

# EDISON\_CFD를 이용한 이중압축램프의 각도별 유동현상 비교

이 원 홍<sup>1\*</sup>, 이 지 훈<sup>2</sup>

<sup>1</sup>조선대학교 항공우주공학과

본 연구에서는 Scream Jet Intake에 발생하는 충격파와 경계층에서 속도를 Supersonic에서 Subsonic으로 줄였을 때의 상호작용을 EDISON\_CFD로 해석하기로 한다. 이상적인 공기 유동에서 충격파와 경계층의 각도를  $15^\circ \sim 20^\circ$ ,  $25^\circ \sim 30^\circ$ ,  $15^\circ \sim 40^\circ$ ,  $25^\circ \sim 50^\circ$ 와 같이 두 개( $5^\circ$ ,  $25^\circ$ )의 각도 차이를 두어 이중압축램프에서의 유동현상을 EDISON\_CFD로 수행하고 분석하였다.

**Key Words** : 전산유체역학(CFD), 이중압축램프(Double Compression Ramp), 비점성 유동(Inviscid Flow), 층류 유동(Laminar Flow), 난류 유동(Turbulent Flow), 초음속 유동(Supersonic Flow), 아음속 유동(Subsonic Flow), 충격파 상호작용(Shock Interaction)

## 1. 서 론

초음속 비행체들의 조종면, 엔진 흡입구 등의 형상으로 인해서 충격파와 충격파가 만나거나, 충격파와 경계층의 상호작용을 통해서 복잡한 유동이 생겨나게 된다. 이러한 충격파와 경계층의 상호작용을 예측하고 해석하기 다양한 유동 흐름을 통해서 EDISON\_CFD를 이용하여 분석한다.

## 2. 본 론

### 2.1 해석 모델

이중압축램프에서의 유동은 충격파와 경계층의 상호작용이 복잡하게 일어나면서 실험값과 CFD 계산의 경계층 예측의 결과 값이 굉장히 상이할 수 있다. 그러기에 기존의 비교 값이 없다는 점이 큰 문제이다. 우선, eMEGA로 두 종류의 선도를 그려보았다.

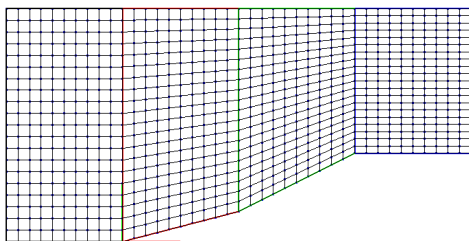


그림 1  $15^\circ \sim 20^\circ$  램프실험 격자

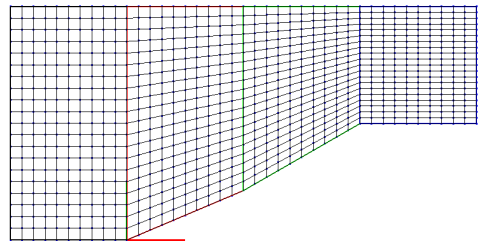


그림 2  $25^\circ \sim 30^\circ$  램프실험 격자

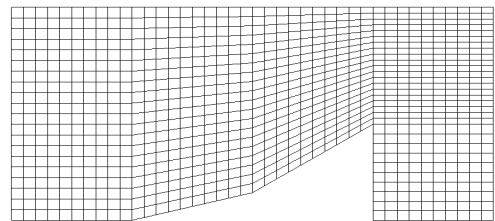


그림 3  $15^\circ \sim 40^\circ$  램프실험 격자

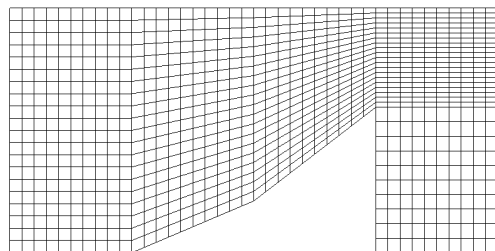


그림 4  $25^\circ \sim 50^\circ$  램프실험 격자

## 2.2 수치 해석 방법

EDISON\_CFD에서 정렬격자 기반 2차원 압축성 유동 범용 해석 Science App을 이용해서 해석해 보았다. 유동의 종류는 3가지 유동을 사용하였으며 비 점성 유동(Inviscid Flow), 층류 유동(Laminar Flow), 난류 유동(Turbulent Flow) 마하수는 3, 레이놀즈의 수는  $3.86 \times 10^6$ 의 값으로 사용했다.

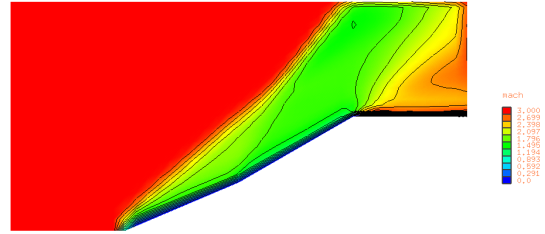


그림 6 2D\_Comp\_P 25°~30° 마하수 등고선

그림 5의 결과 값보다 비교적 높은 각도 이다보니 초기 경계면에서 속도가 급격히 떨어지는 현상을 보인다.

## 2.3 해석 결과

### 2.3.1 비 점성 유동 (Inviscid Flow)

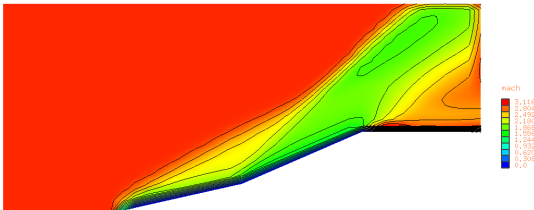


그림 5 2D\_Comp\_P 15°~20° 마하수 등고선

충격과 경계층에서 마하수가 변화되는 모습을 볼 수 있다. 처음 경계면에서 미미한 값이 떨어졌지만 두 번째 경계면을 거치면서 속도가 아음속 근처까지 떨어지는 현상을 눈으로 확인 할 수 있다.

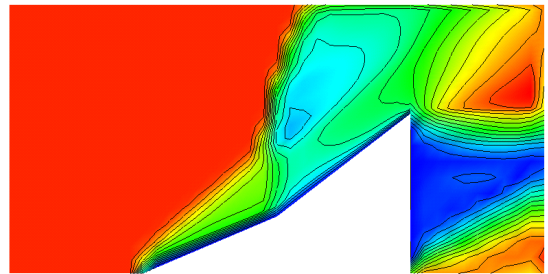


그림 6-1 2D\_Comp\_P 25°~50° 마하수 등고선

5-1그림 보다 더 높은 쪽으로 떨어지며 분포되는 영역이 넓어진 것을 알 수 있다. 이는 높은 각도에서 보다 높은 효율을 갖는 것으로 보인다.

### 2.3.2 층류 유동 (Laminar Flow)

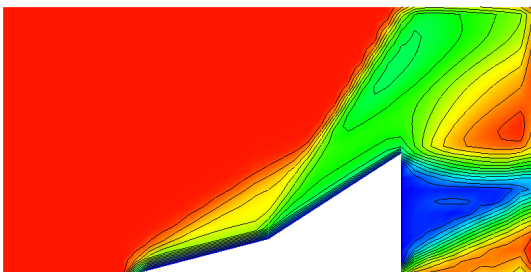


그림 5-1 2D\_Comp\_P 15°~40° 마하수 등고선

2번째 경계층에서 더 높은 쪽으로 마하수가 떨어지는 현상을 알 수 있다. 하부 후류에서도 마하 1 이하로 떨어지며, 충분한 아음속으로 후방 엔진 구동 시 속도를 제어할 수 있는 것을 알 수 있다.

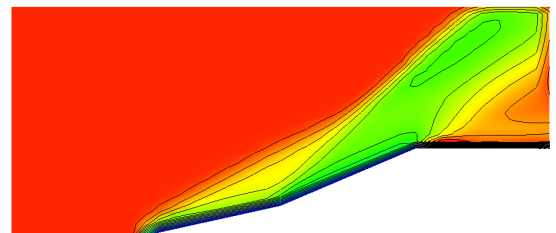


그림 7 2D\_Comp\_P 15°~20° 마하수 등고선

유동의 변화를 주었지만 생각보다 큰 변화는 없었다. 비 점성 유동과 층류 유동에서의 차이는 미미하였고, 속도에서의 미세한 차이가 전부였다.

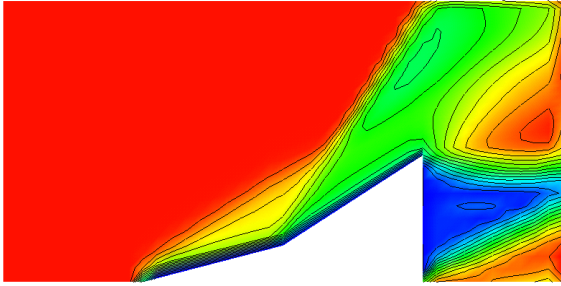


그림 7-1 2D\_Comp\_P 15°~40° 마하수 등고선

더 높은 각도 변화에서도 큰 변화를 볼 수 없었다. 층류 유동과 비 점성 유동간의 차이가 미미하다는 점을 알 수 있다.

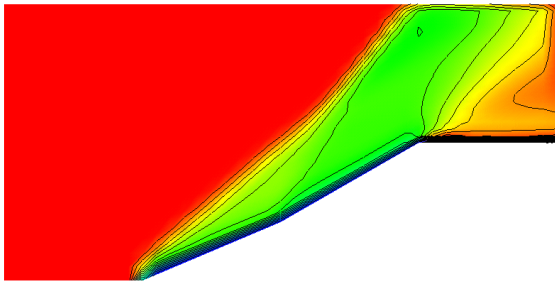


그림 8 2D\_Comp\_P 25°~30° 마하수 등고선

특별하게 드러난 사항은 없었고, 마찬가지로 유동에서도 별 차이 없는 해석 결과가 나왔다.

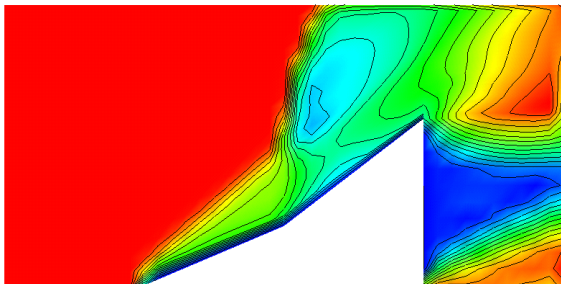


그림 8-1 2D\_Comp\_P 25°~50° 마하수 등고선

경계층면에서는 큰 차이 없이 유사한 해석의 결과가 나왔지만, 후류 부분 속도 등고선에서 육안으로 확인 될 만한 차이가 드러났다. 후류 등고선 중심부에서 등고선이 하나가 없어진 것을 확인 할 수 있다.

### 2.3.3 난류 유동 (Turbulent Flow)

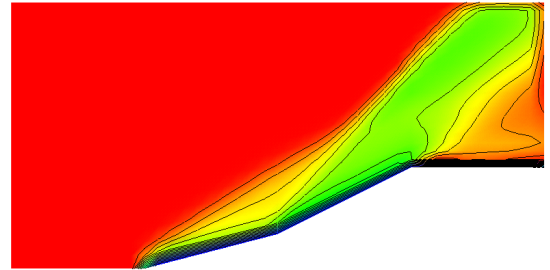


그림 9 2D\_Comp\_P 15°~20° 마하수 등고선

난류 유동, 층류 유동, 비 점성 유동은 15°~20° 해석에서는 큰 차이를 보이지 않고 별다른 점을 찾을 수가 없었다.

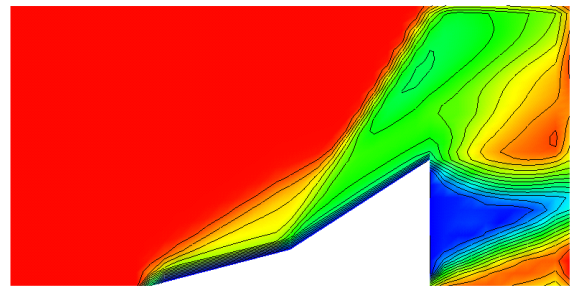


그림 9-1 2D\_Comp\_P 15°~40° 마하수 등고선

충격과 경계면을 만나고 생기는 등고선의 폭이 줄어드는 현상을 볼 수 있다. 층류, 비 점성 유동에서 차이가 드러나는 부분이다.

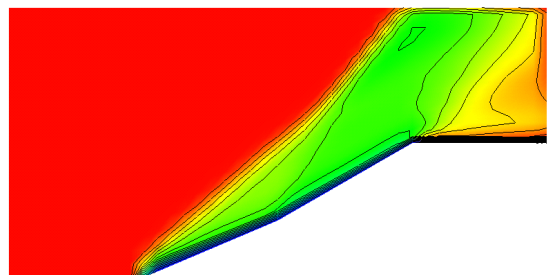


그림 10 2D\_Comp\_P 25°~30° 마하수 등고선

별다른 차이를 보이지 않았다.

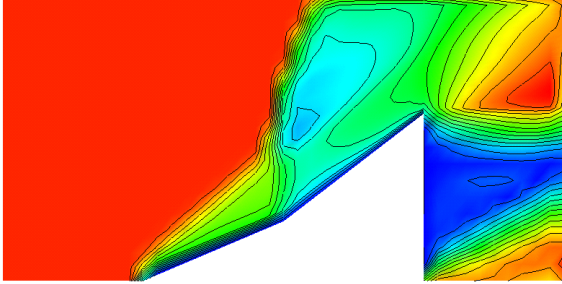


그림 10-1 2D\_Comp\_P 25°~50° 마하수 등고선

distributions on blunt bodies at hypersonic speed in the presence of an impinging shock," NO. FFA--115. Flygtekniska Forsokanstalten Stockholm (Sweden).

경계면 상단에 발생하는 충격 후, 분포하는 속도가 층류나 비 점성 보다 비교적 전방에 위치하게 되었다. 엔진으로 가는 마하수는 별다른 변화를 보이지 않았다.

### 3. 결 론

이중 압축램프를 EDISON\_CFD의 2D\_COMP\_P를 통해 이상적인 형태인 비 점성 유동(Inviscid Flow), 층류(Laminar Flow), 난류(Turbulent Flow) 모델을 이용하여 해석하여 이중 압축램프에서 충격파와 경계층의 상호작용으로 발생하는 충격파를 관찰하였다. 이중 압축램프의 각도가 초기에 작은 값인 경우에는 속도가 줄어드는 값이 작았지만, 비교적 큰 값을 넣었을 때는 속도가 줄어드는 값이 상대적으로 커진 것을 확인 할 수 있었다. 충격파 경계면에서의 각도가 클 경우에 줄어드는 속도 값이 더 커지는 것을 알 수 있었다. 이러한 각도별 변화를 통해 Scream Jet Engine을 제작 하는데 있어 더욱 발전된 비행기를 제작 할 수 있을 것으로 보인다.

### 후 기

본 논문은 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2016M3C1A6937383)

### References

- [1] 2015, 이현식, "이중 압축램프를 지나는 초음속 유동의 3차원 효과에 대한 수치적 연구." 석사 학위 논문, 건국대학교
- [2] 1968, B. Edney, "Anomalous heat transfer and pressure