

스크램제트 흡입구의 카울각 유무에 따른 성능 분석에 대한 연구

김형욱^{1*},한민현¹

¹건국대학교 항공우주정보시스템공학과

스크램제트 엔진의 성능을 크게 좌우하는 것 중 하나는 흡입구 설계이다. 본 연구에서는 2단 압축 스크램제트 엔진 흡입구의 카울각 유무에 따라 두 종류의 흡입구 모델을 설계하였다. KFLOW_EDISON_13 2차원 범용 소프트웨어를 이용하여 $-4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$ 의 받음각에서 shock-on-lip 조건 성립 여부와 전압력 회복률, 항력계수를 계산 및 비교, 분석하였다. 그 결과 카울각이 있는 경우 받음각에 따른 항력계수 변화의 폭과 전압력 회복률이 더 크게 나타났다.

Key Words : 스크램제트 흡입구(Scramjet Intake), 혼합압축형 흡입구(Mixed Compression Intake), 카울각(Cowl Angle), Shock-On-Lip, 전압력 회복률(TPR),

1. 서론

엔진 기술의 발전으로 항공기는 더 높게, 더 빠르게 날 수 있게 되었다. 현재는 스크램제트 엔진의 개발로 마하 5이상으로 비행할 수 있는 항공기들도 개발되었으며, 지금도 마하 5이상의 극초음속 비행을 위해 많은 국가와 연구기관에서 경쟁적으로 스크램제트 엔진에 대해 연구하고 있다.

스크램제트 엔진은 제대로 된 성능을 발휘하기 위해서 복잡한 메커니즘이 요구된다. 특히 스크램제트 엔진의 흡입구는 엔진 성능을 크게 좌우하는 요소 중 하나이다.

스크램제트 엔진의 흡입구는 전방의 쐐기 또는 콘 형상의 램프로부터 발생하는 충격파를 이용하여 공기를 압축시키면서 유동의 속도를 감소시킨다. 그러므로 유입된 유동의 전압력은 점차 감소하게 된다. 따라서 흡입구 설계 시 전압력 회복률을 최대화 하며, 안정적인 공기 흐름을 유도하여 엔진으로 적절한 유량을 제공하고 충격파의 적절한 배치를 통해 항력을 최소화하는 것을 목표로 하는 것이 바람직하다. 그런데 외부압축형 엔진에 경우 고 마하수 비행 시 큰 조파 저항을 받게 되고, 내부압축형 엔진에 경우 불시동 문제가 발생할 수 있다. 이에 따라 본 연구는 스크램제트 엔진 흡입구 cowl에 카울각을 주어 혼합압축형 흡입구를 설계하고 카울각이 없는 외부압축형 흡입구를 설계하여 두 모델의 성능을 비교하였다. 이를 위해 받음각을 -4° 부터 4° 까지 2° 간격으로 변화시키면서 전압력 회복률 및 항력계수의 변화를 분석하였다.

CFD 계산은 KFLOW_EDISON_13 2차원 범용 소프트웨어를 이용하여 수행하였다.

2. 본론

2.1 모델 설계

본 연구에 사용된 모델은 2단 압축 스크램제트 흡입구로, 형상 설계는 자유류 마하수 6, 격리부 입구 마하수 2, 격리부 높이 20mm로 설정 하였다. 그 후, 식(1)을 통해 경사충격파가 shock-on-lip 조건을 만족 하도록 램프각을 설정하였다. 이 과정에서 Oswatitsch method 기법을 사용해 충격파의 세기를 동일하게 하여 전압력 회복률이 최대가 되도록 하였다. 그리고 식(2)로 자유류의 전압력과 연소실 입구 전압력의 비를 계산하여 전압력 회복률을 구하였다.

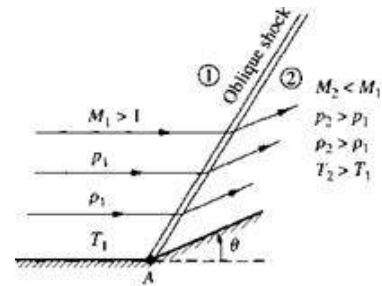


Fig 1 경사충격파 전후 유동 변화

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta + 2)} \quad (1)$$

$$\frac{P_t}{P_1} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

2.2 유동정보 및 수치기법

본 연구에 사용된 유동 조건은 Table. 1과 같다

Table 1 유동 조건

variable name	value
mach number	6
freestream pressure	12112 pa
freestream temperature	216.66 K
reynolds number	2.4256E+7
altitude	15Km

실제 스크램제트 엔진을 장착한 항공기는 보통 고도 15km상공에서 비행하므로 실제 운용조건과 유사한 환경으로 계산을 진행하기 위해 고도 15km의 대기조건을 모사하였다.

해석에는 2차원 범용 소프트웨어 KFLOW-EDISON_13을 사용하였다. 두 가지 모델에서 각각 -4° , -2° , 0° , 2° , 4° 의 받음각에 따른 계산을 진행하였다. flux function은 AUSM+, flux limiter는 minmod을 사용하였고, 단위 길이 당 레이놀즈수는 $2.4256e+7$ 이다. 난류모델은 완전난류모델인 $k-\omega SST$ 모델을 사용하였다.

Table. 2는 해석 조건을 나타낸다.

Table 2 수치기법

variable name	value
flux function	AUSM+ scheme
flux limiter	minmod
turbulent model	$k-\omega SST$
flow type	steady
total iteration	30,000
error tolerance	$1.0e-5$
AOA	-4° , -2° , 0° , 2° , 4°

2.3 격자 생성

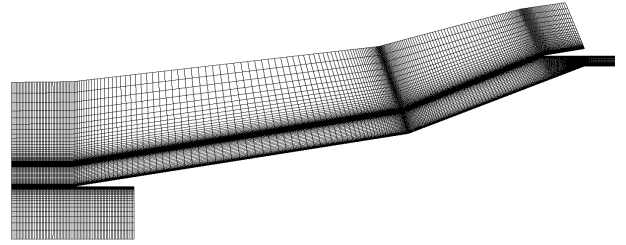


Fig 2 카울각이 없는 모델 격자

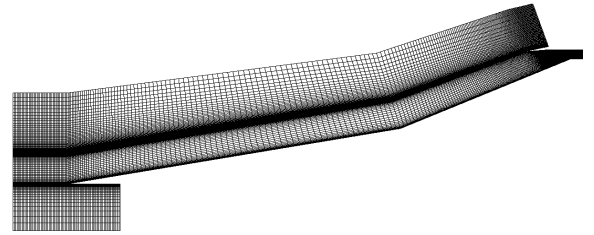


Fig 3 카울각이 있는 모델 격자

Fig.2은 카울각이 없는 external compression model이고, Fig.3는 카울각이 있는 mixed compression model이며 카울의 각도는 5.2° 이다. 모델 벽면 가까이에서 충격파에 의한 유동의 변화가 가장 심하게 나타나므로 벽면 위주로 격자를 집중시켜 yplus가 1이하로 되게 하였다.

far-field는 초음속 유동 출입조건을 설정하였고, 벽면은 adiabatic wall조건을 설정하였다. Fig.2의 격자수는 52,800개, Fig.3의 격자수는 50,400개로 두 모델 간 격자수 차이를 최소화 하여 격자수 차이로 인해 비교에 왜곡이 생기지 않도록 하였다.

2.4 해석 결과

Table. 3과 Table. 4는 각각 카울각이 있는 모델과 없는 모델의 받음각에 따른 마하수 contour이다. contour 상에서 받음각 0° 로 비행 시 설계한대로 shock-on-lip 조건을 만족하는 것을 확인하였다. 받음각이 -4° , -2° 일 경우 leading edge에서 발생한 oblique shock이 cowl 위쪽으로 넘어가는 것을 확인하였다. 그 이유는 음의 받음각의 경우 상대적으로 램프의 각도가 증가하는 것과 같은 효과를 내므로 oblique shock의 각도가 증가하기 때문이다. $+2^\circ$, $+4^\circ$ 의 경우 leading edge에서 발생한 oblique shock이 cowl lip에 도달하지 못하는 것을 확인했다. 그 이유는 cowl lip 근처에서 유동이 유출되었기 때문이다.

Table 3 Cowl 꺾임이 있는 모델의 마하수 contour

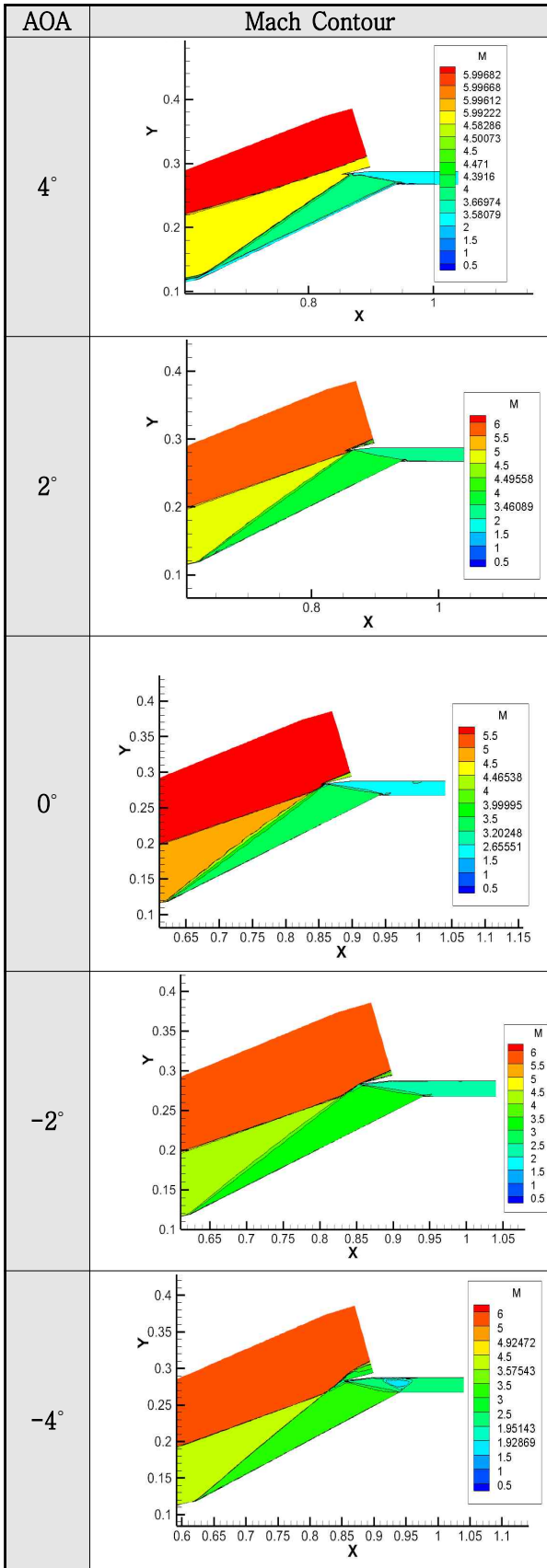
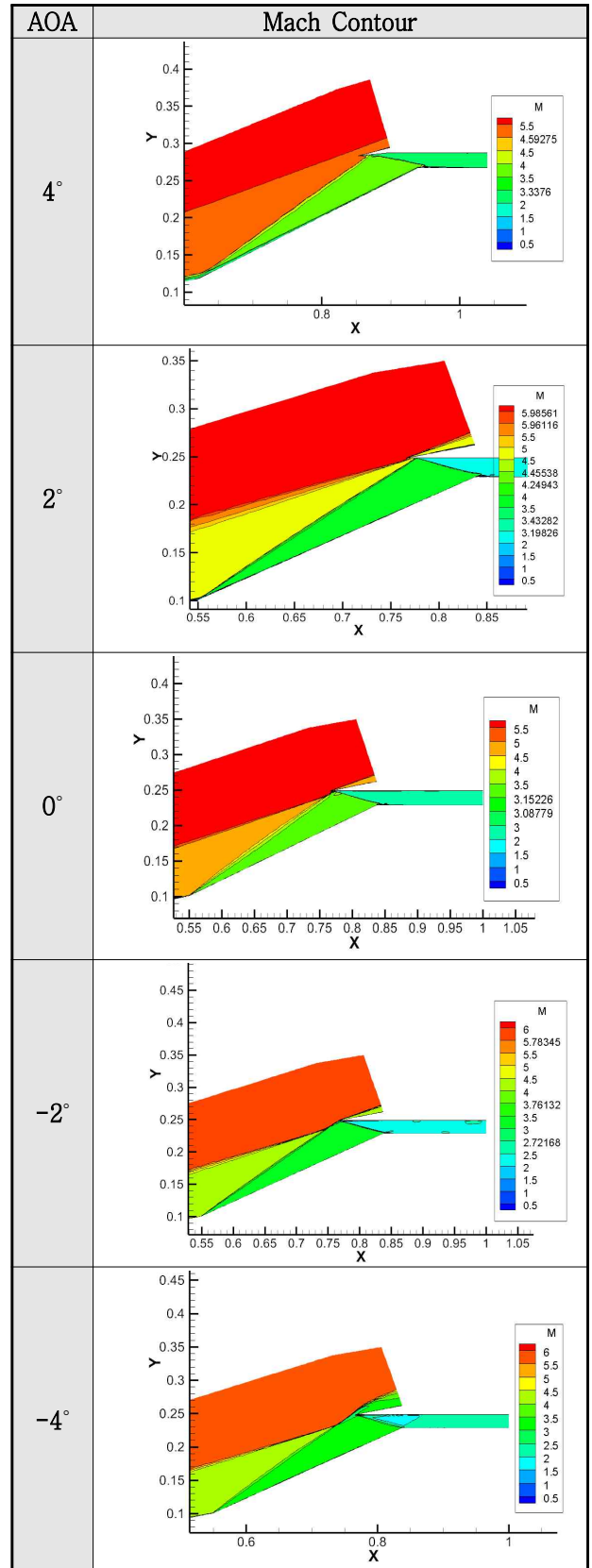


Table 4 Cowl 꺾임이 없는 모델의 마하수 contour



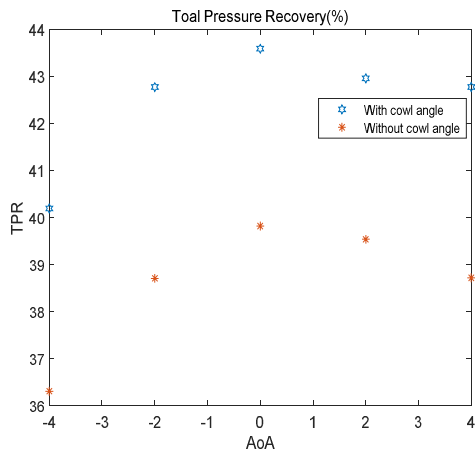


Fig 4 받음각에 따른 전압력 회복률

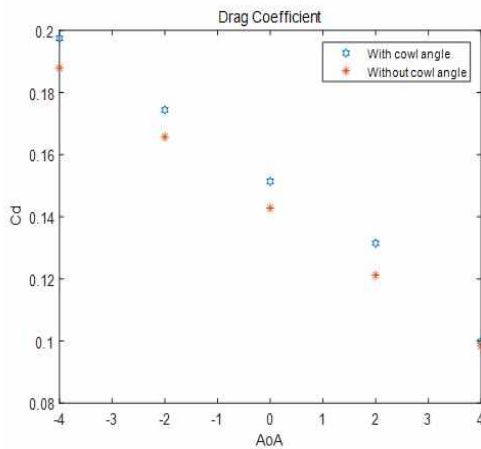


Fig 5 받음각에 따른 항력계수

Fig. 4은 카울각이 있는 모델과 없는 모델의 받음각에 따른 전압력 회복률을 나타낸 그래프이다. 카울각이 있는 모델의 전압력 회복률이 평균적으로 약 5% 더 크게 계산되었다. Fig. 5는 카울각이 있는 모델과 없는 모델의 받음각에 따른 항력계수를 나타낸 그래프이다. 두 모델 모두 받음각이 증가함에 따라 항력계수가 낮아지는 경향은 같았으나 카울각이 있는 모델에서 받음각 변화에 따라 더 큰 항력계수 변화의 폭을 보였다.

3. 결론

본 연구에서는 cowl의 각도가 있는 모델과 없는 모델의 받음각에 따른 공력 특성에 대해 연구하였다. MATLAB으로 계산한 전압력 회복률은 카울각이 있는 모델과 없는 모델에

서 각각 44.81%, 39.39%로 계산되었다. 이 이론값을 CFD에서 계산한 전압력 회복률과 비교하여 오차율을 구하였더니 카울각이 있는 모델과 없는 모델에서 각각 오차율이 2.7%, 1.08%로 계산되었고, CFD 계산 결과가 신뢰할 수 있다고 판단하였다. CFD 계산 결과 카울각이 있는 모델은 없는 모델보다 더 큰 전압력 회복률을 보였으며 항력계수는 두 모델 모두 받음각이 낮아짐에 따라 증가하는 경향을 보였다. 그 중 카울각이 있는 경우 그 증가의 폭이 더 크음을 볼 수 있었다.

항공기는 임무에 따라 고 기동 비행이 요구될 수 있다. 위 결과와 같이 고 기동 비행 시 항력계수의 변화의 폭이 크면 비행성능에 부정적 요소로 작용하지만 더 높은 전압력 회복률을 확보하면 엔진이 불시동 되는 것을 방지할 수 있고 더 큰 추력을 낼 수 있다. 따라서 고 기동 비행 시 카울각이 있는 스크램제트 엔진을 장착하면 비행성능과 안정성을 높일 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

본 논문은 2017년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2017000000000000) 본 연구는 과학기술정보통신부 및 정보통신기술진흥센터의 SW중심대학 지원사업의 연구 결과로 수행되었음(No.2018-0-00213.SW중심대학(건국대학교))

참고문헌

- [1] 2015, 김재원, 권오준, “받음각 변화에 따른 초음속 흡입구 성능 특성에 대한 수치적 연구”, 한국항공우주학회지 78호, p.66-69.
- [2] 2009, 조형선, 이형진, 정인석, “전압력 회복률을 고려한 2차원형 스크램제트 흡입구 최적 설계 기법”, 한국항공우주공학회지 65호, pp.553-556.
- [3] 2005, 강상훈, 이양지, 양수석, “스크램제트 엔진 흡입구의 기본설계 연구”, 한국추진공학회지 제9권 제3호, pp.38-48.
- [4] 2017, 허엽, 문규환, 성홍계, “극초음속 썰기형 흡입구의 최대 전압력 회복률을 위한 오스왈치 기법 분석”, 한국항공우주학회지 82호, pp.1031-1038.