 계수의 변화를 분석하였다.

Figure 4는 받음각이 없는 경우 선행 연구의 풍동시험 결과(WT)와 함께, 부가항력 계수를 입구 면에서의 직접계산 방법(CFD_M1, 붉은색)과 준 1차원 유동특성을 고려한 간접계산 방법(CFD_M2, 푸른색), 두 가지 방법으로 산출한 결과를 비교하여 보여주고 있다. 두 방법 모두 풍동시험과 잘 일치하는 결과를 보여주고 있다. 다만 최대 유량비에서 부가항력의 경우 두 계산법의 결과가 차이가 나며 직접계산 방법이 보다 풍동시험 결과와 유사하고 간접계산의 경우 더 큰 항력을 예측하고 있다. 그러나 유량이 감소하여 유출항력이 발생하는 영역에서 두 계산법의

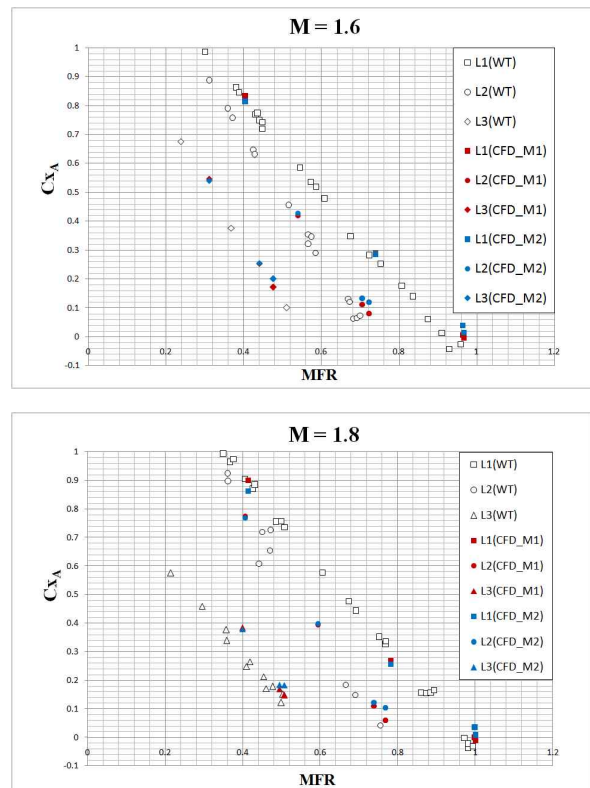


Fig. 4. Additive/Spillage Drag Coefficient

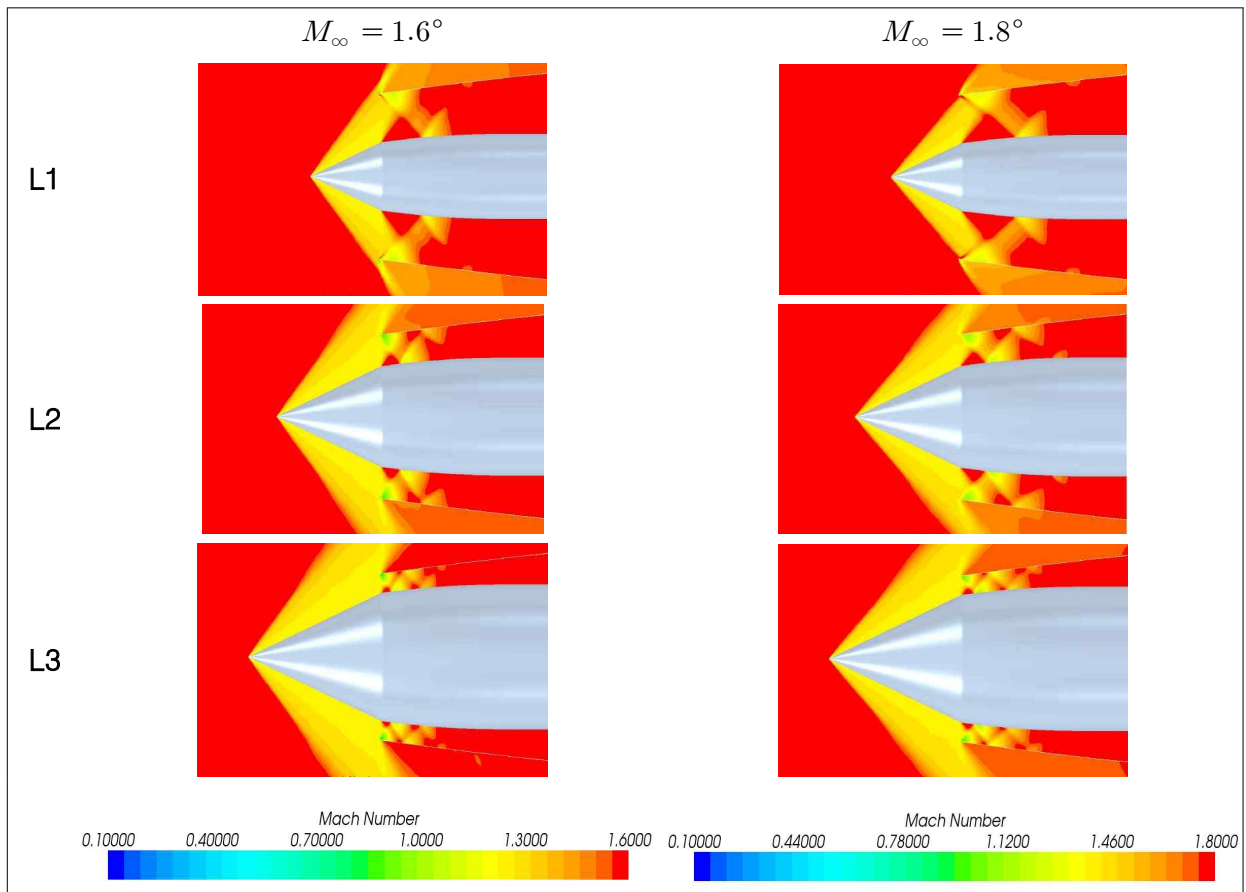


Fig. 5. Mach No. Contour around Inlet with Supersonic Outlet Condition for $AOA = 0^\circ$

거의 동일한 결과를 산출하며 풍동시험 결과와도 잘 일치한다.

직접계산 방법의 경우 해석 소프트웨어에서 식(8)에 보는 바와 같은 입구면에서의 적분값을 제공하지 않기 때문에 식(9)의 개별 격자에서의 유동 정보와 사용자 정의 함수를 이용하여 계산하여야 한다. 간접계산 방법의 경우 계산에 필요한 유량비와 압력회복률은 해석 소프트웨어의 기본적인 후처리 결과로부터 산출이 가능하다.

최대 유량비 조건에서 흡입구는 초임계 상태이며 입구면 유동은 초음속이다. 아임계 상태가 되면 유량이 감소하고 입구면 유동은 아음속으로 감속한다. 두 계산법은 동일 수치계산 결과를 가지고 입구면에서의 운동량을 산출하는 방법에서의 차이이며 초음속인 경우 간접계산법의 오차가 커진다는 결론을 얻을 수 있다. 초음속 유동인 경우가 아음속 유동인 경우에 비해 입구면에서의 균일성이 나쁘기 때문에 식(13)의 대표 마하수 산출 오차가 커지기 때문이라고 추론할 수 있다.

Figure 5는 수치해석 결과로써 자유류 마하수 1.6과 1.8 조건에서 흡입구 주위의 마하수 분포를

보여주고 있다. 길이(Z)에 따른 형상 변화는 카울과 충격파의 상대 위치에 차이를 가져와서 흡입구로 유입되는 유량이 다르게 나타난다. 이에 따라 흡입구로 흡입되지 못한 유량은 외부 유동으로 흘러나가면서 항력을 발생시키며 이것이 부가항력으로 나타난다.

L1 형상의 경우 마하수 $M=1.8$ 에서 충격파가 흡입구 카울립에 입사하도록 설계되어 있는데, 유동 해석에서 유량비가 1을 나타내고 있어 이를 확인할 수 있다. 이 경우 원방 자유류에서의 유동면적과 흡입구 입구 면에서의 유동면적이 동일하여 유선이 변화하지 않고 모두 흡입구 내부로 흘러들어가 부가항력을 발생시키지 않는다. 이 경우 수치해석의 결과가 풍동시험의 측정치보다 더 설계치에 가깝다.

흡입구 전방 원추의 길이가 길어질수록 원추의 충격파와 카울립의 간격이 커져서 흡입구로 유입되는 유량이 작아지고 그만큼 부가항력도 증가하게 된다. 그러므로 L1에서 0인 부가항력이 L2와 L3 형상으로 갈수록 증가하는 것을 Fig. 4에서 볼 수 있다.

Figure 5는 자유류 전압에 대해 0.1% 수준의 배압 조건이 적용되어 계산된 결과이며 흡입구 내부에 초음속 유동이 형성되어 있음을 볼 수 있다. 부가항력은 초입계 조건의 흡입구 유동에서 산출이 가능하며 종말 충격파의 흡입구 내 위치 등에 영향을 받지 않고 동일한 값이 산출된다. 본 계산에서와 같이 흡입구 내부유로 출구에 매우 작은 배압을 주어 내부 유로의 유동이 초음속이 되어도 부가항력 산출에는 전혀 문제가 없다. 이러한 유동해석의 경계조건과 초기조건 설정은 해석의 편의성과 수치계산의 안정성 면에서 매우 유리하게 작용한다. 흡입구 내부 유로의 출구까지 초음속 유동이 형성되어 있으므로 출구면에서의 경계조건으로 외삽조건이 사용되며 설정한 배압은 사용되지 않는다. 그러나 출구면에서의 유동 속도가 아음속으로 감속되면 Riemann 불변량에 근거하여 배압과 전온도를 사용하는 경계조건이 적용된다.

Figure 6은 배압 조건을 변화시키며 수행된 수치 계산으로부터 산출된 부가항력을 보여주고 있다. 일정한 배압 조건까지는 부가항력이 모두 같은 값을 알 수 있으며 이는 흡입구 유동이 초입계 상태이기 때문이다. 배압 값은 자유류 전압에 대한 비이며 백분율로 주어져 있다. Fig. 7은 배압에 따른 유량비의 변화를 나타낸 것으로 항력 증가와 유량비의 감소가 배압에 대해 동일한 형태로 나타남을 볼 수 있다. 즉 유량비의 감소가 항력의 증가로 나타났다고 할 수 있다.

Figure 8은 각 배압 조건에 해당하는 계산 결과로써 흡입구 주위 유동의 마하수 분포를 보여주고 있다. 흡입구 내부 유로 중간에 수직 충격파가 존재하고 있으며 흡입구 입구는 초음속 유동, 출구는 아음속 유동임을 볼 수 있다. 또한 배압이 증가함에 따라 이 종말 수직 충격파가 입구

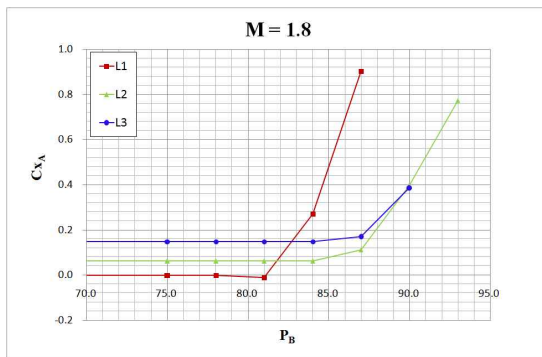


Fig. 6. Additive/Spillage Drag according to Back Pressures at Inlet Exit Plane for $M_\infty = 1.8$ and $AOA = 0^\circ$

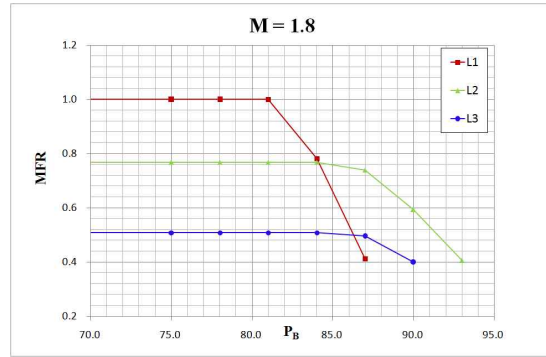


Fig. 7. MFR(Mass Flow Ratio) according to Back Pressures at Inlet Exit Plane for $M_\infty = 1.8$ and $AOA = 0^\circ$

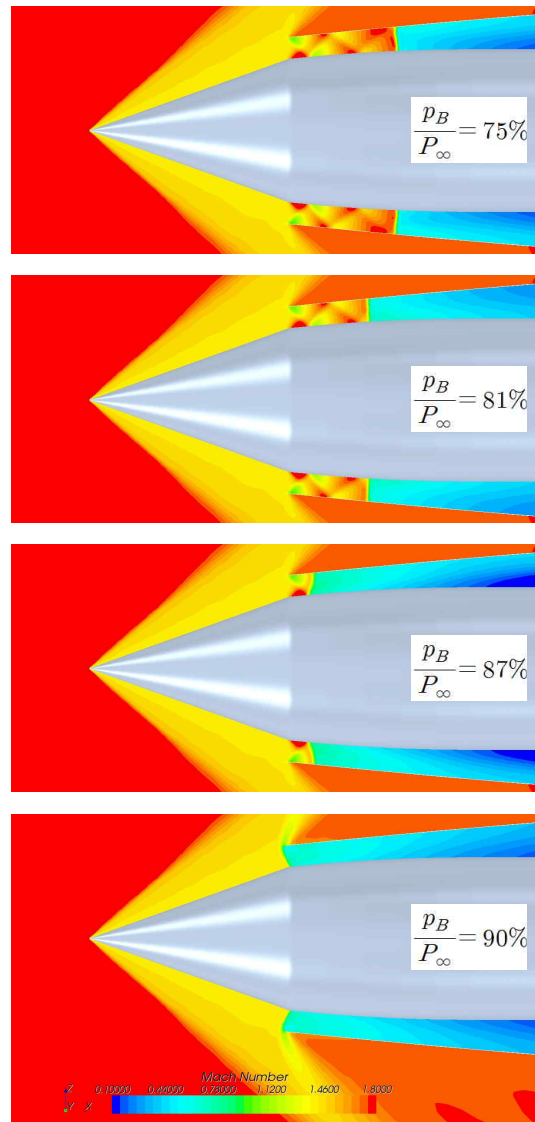


Fig. 8. Mach No. Contour around Inlet L3 for $M_\infty = 1.8$, $AOA = 0^\circ$ and various Back Pressures

쪽으로 전진한다. 수직 충격파가 흡입구 내부에 위치할 때는 흡입구로 유입되는 유동 구조에 변화가 없고 유입 유량도 동일하므로 항력은 일정하다. 그러므로 부가항력은 수직 충격파가 흡입구 내부에 위치하고 있는 한 배압에 상관없이 동일한 값을 갖는다.

배압을 계속 증가시키게 되면 종말 수직 충격파가 흡입구 밖에 위치하게 된다. 이때부터 흡입구 유입되는 유량이 감소하고 이로 인해 유출항력이 추가로 발생하고 항력이 증가한다.

Figure 4에서 유량과 항력이 선형적으로 역비례하는 관계를 보여주고 있으며 유량이 감소하여 부가항력에 추가적인 유출항력이 발생하는 경우는, Fig. 8의 배압 90% 조건의 결과에서 보는 바와 같이, 흡입구 외부에 수직 충격파가 위치하는 아임계 조건이며 Fig. 4에서 보는 바와 같이 해석 결과가 시험 결과와 잘 일치하고 있다. 다만 Fig. 6에서 모델 L3의 경우 배압비가 87%에서 항력이 증가하였는데, Fig. 8에서 보면 이 배압비에서 종말 수직 충격파가 입구에 근접해있는 것

을 볼 수 있다. 그런데 흡입구 내부에 위치하고 있어 흡입구 유동은 초임계 조건이므로 최대 유량비 상태이며 항력에는 변화가 없어야 한다. 이는 수치 계산에서 입구에 매우 근접해 있는 수직

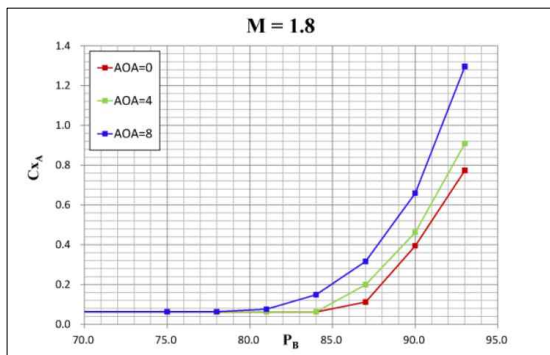


Fig. 9. Additive/Spillage Drag with AOA for Inlet L2 Model of $M_\infty = 1.8$

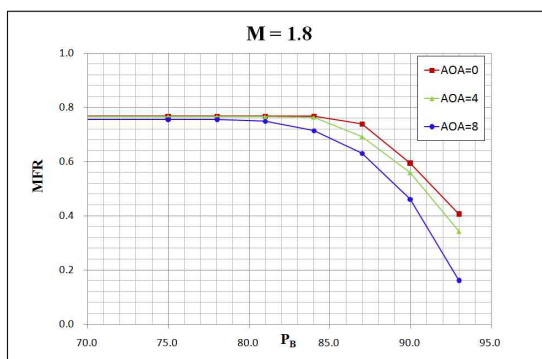


Fig. 10. MFR(Mass Flow Ratio) of Model L2 according to Back Pressures and Angle of Attack at Inlet Exit Plane for $M_\infty = 1.8$

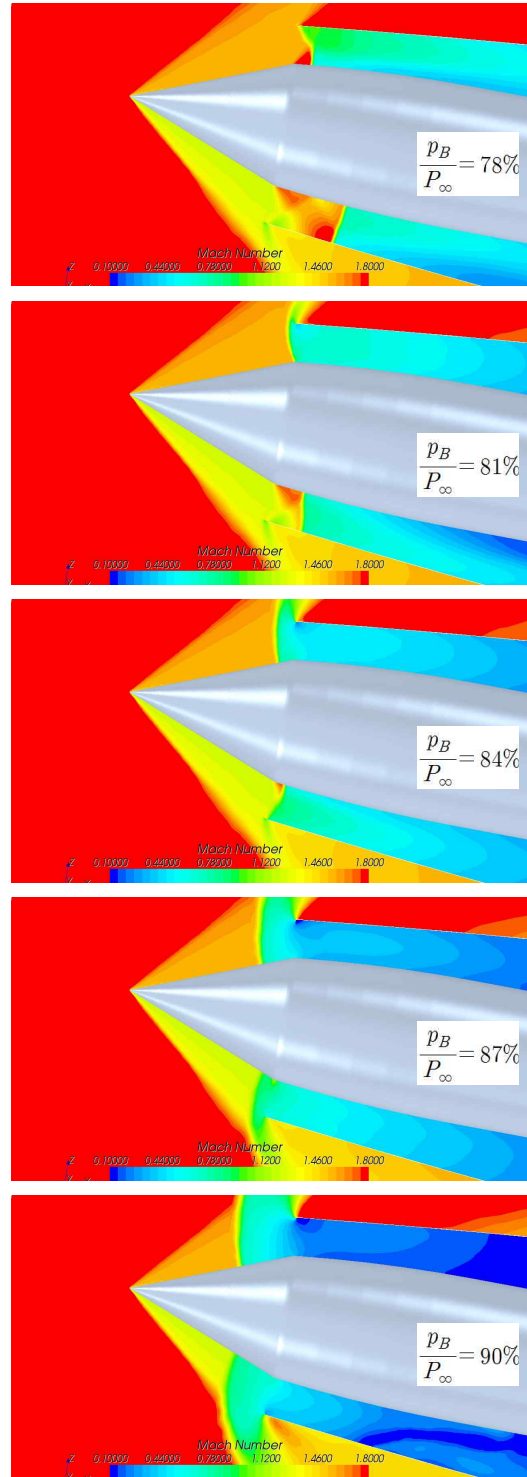


Fig. 11. Mach No. Contour around Inlet L2 for $M_\infty = 1.8$, $AOA = 8^\circ$ for various Back Pressures

충격파로 인한 영향이 전방으로 전파되어 흡입구 입구의 유동이 변한 것으로 추측된다. 이것은 Fig. 7의 유량비 변화에서도 확인할 수 있다.

결론적으로 초음속 흡입구에 대한 비점성 유동 해석을 통해 부가항력과 유출항력을 정확히 예측할 수 있다. 배압 조건을 부가하여 초임계와 아임계 조건에 대한 해석을 통한 유량비의 변화와 유출항력의 발생도 정확히 모사된다.

2.3.2 받음각 있는 경우

Figure 9는 배압을 변화시키며 수행한 수치 해석의 결과로부터 산출된 부가항력 계수이다. 받음각이 없는 경우와 동일한 수치해석과 항력 산출 과정을 거쳤다. 그림은 모델 L2에 대한 부가항력의 받음각과 배압에 따른 변화를 보여주고 있다. 항력의 변화는 바로 유량의 변화와 일치하는데 Fig. 10은 배압비와 받음각에 따른 모델 L2의 유량비를 보여주고 있다. 유량비가 줄어들기 시작하는 조건에서부터 항력이 증가한다. 이는 받음각이 없는 경우와 일치하는 현상이다.

Figure 11은 배압의 변화에 따른 흡입구 주위의 유동 특성을 보여주고 있다. L2 모델의 $M_\infty = 1.8$ 과 받음각 8° 에서의 마하수 분포이다. 받음각이 없는 경우와 마찬가지로 배압의 증가에 따라 내부의 수직 충격파가 흡입구 입구로 이동하고 일정 배압 이상에서 입구 밖에 위치하는 것을 볼 수 있다. 배압의 증가에 따른 부가항력과 유출항력의 발생도 받음각이 없는 경우와 동일하다. 받음각이 있는 경우 위와 아래 면에서 서로 다른 특성이 나타날 수 있는데 배압비 81%에서 위쪽에서 수직충격파가 흡입구 밖에 위치하여 아임계 유동이 형성된 것을 볼 수 있다. 이는 Fig. 9와 10에서 항력의 증가와 유량비의 감소가 배압비 81%에서 생기는 이유이다.

그러므로 본 연구에서 사용한 비점성 유동 해석을 통한 부가항력 및 유출항력 산출 기법은 받음각 있는 경우에도 적용 가능하다고 판단된다.

III. 결 론

초음속 흡입구의 부가항력을 산출하는 방법에 대한 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 3차원 흡입구에 대한 비점성 유동 해석의 결과를 이용하여 부가항력을 산출하였고 풍동시험과 비교하여 유사한 값을 얻었다. 초임계 조건에 대한 흡입구 유동해석은 단순하고 수렴에 유리한 경계/초기 조건의 설정을 사용하기 때문에 매우 효율적인 계산이 가능하다.

2) 유동해석 결과를 후처리하여 부가항력을 계산하는 방법에서 유동 정보의 직접적인 수치적분을 이용하는 직접계산법과 유량비와 전압회복률, 준1차원 유동 특성을 이용하는 간접계산법을 비교하였다. 초임계 조건에서 산출되는 부가항력의 경우 간접계산법이 높은 값을 제공한다. 이는 흡입구 입구면에서의 유동 특성 분포가 간접계산법의 오차를 증가시키기 때문으로 사료된다.

References

- 1) Ferri, A. A. and Nucci, L. M., 1951, "Preliminary Investigation of A New Type of Supersonic Inlet", *NACA TN 1104*, pp. 1029~1047.
- 2) Seddon, J. and Goldsmith, E. L., 1999, *Intake Aerodynamics - Second Edition*, AIAA Education Series, VA, pp. 193~197.
- 3) Moekel, W. E., 1949, "Approximate Method for Predicting Form and Location of Detached Shock Waves Ahead of Plane or Axially Symmetric Bodies", *NACA TN 1921*
- 4) Osmon, R. V., 1967, "Improved Methods of Spillage Drag Prediction for Two-Dimensional Supersonic Inlets", *AIAA Paper 67-449*
- 5) Sibulkin, M., 1951, "Theoretical and Experimental Investigation of Additive Drag", *NACA TN 1187*, pp. 679~689.
- 6) Kim, M. G., Jung, S. Y., Byon, W. S. and Lee, K. S., 2010, "The Investigation of Spillage Drag around the Inlet of Air-Breathing Vehicle," *Proceedings of the 2010 KIMST Conference and Exhibit*.
- 7) Jung, S. Y. and Kim, M. G., 2012, "Numerical Analysis on Supersonic Intake Flow with Back Pressure Condition," *Proceedings of the 7th National Congress on Fluids Engineering*, Vol. 7, pp. 426~427.
- 8) Kurth, G. and Bauer, C., 2008, "Air Intake Development for Supersonic Missiles", *AIAA-2008-5263*, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*
- 9) Lee, J. H., Kim, M. K., and Jung, S. Y., 2014, "Additive drag computation of supersonic inlet by numerical analysis on inviscid flow", *Proceedings of the 8th National Congress on Fluids Engineering*