

마하수에 따른 층류유동 변화 분석

Analysis of Laminar Boundary Layer with Various Mach Number

박명우^{1*}, 태명식¹, 박상호¹, 손소은¹, 손찬규¹, 오세종¹
 부산대학교¹

초 록

본 연구에서는 마하수 변화에 따른 층류유동 변화를 살펴보았다. 해석 프로그램은 EDISON_CFD를 이용하고, EDISON_CFD에서 사용한 수치기법과 Scheme에 대해서 언급한다. CFD기법을 이용하여 해석한 결과를 경계층조건에 이론 해석방법인 Blasius Boundary Layer와 비교하였다. 각 요소마다 해석한 결과를 통하여 층류 경계층의 특성을 살펴보았다. 그 결과 마하수 증가에 따른 평판의 온도 증가와 밀도 감소가 경계층을 선형적으로 증가시키는 것을 보았다. 또한 마하수 증가에 따른 점성계수의 증가를 살펴봄으로서 층류유동에서 마하수의 증가는 점성에 의한 운동량 확산을 증가시킨다는 것을 보았다.

Key Words : 층류(Laminar flow), 아음속(Subsonic), 초음속(Supersonic), Blasius Boundary Condition, 온도 분포(Temperature distribution), 속도 분포(Velocity distribution), EDISON_CFD

1. 서 론

항공기 기술은 라이트형제의 비행기를 시작으로 지금까지 많은 항공기가 개발되어 운영중에 있다. 그로부터 약 100여 년이 흐른 현재, 규모면에서는 길이 84미터, 날개 폭 88.4미터인 최대 크기의 An-225 등이 등장하였다. 한편, 2008년을 기준으로 여객기 약 1만 6,860대, 화물기 약 1,940대가 운항중이고, 연간 항공기 여객 수는 22억 7천만 명 이상, 항공 화물량은 4,100만 톤에 이른다. 그러나 항공 산업이 시작된 이후, 항공기의 크기와 운영 규모의 증가에 비해 운항속도의 발전은 미미하다. 연도에 따른 항공기 속도 (Fig. 1)에 따르면 60년대 이후 반세기 동안 운항속도는 큰 발전 없이 정체 되어있는 것을 볼 수 있다.⁽¹⁾

2011 통계청 자료⁽²⁾에 따르면 장거리 항공에 대한 수요는 점차적으로 증가하고 있다. 이러한 추세로 볼 때 초고속 항공기의 개발은 불가피하며 고속 민간 수송 시장은 큰 잠재력을 갖고 있다. 이미 미국은 그 중요성을 인식하여 1990년도에 F16XL사업을 통해 초고속 항공기의 성능을 개선시켰다.

NASA 보도 자료⁽⁶⁾에 따르면 미국은 초고속 항공기 성능 개선을 위해서 층류유동을 유지시키는 방법을 택하였다. 층류유동을 유지시켜 줄 경우 에너지 소모를 줄일 수 있어 항공기의 무게를 줄이고 행동반경을 늘이는 등 경제적 효과를 볼 수 있다. 또한 층류유동의 유지에 비해 적은 공력가열이 발생하고 이·착륙 간 항공기의 소음을 감소시킨다. 따라서 초고속 항공기의 성능개선을 위해 마하수에 따른 층류유동 특성의 이해가 필수적이다.

이에 대한 기초연구로 본 연구에서는 마하수 변화에

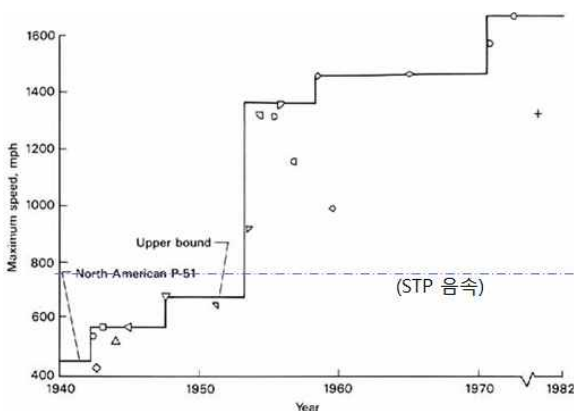


Fig. 1 연도에 따른 항공기 속도⁽¹⁾

따른 평판에서의 층류유동 변화를 EDISON_CFD를 통하여 분석 하였다. 그 결과를 비압축성 층류유동으로 가정한 Blasius boundary layer와 비교하였다. 이로부터 유체의 압축성 효과가 층류유동에 미치는 영향을 알아보았다. 이러한 연구는 초고속 비행기의 공기역학적 성능을 개선을 위한 기초연구로 활용될 것으로 기대된다.

2. 수치기법

2.1 수치해석기법(EDISON_CFD)

계산에 사용된 프로그램은 EDISON_CFD로 외재적 방법으로는 공간 차분법인 RoeM 수치해법을 선택하였고, 내재적 방법으로는 시간 적분법인 Yoon의 LU-SGS를 선택하였다. RoeM 기법과 LU-SGS 기법은 EDISON_CFD의 다른 기법에 비해 CFL 숫자에 대하여 비교적 안정적이고 Simulation의 시간을 단축시키며 비교적 정확한 결과 값을 준다. 수치 안전성과 시간단축을 위해 CFL수 변화를 주었다.

초고속 항공기의 적용을 염두하여 마하수의 범위는 0.1에서 3.0까지 선정하였다. 선정한 마하수에서의 해석을 위하여 비압축성 조건과 압축성 조건으로 나누어 계산을 수행하였다. 비압축성 조건에서는 Incomp2.0 Solver를 사용하였고, 마하수 0.5이상에서 3.0까지는 압축성 효과를 살펴보기 위하여 Comp2.0 Solver를 사용하였다. 기타 유동조건은 아래 Table. 1과 같이 설정하였다.

Table. 1 해석조건

Mach Number	Incomp2.0 (비압축성)	-
	Comp2.0 (압축성)	0.5~3.0
Renolds Number	10,000	
Flow Type	0(점성층류유동)	
Total Iteration (반복횟수)	70,000	

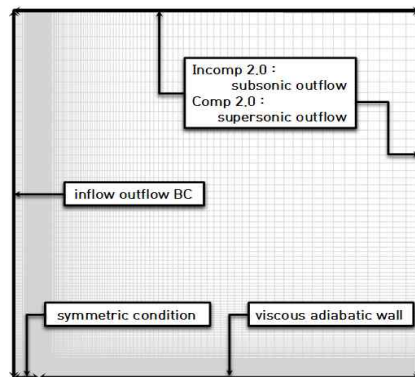


Fig. 2 해석자 및 경계조건

격자는 300×250으로 평판의 시작지점과 평판위에 조밀하게 격자를 생성하였다. 선정한 경계조건은 i_{min} , i_{max} ($0 \leq y \leq 30$)와 j_{max} ($-2 \leq x \leq 30$)에서 i_{min} 는 Inflow or Outflow을, i_{max} 과 i_{max} 는 비압축성유체의 경우 Subsonic Outflow를 압축성유체의 경우 Supersonic Outflow의 경계조건을 사용하였다. 평판의 경계조건인 j_{min} 는 Multi-boundary로 하여 $-1 \leq x \leq 0$ 에서는 Symmetric condition으로 하고 $0 \leq x \leq 30$ 에서는 Viscous adiabatic wall로 설정하여 $0 \leq x \leq 30$ 영역을 평판으로 설정하였다.

3. 본 론

3.1 층류유동 검증

아음속 층류유동 검증은 참고문헌⁽³⁾의 Blasius 경계층을 참조 하였다. Blasius 경계층과의 비교를 위해 비압축성 유동조건으로 아음속 유동을 해석하였다. 현재 EDISON_CFD는 Prandtl Number 0.72와 자유류 온도 290K가 해석조건으로 고정되어있다. EDISON_CFD와 유사한 해석조건을 위해 초음속 층류유동 검증은 마하수 3.0, 자유류 온도 300K, Prandtl Number 0.71을 사용한 참고문헌⁽⁴⁾을 참조하였다. 참고문헌은 Implicit Finite-Difference Method를 사용하여 단일 벽을 해석하였다. 차후 자유류 온도와 Prandtl Number 등 다양한 조건 설정이 추가된다면 다양한 유동해석이 가능해지므로 범용 교육프로그램을 지양하는 EDISON_CFD의 교육효과가 증대될 것이다.

참고문헌^(3,4)과 EDISON_CFD의 결과를 비교하여 Bsluis solution과의 평균오차는 약 1.7%이고, 초음

속 조건에서는 속도는 약 2.4%, 온도는 약 1.2%의 오차를 확인하였다. 이러한 결과로부터 EDISON_CFD는 평판에서의 층류유동해석에 충분한 신뢰성을 보인다고 할 수 있다.

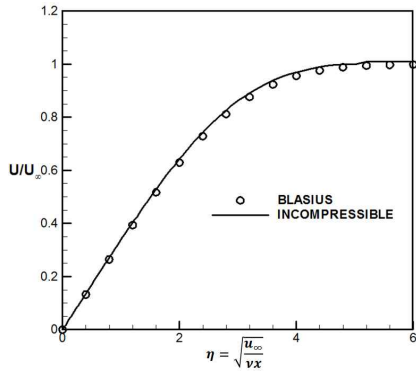


Fig. 3 아음속 속도 경계층

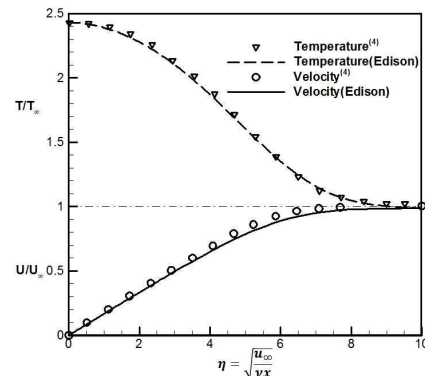


Fig. 4 초음속 속도, 온도 경계층

3.2 결과 분석

Fig. 5는 마하수에 따른 속도 분포를 나타내는 그림으로 마하수가 증가할수록 경계층이 두꺼워 지는 것을 알 수 있다. 경계층 두께의 증가는 항공기 압력분포를 변화시켜 저항을 증가시키고 실속의 가능성을 높인다.

본 연구는 이러한 현상과 관련해 다음과 같은 사실을 확인하였다. 우선 동일한 자유류 조건에서 마하수의 증가는 평판의 온도를 증가시키고 이는 평판에 인접한 유체의 밀도를 감소시켜 경계층의 증가를 일으킨다. 또한, 마하수의 증가가 점성계수를 증가시켜 결국 마하수의 증가는 점성확산의 증가라 할 수 있다.

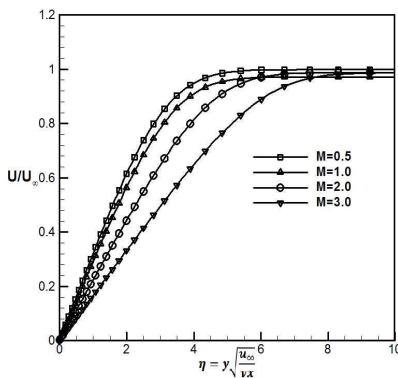


Fig. 5 마하수에 따른 속도

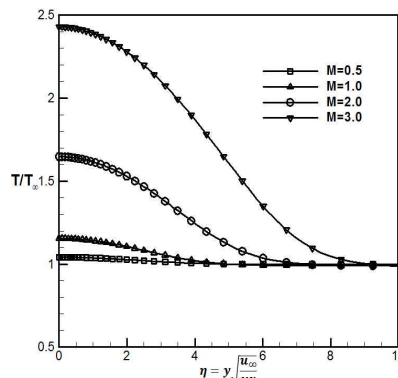


Fig. 6 마하수에 따른 온도

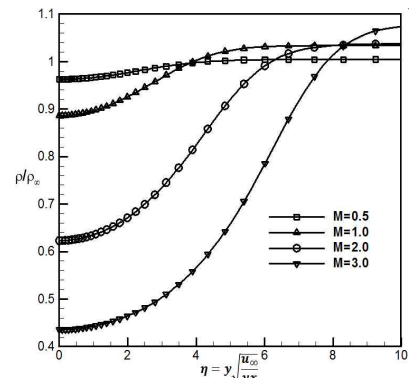


Fig. 7 마하수에 따른 밀도

온도가 마하수에 미치는 영향으로 미루어 우선 마하수에 따른 온도 경계층의 형상을 비교하였다. 온도는 EDISON_CFD에서 정의한 무차원수의 정의와 이상기체방정식을 이용하여 자유류 온도에 대해 무차원화 하였다. Fig. 6으로 부터 마하수가 증가할수록 평판의 온도와 온도 경계층의 두께가 증가하는 것을 볼 수 있다. 동일한 자유류 온도에서 속도는 마하수에 비례하고 고체 표면에서 유체는 정지상태가 된다. 이러한 조건을 통해 더 빠른 속도 유동이 정지할 때의 에너지 손실이 표면에서의 유체온도를 증가시킨다는 것을 알 수 있다.

유체온도의 증가는 유체밀도를 감소시키므로 Fig. 7을 통해 평판온도에 따라 유체밀도의 변화를 알 수 있다. 유체밀도의 감소는 유체부피의 증가를 의미하는 것으로 이러한 부피증가는 결국 경계층 두께를 증가시킨다. Fig. 8는 마하수 변화가 야기하는 완전 발달영역(Fully developed)에서의 층류 경계층의 두께를 나타낸 그림이다. 그래프에 따르면 마하수의 증가와 경계층 두께의 증가는 선형의 관계가 있음을 알 수 있다.

마하수에 따른 경계층 변화의 영향을 좀 더 알아보기 위해, Sutherland Formulation⁽⁴⁾을 이용하여

마하수에 따른 평판에서의 점성계수(μ)를 구하여 Fig. 9에 나타내었다. 마하수가 증가할수록 점성계수가 증가한다는 점과 평판위의 밀도가 낮아진다는 점으로부터 마하수 증가는 점성에 의한 운동량 확산을 증가시킨다는 사실을 알 수 있었다.

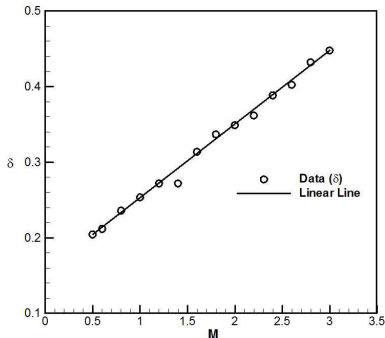


Fig. 8 마하수에 따른 경계층 두께

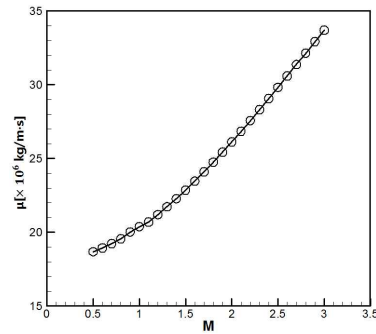


Fig. 9 마하수에 따른 점성계수

4. 결 론

본 연구에서는 EDISON_CFD를 이용하여 평판에서 마하수의 변화가 층류유동에 미치는 영향을 알아보았다. 아음속과 초음속의 층류유동 검증과정으로부터 EDISON_CFD는 평판에서의 층류유동 해석에 평균 2.5%미만의 신뢰할 수 있는 오차를 보였다.

검증된 결과를 바탕으로 동일한 자유류 조건에서 마하수의 증가는 평판 주위의 유체온도를 높이고 밀도를 감소시키는 것을 보였다. 마하수 증가에 따른 온도증가와 밀도 감소는 경계층의 두께를 증가시키고, 마하수와 경계층의 두께는 선형적인 양상을 나타낸다. 더 나아가 평판에서의 유체온도와 Sutherland Formulation⁽⁴⁾을 이용하여 점성계수를 계산한 결과 마하수의 증가는 점성계수를 증가시키는 것을 확인할 수 있었다. 결국 층류유동에서 마하수 증가에 따른 밀도의 감소와 점성계수의 증가는 점성에 의한 운동량 확산을 증가시킨다.

경계층의 형상은 항공기의 성능에 영향을 미친다. 그러므로 마하수에 따른 층류유동 변화를 분석하는 것에 그치지 않고, 난류유동 해석을 통해 마하수가 유동특성에 미치는 영향을 알아보는 것은 초고속 항공기를 비롯한 다양 연구 분야의 기초연구가 될 것이다.

끝으로 EDISON_CFD의 시각 자료를 통해 학부생들의 엔지니어로서 필요한 물리적 직관력을 향상시킬 수 있다는 점과 앞으로 5년간의 개발을 통한 해석자 양과 질의 증대 및 콘텐츠의 개발을 고려할 때, EDISON_CFD는 우리나라의 공학 교육 및 연구에 기여를 할 것으로 예상된다.

참고문헌

- (1) Laurence K. Loftin, 2012, *Quest for Performance: The Evolution of Modern Aircraft*, NASA, Figure 11.43
- (2) 국토해양부, 항공정책실 항공정책과, 2011.06.29., 『항공통계』
- (3) Hermann Schlichting, 1979, *Boundary Layer Theory*, 7th edition, McGraw-Hill, New York, pp. 135-139, 327-338
- (4) White, F. M., 1974, *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, New York, pp. 28, 535-536
- (5) Yunus A. Cengel, John M. Cimbala, 2010, *Fluid Mechanics Fundamentals And Applications 2nd Edition*, McGraw-Hill, New York, pp. 530-562
- (6) NASA Dryden Flight Research Center, 2004, "F-16XL Supersonic Laminar Flow", NASA Technology Facts, TF-2004-12 DFRC