

## 로켓 노즐 변위에 따른 추력 중심 변화 예측

옥호남\*, 김인선\*\*

### Prediction of the Thrust Center Movement Due To Rocket Nozzle Deflection

Honam Ok\*, Insun Kim\*\*

#### Abstract

A computation was made to predict the movement of the thrust center position due to the rocket nozzle deflection. Three dimensional computations were done for the nozzle deflection angles of 0/1/3 degrees, and the oscillation of aerodynamic coefficients, not observed for the axisymmetric cases, was encountered. The position of the thrust center was found to be at -16 mm and -4 mm for the deflection angles of 1 and 3 degrees, respectively, and it can be concluded that the thrust center movement due to nozzle deflection is negligible. In addition to the computational results, the mechanism of thrust generation in a rocket engine is described with a brief mathematical derivation as it is sometimes mistaken. Also presented are some descriptions on the problem of pressure center definition for symmetric cases such as a rocket external flow problem and the nozzle deflection case.

#### 초 록

로켓 노즐의 변위에 따라 추력 중심이 어떻게 이동되는지를 예측하기 위해 전산유동해석을 수행하였다. 노즐 변위각을 0/1/3도로 하여 3차원 계산을 수행하였으며, 축대칭 계산에서 보지 못했던 공력계수의 진동이 관찰되었다. 변위각 1도 및 3도 조건에 대하여 추력 중심 위치가 -16 mm 및 -4 mm로 나타났으며, 노즐 변위에 따른 추력 중심의 변화는 무시할 만한 정도라고 볼 수 있다. 이와 더불어 오해하기 쉬운 로켓 엔진의 추력 발생 원리를 간략히 수학적으로 기술하였으며, 로켓 외부 유동이나 노즐 변위와 같은 대칭 조건에서 압력 중심을 어떻게 정의해야 할 것인지에 대해서도 논하였다.

키워드 : 로켓(rocket), 노즐(nozzle), 변위(deflection), 추력 중심(thrust center), TVC(Thrust Vector Control), 대칭 형상 압력 중심(pressure center for symmetric configuration)

#### 1. 서 론

대부분의 발사체는 자세 제어를 위한 기본 수

\* 열/공력팀/honam@kari.re.kr

\*\* 열/공력팀/iskim@kari.re.kr

단으로 추력 방향 제어 시스템(Thrust Vector Control System)을 채택하고 있으며, 추력 방향의 변화를 위해 액체 엔진의 경우 엔진 전체의 짐발링(Gimbaling)을 고체 모터의 경우 Flexible Seal 구조로 결합된 노즐만의 변위를 이용하는 경우가 많다. 후자의 경우 노즐 각도를 변화시켜 줌으로써 추력의 방향이 바뀌게 되며, 이때 생긴 기체축에 수직인 방향의 힘을 이용하여 원하는 제어력을 얻게 된다. 따라서 무게 중심과 추력 벡터 작용점과의 거리가 중요한 변수가 되며, 노즐 각도의 변위에 따라 추력 중심의 위치가 어디에 놓여 있는지를 정확히 예측하는 것이 필요하다.

그런데 일반적으로 로켓의 추력은 다음에 주어진 노즐 출구 유속 및 압력을 이용하여 구한다.

$$Thrust = \dot{m} v_e + (p_e - p_a) A_e \quad (1)$$

위 식에서  $\dot{m}$ 은 질량 유량,  $v_e$ 는 노즐 출구에서의 축 방향 평균 속도,  $A_e$ 는 노즐 출구 면적, 그리고  $p_e$  및  $p_a$ 는 각각 노즐 출구에서의 평균 압력 및 대기압을 의미한다. 위 식은 연소실 및 노즐 벽면에서의 압력 및 마찰에 의한 합력으로 발생하는 추력을 복잡한 유동장 계산 없이 간단하게 구할 수 있게 하는 매우 유용한 식임에 틀림 없으나, 반면에 위 식을 얻기까지의 과정을 고려하지 않을 경우 전문가들에게조차도 추력에 대한 심각한 오해를 갖게 하는 단점이 있다. 또한 위 식을 이용하여 추력을 구할 경우, 추력 작용점의 위치에 대한 정보를 얻을 수 없다.

본 계산의 목적은 노즐 변위 방식의 TVC 기법을 이용하는 로켓에서 노즐에 변위를 가했을 때 압력 중심의 위치가 어떻게 되는지를 예측하는데 있으며, 또한 덧붙여 앞에서 기술한 오해들을 없앨 수 있도록 좀 더 엄밀한 수학적 설명을 제공하고자 한다. 또한 본 계산 과정에서 겪었던 어려움 및 이의 해결 방법들을 기술함으로써 앞으로의 유사한 계산에 있어서의 시행착오를 줄일 수 있게 하고자 한다. 계산 결과와 분석은 “2. 계산 결과”에 나타내었으며, 그 다음으로는 계산 격자의 형성과 계산 수행에 있어서 있었던 문제점들을 기술하였다. 이어서 추력의 발생 원리 및

로켓 엔진에서의 추력을 구하는 과정을 정리하였으며, 마지막으로 대칭 조건에 대하여 구한 공력 결과로부터 압력 중심을 어떻게 정의할 것인가 하는 문제를 논하였다.

## 2. 계산 결과

그림 1에는 계산 노즐 형상을 나타내었으며, 이 중 Throat\_Up, Throat\_Lo, 그리고 Nozzle로 표시된 선만을 뽑아내어 계산 격자의 형성에 사용하였다. 여기서 Nozzle라고 표시된 부분은 노즐 목에서부터 출구까지를 나타내며, 노즐 확장부와 노즐 목 부위 일부를 포함한 영역을 의미한다. 이 부분에 각각 0도, 1도, 그리고 3도의 변위를 가하였으며 연소실은 연결을 위해 필요한 부분을 제외하고는 모든 경우에 일정한 형상을 유지할 수 있게 하였다. 좌표축의 중심은 회전 중심에 두었으며 노즐 출구에서부터 전방으로 511.27 mm 떨어진 지점에 있다. x축의 방향이 후방을 향하고 있으므로 추력은 음의 값을 갖는 점에 유의해야 한다. 노즐의 회전은 지면 안쪽을 향하는 y축에 대하여 이루어 졌으며, 노즐 출구를 아래로 내리는 것이 양의 변위가 된다.

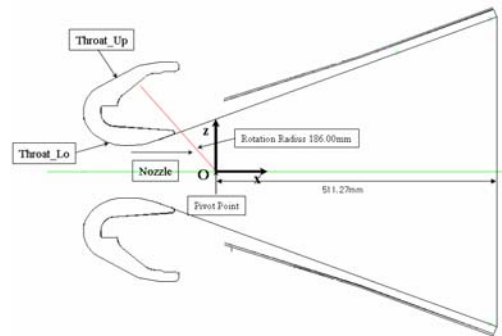


그림 1. 계산 로켓 노즐 회전 중심 및 좌표축

추진체가 연소되면 연소 가스뿐만 아니라 입자 역시 만들어지나 여기서는 단순한 기체로 가정하였으며, 단 발생하는 추력이 내탄도 해석 결과와 유사하도록 물성치를 설정해 주었다. 정압

비열(Cp)의 값은 1736.6 J/kg-K, Molecular Weight는 27 kg/kmol로 뒀으므로 비열비(Specific Heat Ratio)가 약 1.216의 값을 갖게 하였다. 연소실 전압력 및 전온도 조건은 각각 6 MPa과 3465.79K로 두었으며, 대기압은 10 Pa로 설정하였다. 내탄도 해석 결과에 따르면 이와 같은 조건에서 각각 7.7 ton 및 8.3 ton의 추력을 발생한다고 주어졌으며, 노즐 목의 삭마에 따라 이와 같은 두 가지 값이 얻어진 것이므로 노즐 목 삭마를 고려하지 않은 경우에는 7.7 ton 보다 작은 추력이 얻어져야 할 것이다. 축대칭 계산

결과 약 7.6 ton의 추력이 얻어졌으므로 물성치의 설정은 적절한 것으로 보인다. 본 계산의 목적은 정확한 압력 중심을 예측하는 것 보다는, 노즐의 변위에 따른 압력 중심의 변화가 어느 정도인지를 확인하는데 있다. 만약 그 정도가 심하면 정밀한 계산이 필요할 것이며 그렇지 않을 경우 어느 정도 근사적인 가정 혹은 계산 결과를 사용할 수 있을 것이다.

표 1에는 축대칭 계산, 그리고 노즐 변위가 각각 0/1/3도인 경우의 계산 결과를 함께 나타내었다. 축대칭 계산은 3차원 계산의 정확도를 검

표 1. 노즐 변위에 따른 추력 특성의 변화

| Nozzle Deflection (deg)                       |              | Axisymmetry | 1          |            |            | 3          |            |            |
|---|--------------|-------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| Value of My                                   |              |             | Max. My    | Avg. My    | Min. My    | Max. My    | Avg. My    | Min. My    |
| Thrust; Tx (N)                                | Inlet        | -1.696E+06  | -1.694E+06 | -1.694E+06 | -1.694E+06 | -1.694E+06 | -1.694E+06 | -1.694E+06 |
|   | Chamber Side | 1.827E+00   | 7.711E-01  | 1.582E+00  | 1.324E+00  | 1.465E+00  | 1.696E+00  | 1.612E+00  |
|   | Chamber Base | 9.499E+05   | 9.221E+05  | 9.221E+05  | 9.221E+05  | 9.221E+05  | 9.221E+05  | 9.221E+05  |
|   | Throat Block | 6.941E+05   | 7.200E+05  | 7.200E+05  | 7.200E+05  | 7.201E+05  | 7.201E+05  | 7.200E+05  |
|   | Nozzle       | -2.337E+04  | -2.334E+04 | -2.335E+04 | -2.335E+04 | -2.331E+04 | -2.332E+04 | -2.332E+04 |
|   | Sum          | -7.562E+04  | -7.564E+04 | -7.557E+04 | -7.563E+04 | -7.553E+04 | -7.547E+04 | -7.551E+04 |
| Thrust; Tz (N)                                | Inlet        | 0.000E+00   | 0.000E+00  | 0.000E+00  | 0.000E+00  | 0.000E+00  | 0.000E+00  | 0.000E+00  |
|   | Chamber Side | 0.000E+00   | 2.543E+02  | 1.009E+01  | -2.924E+02 | 2.713E+02  | -1.904E+01 | -2.788E+02 |
|   | Chamber Base | 0.000E+00   | -2.462E-02 | 9.081E-02  | 9.679E-02  | -5.071E-02 | 1.241E-01  | 7.133E-02  |
|   | Throat Block | 0.000E+00   | 9.981E+02  | 9.284E+02  | 8.349E+02  | 2.837E+03  | 2.769E+03  | 2.712E+03  |
|   | Nozzle       | 0.000E+00   | 4.420E+02  | 3.944E+02  | 3.782E+02  | 1.261E+03  | 1.208E+03  | 1.186E+03  |
|   | Sum          | 0.000E+00   | 1.694E+03  | 1.333E+03  | 9.208E+02  | 4.369E+03  | 3.958E+03  | 3.619E+03  |
| Thrust Moment about Rotation Center; My (N-m) | Inlet        | 0.000E+00   | -6.043E-01 | 4.909E+00  | 7.122E-01  | -8.469E-01 | 5.399E+00  | 8.663E-01  |
|   | Chamber Side | 0.000E+00   | 6.715E+01  | -2.610E+01 | -9.034E+01 | 7.409E+01  | -3.513E+01 | -7.605E+01 |
|   | Chamber Base | 0.000E+00   | 1.654E+01  | 9.215E+00  | -1.175E+01 | 1.377E+01  | 7.313E+00  | -1.693E+01 |
|   | Throat Block | 0.000E+00   | 4.631E+01  | 3.262E+01  | -3.774E+01 | 4.394E+01  | 3.693E+01  | -3.317E+01 |
|   | Nozzle       | 0.000E+00   | 2.521E+00  | 8.368E-01  | -9.215E-01 | 4.493E-01  | 8.646E-02  | -1.912E+00 |
|   | Sum          | 0.000E+00   | 1.319E+02  | 2.148E+01  | -1.400E+02 | 1.314E+02  | 1.460E+01  | -1.272E+02 |
| Thrust Total (N)                              |              | 7.562E+04   | 7.566E+04  | 7.558E+04  | 7.564E+04  | 7.565E+04  | 7.558E+04  | 7.560E+04  |
| Thrust Angle (Deg.)                           |              | 0.000       | 1.283      | 1.011      | 0.698      | 3.311      | 3.002      | 2.744      |
| Xcp from Rotation Center (m)                  |              | N/A         | -0.078     | -0.016     | 0.152      | -0.030     | -0.004     | 0.035      |
| Mass Flow Rate (kg/sec)                       | Inlet        | 26.655      | 23.592     | 25.917     | 24.671     | 23.581     | 25.699     | 26.571     |
|   | Exit         | -26.655     | -26.627    | -26.625    | -26.625    | -26.626    | -26.625    | -26.625    |
|   | Sum          | 0.000       | -3.035     | -0.708     | -1.955     | -3.045     | -0.926     | -0.053     |
|   | (% Error)    | 0.000       | 11.397     | 2.659      | 7.342      | 11.435     | 3.476      | 0.200      |

증하기 위한 것으로 노즐 변위 0도인 경우에 동일한 값이 얻어 지는지를 확인하기 위한 것이다. 이 표에서 Throat Block은 그림 1에서 Throat\_Up 및 Throat\_Lo를 합한 것을 의미하며, Nozzle은 노즐 목에서부터 출구까지를 의미한다. 점성 난류 유동장 계산을 수행하였으며, 축대칭 조건의 경우 모든 힘의 성분 및 유입/유출 되는 유량의 균형이 완벽하게 수렴이 된다. 그러나 3차원 계산의 경우 추력 및 모멘트 성분, 그리고 질량 유량 등이 진동하는 경향을 나타낸다. 축대칭 조건의 경우 원주 방향으로의 유동 특성의 변화를 허용하지 않으므로 진동 특성이 없거나 3차원 계산에서는 이것이 허용되므로 비록 평균적으로는 축대칭이 되어야 하나 비정상(Unsteady) 특성을 나타낼 수 있다. 현재 이러한 유동 특성의 비정상 특성이 물리적인 것인지 아니면 계산 기법의 특성에 의한 것인지는 불확실하다. 그러나 추력 성분의 경우 그 진동 정도가 심하지 않고 추력 값 자체도 축대칭 계산의 결과와 약간의 진동이 있음에도 불구하고 축대칭 계산 결과와 거의 일치한다. 또 본 계산의 목적이 추력 작용점의 특성 파악에 있으므로 이러한 용도로는 본 계산 결과가 충분히 유용할 것으로 생각된다.

먼저 그림 1의 노즐 변위 중심점을 기준으로 산출된 My의 값을 살펴보자. 모든 받음각에 대하여 거의 0에 가까운 값을 기준으로 하여 진동하는 특성을 보여 준다. 즉 이는 노즐 변위 중심점 자체가 추력 중심점이며, 따라서 이 값을 중심으로 계산된 My의 변화 정도가 증폭되어 나타나는 것이다. 추력 벡터의 방향은 모든 경우에 대하여 약  $\pm 0.3$ 도 정도의 진동을 나타내며 My의 값이 평균값이 될 때 추력 벡터의 방향 역시 평균값에 해당하는 노즐 변위각과 같아진다. 이상의 결과로 보아 계산 결과가 진동을 나타내기는 하나 My의 값이 평균값에 도달했을 때의 값을 취하여 추력 중심점의 변화를 예측하면 될 것으로 보이며, 그 진동의 폭 정도는 비정상 유동 해석을 수행함으로써 더 정확한 값을 얻을 수 있을 것이다. 여기서 한 가지 흥미로운 점은, 노즐 변위 각과 추력 벡터의 방향이 거의 일치하나 수직 성분 추력은 노즐 확산부 보다는 연소실 내부에

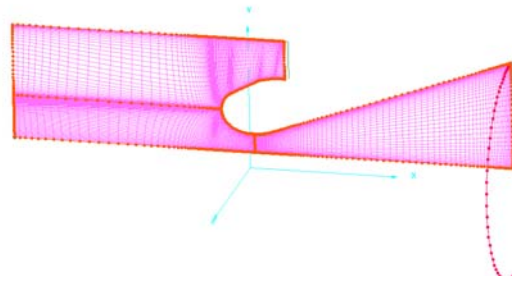


그림 2. Gridgen 축대칭 격자 및 회전 기준 Connector 형상

잡긴 Throat Block에서 2배 이상 더 크게 발생한다는 것이다. 또한 전체 추력 약 75.5 kN 중에서 연소실 내부에서 52.1 kN, 노즐 확산부에서 23.4 kN 정도가 발생되며 추력의 2/3 이상이 연소실에서 발생함을 알 수 있다. 물론 노즐 확산부의 길이를 더 길게 하여 연소 가스를 좀 더 팽창시키는 경우 전체 추력 및 이 중 노즐 확산부가 발생시키는 비율이 더 증대될 수 있을 것이다.

변위각 1도 및 3도의 경우 평균 My에 대하여 추력 중심은 각각 -16 mm와 -4 mm로 나타났으며, 따라서 노즐 목 회전 중심에 비하여 약간 전방에 위치한 것으로 보인다. 두 변위각에 대한 압력 중심 위치의 차이는 평균값을 취하는 순간을 어떻게 선택하느냐에 따라 조금 더 변할 수 있으므로, 앞에서 말한 값들은 그 크기 자체에 의미를 두기 보다는 대략적 범위를 나타낸다고 보면 될 것이다.

### 3. 계산 격자 형성 및 계산 기법

계산 격자 형성에는 상용 격자 형성 프로그램인 Gridgen [1]을 이용하였으며 앞에서 말한 Throat\_Up, Throat\_Lo, Nozzle 형상을 나타내는 선(Curve)을 읽어 들인 후 적절한 연소실 형상을 만들어 주었다. 그림 2에는 축대칭 격자를 나타내었으며, 3차원 격자 형성에 사용될 회전 기준이 될 Connector를 함께 나타내었다. 회전 중심 축상 점의 y 좌표값이 CAD Data를 IGES format으로 읽어 들이는 과정에서 0이 아닌 아주

작은 음의 값을 가질 수 있다. 이는 축대칭 계산 격자에서는 단순히 격자 자체를 약간 이동시켜 주므로 큰 문제는 되지 않으나, 이를 회전시켜 3차원 격자를 만들 경우 문제를 발생시킨다. 따라서 축대칭 격자를 회전시켜 3차원 격자를 만들 경우 회전축상의 모든 점들의  $y$  좌표가 모두 0이 되는지를 반드시 확인해야 한다.

3차원 계산 격자를 만드는데 있어서 축대칭 계산 격자를 회전시키는 것이 가장 손쉬운 방법이 될 것이다. 그림 3에 나타난 회전 기준 Connector를 따라서 2차원 Domain을 회전시키면 Block이 생성될 것으로 기대할 수 있다. 그런데 현재 Gridgen은 회전축이 포함될 경우 Domain의 회전에 의한 Block의 형성은 어려운 것으로 보인다. 단 Connector들을 회전시켜 Domain을 형성하는 것은 가능하며, 이 경우도 회전하는 부분이 회전축과 닿지 말아야 한다. Connector의 회전을 이용하여 Domain을 형성하는 방법은 두 가지가 있다. 먼저 기준 Connector를 이용하여 Extrusion 기법을 사용하는 것을 생각할 수 있다. 그런데 이 기법은  $x$ - $y$  평면에 있는 Connector를 180도 회전 시켰음에도 불구하고 그 결과로 생긴 Connector는 그 대칭 평면에서 약간 벗어난 곳에 놓이게 된다. 처음 이를 확인하지 않고 격자를 생성하였으며, 그 결과는 입출구 질량 유량이 상당한 오차를 가지거나 연소실 및 노즐 벽면에서 일부 비 물리적인 온도 분포를 나타내었다. 이의 원인을 찾던 중 전술한 계산 격자 형성 기법의 문제점이 파악되었으며, 이후에는  $x$  축을 기준한 180도 회전 기법을 택하되 기준 Connector는 격자점 분포의 기준으로만 사용하였다. 이렇게 함으로써 거의 완벽한 대칭면을 만들어 낼 수 있었으며, 노즐 변위가 없는 상태에서 기본적인 격자를 모두 형성한 후 노즐 목 및 노즐 확산부를 회전시켰다. 이와 같은 방법은 노즐 변위각이 다르더라도 최소한 노즐 확산부에서의 격자는 동일하며, 또한 연소실 내부에서의 격자 분포 변화도 최소한이 되도록 하여 계산 결과의 격자 의존도를 최대한 줄일 수 있을 것으로 판단된다. 그림 3에는 이와 같은 방법을 사용한 노즐 변위각 3도인 경우에 대한 계산

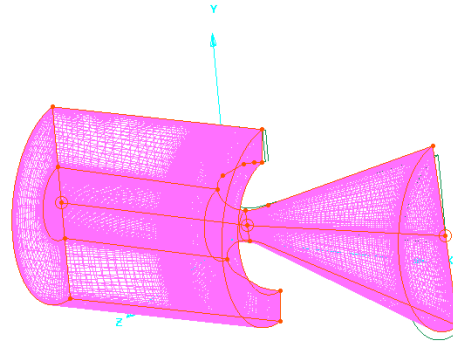


그림 3. 노즐 변위각 3도인 경우의 3차원 계산 격자(실제 계산은  $x$ 축 중심 -90도 회전)

격자를 나타내었으며, 난류 계산에 적합하도록 노즐 벽면의 전 영역에서 벽면  $y$ 의 값이 1 이하의 크기를 갖도록 하였다. 단, 그림 3에 나타난 3차원 격자는 실제 계산에 있어서는  $x$  축을 중심으로 -90도 회전시켰으므로  $+y$ 축에 대칭의 반쪽면이 존재하고 노즐 변위가 양의 방향인 아래쪽으로 이루어지도록 하였다.

Gridgen으로 형성한 계산 격자를 상용 유동 해석 프로그램인 Fluent [2]로 읽어 들여 계산을 수행하였다. 그런데 Fluent를 이용한 축대칭 노즐 계산에도 경험적으로 상당한 시간이 소요되었으며, 단순한 힘의 수렴이 아니라 입구 및 출구에서의 질량 유량의 균형이 이루어지기까지는 훨씬 더 많은 반복 계산이 요구된다. 따라서 3차원 노즐 계산을 처음부터 수행하는 것은 비효율적이며 따라서 축대칭 계산 결과를 이용하는 것이 바람직할 것이다. Fluent에는 다른 격자의 계산 결과를 읽어 들일 수 있는 Interpolation 기능이 있으나 이는 동일한 차원의 문제에만 적용이 가능하다. 따라서 축대칭 계산에 대한 Interpolation Data를 만들고 이를 3차원으로 변환하는 프로그램을 만들었다. 특히 노즐 변위각 자체가 크지 않으므로 축대칭 계산 결과가 최종 수렴된 결과에서 크게 벗어나지 않아 계산 시간의 단축에 많은 도움이 되었다.

#### 4. 로켓 엔진 추력 발생 원리 및 계산 기법

로켓 엔진의 추력 계산을 위해서는 앞에서 나타낸 식 (1)이 일반적으로 사용된다. 즉 추력은 노즐 출구에서 배출되는 연소 가스에 의한 운동량 변화량 및 노즐 출구 압력의 적분을 합하여 얻어진다. 이 식은 연소실 및 노즐 벽면에서의 압력 및 마찰에 의한 합력으로 발생하는 추력을 복잡한 유동장 계산 없이 간단하게 구할 수 있게 하는 매우 유용한 식임에 틀림없으나, 반면에 위 식을 얻기까지의 과정을 고려하지 않을 경우 전문가들에게조차도 추력에 대한 심각한 오해를 갖게 하는 단점이 있다. 그 첫 번째가 추력은 대부분 노즐 확산부에서 발생한다는 것이다. 그런데 이 식을 보면 추력은  $v_e$ 의 값이 크면 클수록 더 커지게 되고, 따라서 이런 역할을 하는 것이

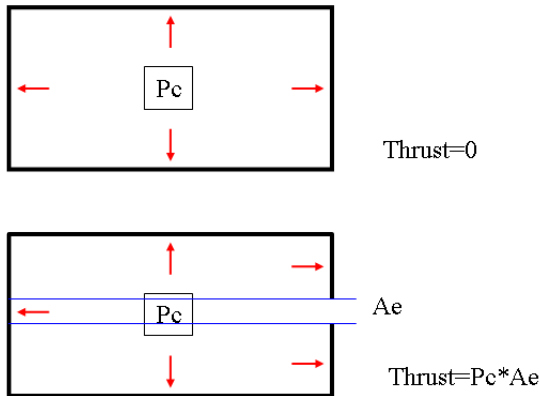


그림 4. 연소실 내부 압력에 의한 추력 발생 원리

노즐이므로 당연히 추력의 대부분이 이로 인해 생긴다고 볼 수 있다. 이와 같은 맥락으로 노즐 확장부 내벽에는 추력을 만들 만큼의 높은 압력이 걸리게 되고, 이 압력을 적분한 값이 추력과 거의 같을 것이라고 생각하는 것이다. 두 번째 오해로는 추력 벡터의 방향이다. 앞에서와 같은 이유로 추력은 출구 유속에 의해 발생하므로 당연히 추력 벡터의 방향은 노즐 중심축과 평행하며, 또한 그 작용점(압력 중심)은 회전 중심 혹은 노즐 확장부가 만드는 콘 형상의 가상 중심점에

있다고 생각하게 된다.

위와 같은 오해는 식 (1)만을 놓고 보면 일견 그럴 듯 해 보이며 따라서 많은 발사체 분야 전문가들이 이와 비슷한 인식을 갖고 있는 것으로 보인다. 그러나 앞에서 언급한 바와 같이 이 식 (1)의 유도 과정을 고려하지 않음에 따른 오해이며, 추력의 발생 근원은 연소실 및 노즐 내부에 작용하는 압력 및 마찰력에 있음을 고려하지 않은 탓이다. 위의 오해에 대하여 그 결론부터 말하면, 우선 추력의 대부분이 노즐에 의한 발생하는 것은 아니며, 연소실 내부에 작용하는 압력에 의해 오히려 더 큰 부분이 얻어진다. 그림 4에 나타낸 것처럼 만약 연소실 내부가 완전히 막혀 있다면 일정한 연소실 압력을 단힌 면적에 대하여 적분하게 되므로 당연히 추력은 0이 된다. 그러나 조그만 구멍(로켓 엔진에서는 노즐 목에 해당)을 하나 만들어 주면, 그 구멍 넓이 만큼 연소실 압력을 곱한 정도의 힘은 상쇄되는 반대 방향 힘이 없어지게 되므로 추력으로 작용하게 된다.(엄밀하게 말하면 출구의 존재로 인해 출구 부근의 압력 역시 연소실 내부 압력 보다 낮아지게 되므로 이에 의한 추력 발생 요인도 있음) 즉 추력은 확산부를 가진 노즐이 없어도 이미 생기게 되어 있는 것이다. 이 경우 작용 반작용 법칙에 의해 유체가 연소실 내부에 추력을 발생시킨 만큼 반대 방향 힘을 받게 되고, 이에 의해 연소 가스는 엄청난 속도로 외부로 분출된다. 그런데 일반적으로 연소실 내부의 압력 및 마찰력을 적분하는 것이 힘들므로, 식 (1)을 이용하여 추력을 계산하게 된다. 그렇다면 이 경우 노즐 확산부의 역할은 무엇인가 하는 의문을 가질 수 있을 것이며, 이는 주어진 연소실로부터 최대한 혹은 더 많은 추력을 얻기 위한 수단이라고 보면 될 것이다. 만약 앞에서 예를 든 것처럼, 연소실에 구멍(노즐 목)만 있고 확산부가 없는 경우 출구 유속은 음속에 해당한다. 대부분의 노즐 출구에서의 유속이 Mach 4 이상임을 고려하면 추력이 1/4로 줄어든다고 오해할 수 있으나, 이 경우 유동이 덜 팽창되었으므로 식 (1) 우변의 압력항에 의해 출구 압력이 매우 높아서 추력의 값이 그 정도로 작아지지는 않는다. 다만 노

즐 확산부를 채택할 경우 연소실 내부 압력을 좀 더 효율적으로 출구 속도로 변환하게 되므로 추력 자체가 더 커지게 되는 것이다. 즉, 노즐 확산부는 출구 압력의 하강에 의한 추력 저하보다 출구 속도 증가에 의한 추력 증대 효과가 더 크게 만들어 주는 효과적인 수단이라는 것이다. 앞에서 나타낸 추력 해석 결과를 보면 노즐 확산부에 의해 전체 추력의 1/3 정도가 얻어 짐을 알 수 있다.

다음으로 두 번째 오해에 대해 고려해 보자. 앞에서 설명한 바와 같이 추력이 연소실 및 노즐 내벽의 압력 및 마찰력에 의해 발생하는 것이라면, 그 압력 중심의 정확한 값은 계산을 해 봐야만 알 수 있을 것으로 보인다. 일반적인 생각과 같이 압력 중심이 노즐 회전 중심 혹은 노즐 확산부 콘의 가상 중심에 있을 가능성도 배제할 수 없으나, 노즐 변위에 의해 연소실과 노즐의 상대 각도가 변했다면 압력 중심도 앞의 가정에서 상당히 벗어날 가능성이 있다고 볼 수 있다. 앞의 계산 결과에 따르면 노즐의 회전 중심점에 추력 중심이 있는 것으로 나타났으나, 이를 다른 형상에 대해서도 일반화 시킬 수 있는지는 확실치 않다. 따라서 형상이 달라질 경우 앞에서와 같은 계산을 수행함으로써 노즐 변위에 의한 추력 중심점을 확인하는 과정을 항상 거쳐야 할 것으로 보인다.

앞에서 로켓 엔진의 추력은 그 상당부가 연소실에서, 그리고 노즐 확산부에 의해 추가적인 크기의 추력이 발생된다고 하였다. 이제 추력을 얻기 위한 식 (1) 외의 또 다른 관계식을 유도함으로써 이러한 설명을 좀 더 명확히 하고자 한다. 물체에 작용하는 힘은 운동량의 변화와 같다는 Newton의 제 2 운동 법칙을 유동 해석에 적합하도록 제어 체적(Control Volume)에 대하여 나타내면 다음 식과 같이 된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \rho \vec{v} dV + \oint \rho \vec{v} (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = - \oint p \vec{n} dS \quad (2)$$

우변의 물체에 작용하는 힘에서 마찰력과 체적력은 편의를 위해 무시하고 압력항만을 나타내었으며, 정상 상태(Steady State) 가정을 도입하면 식

(2)의 좌변 첫 번째 항은 사라진다. 따라서 물체 표면을 통하여 유입/유출되는 유체에 의한 운동량은 유체의 압력에 의해 물체에 작용하는 힘과 같다.

이 식을 그림 5의 상부에 나타낸 로켓 전체에 대하여 적용해 보기로 하자. 기준 좌표계는 그림에 표시한 바와 같으며, 엔진 내부의 유동은 1차원 유동으로 가정한다. 먼저 로켓 표면을 통한 흐름은 그림 5에서 (4)로 표시된 엔진 입구에서 유입만이 있다. 따라서 식 (2)의 좌변은  $\dot{m}_{(4)} v_{(4)}$ 가 된다. 식 (2)의 우변을 각 표면별로 나누어 적으면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} & - \oint p \vec{n} dS = - \oint (p - p_{\infty}) \vec{n} dS \\ & = - \int_{(1)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS - \int_{(2)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS \\ & - \int_{(3)+(4)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS \end{aligned}$$

위 식에서 우변 첫째 항은 전방 동체 항력(Forebody Drag), 둘째 항은 기저부 항력(Base Drag)로서 외부 유동장 해석 혹은 풍동 시험 결과 등을 이용하여 구해진다. 우변 세 번째 항으로 연소실 내부 및 노즐 확산부 표면에서의 압력 적분을 의미하며 이것이 통상적으로 추력으로 표시되는 항이다. 즉 추력이란 연소실 내부 및 노즐 표면을 통해 연소 가스가 로켓에 작용시키는 압력의 적분임을 나타낸다. 그러나 식 (2)를 이용하여 이를 좀 더 엄밀하게 나타내 보기위해 앞에서 구한 결과들을 적용하면 다음과 같이 된다.

$$\dot{m}_{(4)} v_{(4)} = F_{forebody} + F_{base} - \int_{(3)+(4)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS$$

위 식의 우변을 좌변으로 이항하여 나타내면 다음과 같이 된다.

$$0 = F_{forebody} + F_{base} - \int_{(3)+(4)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS - \dot{m}_{(4)} v_{(4)}$$

위 식은 정상 상태에서 물체에 작용하는 모든 힘의 합은 0이 됨을 의미하며, 따라서 우변 마지막 두 항을 합하여 다음과 같이 추력(Thrust)라고 정의할 수 있을 것이다.

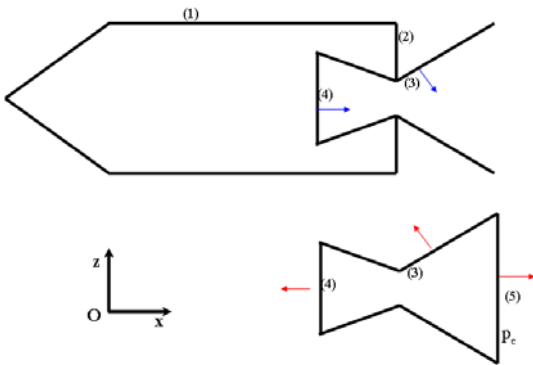


그림 5. 로켓 추력 계산을 위한 제어 체적 (Control Volume)

$$F_{thrust} = - \int_{(3)+(4)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS - \dot{m}_{(4)} v_{(4)} \quad (3)$$

식 (3)에서 우변 두 번째 항이 특이하게 보여 질 수 있으나, 다음의 설명에서 이것이 필요함을 알 수 있을 것이다. 이 항은 일반적으로 그 크기가 매우 작으며, 앞의 계산 결과에서도 단순히 압력 및 마찰력의 적분만을 사용하였을 뿐 이 값은 무시하였다.

전술한 바와 같이 식 (3)의 우변 첫째 항을 구하기 위해서는 연소실 내부 및 노즐 표면에서의 압력 분포를 구해야 하며, 대부분의 경우 이것이 쉬운 일은 아니다. 따라서 이런 복잡한 유동 해석이 필요 없이 추력을 산출할 수 있는 방법을 모색할 필요가 있으며, 이를 위해 그림 5의 아래에 나타난 제어 체적을 고려해 보기로 하자. 이 제어 체적에서 물체 표면 수직 벡터의 방향이 표면 (3)과 (4)에서는 앞의 제어 체적과는 반대로 나타난다는 점에 유의해야 한다. 이 제어 체적에 대하여 식 (2)를 적용해 보면 다음과 같이 된다.

$$-\dot{m}_{(4)} v_{(4)} + \dot{m}_{(5)} v_{(5)} = - \int_{(3)+(4)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS - \int_{(5)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS$$

앞에서도 말한 것처럼 위 식에서 유의할 점은 우변 첫 번째 항과 식 (3)의 우변 첫 번째 항에서 수직 벡터의 방향이 서로 반대이므로 그 부호가 반대가 된다는 점이다. 이를 고려하여 위 식

을 식 (3)을 포함할 수 있도록 정리하면 다음과 같이 된다.

$$\int_{(3)+(4)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS - \dot{m}_{(4)} v_{(4)} = - \dot{m}_{(5)} v_{(5)} - \int_{(5)} (p - p_{\infty}) \vec{n} dS$$

위 식의 좌변은 수직 벡터의 방향이 서로 반대임을 고려하면 식 (3)으로 나타낸 추력에 해당한다. 그런데 일반적으로 추력은 그림 (5)의 x 축 방향이 아닌 그 반대 방향을 양의 방향으로 고려하는 것을 감안하면 추력은 다음과 같이 정의된다.

$$Thrust = -F_{thrust} = \dot{m}_{(5)} v_{(5)} + (p_{(5)} - p_{\infty}) A_{(5)}$$

위 식은 앞에서 나타낸 식 (1)과 정확히 일치하며, 일반적으로 추력을 구하기 위해 많이 사용된다. 그러나 엄두에 두어야 할 것은 식 (1)은 식 (3)의 대안으로 얻어진 것이며, 오히려 식 (3)이 더 많은 물리적 의미 내지는 구체적 정보를 나타낼 수 있다는 점이다.

## 5. 대칭 조건에서의 압력 중심 위치

앞에서 노즐의 변위를 주었을 때 변위 중심점을 기준으로 구한 힘과 모멘트를 이용하여 추력 중심의 위치를 다음 식에서 구하였다.

$$x_{cp} = - \frac{M_y}{F_z} \quad (4)$$

즉 압력 중심이 항상 동체 혹은 노즐 회전축 상에 있다고 가정하고 이 경우 축을 따라서 얼마만큼의 거리에 압력 중심이 놓여 있는가를 구한 것이다. 그런데 압력 중심이 항상 회전축 상에 있

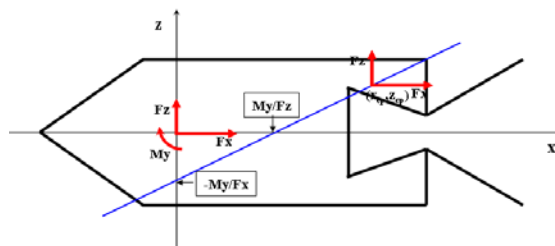


그림 6. 좌우 대칭 로켓에 작용하는 공력 및 압력 중심 위치



어야만 하는지, 그리고 일반적으로 사용되는 이와 같은 가정이 어느 정도 이론적으로 엄밀한 것인지에 대한 의문이 생길 수 있을 것이다. 여기서는 이 문제에 대해 간단한 수학적 해석을 통하여 해답을 제시해 보고자 한다.

그림 6에 나타난 좌우 대칭형상 로켓에 대하여 받음각을 갖고 바람이 불어오는 경우를 가정해 보자. 로켓 엔진의 노즐에 어떤 변위를 주어도 변위 이전 형상이 축대칭이었다면 좌표 변환에 의해 항상 좌우 대칭인 형상이 나타나므로, 이해의 편의를 위해 엔진 대신 그림과 같은 로켓형상을 고려하였다. 받음각이 있는 경우 작용하는 공력을 그림 6에 나타난 좌표계를 기준으로 구했을 때 힘과 모멘트는 각각  $F_x$ ,  $F_z$ , 그리고  $M_y$ 가 되며 다른 힘 및 모멘트의 성분들은 대칭 조건에 의하여 모두 0이 된다. 이때 그림에 나타난 것과 같이  $F_x$ ,  $F_z$ ,  $M_y$ 가 모두 양의 값을 갖는다고 가정하자. 이제 이 조건에서 압력 중심의 위치를 구하면, 압력 중심에서는 모멘트의 값이 0이 되므로 다음 관계식이 성립한다.

$$M_y = -x_{cp}F_z + z_{cp}F_x \quad (5)$$

식 (5)에서  $z_{cp}$ 의 값을 0이라고 가정할 경우 식 (4)가 된다. 그런데 압력 중심의 위치는 구해야 할 미지수는  $x_{cp}, z_{cp}$ 로 2개인데 반해 식은 하나 뿐으로 어느 한 점이 아닌 그림 6에 나타난 바와 같은 직선으로 주어진다. 즉 이 직선상의 어떤 점도 모멘트의 값이 0이 되는 압력 중심이 되는 것이다.

이제 앞의 과정은 더 이상 염두에 두지 말고, 로켓에 작용하는 힘이 단순히 식 (5)의 관계식을 만족하는 압력 중심 ( $x_{cp}, z_{cp}$ )에 공력 성분  $F_x$ 와  $F_z$ 가 작용하는 것으로 주어졌다고 가정하자. 그리고 그림 6의 좌표의 중심점 기준으로 작용하는 모멘트를 압력 중심에 대하여 주어진 값을 이용해서 구해 보면  $-x_{cp}F_z + z_{cp}F_x$ 가 되고 식 (5)에 의해  $M_y$ 가 됨을 알 수 있다. 즉 그림 6의 압력 중심 선상의 임의의 점에 대하여 공력이 작용한다고 말하여도, 이를 이용하여 좌표 중심점에 대한 모멘트를 구할 때 그 결과는 동일함을 알 수 있다. 따라서 압력 중심의 위치를 제공함에 있어

서 그림 6과 같은 압력 중심선의 방정식을 주어도 좋지만, 편의를 위해  $z_{cp}$ 를 0으로 가정하고  $x_{cp}$ 의 값을 주어도 전혀 문제가 없음을 알 수 있다. 그런데 이러한 설명에서 만약 그림 6의 좌표 중심점이 아닌 다른 점에서 모멘트를 구하여도 동일한 결과가 얻어 질까 하는 점이다. 즉, 힘이 그림 6의 압력 중심선 위의 임의의 점에 대하여  $F_x$ ,  $F_z$  성분으로 주어진다고 하여도, 어느 중심점에서 얻어 지는 이러한 힘에 의한 모멘트는 동일한가 하는 점이다. 이는 먼저 좌표 중심점에 대하여  $M_y$ 를 구한 후, 이를 다시 이 임의의 중심점으로 변환하면 되므로 일정한 값이 얻어 질 수 밖에 없음을 알 수 있다.

앞에서 식 (5)를 만족하는 압력 중심선상의 아무 점을 압력 중심점이라고 하여도 그 결과는 동일하다 하였다. 그러나 일반적으로  $z$ 의 값을 0으로 하는, 즉  $x$  축 상에서 압력 중심점을 나타낸다. 이러한 선택은 다른 것에 비하여 물리적 이해 혹은 해석에 있어서 편리하기 때문에 취해진 것으로 보인다. 첫 번째로 그림 5에서 받음각의 부호가 반대로 된 경우를 생각해 보자. 이 경우 압력 중심선은  $x$ - $y$  평면에 대하여 대칭인 형상을 갖게 되고 두 선은  $z=0$ 인  $x$ 축 상에서 만나게 된다. 그런데  $x$ 축 상에 압력 중심점을 표시하게 되면 받음각의 부호가 양이 되던 혹은 음이 되던 절대값이 같으면 그 값은 항상 일정하게 된다. 만약 이 점이 아닌 다른 점을 선택한다면 받음각 각도에 따라서 압력 중심점을 달리 표기해야 하는 불편함이 따를 것이다. 다음으로 대칭형 물체의 경우 무게 중심은  $x$  축에서 크게 벗어나지 않는 것이 일반적이며, 따라서  $x$  축을 따라서 압력 중심을 나타내면 무게 중심과의 상태 위치에 의해 결정되는 정적 안정성을 손쉽게 파악할 수 있을 것이다.

## 6. 결 론

노즐 변위에 의한 TVC 방식을 채택한 로켓에서 노즐에 변위를 가할 경우 추력 중심의 변화를 예측하였다. 먼저 축대칭 계산을 수행하여 내탄

도 해석 결과와 비교에 의해 연소 가스의 물성치를 설정하였으며, 또한 3차원 계산의 정확도를 검증하는 기준으로 사용하였다. 노즐 변위각 0/1/3도의 경우에 대하여 3차원 계산을 수행하였으며, 축대칭 계산과는 달리 유동 특성의 진동이 나타났다. 그러나 그 평균값을 취할 경우 물리적으로 타당한 결과를 얻을 수 있는 것으로 나타났다. 변위각 1도 및 3도의 추력 중심은 각각 -16 mm와 -4 mm로 나타났다. 두 변위각에 대한 압력 중심 위치의 차이는 평균값을 취하는 순간을 어떻게 선택하느냐에 따라 조금 더 변할 수 있으므로, 이 값들은 그 크기 자체에 의미를 두기 보다는 대략적 범위를 나타낸다고 보면 될 것이다.

이와 같은 계산 결과에 더하여 일반적으로 이해하기 쉬운 로켓 엔진에서의 추력 발생 원리에 대하여 기술하였으며, 그 계산 기법을 간략하게 유도해 보았다. 마지막으로 로켓 엔진 혹은 발사체 형상과 같이 대칭면이 존재하는 경우 추력 혹은 공력 중심을 어떻게 정의해야 하는가에 대한 논의를 첨가하였다.

## 참 고 문 헌

1. Gridgen Version 15 User Manual, Pointwise, Inc.
2. Fluent Version 6 User's Guide, Fluent, Inc.