전진익 소형기의 전산유동해석

최성욱*, 김응태**

Computational Flow Analysis Around Forward-Wing Small Aircraft

Seong-Wook Choi*, Eung-Tai Kim**

Abstract

Flow computations around forward sweep wing small aircraft have been conducted in this study. The main-wing of the forward-wing small aircraft is composed of two planforms: the inboard wing section with backward sweep angle which is known as strake and the outboard wing section with forward sweep angle. The geometrical discontinuity or kink generated by the combination of these two different planforms requires detailed flow analysis around wing. Four different solvers were used to calculate aerodynamic data and the accuracy of each method is examined. For the convenience of grid generation over the aircraft geometry, the overset grid method was applied. Through this calculation, the basic aerodynamic data of the forward-wing aircraft were provided and the aerodynamic characteristics of the wing is expounded.

초 록

본 연구에서는 전진익 소형기 항공기 형상에 대한 공력해석을 수행하였다. 전진익 소형 항공기는 주익의 평면형상이 후퇴각을 가진 스트레이크(strake) 형태의 안쪽(inboard) 날개와, 전진각을 가진 바깥쪽(outboard) 날개가 결합되어 있는 형태로 구성되어 있다. 이와 같은 두개의 다른 형태의 날개 평면형상의 결합으로 킹크(kink)로 정의되는 날개의 불연속선이 존재하게 되어, 이 부분에 의한 날개 공력특성의 면밀한 분석이 요구되었다. 전진익 소형 항공기에 대한 기본적 공력계수의 산출 및 유동해석은 해석방법 간의 차이에서 기인하는 정확도를 분석하기 위해 4가지의 방법으로 계산을 수행하였다. 항공기 형상에 대한 격자생성의 용이성을 위해 중첩격자기법(Chimera grid)을 적용하였다. 본 해석을 통하여 전진익 소형기 형상에 대한 기본적인 공력계수의 도출과 함께 주익에 대한 공력특성이 분석되었다.

키워드 : 전진익(forward wing), 소형기(small aircraft), 전산유동해석(computational fluid dynamics), 중첩격자(chimera or overset grid), 스트레이크(strake), 킹크(kink)

*체계종합그룹/ wook@kari.re.kr **소형기연구그룹/ eungkim@kari.re.kr

1. 서 론

본 연구에서는 소형기연구그룹에서 개발 중인 전진익 소형기 항공기 형상에 대한 공력해석을 수행하였다. 전진익 소형항공기는 그림 1에서 보는 바와 같이 주익의 평면형상이 후퇴각을 가진 스트레이크(strake) 형태의 안쪽(inboard) 날개와, 전진각을 가진 바깥쪽(outboard) 날개가 결합되어 있는 형태로 구성되어 있다. 이와 같은 두개의 다른 형태의 날개 평면형상의 결합으로 킹크(kink)로 정의되는 날개의 불연속선이 존재하게 되어, 이 부분에 의한 날개 공력특성의 면밀한 분석이 요구된다.

전진익 소형 항공기에 대한 기본적 공력계수의 산출 및 유동해석은 해석방법 간의 차이에서 기인하는 정확도를 분석하기 위해 다음과 같은 4가지의 방법으로 계산을 수행하였다.

DATCOM	: Empirical Code
CMARC	: Low-Order Panel Code
XM3D(i)	: 3-D Euler Code
XM3D(v)	: 3-D Navier-Stokes Code

3차원 유동장 해석 코드인 XM3D[1]를 이용한 유동계산에 있어서, 항공기 형상에 대한 격자생성의 용이성을 위해 중첩격자기법(Chimera grid)을 적용하였다. 본 해석을 통하여 전진익 소형기 형상에 대한 기본적인 공력계수의 도출과 함께 주익에 대한 공력특성이 분석되었다.

전진익 항공기에 대한 유동해석은 다음과 같은 3가지의 유동조건에 대해서 이루어 졌다.

(1) 유동조건 1 : 풍동시험 조건
$M\infty=0.15$, $Re=1.2\times10^6$

(2) 유동조건 2 : 실속 조건
$M\infty=0.09$, $Re=3.0\times10^6$

(3) 유동조건 3 : 최대속도 조건
$M\infty=0.28$, $Re=9.0\times10^6$

계산형상은 부분별 형상의 조합에 따른 공력특성의 변화를 파악하기 위해 다음과 같은 3가지 형상조합과 등가날개형상으로 이루어 졌다.

(1) 동체
(2) 동체 + 날개
(3) 동체 + 날개 + 수평꼬리날개
(4) 동체 + 등가날개

본 연구의 해석 대상인 전진익 소형기의 1차형상(V.3)은 1차 풍동시험 및 전산유동해석 후에 공력특성 향상을 위해서 날개의 평면형상 및 수평미익의 크기가 일부 수정되었다. 본 계산에서는 이와 같은 2차형상(V.4)에 대한 유동해석도 수행하여 형상의 변경에 따른 공력특성의 변화에 대해서도 알아보았다.

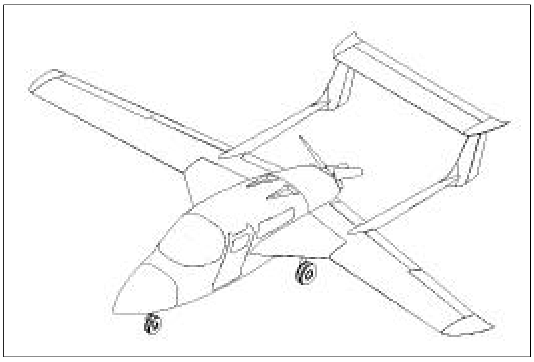

그림 1. 전진익 소형기 형상

2. 형상 및 격자

본 유동해석(XM3D)에서는 그림 1의 전체 형상에서 수직안정익과 이의 지지를 위한 붐 구조물을 제외한 형상(동체, 주익, 수평꼬리날개)에 대해서만 격자를 생성하여 유동해석을 수행하였다. 이와 같이 계산형상에서 수직안정익 및 지지 붐의 형상을 제외한 것은 소형기의 받음각에 따른 종적(longitudinal)인 공력특성과 함께 주익과 수평안정익의 공력 간섭효과를 고찰하는데 그 목적을 두고 있었고, 수직안정익 및 붐에 대한 격자생성의 어려움과 점성계산시의 격자수의 증가가 예상되었기 때문이다.

3차원 유동계산을 위한 소형기 주위의 계산격자 생성은 동체와 주익, 그리고 수평안정익에 대해 별도의 독립적인 격자를 생성한 후 중첩시키는 Chimera 격자기법을 사용하였다. 본 유동계산에서의 이러한 중첩격자기법의 적용은 수평안정익 격자의 자유로운 이동을 통해 수평안정익의 장착위치에 따른 공력특성의 변화를 쉽게 분석할 수 있다는 장점을 부여한다.

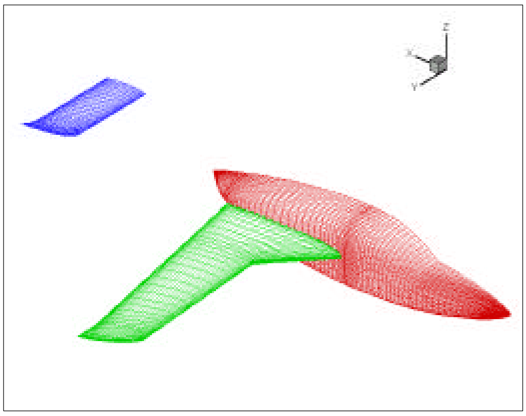

그림 2. 표면격자

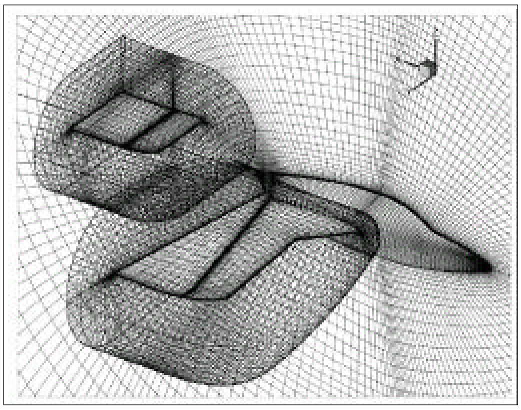

그림 3. Chimera 격자계

형상에 대한 표면격자는 소형기연구그룹에서 CATIA를 이용하여 생성시킨 CAD형상(IGES)을 상용 격자생성코드인 Gridgen[2]에서 읽어 들여 생성하였다. 이러한 과정을 통해 생성된 격자계는 동체와 주익, 그리고 수평안정익에 대해 각각 독립적인 단일 블록의 격자로 생성시킨 후 이들 격자를 중첩시켜 구성되었음을 그림 2에서 볼 수 있다. 내부격자는 마찬가지로 Gridgen을 이용하여 생성되었으며, 그림 3에 전체 격자계의 형태를 나타내었다. 표 1은 생성된 격자계의 격자수를 나타낸다.

표 1. 격자수

Solver / Geom	For XM3D(i) (Euler)	For XM3D(v) (Navier-Stokes)
Body	102x53x51=275,705	102x53x71=383,826
Wing	111x41x21=95,591	111x51x31=175,491
H-Tail	101x32x21=67,872	101x32x31=100,192
Total	439,168	659,509

3. 지배방정식 및 수치적 계산기법

지배방정식은 3차원 Thin-Layer Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며, 일반화된 좌표계에서 다음과 같이 표현된다.

$$\partial_\tau \hat{Q} + \partial_\xi \hat{E} + \partial_\eta \hat{F} + \partial_\zeta \hat{G} = Re^{-1} \delta_\xi \hat{S} \qquad (1)$$

식 (1)에 Beam & Warming[3], 그리고 Steger [4]에 의한 AF(Approximate Factorization) 알고리즘을 적용시키면 다음과 같은 delta-form의 유한 차분식이 도출된다.

$$\begin{aligned}&(I + h\ \delta_\xi \hat{A}^n + D_\xi^{(2)})\\&(I + h\ \delta_\eta \hat{B}^n + D_\eta^{(2)})\\&(I + h\ \delta_\zeta \hat{C}^n + D_\zeta^{(2)})\ \Delta \hat{Q}^n =\\&-\Delta t(\delta_\xi \hat{E} + \delta_\eta \hat{F} + \delta_\zeta \hat{G}) + D_e^{(4)} = \hat{R}^n\end{aligned} \qquad (2)$$

식 (2)의 Jacobian 행렬 A, B, C를 상사변환 시켜 대입하여 정리하면 다음과 같은 Pulliam & Chaussee[5]의 대각화된 유한 차분식이 도출된다.

$$T_\xi^n (I + h\delta_\xi \Lambda_\xi + D_\xi^{(2)}) \hat{N} (I + h\ \delta_\eta \Lambda_\eta + D_\eta^{(2)}) \hat{P} (I + h\ \delta_\zeta \Lambda_\zeta + D_\zeta^{(2)}) (T_\zeta^{-1})^n \Delta \hat{Q}^n = \hat{R}^n \quad (3)$$

대각화 알고리즘 식 (3)으로부터 Chimera 기법이 적용된 알고리즘으로의 변환은 hole point flag i_b를 도입함으로써 다음과 같이 이루어지며, 격자간의 유동정보는 trilinear interpolation을 이용한다.

$$\begin{aligned} & T_\xi^n (I + i_b h\delta_\xi \Lambda_\xi + i_b D_\xi^{(2)}) \\ & \hat{N} (I + i_b h\delta_\eta \Lambda_\eta + i_b D_\eta^{(2)}) \\ & \hat{P} (I + i_b h\delta_\zeta \Lambda_\zeta + i_b D_\zeta^{(2)}) \\ & (T_\zeta^{-1})^n \Delta \hat{Q}^n = - i_b \hat{R}^n \end{aligned} \quad (4)$$

Chimera 격자방법의 적용을 위해 요구되는 홀점 탐색은 근사 방법인 홀맵(hole-map) 알고리즘 [6]을 이용하였으며, trilinear interpolation을 위한 삽간점의 탐색을 위해서는 stencil-walk 방법[7]등을 적용함으로써 Chimera 격자기법의 전처리(pre-processing)에 소요되는 계산시간을 크게 감소시킬 수 있었다.

4. 결과 및 고찰

4.1 1차형상(V.3) 계산결과

소형기에 대한 Euler 및 Navier-Stokes 유동계산은 순항 비행조건을 기준으로 하여 마하수 0.27, 레이놀즈 수 8.7×10^6에 대한 경우와, 한국항공우주연구원 중형 아음속풍동 시험기준인 마하수 0.15, 레이놀즈 수 1.1×10^6 경우에 대해 받음각을 0。에서 16。까지 2。간격으로 변화시켜 가면서 수행하였다. 패널코드인 CMARC를 이용한 공력계산은 받음각 0。, 2。, 그리고 4。에 대해서 이루어 졌다.

그림 4는 소형기의 동체-날개-수평안정익 현상에 대한 양력, 항력, 그리고 모멘트 계수를 보여주는 것으로써 DATCOM, CMARC, Euler, 그리고 난류 Navier-Stokes 유동계산에 의한 결과를 아음속풍동 시험결과와 비교한 것이다. 여기서 모멘트 계수는 기준점 x=150inch에서의 값이다. 양력계수에서 패널방법인 CMARC와 비점성 solver인 Euler 방정식의 결과는 그 크기와 기울기에서 서로 유사한 경향을 가지고 있음을 볼 수 있다.

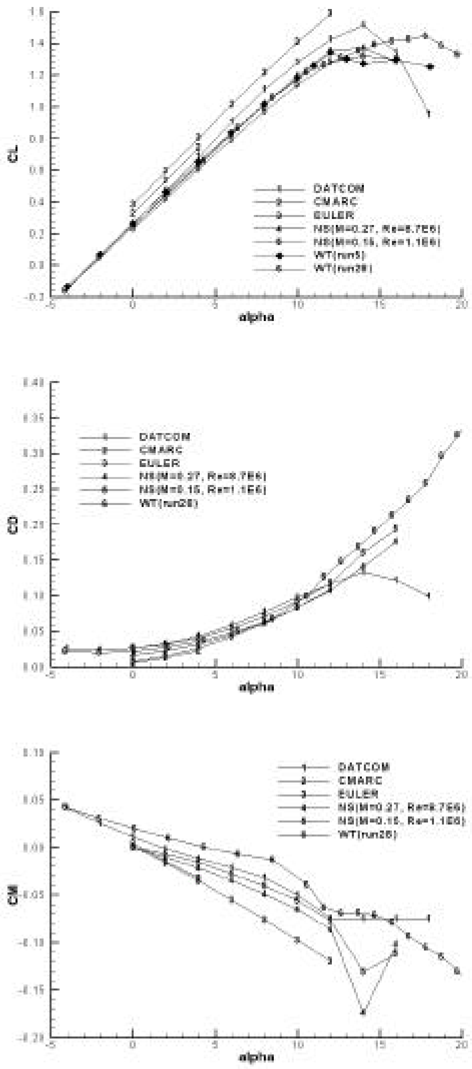

그림 4. 계산방법에 따른 공력계수비교

반면에, 난류계산은 DATCOM의 결과와 유사하게 나타나고 있는데, 양력 기울기에서 서로 차이를 나타내고 있기는 하지만, 실속은 공히 대략 14° 에서 일어나고 있음을 예측하였다. 항력계수의 경우에도 CMARC와 Euler의 결과는 근접된 값을 보여 주고 있으며, 난류의 계산 결과는

DATCOM에 비해 절대값은 작으나 기울기에서 유사성을 가짐을 알 수 있다. 피칭모멘트의 경우, CMARC와 Euler의 결과는 난류 및 DATCOM의 결과와 기울기 및 절대값에서 매우 다르게 나타나고 있다. 특히, CMARC와 Euler 계산에 의한 피칭모멘트의 기울기가 상대적으로 크게 나타남으로써 정적안정성이 난류계산에 비해 크게 예측될 수 있음을 암시한다. 난류계산에서는 피칭모멘트는 받음각 12° 이후에 급격히 감소했다가 16° 에서 다시 증가하는 경향을 볼 수 있는데, 이것은 받음각 16° 에서 수평안정익의 급격한 실속에 의한 피칭모멘트의 증가에 기인한 것이다.

난류계산에서 마하수 및 레이놀즈수의 감소에 의해 양력의 경우 절대값과 기울기가 작은 값으로 감소하였으며, 항력은 증가하였고, 피칭모멘트의 경우에는 기울기가 감소되었음을 볼 수 있다.

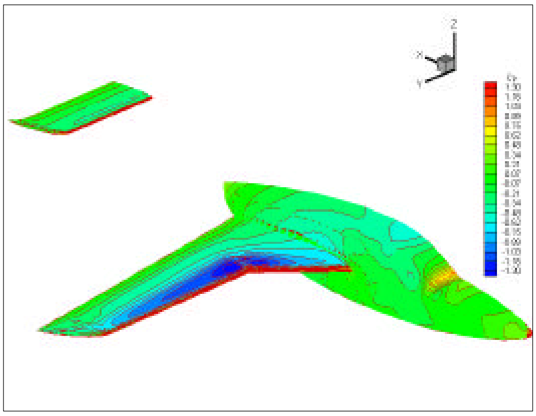

그림 5. 표면압력분포
($M\infty$=0.27, Re=8.7x10^6, α=2°)

그림 4에 도시된 아음속 풍동시험 결과는 양력계수의 경우 2개의 시험조건에 대한 결과를 제시하였다. 이 중 run5는 초기의 시험조건으로서 주익은 원래의 형상인 계산형상과 동일하나 수평안정익의 수직위치는 계산형상보다 아래쪽에 장착된 것이며, 보정되지 않은 결과이다. 반면에 run28은 주익의 이른 특성을 보완하기 위해 주익형상을 일부 수정하여 시험한 결과이며, 수평안정익의 위치는 계산형상과 동일하다. 양력계수 곡선에서 run5를 계산치와 비교한 것은 원래 주익 형상에 대한 두 결과의 실속각의 일치성을 보여주기 위한 것이다. 풍동시험 결과와 난류계산의 결과는 양력에서는 마하수 0.27의 결과와 유사하며, 항력과 피칭모멘트의 경우에는 마하수 0.15의 결과에 근접함을 알 수 있다.

그림 5는 난류계산에 의한 소형기 표면의 압력계수분포로서 받음각 2° 경우이다. 날개의 킹크 부분의 형상의 불연속으로 인해 압력분포가 매끄럽지 함을 볼 수 있으며 이에 따른 날개의 공력특성의 저하가 예상된다.

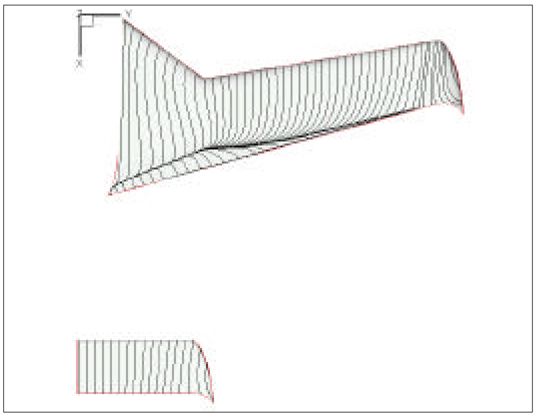

그림 6. 표면유선 ($M\infty$=0.27, Re=8.7x10^6, α=12°)

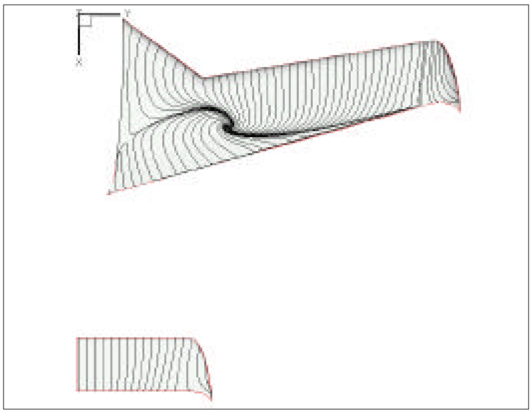

그림 7. 표면유선($M\infty$=0.27, Re=8.7x10^6, α=14°)

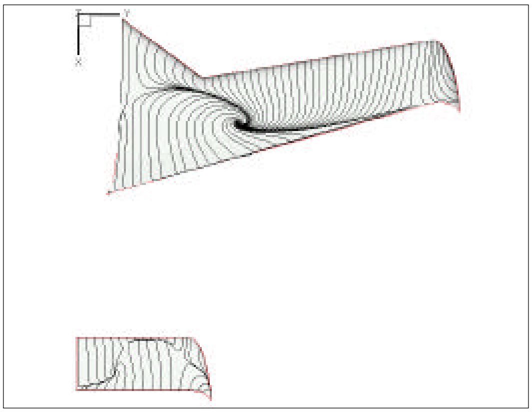

그림 8. 표면유선(M∞=0.27, Re=8.7x10^6, α=16˚)

그림 6, 7, 8은 각각 받음각 12˚, 14˚, 그리고 16˚에서 주익과 수평안정익 윗면에서의 유선의 형태를 보여준다. 그림 6에서 보는 바와 같이 받음각 12˚에서 주익의 킹크 부근의 뒷전을 중심으로 박리가 생성되어 받음각이 높아짐에 따라(그림 7, 8) 박리의 영역이 날개의 앞전 쪽으로 성장되고 있음을 볼 수 있다. 이러한 박리의 성장 패턴은 스트레이크가 없는 단순 후퇴익에서 나타나는 날개 끝단 영역의 박리 발생 구조와, 단순 전진익의 익근(wing root) 영역에서의 박리의 발생 경향과는 다른 형태의 박리 구조로서, 날개의 평면형상의 후퇴각의 조합에 따른 불연속(kink)의 정도에 따라 그 박리 패턴이 달라질 수 있음을 의미한다. 그림 8의 받음각 16˚에서는 수평안정익의 상면에서 상당한 크기의 박리가 발생되었음을 볼 수가 있으며, 이는 위의 그림 4에서 언급된 피칭모멘트 계수의 갑작스런 증가로 나타난다.

4.2 1차형상(V.3) 등가날개 계산결과

이론 및 실험적 데이터베이스에 의존하는 DATCOM과 같은 성능예측코드는 일반적으로 킹크등이 존재하는 실제날개 형상이 아닌 단순화된 등가날개 형상을 이용하여 계산을 수행한다. 따라서 본 연구의 해석대상인 전진익 항공기와 같이 킹크가 있는 날개 형상에 대해서는 실제 날개는 물론이고 이에 대한 등가날개에 대한 유동해석을 수행하여 두 형상간의 공기역학적인 차이를 관찰할 필요가 있다. 일반적으로, 실제의 날개 형상의 상반각, 비틀림, 후퇴각등이 크지 않는 전형적인 날개의 경우에는 실제날개와 등가날개의 공력특성이 상당히 일치하는 경향을 보인다[8]. 반면에 전진익과 같이 독특한 형상의 경우에는 등가날개와의 공력특성이 다소 달라 질 수 있을 것으로 예상되었다. 등가날개에 대한 공력해석은 동체가 포함된 동체+등가날개 형상에 대해서 이루어 졌으며, 유동조건은 풍동시험조건인 마하수 0.15, 레이놀즈수 1.2x10^{6}의 경우만을 고려하였다.

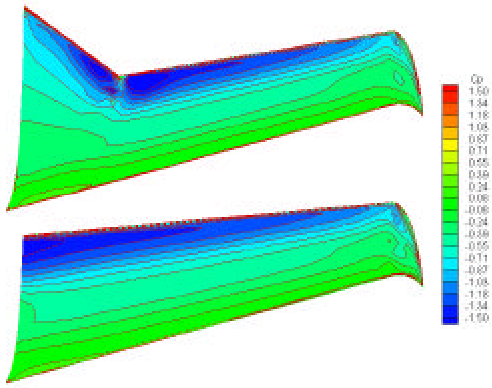

그림 9. 실제날개와 등가날개의 압력분포비교
(M∞=0.15, Re=1.2x10^6, α=4°)

그림 9는 마하수 0.15, 받음각 4˚에서 실제날개와 등가날개 윗면의 압력분포를 비교한 것으로서, 실제날개의 경우에는 킹크영역에서 부압의 감소와 함께 압력분포의 불연속성을 나타내고 있으나 등가날개의 경우에는 이러한 불연속성이 존재하지 않게 되면서 두 형상의 면적이 동일한 상황에서 등가 날개의 양력이 상대적으로 높게 나타날 것으로 예측할 수 있다. 그림 10은 실제날개와 등가날개의 공력계수를 비교한 것으로써, 양력계수의 경우 등가날개가 선형구간에서 기울기가 다소 증가하고 절대값도 크게 나타남을 볼 수 있으며, 최대 양력계수도 증가함을 볼 수 있다. 항력계수의 경우에는 실속전의 경향은 두 형상 간에 거의 차이가 없음을 볼 수 있으나 실속 근처에서의 항

력계수는 등가날개가 현저히 낮게 예측되고 있다. 피칭모멘트 계수의 경우에도 실속근처에서의 값만이 다르게 나타나고 있는데 등가날개의 계수가 선형성이 높은 받음각까지 연장되었음을 볼 수 있다.

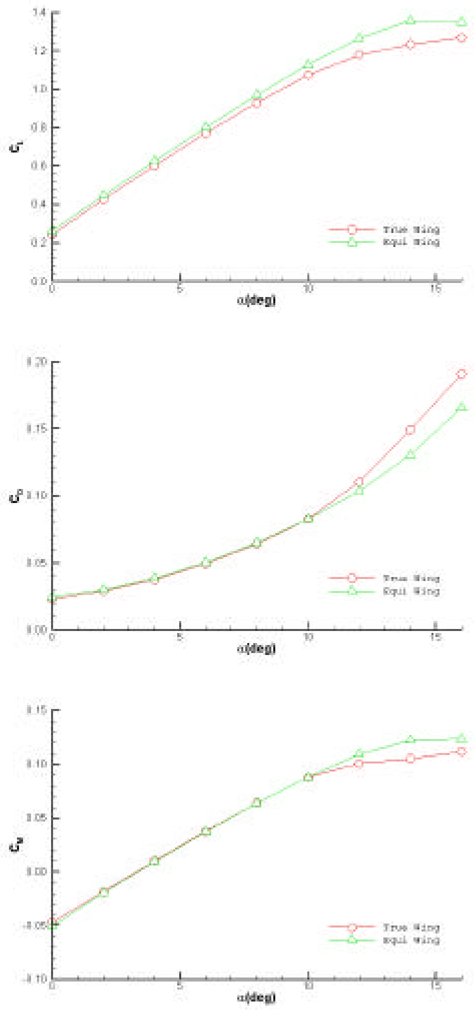

그림 10. 등가날개의 받음각에 따른 공력계수변화 (M∞=0.15, Re=1.2x10^{6})

그림 11, 12는 실속각 근처에서 실제날개와 등가날개의 표면유선을 비교한 것이다. 그림 11의 받음각 12° 의 경우에 실제날개 형상에서는 안쪽(inboard) 스트레이크에서 성장한 경계층과 바깥쪽(out- board) 날개 부분에서 킹크 쪽으로 성장한 경계층이 합쳐지면서 킹크의 뒷전영역부터 박리가 발생하여 앞전쪽으로 전파됨을 볼 수 있다. 반면에 등가날개의 경우에는 전진익 특성에 의하여 익근 근처에서 박리가 성장하며, 그 박리의 발생영역도 실제 날개에 비해 작게 나타남을 볼 수 있다. 이와 같은 두 형상간의 박리의 패턴은 받음각이 증가되면서(그림 12) 그 현상이 심화되며, 이러한 박리형태의 차이는 그림 10에서 나타났던 실속근처에서 두 형상간의 공력계수의 차이로 나타나게 된다

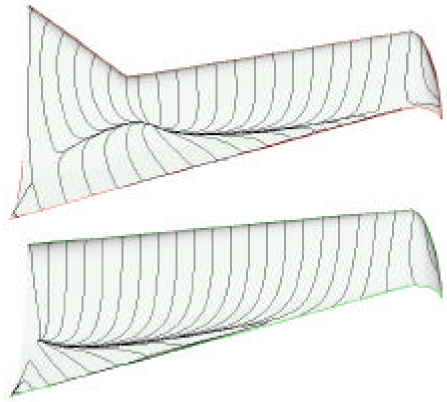

그림 11. 실제날개와 등가날개의 표면유선 비교 (M∞=0.15, Re=1.2x10^{6}, α=12°)

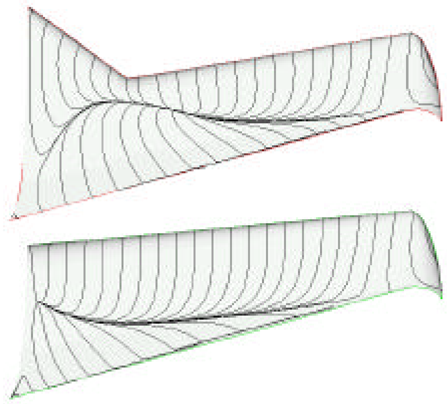

그림 12. 실제날개와 등가날개의 표면유선 비교 (M∞=0.15, Re=1.2x10^{6}, α=14°)

4.3 2차형상(V.4) 계산결과

전진익 소형기 형상 V.4는 날개 킹크 형상의 불연속성에 의한 날개 공력특성의 저하를 감소하기 위해 그림 13에서와 같이 날개 바깥쪽의 전진각을 줄이고 킹크에 의한 기하학적 불연속을 제거하기 위해 필렛을 추가한 것이다. 이와 같은 2차 형상에 대한 유동계산은 풍동시험조건인 마하수 0.15, 레이놀즈수 $1.2x10^6$의 경우에 대해서 이루어 졌으며, 계산 형상은 다음과 같은 4가지의 형상조합에 대해 이루어 졌다.

a. Body + Wing
b. Body + Wing w/ Fillet
c. Body + Wing + H-tail
d. Body + Wing w/ Fillet + H-Ttail

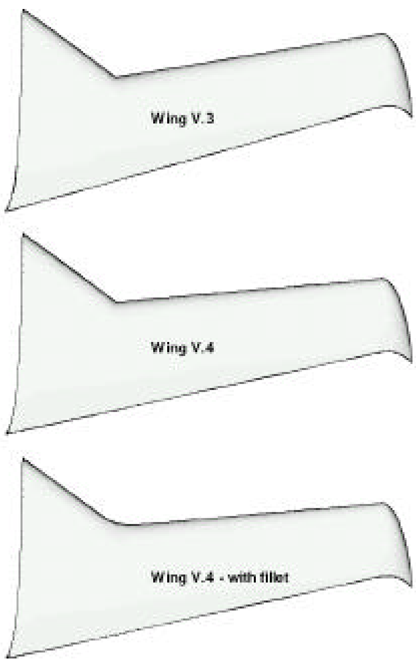

그림 13. 2차 날개형상 비교

그림 14는 Body+Wing(a, b) 조합형상에 대한 받음각에 따른 공력계수변화를 나타낸 것이다. 선형구간에서 양력계수의 크기는 1차형상(V.3), 2차형상(V.4), 그리고 2차형상(V.4 w/ fillet)의 순으로 나타나며 실속각 근처에서는 2차형상(V.4 w/ fillet), 2차형상(V.4), 그리고 1차형상(V.3)의 순으로 나타났다. 이와 같은 2차형상의 실속특성의 향상은 바깥쪽 날개의 전진각의 감소에 따른 킹크 영역에서의 박리영역의 감소에 기인한 것으로 볼 수 있다. 항력계수는 낮은 받음각에서는 3개의 형상이 거의 같은 값을 나타내다가 실속각 근처에서는 2차형상(V.4)의 경우가 가장 낮은 값을 보임을 알 수 있다. 그림 14의 피칭모멘트의 경우에는 2차형상의 기울기가 급격히 감소하였음을 볼 수 있는데 이것은 2차형상 날개의 전진각의 감소에 따른 날개 공력중심의 후방으로의 이동에 의한 것이다.

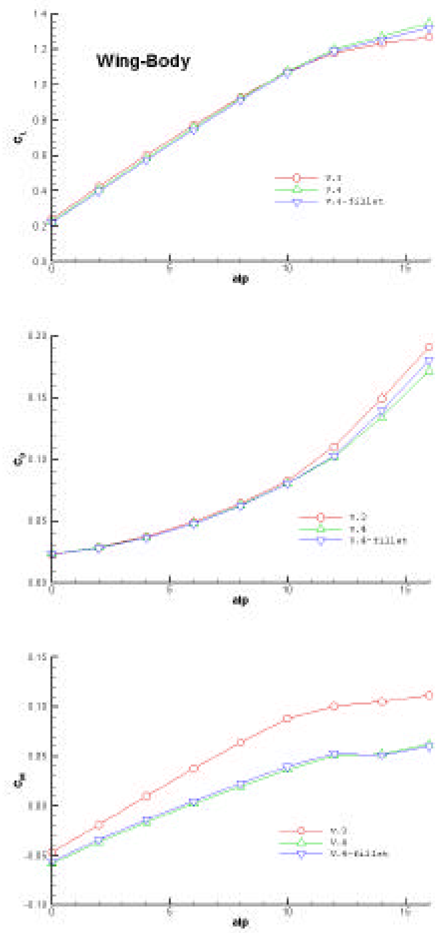

그림 14. 2차형상 공력계수 (Wing+Body)
($M\infty$=0.15, Re=$1.2x10^6$)

그림 15는 Body+Wing+Htail(c, d) 조합형상에 대한 받음각에 따른 공력계수변화를 나타낸 것으로써 공력계수의 전체적인 변화는 그림 14의 Body+Wing(a, b)의 경우와 유사하게 나타남을 볼 수 있다. 다만, 피칭모멘트의 경우에는 수평미익이 추가됨으로 인해서 기울기가 음의 값으로 변화되었음을 볼 수 있으며, 이 경우에도 2차형상의 기울기의 절대값이 1차형상에 비해 크게 나타남으로써 항공기의 정적 종안정성이 커졌음을 알 수 있다.

그림 16은 받음각 4°에서 날개 상면의 표면압력분포로써 킹크 부분의 압력분포가 형상에 따라 달라짐을 볼 수 있다. 1차 형상의 경우에는 킹크 부분에서 압력패턴의 불연속이 확연하게 나타나고 있으나 전진각을 감소시킨 2차형상(V.4)의 경우에는 등압선이 부드럽게 연결되었음을 볼 수 있다. 날개의 킹크의 불연속을 없애기 위해서 필렛을 추가한 2차형상(V.4 w/ fillet)의 경우에는 1차형상보다는 등압선의 상태가 나아졌으나 필렛이 없는 2차형상(V.4)에 비해 좋지 않은 결과를 나타내었다.

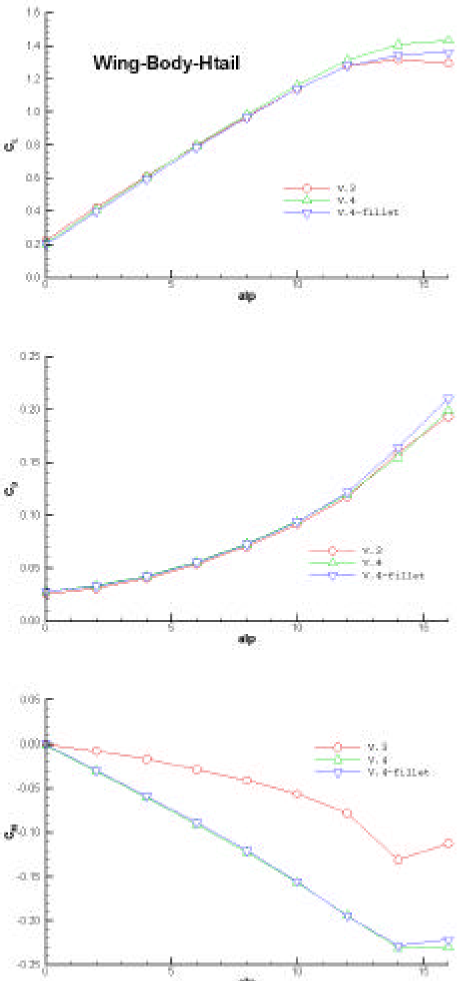

그림 15. 2차형상 공력계수 (Wing+Body+Htail)
(M∞=0.15, Re=1.2x10^6)

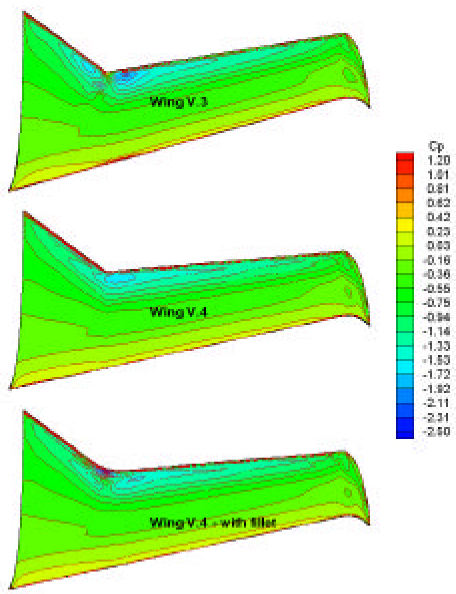

그림 16. 2차형상 표면압력계수분포
(M∞=0.15, Re=1.2x10^6, α=4°)

5. 결 론

본 연구에서는 전진익 소형항공기에 대한 Euler 및 Navier-Stokes 유동해석을 수행하여 도출된 공력계수를 DATCOM, CMARC, 그리고 풍동시험 결과와 비교하였다. 난류 유동해석 결과, 양력 및 항력에서는 실험치와의 좋은 일치성을 보여 주었으며, 특히 실속각의 예측이 비교적 정확히 이루어 졌다. 또한 적용된 4가지의 해석도구의 상호

정확성이 파악되었다. 주익의 킹크 불연속에 따른 박리의 성장 패턴이 파악되었으며, 실험에서도 확인된 바와 같이 이 부분에 대한 형상설계의 개선이 다양한 공력해석 및 풍동시험을 통하여 면밀하게 이루어 져야 함을 제시하였다.

바깥쪽 날개의 전진각에 의해서 나타나는 킹크 영역에서 공력특성의 저하는 전진각을 후퇴시킴으로서 실속특성이 향상되고 정적 종안정성의 여유도 증가하게 되었음을 확인하였다. 그러나, 킹크의 기하학적 불연속성을 완화시키기 위해 추가된 필렛은 효과를 나타내지 못하고 오히려 공력특성을 다소 저하시키는 결과를 초래함으로써 필렛에 대한 3차원 곡면설계에 있어서 세심한 주의가 요구됨을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 최성욱, 김응태, "선미익 항공기의 전산유동해석", 한국항공우주학회 춘계학술대회논문집, 1999, pp. 121-124.
2. Gridgen User Manual, Version 13.4, Pointwise
3. Beam, R. and Warming, R. F., "An Implicit Finite-Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation Law Form", Journal of Computational Physics, Vol.22, Sept., 1976, pp. 87-110.
4. Steger, J. L., "Implicit Finite Difference Simulation of Flow About Arbitrary Geometries with Application to Airfoils," AIAA Journal, Vol. 16, July 1978, p. 679.
5. Pulliam, T. H. and Chaussee, D. S., "A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm", Journal of Computational Physics, Vol.39, Feb., 1981, pp. 347-363.
6. 조금원, 권장혁, "중첩격자계 구성 및 중첩격자계를 사용한 비점성 유동장해석에 대한 연구", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 1996, pp. 212-217.
7. Steger, J. L., Dougherty, F. C. and Benek, J. A., "A Chimera Grid Scheme", Advances in Grid Generation, ASME FED-5, 59-69, 1983.
8. 김인선 외, "경험적 항공기 설계 및 비행성능 예측기술개발", 한국항공우주연구소 자체연구사업 보고서, UCE97280, 1998. 10. pp.50-62