

항공기 저속 세로축 공력 계수 예측에 관한 연구

강 정 훈*

Prediction of the Longitudinal Aerodynamic Coefficients of the Aircraft at Low Speed

J. H. Kang*

목 차

I. 서 론

II. 본 론

1. 순항형상에 대한 저속 공력 특성 예측

1.1 양력 곡선 예측

1.2 항력 곡선 예측

1.3 피칭모멘트 곡선 예측

2. 수평꼬리날개 붙임각 변화 효과 예측

3. 승강기 변위각 변화 효과 예측

III. 결 론

Abstract

Lift, drag, pitching moment, what we call longitudinal aerodynamic coefficient, effects airplanes directly, so the method to find the accurate result quickly is an important factor from the beginning of the aircraft design. There are different ways to find aerodynamic coefficient such as empirical methods, numerical analysis methods, wind tunnel tests, and finally through an actual flight tests, but choosing the best method depends on the due date or the cost. The accuracy varies on each design level, but all this methods have relationship to complement and balance each other, so by combining proper methods, the best result can be obtained. At this paper, empirical methods and numerical analysis method were experimented, compared, and reviewed to find the availability of each method and by combining two methods accurate result was obtained. So, we applied this method to predict the aerodynamic coefficient on cruise configuration aircraft, and was able to obtain more accurate result on the low speed longitudinal aerodynamic coefficient. Also by watching these results, we are able to predict the errors before the actual wind tunnel test.

* 한국항공우주산업(주) 부장

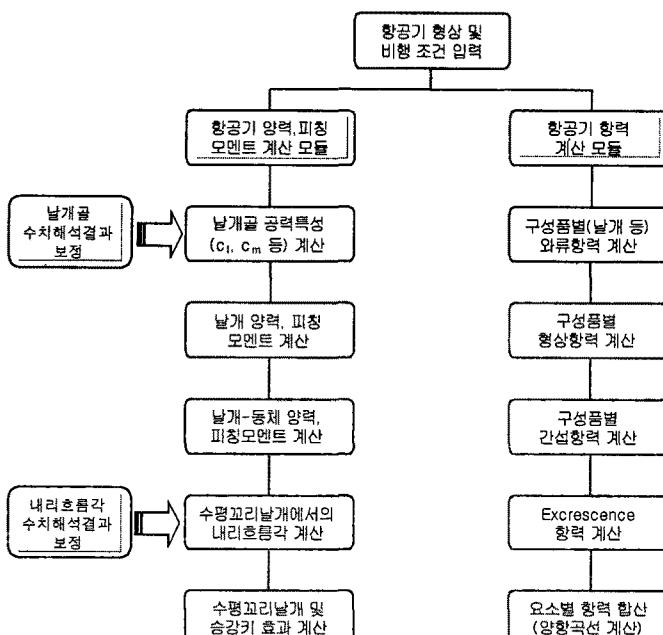
I. 서 론

항공기 세로축 공력 계수인 양력과 항력 그리고 피칭모멘트는 항공기의 성능과 세로축-안정성에 직접적으로 영향을 미치기 때문에 설계 초기 단계부터 가능한 한 정확한 값이 제공되어야 한다. 이러한 공력 계수는 경험식[1-7]이나 수치해석 방법[8,9] 또는 풍동시험을 통하여 얻는 방법이 있으며 최종적으로 비행시험을 통하여 구할 수 있다. 공력 계수에 대한 획득 방법 선정은 요구 시기 및 비용에 크게 의존하며 상호 보완 관계를 갖는 특성을 갖고 있기 때문에 설계 단계마다 적절한 관계를 설정하여 사용하여야 한다.

설계 초기 단계에서는 짧은 설계 변경이 이루어지고 항공기 형상이 확정되지 않은 상태이므로 풍동시험을 하기에는 문제점이 있기 때문에 간단하고 빠른 결과를 제공할 수 있는 경험식에 의존한 방법이 가장 효과적이다. 이러한 경험식은 많은 실험 및 비행 시험 자료 그리고 관련된 이론 등을 종합, 도표화한 자료로써 미공군에서 개발한 DATCOM [10]과 영국에서 개발한 ESDU 방법[11]이 유명하며 각 항공사 또는 설계회사는 이와 유사한 데이터베이스를 자체적으로 구축하고 있다. 그러므로 항공기의 형상 설계 능력은 공력 데이터 베이스를 얼마나 많이, 그리고 광범위하게 갖고 있느냐에 크게 좌우된다고 할 수 있다.

그러나 경험식에 의한 방법은 큰 범주에 포함되는 형상 변화(예: 날개의 가로세로비, 테이퍼비, 후퇴각 등) 효과만을 파악할 수 있기 때문에 작은 형상 변화(예: 비선형적 비틀림각 등)에 따른 공력 특성 변화 효과나 유동 특성 등을 파악할 수 없으며 보유한 공력 데이터베이스에 크게 의존하므로 실제 결과와 다소 차이가 있을 수 있다. 특히 고양력 장치설계에 필수적인 최대 양력 계수는 날개꼴의 형상에 크게 좌우되는데 일반 날개꼴과는 다른 계열의 날개꼴(초임계 또는 수정 익형)에 경험식을 적용하는 경우 정확도가 떨어진다. 따라서, 경험식에 의한 결과를 수치해석 결과나 풍동시험 결과로 보정할 필요가 있다.

본 연구는 경험식을 이용한 예측 기법을 개발하여 계산된 결과를 풍동시험 결과와 수치해석 결과와 비교함으로써 그 정확도 및 용용 가능성을 검토하고 이를 수치해석 결과로 보정하여 초기 항공기 기본 설계에 효율적으로 사용될 수 있는 공력 예측 체계를 구축하는 데 있다.

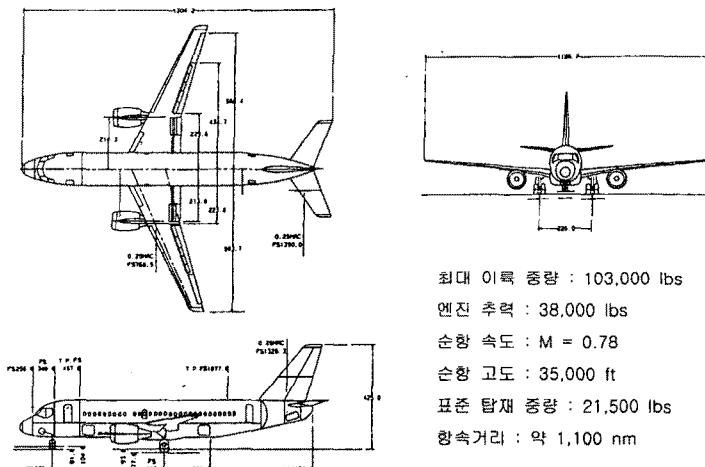


<그림 1> 세로축 공력 예측 프로그램의 개략 구성도

II. 본 론

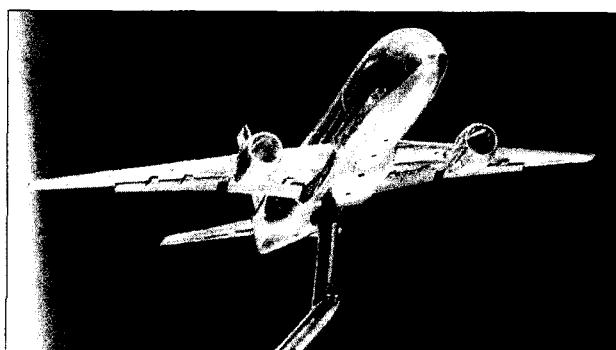
본 연구에서 개발된 예측 기법은 경험식을 근간으로 한 것으로서, ESDU에 의거한 방법을 기초로 DATCOM 방법과 Torenbeck 방법을 사용하였다. 본 예측기법에 대한 간단한 개념도가 <그림 1>에 주어져 있다. 개발된 예측 기법을 통하여 계산된 양력 및 항력 그리고 피치모멘트를 풍동시험 결과와 비교, 검토함으로써 예측된 결과의 타당성을 확인하였으며, 또한 수치해석 도구인 VSAERO[12]의 결과도 함께 비교하여 세로축 공력 특성치를 예측하는 데 있어서의 수치해석 기법의 적용 가능성도 아울러 검토하였다.

본 예측 기법의 적용 대상으로 선정한 한국형 중형항공기 K100-04A은 통상부 지원하에 1995년부터 1999년 까지 한국중형항공기사업조합에서 설계한 100인승급 민간여객기로서 이에 대한 형상과 제원은 <그림 2>와 같다.



<그림 2> K100-04A 항공기의 형상 및 성능

K100-04A에 대한 공력 자료를 얻기 위한 풍동시험은 한국항공우주연구소의 아음속 폐쇄형 풍동을 이용하여 수행되었으며, 이때 사용된 풍동 시험부의 크기는 $1m \times 0.75m \times 2.5m$ 이다. 사용된 모델의 축소비는 실제 형상 대비 1/45로서 풍동시험부의 크기를 고려하여 선정되었으며 <그림 3>에 풍동시험부에 위치한 모델 사진이 주어져 있다.



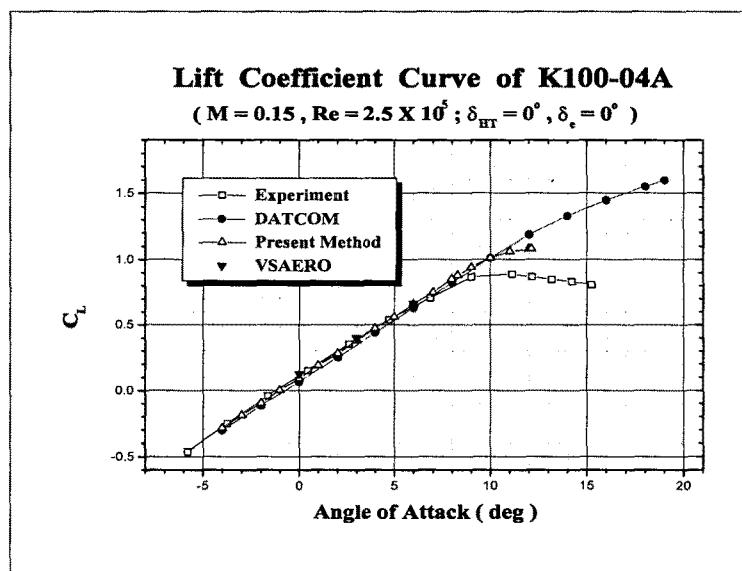
<그림 3> K100-04A 풍동시험 모델

항공기 모델에 작용하는 힘과 모멘트는 6분력 Internal Balance를 사용하여 측정되었고, 측정된 힘과 모멘트는 풍동내부의 온도 및 동압과 함께 PC에 저장되도록 하였다. 풍동시험은 모형의 강도, 풍동저울의 측정 범위 및 송풍기의 정상 운영 속도 그리고 시험모형의 진동 등을 감안하여 60m/sec의 조건에서 수행되었으며, 측정된 결과는 폐쇄형 풍동 사용시 나타나는 물체봉쇄효과(Solid Blockage Effect)와 풍동모델과 측정장비간의 간섭효과(Interference Effect)를 고려하여 보정되었다. K100-04A 항공기에 대한 풍동시험 방법 및 내용은 참조문헌 13에 자세히 주어져 있다.

1. 순항 형상에 대한 저속 공력 특성 예측

1.1 양력 곡선 예측

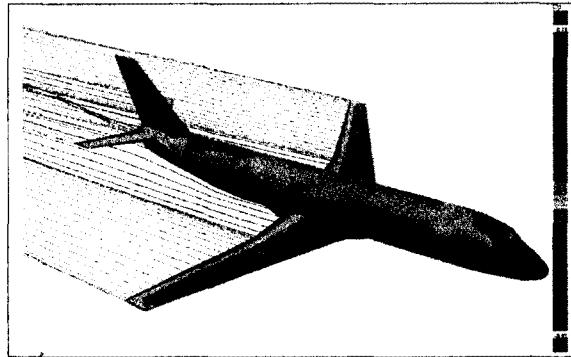
경험식에 의한 방법과 수치해석적 방법에서 예측한 선형 구간의 양력계수는 시험 결과와 유사한 값을 얻을 수 있으나 최대 양력계수는 정확도가 크게 떨어질 수 있다. 날개의 최대 양력은 최대 하중이 부여되는 지점에 위치한 날개꼴의 최대양력계수에 의해 크게 영향을 받기 때문에 이에 대한 보정이 전기체 최대양력 계산시 주요 변수가 된다. 날개꼴의 최대 양력계수를 구하는 방법은 대개의 경우, 날개꼴 시위의 0.15%와 6%에 위치한 날개꼴 윗면의 높이 차를 나타내는 “Leading Edge Sharpness Parameter (Δy) 또는 1.25% 시위에서의 날개꼴 윗면 높이와 캠버 및 최대 캠버의 위치 그리고 레이놀즈수의 함수로 표현된 값으로부터 구할 수 있다. [10,11,14] 그러나 이러한 값들은 사용된 자료에 의존하기 때문에 수정형태의 날개꼴이나 초임계 날개꼴을 갖는 날개에 대해서는 적용이 어려울 수 있다. 특히 K100 항공기는 초임계 날개꼴을 사용하기 때문에 기존 자료에 의한 최대 양력 예측은 오차를 가져올 가능성이 상당히 높다. 따라서, 수치해석 방법을 통하여 2차원 날개꼴의 최대양력계수를 구하고 이를 보정하는 방법을 이용하는 것이 효과적이다. 이때 사용되는 수치해석 방법은 정확한 계산뿐만 아니라 계산시간도 선정에 중요한 역할을 하기 때문에 EULER 방정식과 Integral Boundary Equation 을 결합시킨 방법 MSES[15]를 사용하였다. 이 방법을 통한 계산의 정확도는 여러 시험 자료[14,16,17] 와 비교함으로써 확인 가능하며, 적용 결과의 유용성이 확인된 바 있다. [18]



<그림 4> K100-04A 항공기의 양력 곡선 예측 결과 (순항 형상)

<그림 4>는 K100 항공기의 양력을 예측된 결과와 실험 결과[13] 그리고 VSAERO를 이용하여 계산된 수치 해석 결과와 비교한 것으로 선형구간에서는 모든 결과물이 거의 정확한 값을 예측하고 있으나, 최대 양력 계수는 다소 큰 차이가 남을 알 수 있다. 특히 DATCOM을 통하여 계산된 결과의 경우, 양력의 감소 없이 계속

증가하므로 이 방법을 이용하여 기본 설계하는 경우 최대 양력에 대한 잘못된 예측으로 인하여 고양력장치의 크기를 작게 설계할 수 있다. 제시된 경험적 방법과 수치해석 결과를 혼합한 현재의 방법도 시험결과에 비해 최대 양력을 크게 예측하고 있지만 이전의 적용 결과[18]를 참고로 할 때 풍동시험사 사용된 모델의 크기 제한(1/45 Scale)으로 인해 최대양력 계수가 다소 작게 나타났을 것이라는 가능성을 무시할 수 없다. 따라서, 정확한 판단을 위해서는 많은 실험 자료와 비교한 결과를 통해 이루어 질 수 있다고 판단된다. <그림 5>는 VSAERO에 의해 계산된 전기체 압력 분포 및 후류 형상을 보여 주고 있다.



<그림 5> K100-04A 표면압력분포 (VSAERO)

표 1에 각 방법에 따른 양력곡선 기울기와 최대 반음각 그리고 최대 양력계수값이 주어져 있다.

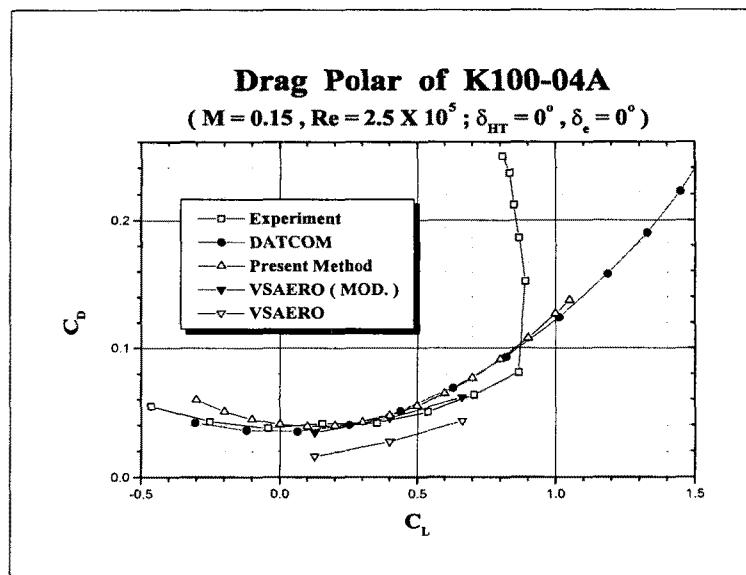
표 1. K100-04A 양력 특성 예측 결과

항 목	실험값	현 방법	DATCOM	VSAERO
영양력 받음각(도)	-1.18	-1.01	-0.6947	-1.39
양력곡선 기울기 (1/deg)	0.0936	0.0945	0.0921	0.0913
최대 받음각 (도)	11.1	12.2	20	-
최대 양력 계수	0.89	1.09	1.64	-

1.2 항력 곡선 예측

<그림 6>은 양-항력 곡선으로 시험 결과와 3가지 방법에 의해 예측된 결과를 도시하였다. 현 경험식을 통한 방법과 DATCOM 결과는 최소 항력계수 및 곡선 형상이 거의 같은 결과를 제시하고 있는데 실험값과 비교할 때 최소항력의 수준은 거의 유사하나 시험치의 곡선 기울기가 완만함으로서 양호한 양항비를 보여주고 있다. VSAERO에 의한 예측값은 점성을 고려하였으나 실험값에 비하여 낮은 수준의 값을 예측하고 있다.

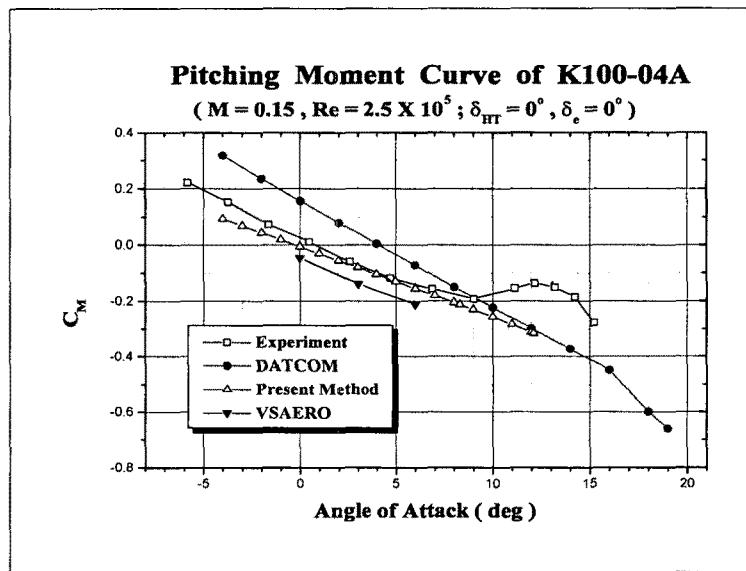
일반적으로 최소 항력을 암력 항력, 표면 마찰 항력 그리고 날개 비틀림에 의한 와류항력으로 구성되어 있는데 VSAERO는 점성 효과를 충분히 고려하지 못하기 때문에 최소 항력을 낮게 평가하는 것은 당연한 결과라고 할 수 있다. 양항력 곡선의 형상을 지배하는 유도항력 부분은 비타원형의 하중분포로 인하여 나타나는 양력에 의한 와류항력에 의해 주로 지배되므로, VSAERO를 통하여 비교적 정확하게 예측하는 것이 가능하다. VSAERO로 계산된 값의 보정 결과를 도표에 함께 도시한 결과, 실험값과 거의 유사한 경향을 보여주고 있다. 따라서, 현재의 실험 결과와 예측 값만을 고려한다면 수치해석 방법과 경험식 방법을 조합함으로써(<그림 4>의 VSAERO MOD. 결과) 선형구간의 경우 실제 항공기의 항력을 비교적 정확하게 예측할 수 있다.



<그림 6> K100-04A 항력 곡선 예측 결과 (순항 형상)

1.3 피칭모멘트 곡선 예측

<그림 7>은 시험값과 예측값을 받음각의 함수로서 피칭모멘트를 도해한 그림이다.



<그림 7> K100-04A 피칭모멘트 예측 결과 (순항 형상)

예측값은 선형구간에 대한 값이므로 비선형적 영향이 나타나는 받음각 이상에서는 항력과 마찬가지로 시험 결과가 경향 및 크기가 달라지게 나타난다. 받음각 -1° 근처에서 피칭모멘트와 피칭모멘트 기울기는 표 2와 같다.

표 2. 피칭모멘트 예측 결과

항 목	실험값	DATCOM	현 방법	VSAERO
피칭모멘트	0.05329	0.1957	0.0186	-0.01634
피칭모멘트 기울기 (1/deg)	-0.03147	-0.03865 (22.8 %)	-0.0249 (-20.8 %)	-0.03056 (-2.9 %)

여기서, 피칭모멘트의 기울기중 팔호내의 값은 실험값 대비 예측치의 비율이다. 예측치와 시험값을 비교할 때 받음각 -1° 에서의 피칭모멘트는 현 방법이 실험값에 가장 근접하여 있으며 DATCOM 결과는 큰 값을, 그리고 VSAERO 결과는 작은 값을 지시하고 있다. 이 값은 항공기의 영향력 피칭모멘트와 거의 비슷한 값인데 날개 형상 및 동체 형상에 의해 좌우되기 때문에 경험식으로 정확하게 예측한다는 것이 다소 어려울 수 있으나, 현 방법으로서는 상당히 근접한 값을 제시하고 있다는 점에 현 방법의 유용성을 확인할 수 있다. VSAERO방법은 날개 및 동체에 부여되는 하중분포로서 계산되므로 기준 점으로부터 하중지점까지의 거리에 민감하게 나타나기 때문에 사용되는 격자 수에 크게 의존하게 되어 실제 값과 맞춘다는 것이 매우 어려운 일이다. 피칭모멘트 기울기를 보면 현 방법과 VSAERO방법이 실험에서 얻어진 값보다 작게 나타남으로써 세로축-안정성을 나쁘게 예측하지만 DATCOM방법은 큰 값을 지시하므로 이 방법을 이용하여 수평꼬리날개를 설계할 경우 수평꼬리날개의 크기 또는 가용 무게중심 영역 설정에 큰 문제를 가져올 수 있다. 확정된 형상에서의 피칭모멘트 기울기는 수평꼬리날개의 받음각 변화에 의해 큰 영향을 받게되므로 수평꼬리날개의 받음각은 내리 흐름각(Downwash Angle)에 의해 결정된다고 할 수 있다. 이러한 내리흐름각은 날개의 하중분포에 의해 크게 영향을 받기 때문에 항공기 형상과 날개의 공력 하중분포를 비교적 정확하게 묘사할 수 있는 VSAERO 방법이 가장 근접한 결과를 제시할 수 있다. 그러므로 VSAERO로 계산한 피칭모멘트 계수는 피칭모멘트 기울기를 시험치와 근접하게 예측할 수 있음을 알 수 있다.

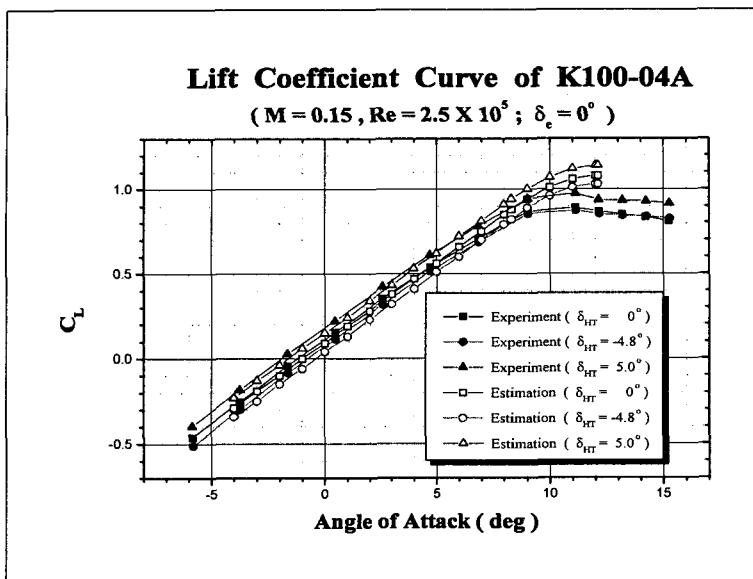
현 결과를 볼 때, 항력과 마찬가지로 경험식과 VSAERO 결과를 적절히 결합시킴으로써 비교적 정확한 피칭모멘트 값과 기울기를 획득하는 것이 가능하였다. 양력 곡선의 기울기와 피칭모멘트 기울기를 이용하여 항공기의 세로축-안정성을 결정하는 조종간-고정 중립점(Neutral Point)을 구할 수 있다. 계산 결과와 시험 결과는 표 3과 같다. 표 3을 보면, 중립점 예측에 있어서 현 방법과 DATCOM 방법이 실험값과 다소 차이가 나지만 VSAERO결과는 거의 정확한 값을 예측하고 있다. 항공기 세로축-안정성 측면에서 볼 때, 중립점을 과도하게 예측하는 것은 다소 문제가 있으므로 DATCOM방법은 수평꼬리날개의 크기를 결정하는데 있어서 문제점은 가져올 수 있다.

표 3. 중립점 예측 결과

항 목	실험값	현 방법	DATCOM	VSAERO
중립점 (% MAC)	58.6	51.3	67	58.47
차이값	-	-7.3	8.4	-0.13

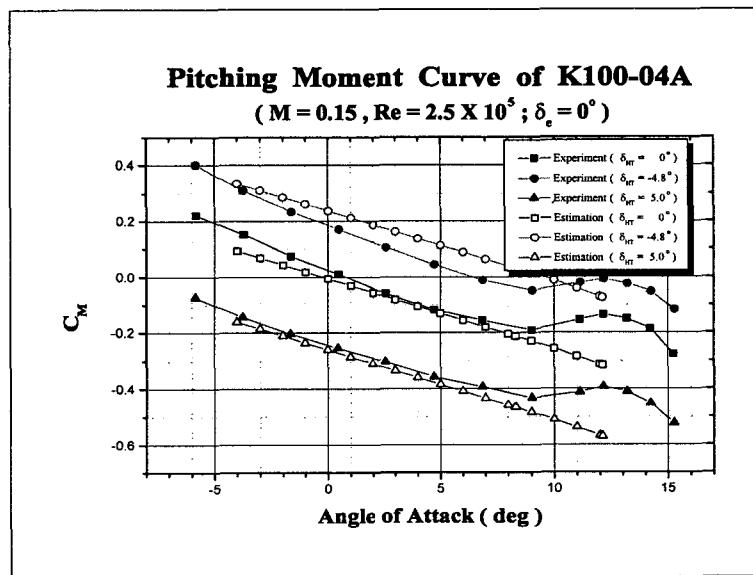
2. 수평꼬리날개 불임각 변화 효과 예측

<그림 8>에서 <그림 9>는 수평꼬리날개의 불임각변화에 따른 실험값과 예측값을 비교한 결과로서 <그림 8>은 양력곡선, <그림 9>은 피칭모멘트 곡선을 보여주고 있다. <그림 8>을 보면, 경험식을 이용한 현 방법이 실험값보다 수평꼬리날개 불임각 변화에 의한 양력 증가량을 다소 다르게 예측하지만 전체적인 크기로 볼 때 그 양은 그다지 크지 않음을 알 수 있다. 예측값의 경우 위, 아래 방향으로의 불임각 변화에 의한 증가분은 거의 같은 값으로 나타나지만 실험값은 같은 크기의 “양”과 “음”的 불임각의 경우 상당히 큰 값을 지시하고 있다. 이러한 영향은 피칭모멘트 곡선에서 더욱 자세하게 나타난다



<그림 8> 수평꼬리날개 불임각 변화 효과 (양력)

<그림 9>는 피칭모멘트 곡선으로, “음”의 불임각 변화에 대해서는 경험식에 비해 다소 작은 값의 증가량을 예측하고 있다. 수평꼬리날개 불임각의 변화는 피칭모멘트 기울기의 변화없이 단지 피칭모멘트의 크기만을 좌우하기 때문에 실제적으로 같은 양의 불임각 변화를 주었을 때 대칭형 날개꼴을 사용한 수평꼬리날개라면 같은 크기의 변화가 나타나야 한다. 그러나 증가량의 크기가 다르게 나타난 현상을 볼 때, 모델 크기로 인하여 불임각이 정확하게 측정되지 않았으리라 예측할 수 있다.

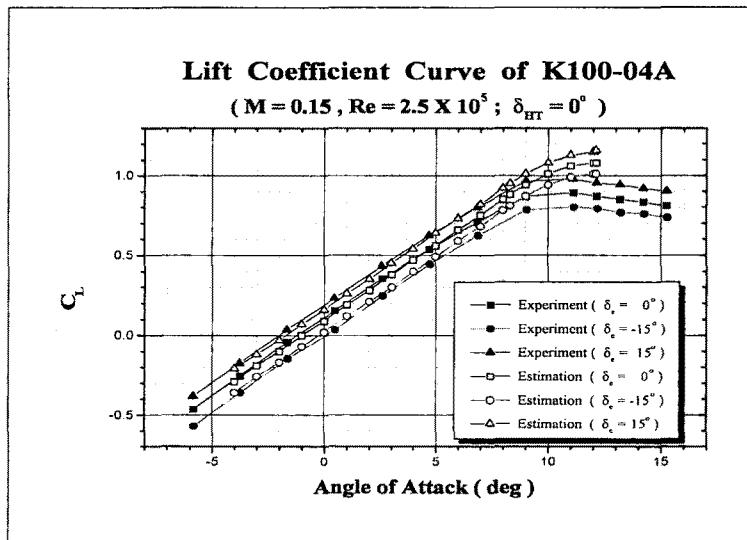


<그림 9> 수평꼬리날개 불임각 변화 효과 (피칭모멘트)

3. 승강기 변위각 변화 효과 예측

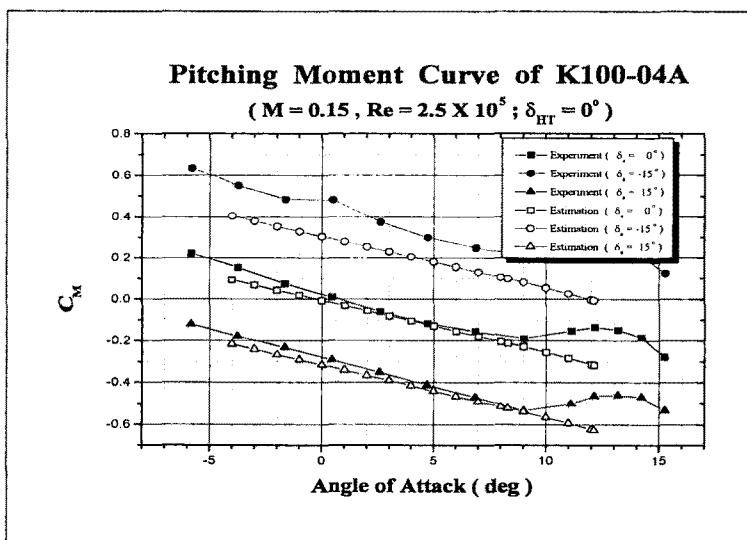
승강기 변위에 따른 세로축 공력 특성 변화가 <그림 10>에서 <그림 12>까지 주어져 있다. <그림 10>는

양력 곡선으로서 실험 값을 보면 $+15^\circ$ 및 -15° 에 승강기 변위 효과가 거의 같은 크기로 나타나며 경험식으로 예측한 결과와 거의 비슷한 크기를 갖음을 알 수 있다.



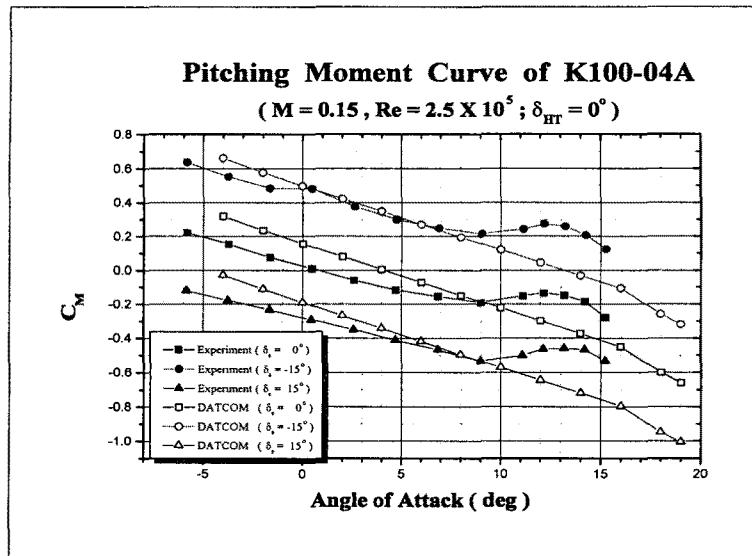
<그림 10> 승강기 변위각 변화 효과 (양력)

<그림 11>은 피칭모멘트 곡선으로서, 승강기 변위각 0° 와 15° 의 경우 시험값과 예측값이 거의 같은 값을 보이지만 -15° 의 경우는 다소 차이가 나타났다. 이러한 결과는 수평 미익 불임각 변화시 고려하였던 문제와 같은 형태로 주어지게 되는데 어떤 값이 측정 오류인지는 DATCOM결과가 표시된 <그림 12>로부터 판별할 수 있다.



<그림 11> 승강기 변위각 변화 효과 (피칭모멘트)

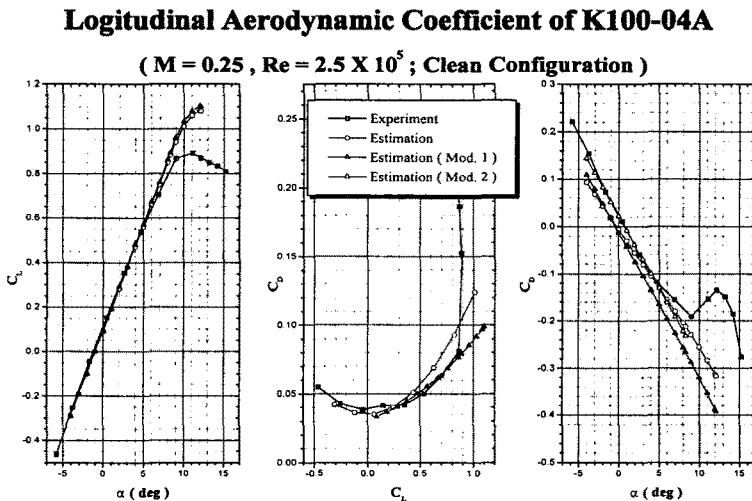
<그림 12>를 보면, 승강기 변위 -15° 에서 현재 예측방법과 같이 과도한 승강기 효과를 볼 수 있기 때문에 실제로 15° 보다 더 크게 변위되었음을 예상 할 수 있다.



<그림 12> 승강기 변위각 변화 효과 (DATCOM)

III. 결 론

수치해석 결과는 경험식에 비해 날개 형상에 따른 하중분포를 정확하게 예측하므로 계산된 내리흐름각 효과와 유도항력 효과를 경험식에 반영시킴으로써 예측의 정확도를 향상시킬 수 있다.(Estimation Mod. 1 결과) 이러한 방법을 통해 예측한 세로축 공력계수 곡선이 <그림 13>에 주어져 있다.



<그림 13> K100-04A 항공기의 세로축 공력계수 예측 결과

계산된 결과를 보면, 양력곡선은 단지 내리흐름각 변화에 의한 효과만을 고려하였기 때문에 최초 예측한 결과와 거의 차이가 없게 나타났으나, 항력 곡선의 경우 실험값과 근접한 경향을 보이고 있다. 피칭모멘트의 경

우 수정 1(Mod. 1)은 경험식과 수치해석 결과만을 이용한 것으로, 피칭모멘트 곡선의 기울기는 실험값과 거의 같으나 영양력 피칭모멘트에 의한 차이로 인하여 크기의 차이가 난다. 이러한 차이를 없애기 위하여 영양력 피칭모멘트 값을 실험값으로 대체한 결과를 수정 2(Mod. 2)로 지정하고 실험값과 비교하였다. 수정 결과, 실험값과 거의 유사한 값을 얻을 수 있었다. 개발된 예측기법과 DATCOM 그리고 VSAERO를 통한 계산 결과를 풍동시험 결과와 비교, 확인한 결과 다음과 같은 사항을 확인할 수 있었다.

현재 구축한 예측 기법은 세로축 공력 계수인 양력, 항력 그리고 피칭모멘트를 비교적 정확하게 예측함으로써 기본 설계시 유용하게 사용될 수 있으며 수치해석 결과를 이용하여 보정하는 경우 실제 현상을 더욱 정확하게 예측할 수 있다. 이러한 보정 작업을 위해서는 각 요소인자들인 기준 값(예, 영양력 받음각, 최소 항력, 영양력 피칭모멘트 등)과 공력 계수의 형상을 좌우하는 인자(각 계수의 기울기 등)에 대한 정확한 분석이 이루어져야 가능하며 모델링에 많은 시간이 요구되는 VSAERO를 대체할 수 있는 빠른 수치해석 도구의 도입 및 검증이 필요하다. 현 예측 기법이 K100 항공기에 대해 비교적 정확한 세로축 공력계수를 예측하고 보정 방법의 유용성이 이론적으로 확인될 수 있지만, 타 항공기 적용시 정확도를 검증받기 위해서는 많은 풍동시험 자료, 특히 대형 풍동 시험 자료가 확보되어 비교, 검토가 충분히 이루어지어야 한다.

■ 참고 문헌

1. E. Torenbeek, "Synthesis of Subsonic Airplane Design", Kluwer Academic Publishers, 1982
2. R. S. Shevell, "Fundamentals of Flight", Prentice-Hall, 1989
3. J. Roskam, "Airplane Design VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics", The University of Kansas, 1989
4. S. F. Hoerner, "Fluid-Dynamic Drag", Published by the Author, 1965
5. J. G. Callighan, "Aerodynamic Prediction for Aircraft at Low Speeds with Mechanical High Lift Devices", AGARD LS67
6. R. S. Shevell & I. Kroo, "Introduction to Aircraft Design Synthesis and Analysis", AA241 A,B vol. 1, 1993
7. Frederick O. Smetana, "Computer Assisted Analysis of Aircraft Performance, Stability and Control", McGraw-Hill, 1984
8. 옥호남, "중형항공기 주위의 비점성 유동장 해석", Fluent Users' Group Meeting, July, 1996
9. D.A. Lednicer & I.J. Gilchrist, "A Retrospective : Computational Aerodynamic Analysis Methods Applied to the P-51 Mustang", AIAA, 1991
10. USAF Stability and Control DATCOM
11. ESDU Engineering Science Data Unit : Aerodynamics, ESDU International
12. James K. Nathman, "VSAERO User Manual", AMI
13. 중형항공기 개발사업 (III) 설계 검증 보고서 KCDP TR-96-201-3, 한국중형항공기사업조합, 1997. 8
14. I. H. Abbott & A. E. von Doenhoff, "Theory of Wing Sections", Dover Publishers, Inc., 1958
15. Mark Drela, "MSES User Manual", AMI
16. Raymond F. Anderson, "Determination of the Characteristics of Tapered Wings", NACA Report 572
17. Raymond F. Anderson, "The Experimental and Calculated Characteristics of 22 Tapered Wings", NACA Report 627
18. 강정훈, "경험식 및 수치해석 결과를 이용한 저속항공기의 양력곡선 예측", 국방과학연구소, 제6회 항공기 개발 심포지움, 1998, pp 130-140