

Supersonic Business Jet 설계를 위한 날개 단면 공력 해석

Airfoil Aerodynamic Analysis for Supersonic Business Jet Design

장원근^{1*}, 조두현¹, 김찬희¹, 김해솔¹, 이중현¹, 김동우¹, 최성임¹
한국과학기술원(KAIST)¹

초 록

초음속 항공기를 설계하는데 있어서 일반적인 항공기와는 다른 성능이 요구되는데 그것은 바로 초음속에 의한 충격파가 발생시키는 추가적인 항력을 감소시키는 일이다. 날개의 Airfoil 형상을 결정하기 위해서는 공력 특성을 파악해야 하는데, 이를 알아보는 데 있어서 EDISON_CFD를 사용하였다. 충격파의 생성을 지연시키는 Supercritical Airfoil의 여러 형상에 필요한 격자를 생성하여 비점성, 압축성 유동 해석을 수행하였다. 비교에 필요한 다섯 개의 NASA Supercritical Airfoil을 선정하여, 아음속과 초음속으로 나누어 받음각에 따른 양력계수와 항력계수를 도출하고, 이를 토대로 양항비를 추정해 보았다. 추려진 것 중 가장 우수한 공력성능을 보이는 airfoil을 선정하였는데 그 결과 NASA SC-0403 airfoil의 공력 성능이 가장 뛰어나 그것을 선정하기로 하였고, 또한 2차원 공력 해석에서 얻은 양력계수를 면적에 대하여 적분하여 날개에서의 양력과 항력을 추정하였다.

Key Words : Aircraft Design, Airfoil Analysis, EDISON-CFD

1. 서 론

1.1 Introduction

항공기 설계는 다양한 요구 조건에 맞추어 항공기 기체와 시스템을 구축하는 데에 그 의미가 있다. 초음속 항공기는 현재 운용되고 있는 아음속 제트 여객기를 대체 할 차세대 항공기로 평가받고 있지만, 초음속 순항 시 충격파 발생으로 인한 소닉붐 때문에 육지에서는 운항이 제한되어 있고, 조파 항력(Wave Drag) 때문에 아음속일 때 보다 양항비가 반 이하로 줄어들기 때문에 연료 효율이 낮아지게 된다⁽¹⁾. 따라서 설계 시 날개 단면인 airfoil의 형상을 선택 하는 사항이 가장 중요한 요소로 작용한다. 본 연구에서는 충격파의 생성 지점을 지연시켜 효율을 증대하는 airfoil 종류중 하나인 NASA Supercritical Airfoil을 선택하기로 결정하였다. 비교 분석을 위한 추려낸 5개의 airfoil 중 가장 우수한 성능을 보이는 것을 선정하였는데, 선정 기준으로는 아음속/ 초음속 조건에서 받음각에 따라 양력계수와 항력계수를 EDISON_CFD를 통해 계산해 내어 그 공력성능이 가장 뛰어난 것을 뽑았다. 이 연구는 공력 해석을 통해 초음속 항공기에 적합한 효율적인 Airfoil을 선택하는데 목적을 두고 있으므로, 차후 EDISON_CFD를 이용한 초음속 항공기 설계에 본 연구의 결과와 과정이 참고 될 수 있을 것이라 예상된다.

2. 본 문

2.1 Initial Sizing & Wing Geometry

설계할 초음속 비즈니스 여객기의 요구조건과 임무 요구도(Mission Profile)를 설정함으로써 개념 설계를 시작하였다. 임무 형상(Mission Profile)을 구성하는 단계에서는 기존의 콩코드와 초음속 비즈니스 여객기 설계데이터⁽¹⁾를 참고하여 정리하였고, 기체의 중량을 근사할 때에는 각 구간(Takeoff, Climb, Cruise, 등)의 fuel fraction을 계산하여 AAA(Advanced Aircraft Analysis)의 Fuel fraction

estimation ⁽²⁾ 를 이용하였다. 이 결과 획득한 디자인 요구조건은 Table.1과 같다.

Table 1: 디자인 요구조건

Design Requirement		
MTOW(lbf)		112000
Wing area(ft ²)	Subsonic	1650
	Supersonic	1550
Cruise Altitude(ft)	Subsonic	35000
	Supersonic	50000
Range(nm)		5500

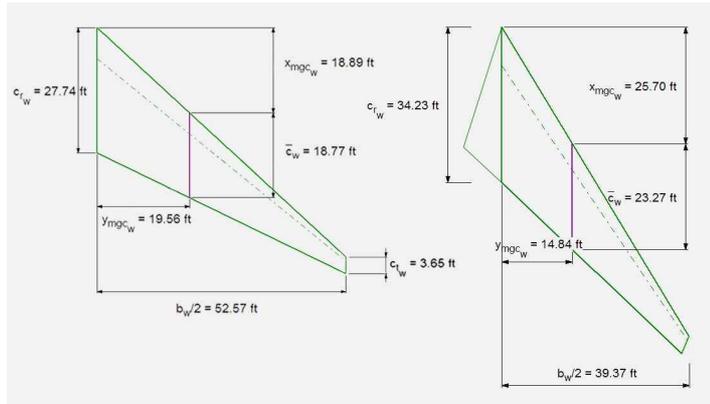


Figure 1: 아음속(왼쪽)과 초음속(오른쪽)에서의 날개 형상

날개의 형상 결정에는, 먼저 아래 2.2 Aerodynamic Analysis의 계산 결과 중 최저 받음각인 2도에서의 lift coefficient(subsonic에서 0.3, supersonic에서 0.1)를 이용, C_L 값과 양력의 관계식을 통해 요구되는 익면적을 계산하였고, 그 결과는 각각 1650ft²와 1550ft²였다. 두 결과 값의 차이는 날개 가변 작동 시에 동체 내부로 들어가는 면적을 설정함으로써 해결하는 것으로 하였고, AAA와 Program for Aircraft Synthesis Studies⁽³⁾를 병행 이용하여 aspect ratio와 날개 면적, taper ratio, leading edge sweep angle을 설정하고, cord length, span, trailing edge sweep angle 등의 결과를 획득하여 최종 geometry를 완성하였다. 그 도면은 위의 Figure 1과 같다.

2.2 Aerodynamic Analysis

비교를 위하여 NASA SC-0010, NASA SC-0403, NASA SC-0503, NASA SC-0606, NASA SC-0706 총 5개의 airfoil 형상을 임무 형상에서 결정된 아음속 상승 및 순항 속도와 초음속 순항속도에 따른 공력해석을 해보았다. 각 에어포일 형상에 적용한 2차원 유동조건은 Table 2와 같다.

Table 2: 공력 해석 조건

Case	Flow Speed	Solver 타입	Re	CFL	최소,최대 받음각	받음각 간격
아음속	M=0.7	Inviscid, Comp2.0	100000	0.1	2,10	2
초음속	M=1.8					

2.2.1 Subsonic Analysis

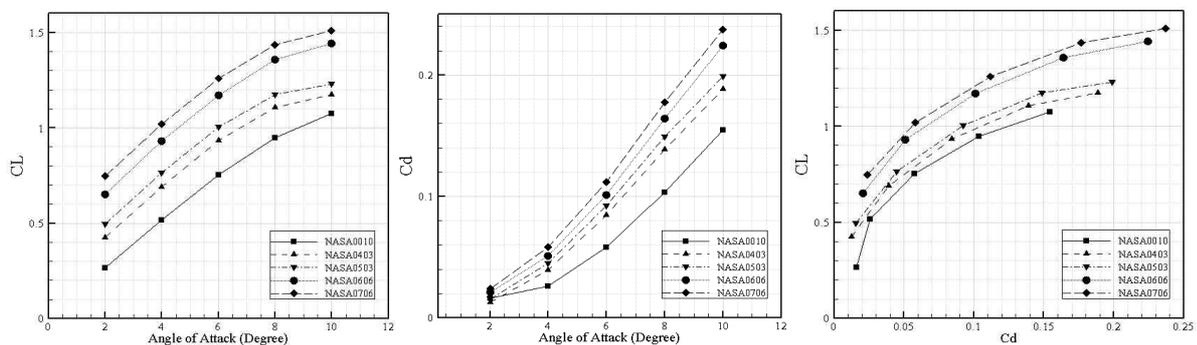


Figure 2: 받음각에 따른 양력계수(C_L), 항력계수(C_D), 양항곡선

아음속(M=0.7) 공력 해석결과, 양력계수, 항력계수 모두 받음각 증가와 함께 증가하는 경향을 보였다. 또한 양항곡선 역시 2차함수의 개형을 보였다. 양력계수의 그래프에서 NASA0706의 값이 가장 크게 나왔고, 항력계수는 NASA0010의 값이 가장 작게 측정되었다.

2.2.2 Supersonic Analysis

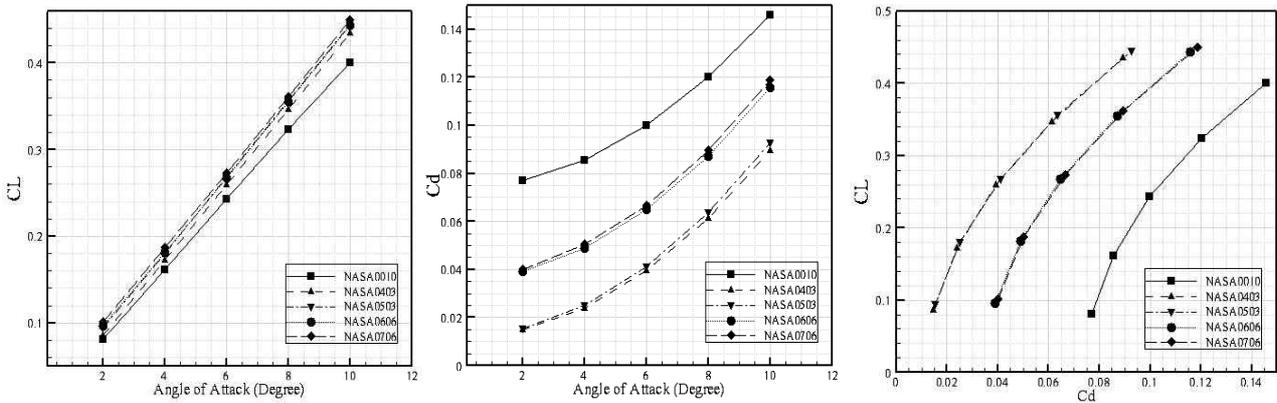


Figure 3: 받음각에 따른 양력계수(C_L), 항력계수(C_D), 양항곡선

초음속(M=1.8) 공력 해석 결과, 양력계수, 항력계수 모두 받음각 증가와 함께 증가하는 경향을 보였다. 양력계수는 큰 차이를 보이지 않았지만, 항력계수의 경우 NASA0403과 NASA0503 airfoil 형상에 서 다른 airfoil보다 더 작게 계산되었다.

2.2.3 Airfoil Selection & Wing Lift Calculation

해석된 airfoil 형상에 대해 양항비(Lift to Drag Ratio)를 계산하였다.

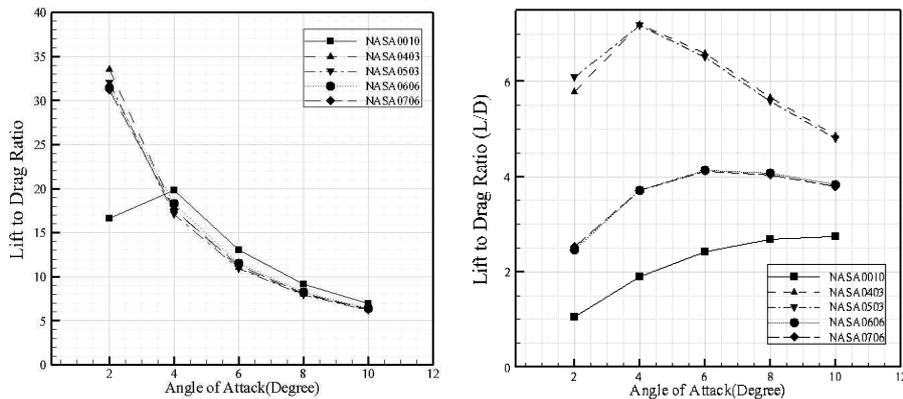


Figure 4: 아음속(왼쪽), 초음속(오른쪽)에서의 양항비 비교

Figure 4와 같이 아음속에서는 받음각이 4도일 때 모든 airfoil의 양항비가 15에서 20 사이에 위치 하였다. 초음속 비행기 설계에서 가장 중요하다 할 수 있는 효율성에 대해 분석하기 위해, M=1.8에서의 양항비도 계산하여 비교해 보았다. 비교결과 받음각이 4도에서 NASA SC-0403과 NASA SC-0503의 양항비가 각각 7.185와 7.183으로 가장 뛰어난을 알 수 있었다. M=0.7 에서의 해석결과에서도 NASA SC-0403과 NASA SC-0503의 양항비가 각각 17.598과 17.091으로 계산되어 NASA SC-0403을 채택하였다.

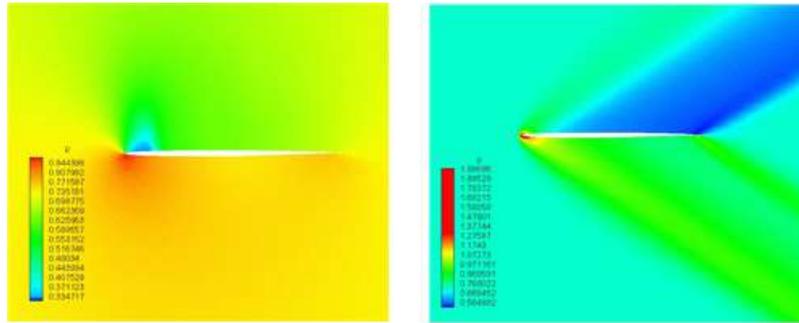


Figure 6: 받음각이 4도일 때 NASA0403 airfoil의 압력분포(아음속(좌),초음속(우))

Figure 6에서와 같이 아음속(M=0.7) 조건일 때 국지적으로 초음속인 곳이 airfoil의 위쪽에 생기게 된다. 또한 초음속(M=1.8) 조건에서는 경사충격파가 생기는 것을 볼 수 있다. EDISON-CFD의 계산을 바탕으로 날개의 양력과 항력을 계산하였다. 날개의 단면 형상이 변하지 않는다는 가정 하에 양력은 Table 3과 같이 나타내어진다.

$$Lift = C_L \times \frac{1}{2} \rho V^2 \times S \quad Drag = C_D \times \frac{1}{2} \rho V^2 \times S$$

Table 3: 아음속 및 초음속 조건 하의 양력과 항력

유동조건	양력(lbf)	항력(lbf)
아음속(M=0.7)	256,162	14,556
초음속(M=1.8)	195,850	27,257

3. 결론

EDISON-CFD를 통해 해석된 airfoil 형상을 바탕으로, 항공기 개념 설계 단계에서 요구되는 날개 단면 형상 선택을 할 수 있었다. 공력해석을 통한 양력계수와 항력계수를 도출한 결과에서 알 수 있듯이, 계산이 제대로 수행되었음을 확인할 수 있었다. 또한, 여러 종류의 supercritical airfoil에서 얻은 공력계수를 바탕으로 초음속 순항에서 양항비가 가장 높게 나오는 효율적인 airfoil을 선정할 수 있었다. 하지만, 본 연구에서는 충격파의 특성을 파악하는 데에 한계점이 있었다. 충격파가 발생하는 영역에서 격자를 조밀하게 설정할수록 불연속성을 보다 더 정확히 파악할 수 있지만, 원하는 정도의 조밀한 격자를 설정할 경우 계산 시간이 많이 증가하기 때문이다. 따라서 경사 충격파가 발생하는 지점에 mesh adaptation⁽⁴⁾을 적용하여 충격파가 발생하는 영역에서 격자를 새로 생성하면, 좀 더 정확하게 파악할 수 있는 further study가 가능하다. 또한, 2차원 해석에서 도출된 날개의 양력과 항력을 토대로 3차원 날개의 양력과 항력을 추정해볼 수 있었다. 보다 세부적인 3차원 형상 제작 후 3차원 공력 해석을 통하여 보다 정확한 공력 데이터를 도출할 것이다.

후 기

이 연구는 KAIST 항공우주공학전공 항공우주시스템설계1 과목의 후원을 받아 진행되었습니다.

참고문헌

- (1)Henne, P. A.,2005, "Case for Small Supersonic Aircraft," AIAA Journal, Vol. 42, No. 3, May-June.
- (2)Advanced Aircraft Analysis 2.5, DarCorporation.
- (3)Aircraft Design: Program for Aircraft Synthesis and Analysis, "http://adg.stanford.edu/aa241/".
- (4)Choi, S., Alonso, J. J., 2008, "Multifidelity Design Optimization of Low-Boom Supersonic Jets," AIAA Journal, vol. 45, no. 1, pp. 106-118, January-February.