

터보팬엔진 흡입구에 버드 스트라이크를 막기 위한 장치를 달았을 때 엔진 흡입구의 성능 분석

차 상 현*

서울대학교 기계항공공학부

버드 스트라이크는 항공기 안전에 큰 위협을 주고 있다. 새를 막기 위하여 공항에서 여러 가지 방법들을 이용해 새를 쫓고 있지만 임시방편인 경우가 많거나 근본적인 방법은 아니다. 본 연구에서는 이러한 버드 스트라이크를 막기 위하여 새를 막는 장치를 엔진 흡입구에 장착하고, 이 흡입구가 엔진 흡입구의 성능에 어떠한 영향을 주는지 알아보려고 한다.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 버드 스트라이크(Bird Strike), 터보팬엔진(Turbofan engine), 흡입구(Inlet), 전압비(Stagnation pressure ratio), 항력계수(drag coefficient)

기호설명

P_0 : 전압(stagnation pressure)

h : 엔탈피(enthalpy)

T_0 : 정체온도(stagnation temperature)

c_p : 등압비열

M : 마하수(mach number)

γ : 비열비

P : 정압(static pressure)

T : 온도(static temperature)

\dot{m}_{ac} : 터보팬엔진에서 팬을 통해 바로 나가는 mass flow rate

\dot{m}_{ah} : 터보팬엔진에서 엔진으로 들어가는 mass flow rate

u_{ec} : 터보팬엔진에서 공기가 팬을 통해 바로 나가는 속도

u_{ch} : 터보팬엔진에서 공기가 엔진에서 나오는 속도

u : 터보팬엔진으로 공기가 들어오는 속도

\dot{m}_a : 터보팬엔진으로 들어오는 mass flow rate

1. 서 론

항공기 사고의 원인 중 많은 비중을 차지하는 것이 바로 버드 스트라이크이다. 2009년 8월부터 2010년 12월까지 우리나라의 7개의 공항에서 버드 스트라이크의 발생 횟수를 조사한 결과 63번의 버드 스트라이크가 일어났으며 그 중 이륙할 때 일어난 경우가 전체의 17.5%, 착륙할 때 일어난 경우가 전체의 34.9%로 이착륙할 때 발생하는 경우가 전체의 반을 넘는다. 또한 새가 충돌하는 위치는 엔진에 충돌하는 경

우가 전체의 45%로 가장 많다.[1] 새가 엔진 속으로 들어가면 엔진이 멈추는 것뿐만이 아니라 엔진이 파손되어 잘못하면 추락하는 경우도 발생할 수 있다. 이는 승객에게는 항공기 지연으로 인해 불편을 끼치고 항공사에게는 막대한 금전적 손해를 입히고, 심각한 경우 인명피해로 이어질 수 있다. 이러한 사고를 방지하기 위하여 새의 서식지로부터 멀리 떨어진 곳에 공항을 건설하거나 활주로 주변에서 총소리를 내기도 하지만 근본적인 해결방안은 되지 못하고 있다. 그래서 이러한 새에 의한 피해를 줄이기 위하여 본 연구에서는 항공기에 직접 새를 쫓는 장치를 달 것이다. CFD를 이용해 엔진 흡입구에 새가 들어가지 못하도록 여러 가지 모양의 바를 설치한 뒤, 이 장치가 엔진 내부의 유동에 어떠한 영향을 주는지, 흡입구의 성능에는 어떤 영향을 미치는지 알아보려고 한다.

2. 배경 이론과 실험 설계

2.1 배경 이론

2.1.1 전압

전압은 유동의 속도가 등엔트로피 과정으로 0이 되었을 때의 유동의 압력을 말한다. 전압이 유동의 에너지와 관계가 있다는 것을 보이기 위해 잠시 설명을 해보면 만일 유동의 온도가 높지 않아 calorically perfect이면 유동의 등압비열은 일정하다.[2] 등압비열의 식은 다음과 같다.

$$(\partial h)/(\partial T)_{P=const} = c_p \quad (1)$$

식 (2)를 통해서 엔탈피와 유동의 온도가 관련이 있다는 것을 알 수 있고, 단열과정일 경우 다음과 같은 관계를 만족한다.[2]

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (2)$$

이 때 가역과정이라는 것을 더 가정하게 되면 전압과 정체 온도 사이에는 다음과 같은 관계가 더 성립하게 된다.[2]

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

정리하면 전압은 정체온도와 연관이 있고, 정체온도는 유동의 엔탈피, 즉 유동이 가지고 있는 에너지와 연관이 있으므로 전압은 유동이 가지고 있는 에너지와 큰 연관을 가지고 있다. 엔진의 경우에는 유동이 가지고 있는 에너지를 뽑아서 쓰므로 엔진으로 들어오는 유동은 최대한 전압을 유지하면서 들어와야 더 많은 에너지를 뽑을 수 있다.

2.1.2 제트엔진의 추력

모든 제트엔진은 외부의 유동을 흡입한 후 연료를 이용해 화학반응을 시켜서 추력을 얻는 방식을 취한다. 이 때 추력은 더 많은 공기를 흡입할수록 더 많이 얻을 수 있다.

터보팬엔진에서 추력은 다음과 같이 계산된다.[3]

$$T = \dot{m}_{ac} u_{ec} + (\dot{m}_{ah} + \dot{m}_f) u_{eh} - (\dot{m}_{ac} + \dot{m}_{ah}) u \quad (4)$$

일반적으로 들어오는 압력과 나가는 압력은 거의 같다고 할 수 있으므로 압력에 관련된 항은 무시하였다. 또, 연료가 들어오는 양도 공기가 들어오는 양에 비해서 아주 작으므로 무시하였다. 추력은 공기가 들어오는 양 $\dot{m}_{ac}, \dot{m}_{ah}$ 이 크면 클수록 더 커지는 경향을 보이게 된다. 또, 공기의 나가는 속도와 들어오는 속도의 차이가 클수록 더 추력을 많이 내게 된다. 본 연구에서 다루는 터보팬엔진의 경우에는 흡입구를 통과하여 팬을 통과한 후 바로 나가는 공기의 흐름과 압축기를 통해 엔진 내부를 통과하는 공기의 흐름이 존재하는데, 이 때 전자로 흐르는 유량과 후자로 흐르는 유량의 비를 bypass ratio라고 한다. bypass ratio의 크기도 엔진의 추력과 효율에 큰 영향을 주게 된다. 그러나 본 연구에서는 흐름이 나뉘기 전의 유량을 살펴볼 것이므로 bypass ratio에 대해서 자세히 다루지는 않을 것이다.

2.2 격자 모델링

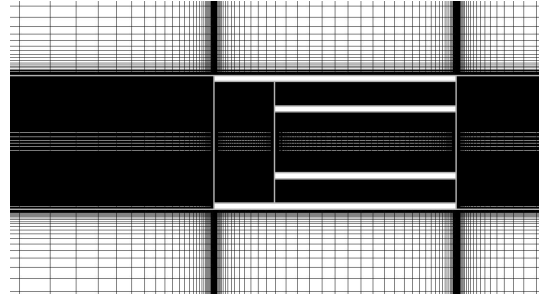


fig. 1 터보팬엔진의 모델링

Table 1 엔진 주변의 유동 특성

Re	4000000
온도	293K
밀도	1.2 kg/m^3
압력	100kPa
점성계수	$1.8 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2$
속도	60m/s

2.2.1 터보팬엔진의 모델링

본 연구에서는 여객기에 많이 사용되는 터보팬엔진을 모사하여 엔진 내부의 유동을 분석하였다. 그러나 터보팬엔진의 압축기나 연소실, 노즐 등의 형상을 모두 모사하는 데에는 어려움이 있으므로 모델링의 편의를 위해서 엔진 내부의 모양은 흐름이 나뉘는 것을 모사한 것을 제외하고 무시하였다. 또한 터보팬엔진의 외형은 격자제작의 편의를 위하여 실제와는 다르게 fig. 1처럼 단순히 일자모형으로 하였다. Airbus사의 A380에 들어가는 터보팬엔진 Engine Alliance GP7000의 경우 지름이 약 3m, 길이가 약 5m정도이므로[4] 간단히 계산하기 위해 격자를 짤 때에는 흡입구의 크기를 1로, 길이를 2로 계산하고 모델링을 하였다. 또, 흐름이 나뉘는 지점을 흡입구로부터 약 1.5m로 가정하고 압축기의 위치가 흐름이 나뉘는 지점으로부터 약 15cm정도 뒤에 있다고 가정하였다. boundary condition을 줄 때는 엔진 벽면은 모두 adiabatic viscous wall을 이용하였고, 먼 유동에 대해서는 far-field BC를 이용하였다.

터보팬엔진의 이착륙할 때 버드 스트라이크가 많이 일어나는 것을 고려하여 비행기의 속도를 약 60m/s로 가정하고 계산을 하였다. 비행기 외부의 온도는 실온(약 20°C)로 가정하여 마하수가 0.3이하로 생각하여 비압축성 유동이라고 하고 풀었다.

엔진 주변의 유동은 table 1과 같이 가정하고 풀었다.

2.2.2 새를 막는 장치의 모델링

새를 막는 바를 모델링하기 위해 바 단면의 모양, 바 사이의 간격을 고려하였다.

새를 막는 바의 단면의 모양을 결정할 때에는 다음과 같은 조건들을 고려하였다. 첫째, 유동의 흐름을 최대한 해치지 않아야 한다. 유동의 흐름을 해치게 되면 유동이 불균일해져 흡입구를 통과한 유동이 압축기로 들어갈 때, 압축기의 성능을 떨어뜨릴 수 있다. 또한 뒤에 나올 격자 모양을 보면 복잡하기 때문에 유동이 복잡하게 움직이면 계산할 때 에러가 발생할 가능성이 크다. 둘째, 전체 항공기의 성능 값(예를 들어 양력계수, 항력계수 등)에 도움이 되거나 큰 영향을 주지 않아야 한다. 셋째, 비교적 단순한 모양을 가져야 한다. 이렇게 해야 격자 모양을 단순하게 짜서 에러를 줄일 수 있다. 그리고 이런 단순한 모양을 가져야 제작을 할 때에도 용이하다. 그렇게 해서 결정한 형상은 다이아몬드 형상과 에어포일 형상이다. 다이아몬드 형상은 가장 단순한 모양이고, 날씬한 모양을 가지고 있으므로 후류에 영향을 덜 줄 것이라고 예상하였다. 또한 다이아몬드 형상은 단면의 좌우 길이를 조절하여 길이에 따른 후류의 변화도 관찰하였다. 반면에 에어포일 형상은 제작은 쉽지만 다이아몬드 형상과 같이 날씬한 모양이므로 후류에 영향을 덜 주고 항공기의 양력계수에도 좋은 영향을 줄 가능성이 있다고 예상하였다.

바 사이의 간격을 정할 때는 새의 크기와 실제 엔진 흡입구 지름을 고려하였다. 2009년 8월부터 2010년 12월까지 우리나라 공항 7개를 골라 조사한 결과 다양한 새들이 항공기와 부딪힌 것을 알 수 있는데, 이 중에는 종다리 같은 작은 새들부터 60cm가 넘어가는 해오라기, 쇠기러기 등도 포함되어 있다. [1] 바 사이의 간격이 좁으면 새가 통과하지 못할 확률도 늘어나지만 격자의 개수가 많아져 계산 시간이 오래 걸리고, 계산이 안 될 확률도 높아진다. 또한 유동의 흐름을 막기 때문에 후류 특성에 안 좋은 영향을 줄 것도 고려하였다. 그래서 실제 엔진 흡입구 지름을 3m정도라고 하였을 때, 간격을 30cm, 60cm로 잡아 바의 개수를 9개와 4개로 정하였다.

격자를 짤 때에는 최대한 격자가 직사각형이 되도록 해야 문제가 잘 풀리기 때문에 에어포일과 다이아몬드 형상 끝부분에서 cubic spline을 이용하여 끝 부분의 격자 모양을 직사각형이 되도록 만들었다. 바의 boundary condition도 엔진 벽면과 똑같이 adiabatic viscous wall을 적용하였다.

본 연구에서 정한 모델들을 정리하면 다음과 같다.

Table 2 엔진 흡입구 모델 정리

	모양	바 간격 (cm)	폭 (cm)	단면 길이 (cm)
case 1	다이아몬드	30	6	15
case 2	다이아몬드	60	6	15
case 3	다이아몬드	60	6	22.5
case 4	다이아몬드	60	6	30
case 5	NACA0012	30	X	15
case 6	NACA0012	60	X	15

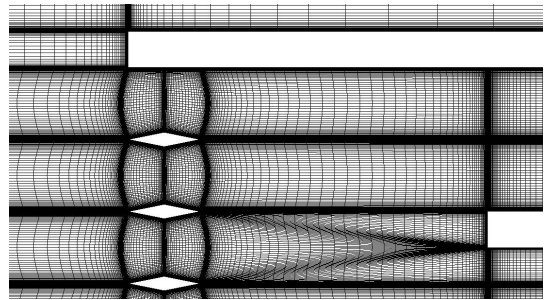


Fig. 2 case 1의 격자 모양의 일부

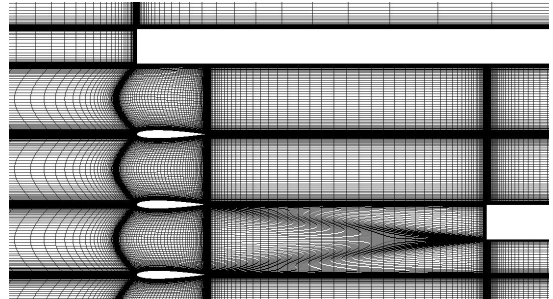


Fig. 3 case 5의 격자 모양의 일부

3. 실험 결과

이 격자들을 이용해 유동을 풀기 위해서 정렬격자 기반 2차원 비압축성 유동 범용 해석 SW(2D_Incomp_P)를 이용하였다. 그리고 계산시간과 계산의 정확도를 고려하여 반복 횟수를 35000번으로 정하였다. 또한 레이놀즈수가 높은 것을 고려하여 turbulent flow라고 하였고, 받음각은 0도, 난류 모델은 menter's k-omega 모델을 이용하였다.

여기서 살펴볼 파라미터들은 mass flow rate와 전압비 그리고 항력계수이다. mass flow rate는 $\rho u A$ 로 계산을 하였고, 전압비는 각 위치에서 전압을 계산을 한 뒤 기준 값(far-field에서의 전압)으로 나누어 계산을 하였다. 각 위치

에서의 전압을 계산할 때는 베르누이 방정식을 이용하였다. 베르누이 방정식은 비압축성, 비회전류, 비점성류, 정상류, 층류일 때 유선을 따라 전압이 일정하다는 것을 말해준다. 여기서는 각 격자가 아주 작으므로 각 격자 안에서는 위에서 제시한 비압축성, 비회전류, 비점성류, 정상류, 층류라고 할 수 있으므로 이를 통해 전압을 구하였다. 베르누이 방정식은 다음과 같다.[5]

$$P_0 = P_1 + \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (6)$$

3.1 바의 모양과 개수가 주는 영향

바의 모양이 유동에 어떠한 영향을 주는지 알아보기 위해 아무 것도 달지 않은 격자(base)와 case1과 case5, case2와 case 6을 같이 비교해볼 것이다. 또, 바의 개수에 따라서 결과에 어떠한 영향을 주는지 case1과 case2 그리고 case5와 case6을 비교하면서 살펴볼 것이다.

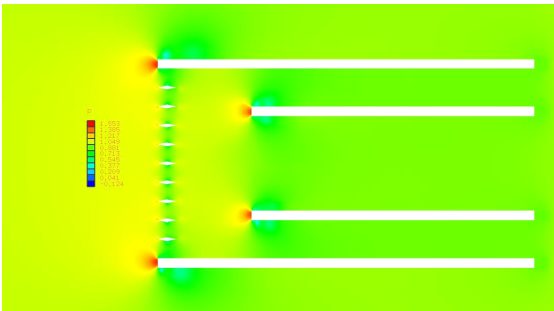


fig. 4 case 1 압력분포

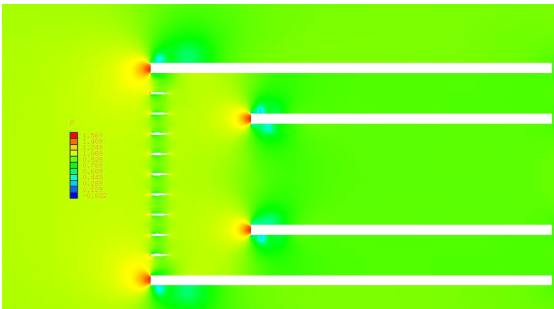


fig. 5 case 5 압력분포

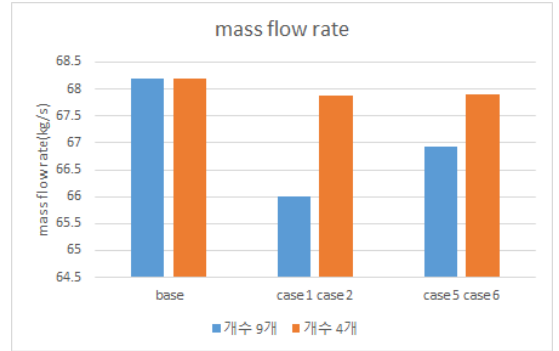


fig. 6 case 1,2,5,6 mass flow rate 비교

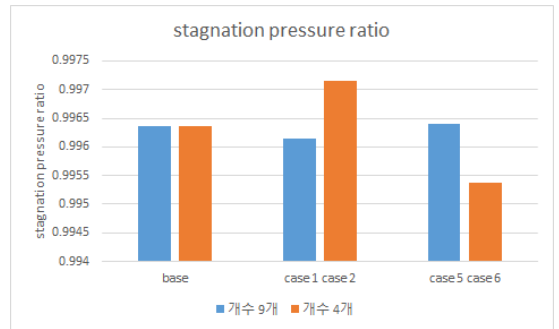


fig 7. case 1,2,5,6 stagnation pressure ratio 비교

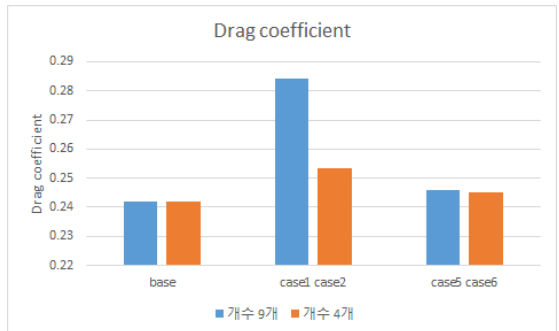


fig. 8 case 1,2,5,6의 drag coefficient

여기서의 mass flow rate는 입구로부터 0.45 떨어져 있는 곳을 기준으로 하여 계산하였고, 전압비를 계산할 때에는 P_0 를 far-field에서의 전압이라고 하고, P_1 을 압축기 앞에서의 전압(흐름이 나뉘는 지점부터 0.05 뒤)이라고 한 뒤, 전압비를 $\eta = P_1/P_0$ 라고 하여 계산하였다.

먼저 바의 모양(case1,2 vs case 5,6)에 따라서 비교하면 mass flow rate는 두 경우 다 base에 비해 떨어지게 된다. 그러나 다이아몬드 형상의 경우가 naca0012보다 더 떨어지

게 된다.(단, 개수가 4개인 경우에는 거의 비슷하다.) 전압비의 경우에는 base와 비교해서 거의 같다는 것을 알 수 있었다.(table 3 참고) 항력계수의 경우 두 경우 다 base에 비해 높아지고, 다이아몬드 형상이 naca0012보다 더 크게 높아지게 된다.

이러한 경향을 보이는 이유는 다음과 같이 정리할 수 있다. 먼저, 다이아몬드 형상이 naca0012보다 더 단면적이 크고, 블록하므로 더 많은 mass flow rate의 손실을 만들어 내는 것으로 보이고, 이러한 현상이 항력계수 증가에도 영향을 준 것으로 보인다. 전압비의 경우 비압축성 유동으로 계산을 하였으므로 압력이 대부분 속도로 변화했기 때문에 차이가 거의 없는 것으로 보인다. 다만 boundary layer부근에서는 이러한 가정이 성립하지 않는데, 압력을 측정할 곳이 boundary layer가 크게 발달하기 전의 부분이므로 boundary layer의 영향이 크지 않는 것으로 보인다.

바의 개수에 따라서 비교를 해보면(case 1 vs case 2, case 5 vs case 6) mass flow rate는 개수가 작아지면 커지고, 전압은 이번에도 거의 비슷하며 항력계수는 바의 개수가 작아질수록 작아진다.

이러한 경향을 보이는 이유는 mass flow rate의 경우에는 단면의 모양 비교와 마찬가지로 단면적의 크기의 영향을 받는 것이 보이는데, 개수 9개의 경우가 개수 4개의 경우보다 유동을 막는 단면이 더 넓기 때문에 mass flow rate가 9개의 경우 더 감소하는 경향을 보인다. 항력계수의 경우에도 바의 개수가 많을수록 유동의 흐름을 더 방해하기 때문에 개수가 많을수록 항력계수가 더 커지는 것으로 보인다.

3.2 바의 좌우 길이가 주는 영향

바의 좌우 길이가 유동에 얼마나 영향을 주는지 알아보기 위해 다이아몬드 형상의 case 2, 3, 4와 base를 비교해보았다.

먼저 mass flow rate를 살펴보면 일단 case 2, 3, 4가 base보다는 모두 작고, 약 67.85kg/s~67.9kg/s로 비슷하다. 전압비를 보면 base와 거의 같은 것을 볼 수 있다. 항력계수는 base보다는 모두 크고 특히 case 2의 경우가 항력계수가 큰 것을 알 수 있다.

이러한 경향이 나타나는 이유는 다음과 같이 볼 수 있다. 먼저, mass flow rate의 경우에는 유동을 막는 단면의 크기가 증가하지만 아주 조금씩 변하므로 case 2, 3, 4가 거의 비슷하다고 할 수 있다. 전압비의 경우 case 2, 3, 4만 보면 바의 좌우의 길이가 길수록 전압손실이 더 커진다고 볼 수 있는데, 이는 바의 길이가 길어지면서 viscous wall의 길이가 길어지기 때문에 전압손실이 더 커진다고 할 수 있다. 그러나 이러한 효과는 아주 미미한 것으로 보인다. 항력계수의 경우

에는 규칙성이 잘 보이지 않는 것으로 보아 바의 좌우 길이와는 큰 상관이 없는 것으로 보인다. 다만 바를 설치하면 길이에는 상관없이 항력계수가 커지는 경향을 보인다.

여러 가지 모델들의 파라미터 값들은 table 3에 정리해놓았다.

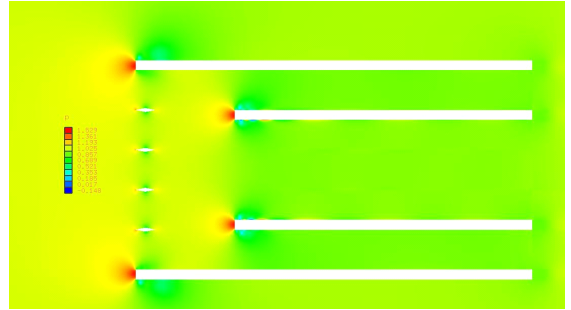


fig. 9 case 2 압력분포

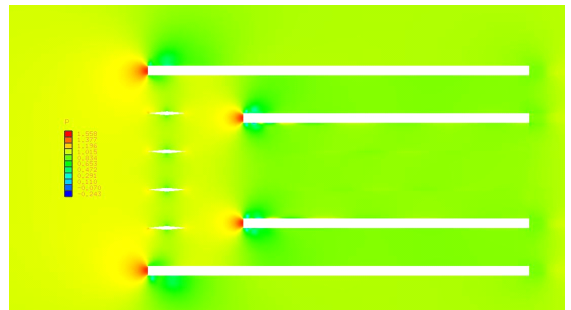


fig. 10 case 4 압력분포

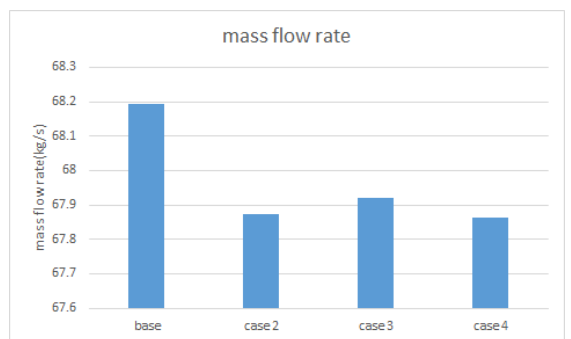


fig. 11 case 2,3,4 mass flow rate 비교

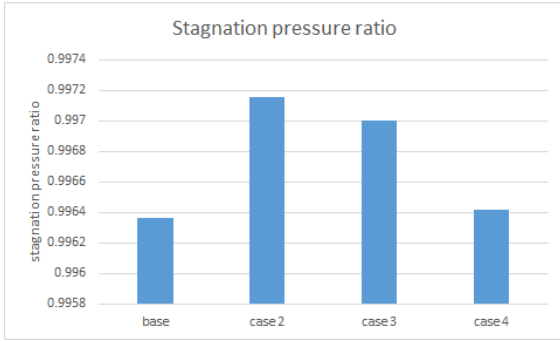


fig. 12 case 2,3,4 stagnation pressure ratio 비교

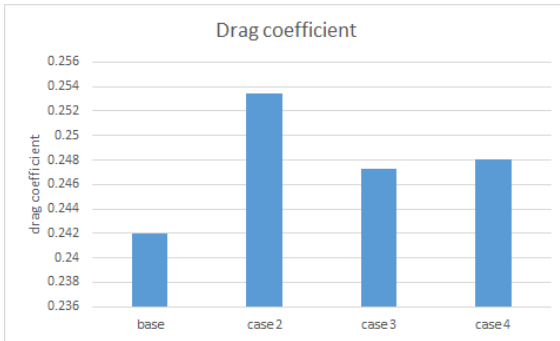


fig. 13 case 2,3,4 drag coefficient 비교

table 3 case별 파라미터 값 정리

	\dot{m}_a (kg/s)	증감 (%)	η	증감 (%)	C_d	증감 (%)
base	68.19	0	0.996	0	0.242	0
case1	66.01	-3.2	0.996	-0.02	0.284	17.5
case2	67.87	-0.5	0.997	0.08	0.253	4.7
case3	67.92	-0.4	0.997	0.06	0.247	2.2
case4	67.86	-0.5	0.996	0.001	0.248	2.5
case5	66.92	-1.9	0.996	0.004	0.246	1.6
case6	67.91	-0.4	0.995	-0.1	0.245	1.3

4. 결 론

본 연구에서는 버드 스트라이크를 막기 위해 앞에 여러 개, 여러 가지 모양의 바를 달고 이 장치가 mass flow rate, 전압비, 항력계수에 어떠한 영향을 주는지 비교해 보았다. 이때 계산시간을 줄이고 격자를 조금 더 간단하게 짜기 위해서, 격자가 잘 풀릴 수 있도록 많은 가정들을 하였다. 복잡한 터보팬엔진을 간단히 모델링하기 위해 팬, 압축기 등의 부품들의 영향은 제외를 시켰고, 유동도 비압축성 유동으로 가정하였다. 바의 단면의 모양도 간단한 몇 가지 경우들만 시도하였

고 바의 개수도 2가지 경우로 해보았다. 그 결과 mass flow rate와 항력계수는 줄어들었고, 전압비는 거의 일정하였다. 바의 개수가 늘어나면 mass flow rate는 줄어들고 항력계수는 늘어난다. 이러한 경향은 다이아몬드 형상이 naca0012보다 더 크게 나타난다. 또, 바의 단면이 더 얇아지면(바의 단면 길이가 길어지면) 전압비가 줄어들었지만 차이가 거의 없었다. 이를 종합해보면 다이아몬드의 형상으로 바의 개수를 4개 정도로 하고 단면의 길이를 22.5cm로 하는 것이 가장 mass flow rate를 덜 줄이고, 항력계수도 덜 키운다. 다만 모든 경우에서 압력 분포(fig 4,5,9,10)을 보면 벽 근처에서는 압력분포가 일정하지 않아 압축기의 효율을 떨어뜨린다는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해서는 불균일한 압력 분포에도 압축기 효율을 더 높이는 연구가 진행이 되어야 할 것으로 보인다. 위에서 본 단면 형상과 본 연구에서 시도해본 형상이 가장 최적화된 형상이라고 보기는 어렵지만 앞으로 더 연구가 진행되면 mass flow rate를 덜 줄이고, 항력계수는 더 줄이는 형상이 나올 것으로 기대된다.

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, Hur, W.H. Kim, J.H.·Kim, H.J.·Kim, S.H.·Kang, S.G. Kwak, M.H. Bae, C.H. and Park, S.N., "Status of Aircraft Bird Strikes at Airports in Korea," 한국조류학 회지, Vol.22(1), pp.41-50.
- [2] 2013, 노오현, *압축성 유체역학*, 박영사, pp.13-25
- [3] 1992, Hill, P.G. Peterson, C.R., *mechanics and thermodynamics of propulsion*, Addison-Wesley, pp.147-149.
- [4] https://en.wikipedia.org/wiki/Engine_Alliance_GP7000
- [5] 2011, Anderson J.D., *fundamentals of aerodynamics*, McGrawHill, pp.207-210