

항공기 개념설계를 위한 전체항력 예측에 관한 연구

A Study on the Total Drag Estimation for the Aircraft Conceptual Design

김 상 진** 전 권 수** 이 재 우*
Kim, SangJin, Jeon, KwonSu, Lee, Jae-Woo

ABSTRACT

During the aircraft conceptual design stage, rapid aerodynamic analyses over various configurations are required. Hence, empirical and analytical methods play important roles in predicting the aerodynamic characteristics. In this study, total drag estimation method based on empirical and analytical approaches is developed. By comparing with the results of the wind tunnel experiment and existing prediction methods, it is demonstrated that the developed method is accurate and useful in predicting total drag for the whole Mach number range.

주요기술용어 : Conceptual Design(개념설계), Minimum Drag(최소항력), Transonic Drag Rise(천음속 항력 상승), Induced Drag(유도항력), Drag Polar(양항곡선), Leading Edge Suction Method(앞전 흡입법)

1. 서 론

항공기의 설계는 개념설계, 기본설계, 상세설계를 거쳐 양산 및 배치, 운용 및 지원 단계로 이어지는 일련의 과정을 거치며 여러 설계분야가 밀접하게 관련되어 설계업무를 수행하는 체계활동이다. 개념설계 단계에는 외형설계 및 개념적 계통구성에 집중하여 궁극적으로 설계 가능한 최적 기본형상을 도출하며 이를 위해 되도록 많은 형상에 대해 빠른 설계 및 해석이 이루어져야 한다⁽¹⁾. 개념설계 동안 공력설계/해석 분야에서는 항공기의 공기 역학적 특성, 즉 최소항력, 유도항력, 양항 곡선 및 양력특성 등을 구하게 된

다. 공력해석 방법으로는 실험에 의한 방법, 컴퓨터 수치계산에 의한 방법(Computational Fluid Dynamics), 이론식이나 경험식에 의한 방법 등을 들 수 있으며, 많은 형상에 대해 빠른 해석이 요구되는 개념설계 단계에서 가장 적합한 방법은 이론식, 경험식에 기초한 공력해석 방법이라 할 수 있다.

외형 형상설계를 위한 공기역학적 해석은 특히 항공기의 형상이 크게 변경되는 개념/기본 설계 단계에서 중요하게 다루어 지며, 공기역학적 해석 결과는 조종 안정성 해석, 성능해석에 이용되고 구조 설계 및 해석을 위한 기본 자료를 제공해 준다. 또한 공력 해석 결과는 전체 항공기 형상설계 및 수정, 엔진의 선정 등에 직접적인 영향을 준다.

캠버와 비틀림각이 있는 항공기의 항력은 양력발생과 직접적으로 관련된 항력(Drag Due to Lift)과 트림

* 건국대학교 항공우주공학과 교수

** 건국대학교 항공우주공학과 석사과정

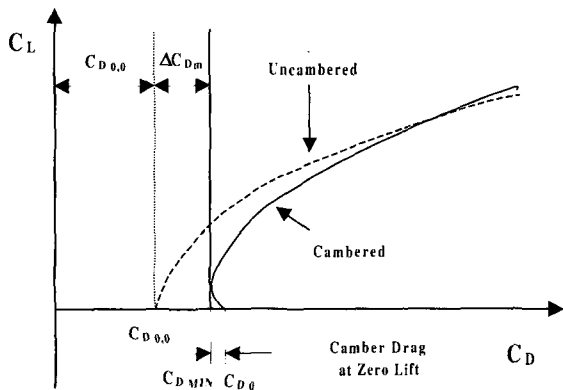
에 의한 항력(Trim Drag), 이들을 제외한 나머지 항력 성분인 최소항력(Minimum Drag)으로 구분된다. 전체 항력식은 다음과 같이 구성된다.

$$C_D = C_{D_{0,0}} + \Delta C_{D_m} + K(C_L - \Delta C_L)^2 + C_{D_{trim}} \quad (1)$$

여기서,

- K : 유도항력계수
- $C_{D_{0,0}}$: 영 양력, 캠버가 없을 때의 항력계수
- ΔC_{D_m} : 캠버와 비틀림각에 의한 항력증가분
- ΔC_L : 캠버와 비틀림각에 의한 양력증가분

윗 식에서 알 수 있는 바와 같이 전체 항력은 양력의 제곱에 비례하며 이 관계를 그래프로 나타내면 그림 1과 같은 양항곡선이 된다.



(그림 1) 양항곡선과 캠버의 효과

본 연구는 교육용 항공기 개념 설계 프로그램 개발의 선행연구로서 여러 항공사와 문헌에서 제시하고 있는 경험식을 각 속도 영역별로 구분, 적용하고 실험 결과와 비교하여 수정 하므로써, 항공기 개념설계용으로 타당한 정도의 정확도를 가지고 예측할 수 있는 공력특성 해석 모듈의 개발을 목표로 한다.

2. 최소항력(Minimum Drag)

항공기의 최소항력은 마찰항력(Friction Drag), 형상항력 또는 압력항력(Form Drag or Pressure Drag)과 날개와 동체 등, 각 구성요소 간의 간섭에 의한 간섭항력(Interference Drag), 캠버와 날개의 비틀림각에 의한 캠버항력(Camber Drag), 그리고 초음속 항공기의 경우 충격파에 의해 발생하는 조파항력(Wave Drag) 등으로 구성된다. 최소항력의 예측을 위하여 이들 항력을 항공기의 각 구성요소 별로 계산하는 방식(Component Build Up Method)을 사용하였으며 식 (2)와 같다.

$$C_{D_0} = \sum (C_f \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet_c}) \frac{1}{S_{ref}} + C_{D_{base}} + C_{D_{nose}} + C_{D_{camber}} + C_{D_{trim}} \quad (2)$$

여기서,

- S_{wet} : 습윤면적
- S_{ref} : 주날개 기준면적
- FF : 형상인자
- Q : 간섭인자
- 아래첨자 c : 구성요소(Component)

2.1 마찰, 형상, 간섭항력

2.1.1 마찰계수(Friction Coefficient)

공기의 점성에 의해 항공기 표면에서 경계층이 형성되고 경계층 내 표면에서의 전단응력에 의해 발생하는 항력으로 점성마찰 항력계수는 레이놀즈 수(Reynolds Number), 마하수(Mach Number), 압력분포, 그리고 표면 거칠기의 함수로 표현되며 동일한 습윤면적(Wetted Area)를 갖는 평판에서의 점성마찰계수를 구하여 이를 항공기 표면에서의 마찰항력계수로 간주한다. 본 연구에서는 마찰, 형상항력 예측 프로

그램인 Mason의 FRICTION⁽²⁾을 수정하여 적용하였다. FRICTION은 층류유동의 경우 Eckert의 기준온도법을 이용하고 난류유동의 경우 Van Driest II Method에 의해 마찰계수를 구하였다. 본 연구에서는 항공기 주위의 유동을 난류유동으로 가정하고 마찰계수를 예측하였다.

2.1.2 형상인자 (Form Factor)

형상항력은 항공기 표면에서의 흐름박리에 의한 압력손실에 의해 발생하는 항력으로 항공기 형상항력의 예측은 경험적인 방법으로 형상인자를 사용하여 계산한다. 본 연구에서는 Raymer⁽³⁾의 경험식을 사용하였으며 항공기의 구성요소를 날개형상(Wing Type)과 동체형상(Body Type)으로 분류하였다.

- 날개 형상

$$FF = \left[\frac{1+0.6}{(x/c)_m} (t/c) + 100(t/c)^4 \right] [1.34M^{0.18}(\cos \Lambda_m)^{0.28}] \quad (3)$$

여기서,

$(x/c)_m$: 날개 시위방향의 익형 최대두께 위치

저속익형 $(x/c)_m \approx 0.3$

고속익형 $(x/c)_m \approx 0.5$

Λ_m : 최대 두께선상에서의 날개 후퇴각

힌지로 연결된 방향키(Hinged Rudder)나 승강기(Elevator)가 있는 꼬리날개의 경우 꼬리날개면과 조종면 사이의 틈새로 인해 식 (3)으로 예측된 형상인자에 10%정도를 더 추가한다.

- 동체와 미끈한 캐노피

$$FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad (4)$$

여기서, f 는 세장비 (Fineness Ratio)

- 나셀과 미끈한 외부 장착물

$$FF = 1 + \frac{0.35}{f} \quad (5)$$

- 경계층 분리기

$$\text{Double Wedge: } FF = 1 + (d/l) \quad (6)$$

$$\text{Single Wedge : } FF = 1 + (2d/l) \quad (7)$$

여기서, l : 경계층 분리기 길이

d : 경계층 분리기 높이

2.1.3 간섭인자 (Interference Factor)

간섭항력은 항공기의 각 구성요소에서의 흐름의 간섭으로 발생되며 항공기의 간섭항력 예측은 경험적인 방법으로 간섭계수를 사용하여 계산한다⁽⁴⁾. 각 구성요소 별 간섭계수는 동체의 길이를 특성 길이로한 레이놀즈수(Reynolds Number)와 마하수의 함수이며 날개형상의 경우 날개 최대두께의 후퇴각과 마하수의 함수로 다음과 같이 표현된다.

- 동체: $Q = R_{W-B}(Re, M) \quad (8)$

- 날개형상: $Q = R_{LS}(\Lambda_{(t/c)_{\max}}, M) \cdot R_{W-B}(Re, M) \quad (9)$

여기서, R_{W-B} : 날개-동체 간섭인자

R_{LS} : 양력면 간섭인자

$\Lambda_{(t/c)_{\max}}$: 날개 최대두께의 후퇴각

나머지, 동체나 날개에 장착되는 캐노피, 나셀, 외부 장착물 등은 상수로 주어진다.

2.1.4 마찰, 형상, 간섭항력

전체 항공기의 마찰항력, 형상항력 그리고 간섭항력은 각 구성요소(Component)의 습윤면적에 마찰계수, 형상인자, 간섭인자를 곱하고 이들 각 구성요소들의 항력을 더하는 방식(Component Build Up Method)을 사용한다.

$$C_{D_{fuselage+wing+tail}} = \sum (C_f \cdot FF_c \cdot Q_c \cdot S_{wet_c}) \frac{1}{S_{ref}} \quad (10)$$

2.2 기저항력(Base Drag)

기저항력은 단면적의 급격한 감소와 불연속에 의한 박리현상으로 발생하는 일종의 압력항력으로 항공기 동체에 의한 기저항력, 나셀에 의한 기저항력으로 구분할 수 있다.

2.2.1 동체에 의한 기저항력

Goddard의 실험자료에서 유추한 경험식에 의해 계산된다⁽⁵⁾.

$$\bullet M \leq 1.0: C_{D_{base}} = (0.1 + 0.1222M^8) \frac{A_{base}}{S_{ref}} \quad (11)$$

$$\bullet 1.0 < M \leq 1.8: C_{D_{base}} = 0.1222 \frac{A_{base}}{S_{ref}} \quad (12)$$

$$\bullet M > 1.8: C_{D_{base}} = \left(1.42 \frac{A_{base}}{S_{ref}}\right) / (3.15 + M^2) \quad (13)$$

여기서, A_{base} ; 기저 단면적

2.2.2 나셀에 의한 기저항력⁽⁶⁾

터보팬(Turbofan) 엔진의 노즐과 나셀사이의 틈에 의해 발생하는 박리에 의해 발생하며 다음의 식에 의해 계산된다.

$$C_{D_{base}} = \frac{0.5}{12} \cdot \pi \cdot D_{exit} \cdot \frac{0.2}{S_{ref}} \quad (14)$$

2.3 기타항력(Miscellaneous Drag)

2.3.1 동체 Upsweep 항력

동체의 Upsweep 각에 의해 발생하는 항력으로 다음식에 의해 계산된다⁽³⁾.

$$C_{D_{misc\ upsweep}} = 3.83u^{2.5} \frac{A_{max}}{S_{ref}} \quad (15)$$

여기서, u : Upsweep 각 (in radians)

A_{max} : 동체 최대단면적

2.3.2 누출 및 돌기에 의한 항력

항공기의 안테나, 전조등, 항공기 표면에서의 리벳이나 표면 자체의 거칠기, 또는 항공기 표면을 구성하는 평판 등의 부적절한 결합과 돌기에 의한 항력(Protuberance Drag)과 고압영역에서 항공기의 틈새나 구멍으로의 공기유입으로 공기입자의 운동량 손실, 또는 저압영역에서의 공기발산에 의한 흐름박리로 인해 발생하는 누출항력(Leakage Drag)을 말하며 전체 유해항력의 백분율로 계산된다⁽³⁾.

제트수송기 및 폭격기는 2~5%, 프로펠러 항공기는 5~10%, 현용 전투기는 10~15%, 신개념 전투기는 5~10%이며, 가변익 항공기는 이들 값에 3%를 추가한다.

2.4 캠버항력(Camber Drag)

캠버항력은 날개 단면에서의 캠버와 날개의 비틀림 각에 의해서 발생하는 항력으로 그림 1에서의 항력계수의 증가분 (ΔC_{D_m})을 말한다. 캠버항력은 유도항력과 밀접한 관계를 가지고 있는데 유도항력계수와 스패 효율계수(Span Efficiency Factor), Polar Displacement의 함수로 표현된다.

2.4.1 $e < 1$ 일 때

$$C_{D_{lumber}} = \frac{e}{1-e} K (\Delta C_L)^2 \quad (16)$$

여기서, e : 스패 효율계수
 K : 유도항력계수
 ΔC_L : Polar Displacement

2.4.2 $e \geq 1$ 일 때

$$C_{D_{lumber}} = 0.7(\Delta C_L)^2 \frac{S_{exp}}{S_{ref}} \quad (17)$$

여기서, S_{exp} : 투영면적(Exposed Area)

유도항력계수와 스패 효율계수(Span Efficiency Factor), Polar Displacement는 유도항력 부분에서 계산된 값을 이용하였다.

2.5 조파항력 (Wave Drag)

항공기 주변에 초음속 영역이 형성되면 충격파가 발생되는데 조파항력은 충격파로 인해 발생하는 전압력 손실에 의한 일종의 압력저항이며 항공기 체적분포는 조파항력에 큰 영향을 미친다. 본 연구에서는 항공기의 형상을 크게 Open Nose Body, 나셀이 날개에 장착된 경우, 나셀이 동체에 장착된 경우의 3가지로 나누고 참고문헌 7의 방법을 적용하였다. 초음속 영역은 항공기 날개 전체에 초음속 영역이 형성되기 시작하는 $M \geq \frac{1}{\cos \Lambda_{LE}}$ 로 간주하였다.

조파항력의 계산은 날개, 동체, 나셀, 경계층분리기로 나누어서 계산하였다. 날개부분의 조파항력은 후퇴각이 없는 날개(Straight Wing)의 조파항력계산에 적

용되는 상사이론에 후퇴각의 효과를 포함하는 경험식을 이용하였다. 동체의 조파항력은 선두(Nose)부와 선미(Boattail) 부분으로 나누어서 계산한다. 선두부 조파항력 계산은 초음속 영역인 마하수 ($M_s = \frac{1}{\cos \Lambda_{LE}}$) 이상에서는 Linnell의 실험식을 이용하고 천음속 영역($M_{CR} \leq M \leq M_s$)에서는 Nicholas⁽⁸⁾의 방법을 변형한 곡선접합법을 이용하였다. 선미부 조파항력은 선미세장비(Boattail Fineness Ratio), 기저지름과 최대단면지름의 비, 마하수의 함수로 표현되는 경험식을 사용하여 구하였다. Nacell 조파항력은 동체에서의 조파항력계산과 비슷한 방법으로 계산하는 데 나셀의 경우 Open Nose Body 이므로 동체 계산에서의 선두 조파항력계수를 Open Nose Body의 조파항력으로 대체한다.

동체에 공기 흡입구를 부착하기 위해 경계층 분리기를 사용하는 경우 공기흡입구의 면적은 동체면적에 포함되어 동체의 조파항력 계산방법을 따른다. 이음속에서는 마하수에 따른 항력의 증가가 비교적 적고 거의 일정한 값을 가지지만 천음속 영역에서 부터는 급격한 항력의 증가를 일으킨다. 그러므로 경계층 분리기에서의 조파항력도 고려해야 하며 본 연구에서는 2차원 췌기에서의 압력계수⁽⁴⁾로부터 항력계수를 식 (18)과 같이 구하였다.

$$C_{D_{wave, b.l.d}} = n_{b.l.d} \cdot C_p \cdot \frac{A_{b.l.d}}{S_{ref}} \quad (18)$$

여기서, $n_{b.l.d}$: 경계층 분리기 갯수

$9A_{b.l.d}$: 경계층 분리기 단면적

2.6 천음속 영역 항력상승(Transonic Drag Rise)

천음속 영역은 항공기 날개 표면에서 충격파가 생

성되기 시작할 때의 유동속도에서 부터 항공기전체에 초음속 유동이 지배적일 때의 유동속도 까지로 일반적으로 정의된다. 충격파가 생성되기 시작할 때의 자유류의 마하수를 임계마하수(Critical Mach Number)라고 하며 이는 국부마하수가 일반적인 익형일 경우 1.02, 초임계 익형인 경우 1.05에 도달할 때의 자유류의 속도이다⁽⁹⁾. 항력발산 마하수(Drag Divergence Mach Number)는 임계마하수를 2~4%정도 상회할 때 갑작스런 항력증가가 나타나는데 보통 $dC_D/dM=0.1$ 에 도달할 때의 자유류의 속도로 정의한다⁽⁴⁾. 본 연구에서는 날개의 후퇴각, 수직 마하수, 최대 압력계수등을 이용하는 Nicholas의 경험식⁽⁶⁾을 사용하여 영 양력(Zero Lift)상태에서의 항력발산 마하수(M_{DD})를 구하여 $C_L \neq 0$ 일 때의 M_{DD} 를 Love의 경험식⁽¹⁰⁾을 이용하여 예측하였다. 또한 임계마하수(M_{CR})는 M_{DD} 의 정의, $dC_{D_{wave}}/dM=0.05$ 를 이용한 실험식⁽⁶⁾을 역으로 적용하여 구했다.

항력발산 예측시 고아음속 항공기는 마하수에 따라 순차적으로 조파항력 계수를 계산하며, 초음속 항공기는 곡선접합을 위하여 초음속 영역의 조파항력 계산이 선행되어야 한다. 본 연구에서는 고 아음속 항공기의 경우 참고문헌 7의 방법을 사용하며 초음속 항공기의 경우 Nicholas의 방법⁽⁸⁾을 변형한 다음 방법을 사용한다.

천음속 영역을 $M_{CR} \leq M \leq M_1$, $M_1 \leq M \leq M_{C_{D_{max}}}$, $M_{C_{D_{max}}} < M \leq M_s$ 의 세 구간으로 나누어서 계산한다. 여기에서 M_1 은 $M_{DD} + 0.1$ 과 0.95 중 작은 값으로 하고, $M_{C_{D_{max}}} = 1 / \cos^{0.2} \Lambda_{LE}$ 는 가장 큰 조파항력 계수일 때의 마하수이며, M_s 는 항공기 날개 전체에 초음속 영역이 시작되는 마하수이다. $M \geq M_s$ 에서의 조파항력은 위에서 언급한 참고문헌 7의 방법을 이용

하였고, $M = M_{C_{D_{max}}}$ 일 때의 조파항력계수는 Sears-Haack body의 조파항력계수를 변형한 다음 식 (11)으로 구하였다.

$$C_{D_{wave}} = \frac{4.5\pi}{S_{ref}} \left(\frac{A_{max}}{l} \right)^2 E_{WD} (0.74 + 0.37 \cos \Lambda_{LE}) \times [1 - 0.3 \sqrt{M - M_{C_{D_{max}}}}] \quad (19)$$

여기서,

E_{WD} : 실험계수(Sears-Haack Body와 실제 항공기 면적분포의 비)

2.6.1 $M_{CR} \leq M \leq M_1$

$$C_{D_{wave}} = P_L (M - M_{CR})^2 \quad (20)$$

여기서

$$P_L = 5.4 \cdot (t/c + 2f/c)^{1/3} \cdot \cos \Lambda_{c/2} \quad (21)$$

f/c : 최대 캠버값

2.6.2 $M_1 \leq M \leq M_{C_{D_{max}}}$

Nicholas의 방법⁽⁸⁾에서 $M=1.04$ 대신에 $M_{C_{D_{max}}}$ 를 사용하여 M_1 과 $M_{C_{D_{max}}}$ 에서의 값을 선형으로 곡선접합.

$$C_{D_{wave}} = C_{D_{wave M_1}} + \left[\frac{C_{D_{wave M_{C_{D_{max}}}}} - C_{D_{wave M_1}}}{M_{C_{D_{max}}} - M_1} \right] (M - M_1) \quad (22)$$

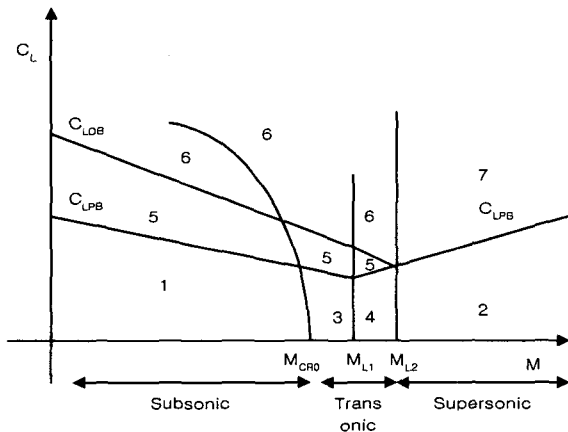
2.6.3 $M_{C_{D_{max}}} < M \leq M_s$

$M_{C_{D_{max}}}$ 와 M_s 그리고 $M=1.3$ 에서의 조파항력 계수를 이용해서 2차 다항식으로 보간 한다.

3. 유도항력(Induced Drag)

유도항력은 날개와 같은 양력요소에 의해 발생되는데, 날개 끝단에서의 와류에 의한 내리씻음(Downwash)이 날개 주위의 압력분포를 변화시킴으로써 발생하는 항력이다. 유도항력은 항공기의 양력계수와 비행 마하수의 함수이며 항공기 개념설계 단계에서 유도 항력을 예측하는 방법으로는 “Oswald 스펀 효율계수법”, “앞전흡입법(Leading-Edge Suction Method)” 등의 방법이 대표적이다. 본 연구에서는 Schemensky⁽⁷⁾가 제안한 앞전흡입법을 사용하여 각 비행 조건별 유도항력을 추정하였다.

양항곡선의 형상을 결정하는 유도항력계수 K 는 $K = f(M, C_L)$ 로 나타나지만 보통 동일 마하수에서는 앞전에서의 박리와 재부착이 나타나기 시작하는 양력계수인 Polar Break Lift Coefficient ($C_{L_{PB}}$)와 날개 전체에 박리가 파급되기 시작하는 양력계수인 Initial Stall Lift Coefficient ($C_{L_{DB}}$)를 경계로 하여 그 전후에서 K 의 양상이 달라지는 것으로 간주한다. 그러므로 아음속, 천음속, 초음속의 각 속도영역별 특징과 함께 양력계수의 변화에 대한 양항곡선으로 대표되는 유도항력의 변화를 그림 2과 같이 나타낼 수 있다.



(그림 2) 유도항력 예측에 대한 영역별 구분⁽⁷⁾

그림 2를 기준으로 각 속도영역별 유도항력을 다음과 같이 예측할 수 있다.

3.1 아음속 유도항력

아음속에서는 그림 3의 영역 1, 5, 6으로 구분한다.

3.1.1 영역 1 : $C_L < C_{L_{PB}}$

$$9 C_{D_i} = K(C_L - \Delta C_L)^2 \quad (23)$$

• 유도항력계수 K

$$K = \frac{1-R}{C_{L_e}} + \frac{R}{\pi A R e_0} \quad (24)$$

여기서, e_0 : 스펀 효율계수, $e_0 = f(d/b, \lambda)$

R : 압전 흡입 인자

우변의 첫 번째 항은 앞전에서 100%의 흡입이 일어났을 경우로 K_{100} 으로 표시하며, 두 번째 항은 앞전에서의 흡입이 하나도 없을 경우로 K_0 으로 나타낸다. 실제의 경우 앞전에서의 흡입은 0~100%에서 발생하므로 그에 해당하는 값을 결정해주는 인자인 R 을 결정하는 것이 중요하다. 여기서 R 은 앞전의 반지름과 마하수, 앞전 후퇴각의 함수로 나타나는 R_T 에 캠버의 효과를 부가한 다음의 식으로 나타낼 수 있다.

$$R = R_T + (0.829 - R_T) C_{L_d} / 0.6 \quad (25)$$

여기서, C_{L_d} : 설계 양력계수

• Polar Displacement, ΔC_L

ΔC_L 는 익형의 캠버효과로 인하여 양항곡선이 양력계수 방향으로 편향된 정도를 나타내며 이음속일 경우 다음과 같다.

$$\Delta C_L = \left(1 - \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot K} C_{L_{opt}}\right) \quad (26)$$

여기서, $C_{L_{opt}}$ 는 최소 유해 항력일 때의 양력계수로 NACA 계열 익형 일 경우 최대 캠버값에 대한 시위길이의 비(f/c)의 함수로 나타내어지며 본 연구에서는 이를 다음의 근사식을 사용하였다.

$$C_{L_{opt}} = 0.8505[1 - \exp\{-18.7283(f/c)\}] \quad (27)$$

초임계 익형인 경우에는 설계 양력계수에 대하여 다음과 같은 식을 사용한다.

$$C_{L_{opt}} = 0.5195(C_{Ld})^{0.75} \quad (28)$$

3.1.2 영역 5 : $C_{L_{PB}} < C_L < C_{L_{DB}}$

이음속 영역에서 Polar Break가 발생하기 시작하는 시점으로부터 날개 전체에 전면적인 박리가 일어나는 양력계수인 Initial Stall Lift Coefficient 이전까지의 영역이다. 이 영역에서의 유도항력은 Polar Break가 일어나기 이전에 비해 크게 증가하는 양상을 보이며 이 양상은 영역 1에서 적용되는 식에 박리에 의한 항력항을 추가한다.

$$C_{Di} = K(C_L - \Delta C_L)^2 + K'(C_L - C_{L_{PB}})^2 \quad (29)$$

여기서, $K' = 0.518/\sqrt{AR}$

평균적인(Moderate) 두께비를 가지는 날개의 경우 영역 5의 경계에 해당하는 $C_{L_{PB}}$, $C_{L_{DB}}$ 는 서로 다른

양력계수(혹은 받음각)에서 발생하게 된다. 이에 비해 두께비가 작고 앞전의 반지름이 날카로운 익형을 가지는 항공기(주로 고속항공기에 해당)의 경우에는 $C_{L_{PB}}$, $C_{L_{DB}}$ 가 같은 양력계수(혹은 받음각)를 가지는 경향이 나타난다. 이 경우에는 영역 5를 고려할 필요 없이 다음 영역 6에서의 경험식을 사용하여 유도항력을 도출해 내도록 한다.

$C_{L_{PB}}$ 와 $C_{L_{DB}}$ 의 관계는 다음의 경험식으로 주어진다.

$$C_{L_{DB}} = C_{L_{PB}} + T \left[R_{N\bar{c}} \cdot \left(\frac{\partial C_L}{\partial R_N} \right) - \delta C_L \right] \quad (30)$$

여기서,

$$T=0 \quad : \Delta y \leq 1.65$$

$$(\Delta y - 1.65)/0.4 \quad : 1.65 < \Delta y < 2.05$$

$$1.0 \quad : \Delta y \geq 2.05$$

로 주어지며 $\frac{\partial C_L}{\partial R_N}$, $9\delta C_L$ 는 참고문헌 7의 결과를 곡선접합한 다음 근사식을 사용하였다.

$$\frac{\partial C_L}{\partial R_N} = (0.124 - 0.01M - 0.125M^2) \cdot 10^6 \quad (31)$$

$$\delta C_L = 0.0379 + 0.1791M + 0.3871M^2 - 0.9116M^3 + 0.2470M^4 \quad (32)$$

3.1.3 영역 6 : $C_L > C_{L_{DB}}$

$$C_{Di} = C_{D_{DB}} + K_D C_L^2 + \Delta C_{DB} \quad (33)$$

식 (33)에서 우변의 첫 번째 항인 $C_{D_{DB}}$ 은 $C_L = C_{L_{DB}}$ 일 때의 마찰항력과 형상항력에서 양력에 기인하는 항으로 K 와 $C_{L_{DB}}$ 의 함수이다. 두 번째 항인 $K_D C_L^2$

과 ΔC_{DB} 는 각각 이론 상(Theoretical)의 유도 항력 항과 $C_{L_{DB}}$ 이후의 박리에 의하여 부가되는 항력항을 의미하며 두 항 모두 C_L^2 의 함수이다. 특히 ΔC_{DB} 의 경우, $C_{L_{DB}}$ 에서의 양항곡선의 형태를 결정하는 중요한 인자로 작용하게 되는데 기존의 경험식에서는 실제의 풍동실험 결과와 비교하였을 때 이 영역에서 상당히 큰 오차가 발생하는 경향이 있다. 이러한 경향을 보정 해주기 위해서 원래의 경험식⁵⁾을 다음과 같이 변형하여 적용 하였다.

$$\Delta C_{DB} = 0.75K_B(C_L - C_{L_{PB}})^2 + 0.08\sqrt{K_B(C_L - C_{L_{DB}})^2} \quad (34)$$

여기서,

$$K_B = (K_B)_{6 \times 10^6} \cdot (-0.04R_{NC} + 1.24) \quad (35)$$

$$(K_B)_{6 \times 10^6} = \frac{ab + c(C_{L_{DB}})^d}{b + c(C_{L_{DB}})^d} \quad (36)$$

$$(a=0.2957, b=3.9914, c=19.7148, d=3.7588)$$

3.2 초음속 유도항력

아음속에서는 $C_{L_{PB}}$ 와 $C_{L_{DB}}$ 을 기준으로 영역이 세 구간으로 구분이 되는데 반하여 초음속에서는 Polar Break와 Initial Stall이 동시에 발생되기 때문에 ($C_{L_{PB}} = C_{L_{DB}}$) 이 구간을 하나의 영역으로 간주하여 새로운 영역 7로 적용 한다.

3.2.1 영역 2 : $C_L < C_{L_{PB}}$

- 유도항력계수 K

경험식 (21)의 유도항력계수 K 를 다음과 같이 보정 해준다.

$$K = \frac{1 - \check{K}}{C_{L_e}} + \frac{\check{K}}{\pi A R e_0} \quad (37)$$

$$\text{여기서, } \check{K} = \frac{R_0}{(1 + n\Delta M + (\Delta M)^2)} \quad (38)$$

R_0 : 영양력 임계 마하수 (M_{CR_0})에서의 앞전 흡입계수

$n = 12(\cos \Lambda_{LE})^{1.6}$: 후퇴각 효과에 대한 보정치

$\Delta M = M - M_{CR_0}$: 비행 마하수와 임계 마하수와 의 차

- Polar Displacement, ΔC_L

일반적인 익형의 경우 다음의 경험식을 적용한다.

$\sqrt{M^2 - 1} \cot \Lambda_{LE} < 1.11$ 일 때

$$\Delta C_L = C_{L_d}(0.25 - 0.225\sqrt{M^2 - 1} \cot \Lambda_{LE}) \quad (39)$$

$\sqrt{M^2 - 1} \cot \Lambda_{LE} \geq 1.11$ 일 때

$$\Delta C_L = 0 \quad (40)$$

3.2.2 영역 7 : $C_L > C_{L_{PB}}$

$$C_{D_i} = (K - K')(C_{L_{PB}} - \Delta C_L)^2 + K'(C_L - \Delta C_L)^2 \quad (41)$$

여기서,

$$K' = H / C_{L_e} \quad (42)$$

$AR \cdot \tan \Lambda_{LE} \leq 3.5$ 일 때

$$H = 1.1 \quad (43)$$

$9AR \cdot \tan \Lambda_{LE} > 3.5$ 일 때

$$H = 1.1 + 0.1(AR \cdot \tan \Lambda_{LE}): \quad (44)$$

K 와 ΔC_L 는 식 (15), (17)을 적용

초음속 영역에서의 $C_{L_{PB}}$ 는 앞전 후퇴각, 종횡비, 캠버 효과에 의해 결정되며 참고문헌 7에서의 실험자료로부터 곡선접합했다.

$$C_{L_{PB}} = C_{LS_1} + 1.25(C_{LS_3} + \Delta C_{LS_3} - C_{LS_1}) \times (\sqrt{M^2 - 1} \cot \Lambda_{LE} - 0.1) + 0.5 C_{L_d} \quad (45)$$

본 연구의 C_{LS_1} 와 C_{LS_3} 는 앞전 후퇴각의 함수로, ΔC_{LS_3} 는 종횡비에 대한 함수로 표현됨을 이용하여 실험결과들로부터 다음과 같은 실험식을 도출해 내었다.

$$C_{LS_1} = 1.7250 - 0.00034 \Lambda_{LE} - 0.0001 \Lambda_{LE}^2 + 1.9215 \Lambda_{LE}^3 - 9e^{-8} \Lambda_{LE}^4 \quad (46)$$

$$C_{LS_3} = 0.4062 - 0.0697 \Lambda_{LE} - 0.0036 \Lambda_{LE}^2 + 5.88e^{-5} \Lambda_{LE}^3 - 3.11e^{-7} \Lambda_{LE}^4 \quad (47)$$

여기서, Λ_{LE} in degree

$$\Delta C_{LS_3} = \frac{ab + cAR^d}{b + AR^d} \quad (48)$$

$$(a = -0.1907, b = 10.9832, c = -0.0954, d = 3.7450)$$

3.3 천음속 유도항력

천음속 영역에서의 유도항력은 아음속 영역에서의 유도항력 경험식에 천음속 구간에서의 양력에 영향을 받아 증가되는 항력 발산항, $C_{DR_{cl}}$ 의 효과를 부가한 것으로 표현할 수 있다. 천음속영역의 경우, 그 아음속영역과 초음속 영역이 혼합되는 비선형적인 거동으로 인하여 엄밀한 경험식의 도입이 어렵기 때문에

이것을 다시 속도 영역에 따라 아음속에서의 경험식을 확장하여 사용하는 구간($M_{CR_0} \leq M < M_{L1}$)과 경계에서의 값을 가지고 곡선접합법을 적용하는 속도영역($9M_{L1} < M < M_{L2}$)의 두 구간으로 분할하여 해석을 한다.

$$C_{D_i} = K(C_L - \Delta C_L)^2 + C_{DR_{cl}}; C_L < C_{LPB} \quad (49)$$

$$C_{D_i} = C_{D_{DB}} + K_D C_L^2 + \Delta C_{PB} + C_{DR_{cl}}; C_L \geq C_{LPB} \quad (50)$$

3.3.1 $M_{CR_0} \leq M < M_{L1}$: 영역 3, 5, 6

영 양력 임계 이하 수, M_{CR_0} 을 천음속 영역의 시작점으로, $M_{L1} = M_{CR_0} + 0.05$ 를 구간의 끝점으로 하며 천음속 영역에서 양력계수 변화에 의존하는 항력 부가항인 $C_{DR_{cl}}$ 을 첨가하여 표현한다. 여기서 $C_{DR_{cl}}$ 는 $C_{DR_{cl}} = f(C_L)$ 의 관계로 나타나게 되는데 $C_{DR_{cl}}$ 는 또한 양력계수의 변화에 따라 변화하는 M_{CR} 의 영향을 받는다. 그러므로 앞에서 구했던 M_{CR} 을 이용한다.

3.3.2 $M_{L1} < M < M_{L2}$: 영역 4, 5, 6

이 구간에서의 K 와 ΔC_L 은 구간에서의 경계 값인 M_{L1} , M_{L2} 에서의 값을 참조하여 다음과 같이 최소자승법(Least Square Method)를 사용하여 구한다. 단 $M_{L2} = M_{L1} + 0.15$ 이다.

$$K = K_{L1} + (K_{L2} - K_{L1}) \frac{M - M_{L1}}{M_{L2} - M_{L1}} \quad (51)$$

$$\Delta C_L = \Delta C_{L_{L1}} + (\Delta C_{L_{L2}} - \Delta C_{L_{L1}}) \frac{M - M_{L1}}{M_{L2} - M_{L1}} \quad (52)$$

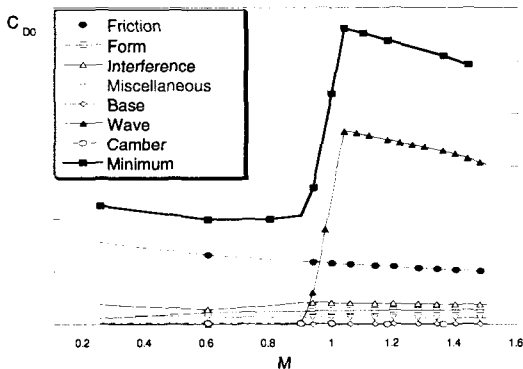
4. 해석 결과 및 검증

위에서 언급한 기법들을 실제 항공기의 해석에 적용하여 다음과 같은 최소항력 곡선과 양항곡선을 얻을 수 있었다. 해석 항공기의 형상으로는 한국형 초음속 훈련기를 이용하였다. 본 연구에서의 항력 해석 결과를 풍동실험 결과와 비교하여 본 연구의 타당성을 검증하였다.

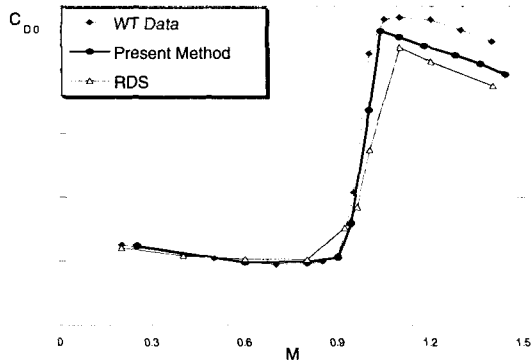
4.1 최소항력

그림 3에서 최소항력 성분을 각 속도영역별로 도시하였다. 그림으로부터 아음속 영역의 주요 항력성분은 60~70% 정도가 마찰항력이며 초음속 영역은 약 60~70%가 조파항력으로 구성되어 있음을 알 수 있다. 마찰항력은 전 속도영역에 걸쳐 서서히 감소하고 있으며 조파항력 또한 마하수가 증가함에 따라 감소하는 경향을 보여줌을 알 수 있다.

그림 4는 본 연구에서의 최소항력을 풍동실험 및 Raymer의 개념설계 프로그램인 RDS⁽¹²⁾의 해석결과와 비교한 그래프이다. 아음속 영역에서는 본 연구에서의 해석결과와 RDS의 해석결과 모두 풍동실험 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 그러나 천음속 영



(그림 3) 속도 영역별 항력분포



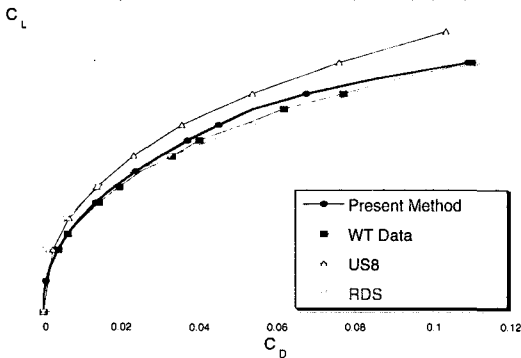
(그림 4) 최소항력 해석결과 비교

역는 본 연구에서의 결과가 M_{DD} 와 천음속 항력상승(Transonic Drag Rise)각에서 풍동실험치와 상당히 근접하는 결과를 보여주고 있다.

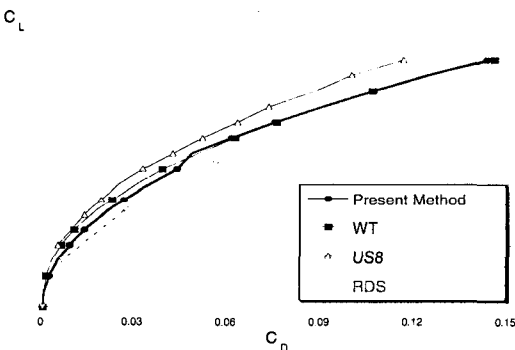
따라서, 본 연구의 방법이 아음속과 천음속 영역에서 타당함을 알 수 있다. 그러나 초음속 영역의 조파항력은 실험결과보다 대체로 낮은 값으로 계산되어 개선이 필요한 부분이다.

4.2 유도항력

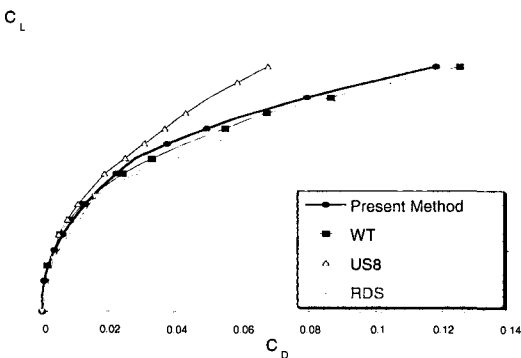
그림 5, 6, 7은 각 속도 영역에서의 유도항력 해석 결과에 대한 비교이다. US8과 RDS 프로그램의 결과를 본 연구의 방법과 비교하였으며 각 속도영역에서 US8 해석결과는 작은 C_L 에서 비교적 정확한 결과를 도출하였지만 C_L 이 큰 경우에는 실험결과와 상당한 차이가 있음을 알 수 있다. RDS 해석 결과는 천음속영역의 C_L 이 작은 경우와 초음속 영역의 전 C_L 구간에서 실험결과와 상당한 차이를 보이고 있다. 이에 반해 본 연구에서의 방법은 속도영역 및 C_L 과는 상관없이 풍동실험치와 근접함을 알 수 있다.



(그림 5) 유도항력 해석결과 비교(M=0.9)



(그림 6) 유도항력 해석결과 비교(M=1.4)



(그림 7) 유도항력 해석결과 비교(M=0.6)

5. 결론

본 연구에서는 항공기 개념 설계단계에서 항력해석

을 위한 경험식에 바탕을 둔 해석 기법을 제시하였으며 풍동실험 결과와 비교할 때 전 속도 영역에서 해석 시간과 비용을 최대한 줄이면서도 비교적 정확한 해를 구할 수 있음을 볼 수 있었다. 따라서 본 연구의 결과는 개념설계시의 항력 해석의 도구로써 유용하게 이용될 수 있을 것으로 사료된다.

향후에 수행되어야 할 과제는 다음과 같다.

- 초음속 영역 조파항력의 개선
- 트립항력 효과의 고려
- 전 속도영역에서의 공력해석 프로그램 개발
- 고양력 장치와 외부장착물의 효과에 대한 해석

참고 문헌

1. 이재우, 박민우, "항공기 개념 및 기본 설계 과정에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제24권 제5호, 1996.10
2. W. H. Mason, Applied Computational Aerodynamics Text/Notes, Volume 1: Foundation and Classical Pre-CFD Methods, 1995.
3. Raymer, D., Aircraft Design : A Conceptual Approach, AIAA Education Series, AIAA, New York, 1992.
4. W. L. Arrington, Aerospace Handbook, 2nd Edition, General Dynamics Convair Aerospace Division Report FZA-381-II, October 1990.
5. Goddard, F.E., Jr., "Effect of Uniformly Distributed Roughness on Turbulent Skin-Friction Drag at Supersonic Speeds," Journal of the Aero Space Sciences, Vol. 26, No. 1, January 1959.
6. Kroo, I., "Aircraft Design : Synthesis and Analysis, "http://aero.stanford.edu/aa241/
7. Schemensky, R., Howell, R., "Aerodynamic Accoun-

- ting Techniques," Lockheed, 1978.
8. Nicholas. W. U., Jr., "A Summary of Aerodynamic Methods for Use in Conceptual Design," General Dynamics Fort Worth Division Report RR-FW-1576, 1974.
 9. Egbert Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, Delft, 1988.
 10. D. A. Lovell, "Multivariable Optimazation to Combat Aircraft Design," Royal Aerospace Establishment Technical Report 88003, 1988.
 11. Brandt, S. A., Stiles, R. J., et al., Introduction to Aeronautics : A Design Perspective, AIAA Education Series, AIAA Reston, 1997.
 12. Daniel P. Raymer, RDS-STUDENT : Software for Aircraft Design, Sizing, and Performance, AIAA, Washington, DC, 1992.