

KTX-2 항공기 개발과정에서의 전산유체역학 활용

황수정* · 이일우** · 오태식***

〈 목 차 〉

I. 서 론

II. 본 론

III. 결 론

현재까지 KTX-2 개발과정에서 전산유체역학이 활용되고 있는 분야들을 체계적으로 서술하였으며, 이를 통하여 실제 항공기 개발에 전산유체역학의 활용 가능성 및 방향을 제시하였다. 최근까지 연구, 개발되어 사용되고 있는 대표적인 수치기법들을 이용하여 공력 하중, 고받음각 유동, 양항력 예측, 흡입구/노즐 유동, 비정상 운동 등의 문제들에 적용하였으며, 해석결과와 시험 데이터와의 비교, 분석을 통하여 바람직한 해석 기법의 방법론을 제시하고자 하였다.

I. 서 론

KTX-2 체계개발 단계에서의 전산유체역학(CFD) 활용은 크게 형상설계와 풍동시험 지원의 두가지 목적으로 나뉘어질 수 있다. 첫째, 형상설계 지원은 항공기의 외형 형상을 설계하는 과정에서 수시로 발생하는 설계변경 사항들에 대하여 전산해석을 이용, 공력성능 및 특성을 예측하는 것을 의미한다. 해석모델은 실제 설계변경 대상이 되는 부분과 이에 영향을 미칠만한 형상부위를 모두 포함해야하

* 삼성항공 형상설계 Unit

** 삼성항공 KTX-2 사업부

*** 삼성항공

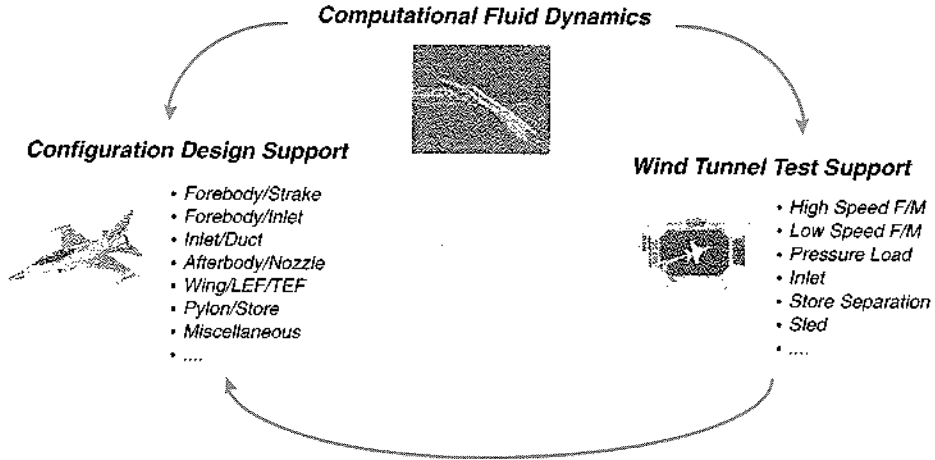
는 것이 일반적이지만, 제한된 설계반영 시간을 고려하여 해석자가 그 범위를 결정한다.

둘째, CFD를 통한 풍동시험 지원이란 모델제작에서부터 시험수행까지 장기간이 소요되는 풍동시험 특성으로 인하여 지연되는 공력 데이터 보정 및 최신화 작업과 풍동시험으로 파악하기 어려운 공력특성 및 데이터들을 얻는데 사용되는 것을 말한다. 예를 들면, 저고속 힘/모멘트 시험의 경우 모델제작에 약 4~6개월, 시험 수행에 약 2개월, 총 6~8개월의 기간이 소요되기 때문에 이 기간동안 항공기 형상변경을 고려하면 자연스럽게 시험 데이터의 형상반영이 그만큼 지체되게 된다. 이와 함께 막대한 비용, 일정의 경직성 그리고 설비 및 시험 조건의 제한 등 풍동시험의 단점이 CFD 활용을 통하여 보완될 수 있다. 현재 KTX-2 개발과정에서 CFD가 활용되고 있는 대표적인 시험들을 살펴보면 힘/모멘트 시험, 공력하중 시험, 흡입구/노즐 시험, 조종석 사출 시험, 장착물 분리 시험 등이 있다. 그림 1은 KTX-2 항공기 개발과정에서 CFD의 활용을 개략적으로 도시한 그림이다.

이러한 CFD의 장점에도 불구하고 실제 항공기 개발과정에서 CFD의 적용은 아직도 제한적이며 그 결과의 분석 또한 조심스럽게 다루어져야 한다. 최근 몇년간 CFD의 정확도 향상을 위하여 다양한 수치 기법들이 연구, 사용되고 있으나, 현재까지 몇몇 분야에서는 만족스러운 결과를 보이지 못하고 있는 것이 사실이다. 예를 들면, 비정상 유동의 시간 정확도, 박리가 수반되는 난류유동, 충격파와 경계층 간섭현상, 기저 유동, 항력예측 등의 문제들은 시험과 해석결과 사이에 차이를 보이고 있는 대표적인 예들이다. 또한 항공기 전기체 주위의 점성유동 해석의 경우 아직도 실제 설계/해석 업무에서 활용하기에는 과대한 시간이 소요되기 때문에 검증이나 보정의 목적에 한하여 제한적으로 활용되고 있는 실정이다.

본 논문에서는 최근에 개발되어 상용화된 몇가지 수치 기법들과 코드들을 이용하여 KTX-2 항공기 설계과정에 적용한 예를 중심으로 기술하였다. 수치 기법들의 구체적인 비교, 분석 보다는 실제 항공기 개발에서의 적용성과 및 가능성, 개선방향 등을 제시함으로써 전산유체역학의 발전에 조금이나마 도움이 되고자 한다.

〈그림 1〉 CFD Applications for KTX-2 Development



II. 본 론

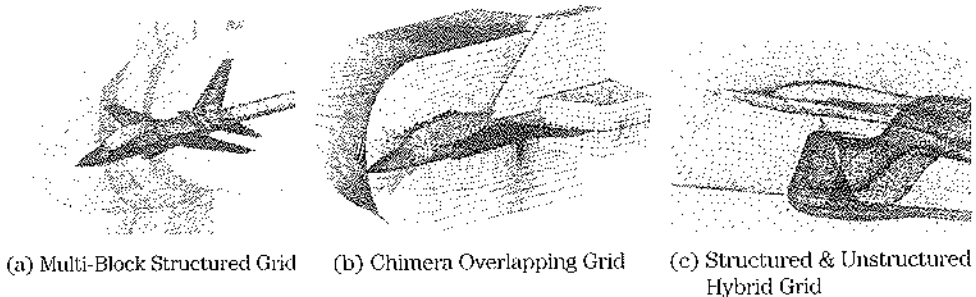
가. 수치 기법

해석코드는 몇가지 내부 개발코드와 상용 코드들을 사용하였으나 사용된 수치기법들은 대부분 유사하다. 공간적분과 이산화에 풍상차분법(Unwind Scheme)의 유한체적법(FVM)이 사용되었으며 점성 및 비점성 해석에 Roe's FDS와 Van Leer's FVS가 주로 사용되었다. Minmod, Osher 등의 플럭스 제한자(Flux Limiter)를 갖는 고차공간 정확도가 이용되었으며 난류모델은 대상문제에 따라 대수(Algebraic), 1 or 2-equations의 모델링이 사용되었다. 해의 계산에는 내재적 방법인 LU-SGS 알고리즘이 몇가지 수렴 가속 기법들과 함께 이용되었다. 또한 Multit-grid를 이용한 중심차분법이 흡입구/덕트 유동해석에 이용되었다.

실제 복잡한 3차원 입체 형상의 해석에 있어서 가장 어렵고 많은 시간이 소요되는 것은 격자생성이라 할 수 있다. 격자 생성은 ACAD나 CATIA에서 매우 복잡하게 정의된 외부형상 위에 표면 격자를 형성한 후 원방 격자를 구성하는 순서로 진행되며, 특히 복잡한 형상의 격자 생성과 해석을 보다 효율적으로 하기 위하여 다중블럭(Multi-Block), 비정렬(Unstructured), 중첩(Chimera), 복합(Hybrid) 격자방식 등이 이용되었다. 격자들의 장단점을 간단히 살펴보면 비정렬 격자와 중첩 격자의 경우 격자생성에 소요되는 시간이 대폭 줄어드는 반면 해의 질에 있어서

다중 블럭 격자에 미치지 못한다. 따라서 일반적으로 항공기 형상의 해석에 가장 선호되는 격자는 다중 블럭 격자로서, 비록 초기에는 격자생성 시간이 많이 소요되지만 비교적 양질의 해를 얻을 수 있으며 후처리 과정에서 유발되는 오차 등이 거의 없다는 장점이 있다. 그러나 해석에 할당된 시간과 해의 정확도 요구수준, 그리고 관심부위의 형상 복잡도 정도 등에 따라 격자 방식의 취사는 달라지게 된다. KTX-2의 경우 다중블럭과 중첩 격자 방식이 주로 이용되고 있으며, 비정렬 격자는 격자수, 점성유동 해석으로의 확장성 등의 어려움 때문에 복합 격자에서의 비점성 영역을 제외하고는 거의 사용되지 않고 있다. 복합 격자는 점성영역은 정렬 격자, 그리고 비점성 영역은 비정렬 격자를 사용함으로써 각 격자의 장점을 살려 그 효율성을 올리도록 고안된 격자방식이다. 그림 2는 KTX-2 항공기에 활용된 몇가지 격자 방식의 예를 그림으로 보여주고 있다.

〈그림 2〉 Computational Grids for KTX-2 Configuration



(a) Multi-Block Structured Grid

(b) Chimera Overlapping Grid

(c) Structured & Unstructured Hybrid Grid

각 수치기법들에 대한 해의 정확도 및 수렴성에 관한 논의는 본 논문의 주제에 부합치 않아 아래 활용 예들을 살펴보며 간단히 언급하는 것 외에는 추후 과제로 남긴다. 다만 KTX-2 체계 개발과정에서 주로 사용된 수치 기법과 알고리즘들은 나름대로 여러 시험 및 검증 단계를 거쳐 취사 선택된 것임을 밝힌다. 아래 활용 예들에 주로 사용된 상용해석 코드로는 CFD-FASTRAN, INCA, RAMPANT 등이 있으며, 계산 격자는 대부분 대수적 방법에 의하여 작성되었다.

나. 해석 결과 및 분석

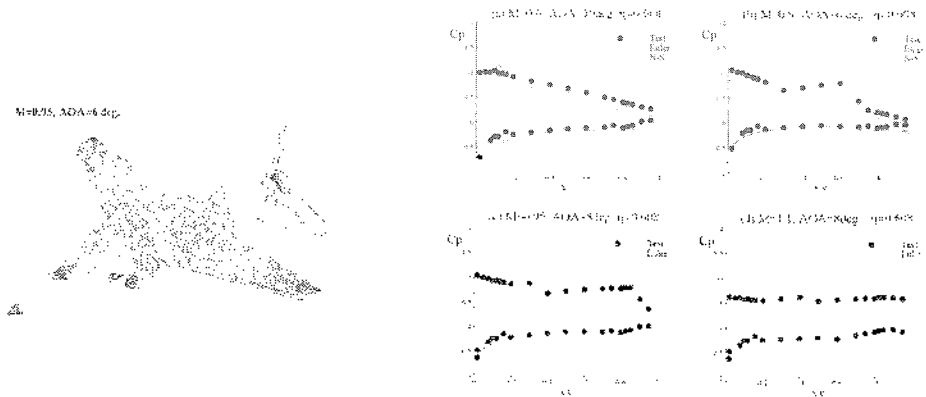
KTX-2 항공기 체계 개발과정에서 활용되었거나 현재 활용중인 CFD 결과들은 매우 다양하나, 현재까지 해석결과의 활용면에서 그 중요도를 감안, 몇가지 항목만

을 소개토록 한다.

1. 공력하중 데이터 생성

항공기 표면압력 분포 데이터는 모든 구조설계의 기초가 되기 때문에 설계과정에 있어서 매우 중요한 정보 중 하나이다. 이러한 공력하중 데이터를 구하는 방법에는 크게 선형 패널방법, 풍동시험, 그리고 CFD를 이용하는 방법들이 있다. 패널방법은 모델링의 단순함과 계산의 신속성 때문에 설계 초기에 주로 많이 사용되는 반면, 항공기 형상을 정확히 구현하지 못하고 비선형 영역인 고받음각, 천음속 영역 등에서 비정상적인 해를 나타내는 단점을 가지고 있다. 체계 개발에 이르러 풍동시험을 통한 공력하중 데이터 생성은 필수적이며 가장 위험도가 낮은 방법이라 할 수 있지만, 반면에 막대한 비용 및 준비 기간, 형상 수정의 어려움, 제한된 계측점 등의 단점을 가지고 있다. 이러한 단점들을 오히려 장점으로 갖는 있는 CFD는 반대로 풍동시험과 비교하여 해석 데이터의 신뢰도에 가장 큰 약점을 갖는다. 즉, 풍동시험과의 비교분석을 통하여 검증된 영역이 아닌 곳에서의 CFD 해석 결과를 최종 데이터로 삼기에는 이직까지 위험부담이 크다. 또한 공력하중 데이터 생성을 위하여 전기체 점성 해석을 이용하는 경우 해의 정확도면에서는 크게 향상될 수 있으나 현재로서는 계산시간과 효율성면에서 거의 활용가치가 없다. 따라서 현재 가장 선호되는 방법은 비점성 Euler 해석을 기본으로 하며 점성효과가 지배적인 몇몇 조건에 한하여 추가의 보정을 취하는 방식이다.

(그림 3) Computed and Measured Surface Pressure Distributions

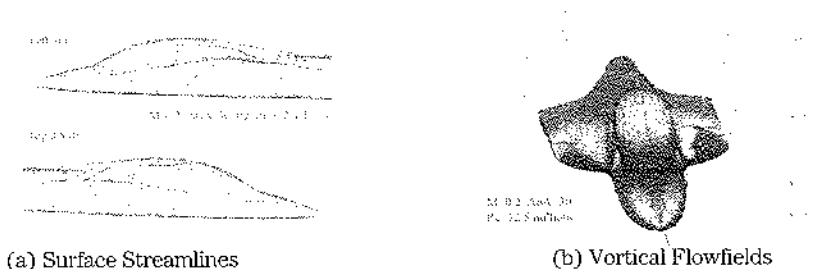


KTX-2의 경우 Euler 해석 결과를 살펴보면 대부분의 영역에서 시험값과 압력 분포가 매우 잘 일치함을 확인할 수 있다. 그러나 고받음각 또는 천음속 영역과 같이 점성효과가 지배적인 몇몇 조건에서는 해석결과의 보정이 필요하다. 그림 3은 몇가지 마하수와 받음각 조건에서 주익 표면의 압력분포 해석결과를 시험값과 비교 도시한 그림이다. 그림 3의 (a), (b)는 비점성 해석 결과가 실제 시험값과 잘 일치하지 않는 예를 보여주고 있으며, 반면 N-S(Navier-Stokes) 해석 결과는 시험 결과와 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다. 현재 KTX-2의 경우, 표면압력 분포예측을 위하여 Euler 해석결과를 주로 사용하되 해석결과가 시험결과와 잘 일치하지 않는 몇몇 조건, 특정한 부위에서는 점성 해석결과 또는 풍동 시험결과를 이용하여 데이터를 보정하고 있다.

2. 고받음각 유동해석

고받음각 유동은 해석이 매우 어려운 비선형 점성 영역으로 아직까지 CFD가 정확히 예측하지 못하는 대표적인 문제이다. 예를 들면 KTX-2 항공기와 같이 비교적 두께비가 얇은 주날개는 아음속에서 받음각이 약 10도를 넘어서면 끝단 부위부터 날개 윗면의 압력 팽창(Pressure Suction)은 사라져 거의 일정한 압력분포를 나타내기 때문에 점성 해석이 반드시 수반되어야 한다. 또한 Strake에서 발생하는 강한 와류쌍(Vortex Pair)은 비점성 해석을 통하여도 어느 정도 파악이 가능하지만 정확한 위치와 세기의 예측을 위해서는 점성 해석이 필수적이다. 그리고 받음각이 약 30도 이상으로 커지면 전방동체 배면에서부터 말아져 올라오던 경계층 유동이 표면에서 박리(Separation)되면서 또다른 점성 와류쌍을 생성시키는데, 받음각이 커짐에 따라 이 와류쌍이 대칭에서 비대칭으로 발전하기 때문에 방향 안정성 및 실속 특성에 매우 중요한 요인이 된다.

〈그림 4〉 Computed Results for KTX-2 Forebody at High Angle of Attack



(a) Surface Streamlines

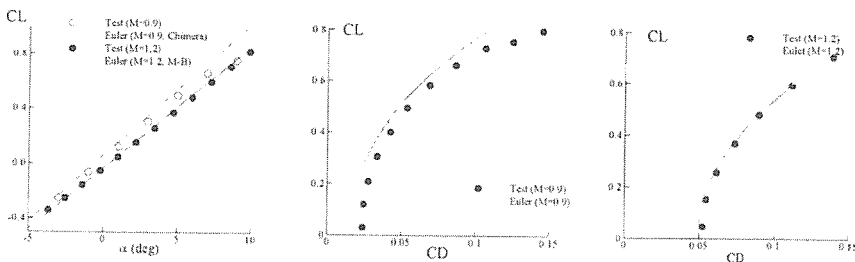
(b) Vortical Flowfields

KTX-2 개발과정에서 고받음각 유동 해석은 주로 형상변경에 따른 정성적인 비교를 위하여 수행되었다. 주로 Strake를 포함한 전방동체 부분만을 모델링하였으며 적절한 경계조건 적용을 위하여 후방부분을 충분히 연장하여 해석을 수행하였다. Strake가 주익에 미치는 영향을 고려하여 주익을 포함시켜 해석하는 것이 바람직하지만, 해석시간과 사안의 목적을 고려하여 몇가지 경우를 제외하고는 생략하였다. 그림 5는 비대칭 와류쌍의 형태와 Gun Bump Fairing의 영향을 파악하기 위하여 고받음각 점성 해석을 수행한 결과를 보여주고 있다. 난류 모델은 Degani-Shiff의 변형 대수모델 또는 k-2-equation 모델이 사용되었다.

3. 양항력 예측

항공기의 성능을 결정하는 절대적 변수 중 하나인 양항력 중 양력의 경우는 전산해석을 통하여 어느 정도 그 예측이 쉬운 반면, 항력은 CFD를 이용하여 예측한 값과 시험결과 사이에 적지 않은 차이를 보인다. 그림 5는 몇가지 비행조건에서 Euler 해석결과에 의한 양항력 분포를 시험결과와 비교 도시한 그림으로서 해석결과와 시험점성효과가 배제되었기 때문에 일정한 받음각 이상에서 양력 감소, 그리고 점성에 의한 표면 마찰항력은 나타나지 않는다. 특히 해석결과를 자세히 분석해보면 충격파에 의한 조파항력(Wave Drag)이 시험결과에 비하여 전반적으로 과도 예측(Over Estimation)하고 있음이 파악된다. 그러나 일반적으로 설계과정에서 요구되는 특정한 설계 변경요인에 따른 양항력 변화량의 예측은 이와 같은 해석을 통하여 어느 정도 신뢰성있는 결과를 얻을 수 있다. 즉, 양항력 예측에의 CFD 활용에 있어서 결과의 절대값이 아닌 상대 차이값을 이용하는 경우 상당한 신뢰도를 부여할 수 있다. 특히, 선형 받음각 영역, 그리고 초음속 조건에서의 해석결과를 시험결과와 비교할 때 매우 우수한 예측결과를 보이고 있다.

〈그림 5〉 Computed and Measured Aerodynamic Coefficients (Lift and Drag)



5. 비정상 운동 해석

KTX-2 항공기 개발단계 중 무장 이탈(Store Separation)과 조종석 사출(Pilot Ejection, Canopy Jettison) 시험은 상당한 비용과 시간이 소요되는 중요한 설계 업무 중 하나이다. 최근 주어진 비행조건에서 특정한 물체가 이탈 또는 분사되는 문제의 해석을 CFD로 모사(Simulation)하는 시도가 다양하게 진행되고 있으며, 그 결과 또한 매우 타당한 것으로 나타나고 있다[1,2]. 그림 8은 KTX-2 항공기가 주어진 조건으로 비행시 날개에 장착된 무장을 투하하는 문제를 시간에 따라 무장의 운동궤적과 압력분포를 해석한 예를 보여주고 있다. 운동하는 무장에는 별도의 중첩 격자가 사용되어 궤적을 따라 이동한다. 계산방법은 각 시간 간격에서 유동 해석결과에 따른 6분력 데이터와 6자유도 방정식(6-Degree of Freedom Equations)을 이용하여 이탈되는 무장의 위치와 자세를 계산, 반영한다. 현재 시험과 해석 일정상 정확한 해석과 적용은 몇개월 이후로 계획되어 있기 때문에 자세히 언급할 만한 정량적인 해석결과는 없으나 현재 비공력적인 입력 데이터가 주어지면 언제든지 해석이 가능하도록 모델링은 이미 되어있다. 이러한 비정상 운동 문제들은 실제 지상 및 풍동 시험의 모델링이 매우 어렵고 오차 또한 다른 일반적 풍동시험에 비하여 비교적 크기 때문에 CFD를 통하여 큰 효과를 볼 수 있는 대표적인 경우라 할 수 있다.

〈그림 8〉 Computational Grid and Computed Surface Pressure Distribution for KTX-2 Store Separation Model



위에서 언급한 활용 예들 이외에도 설계과정에서 설계자의 판단에 근거를 삼을 수 있는 해석결과가 필요한 경우는 결코 적지 않다. 이 중에는 축적된 시험결과들이 어느 정도 존재하여 경험적 방법(Empirical Method)의 적용이 가능한 경우도

있으며, 또한 시험이 거의 불가능하여 적지 않은 가정을 수반하는 이론적 접근(Theoretical Approach) 방식에 의존하는 문제들도 있다. 대부분의 경우, 전산해석 결과들은 설계의 바람직한 방향을 찾는데 별도의 큰 비용을 지불치 않고 적지 않은 도움을 줄 수 있다. 다만, 전산해석 과정에서 포함되는 가정들과 모델링 기법들의 특성들을 확실히 인지함과 동시에 해석결과에 대한 적합한 해석이 반드시 수반되어야 한다. 최근 몇개월 동안 형상 설계업무를 위하여 전산해석이 활용된 문제들을 살펴보면 Pylon Design, Store Incidence, Wing Camber/Twist, Wing Tip Fairing, Leading Edge Flap Extension, Leading/Trailing Edge Flaps Uprigging, Symmetric Trailing Edge Flap, Nacelle Ventination Exhaust, Speed Brake, Afterbody Distortion Effect, Flexibility Effect, Bumps & Fairings 등이 있다.

Ⅲ. 결론

현재까지 KTX-2 항공기의 체계개발 과정에의 CFD 활용 경험을 토대로 몇가지 결론을 내린다면 다음과 같다.

- Roe와 Van Leer의 Upwind Scheme은 충격파와 같은 불연속면의 예측에 매우 효과적이며, LU-SGS 알고리즘 또한 3차원 해석에 매우 효율적인 기법으로 판단된다. 대부분의 난류모델이 적용 문제에 따라 해석결과에 있어서 약간의 차이를 보이고 있으나 그 우열을 가리기는 힘들다. 특히 박리나 와류가 지배적인 유동 영역을 정확히 모사하기 위해서는 보다 적절하고 효율적인 난류모델 또는 해석 기법의 개발이 요구된다.

- 전기체 해석에 가장 적절한 격자 방식은 다중 블럭 격자이며, 몇몇 특정한 문제에 있어서 중첩 격자, 비정렬 격자 또는 복합 격자 등의 활용이 효율적이다. 특히 중첩 격자는 비정상 운동, 조종면 변위 문제 등에 매우 효과적임을 알 수 있다.

- 공력하중 데이터 생성에는 Euler 해석과 부분적인 점성효과 보정 방법이 가장 효율적이다. 보정은 Navier-Stokes 해석 또는 기존의 시험 데이터를 이용하며, 고받음각 또는 천음속 일부 영역에서의 주익 윗면의 압력 분포를 제외하고는 전반적으로 만족스러운 해석결과를 보여주고 있다. 특히 초음속 영역에서의 해석결과는 받음각에 상관없이 모든 형상부위에서 시험결과와 상당한 일치를 보이고 있다.

- 고받음각 유동은 와류와 후류가 수반되는 전형적인 점성 유동으로서 대부분 시험결과에 의존하고 있는 실정이며 CFD는 정성적 비교 분석에 한하여 활용되고 있다. 전방동체와 스트레이크에 의하여 발생하는 와류쌍들의 특성 및 영향을 정확히 파악하기 위해서는 보다 적절한 해석 모델과 기법들의 연구가 요구된다.

- 양향력 예측은 실제 항공기 개발과정에서 가장 중요한 업무 중 하나이나 CFD를 통한 정량적 예측은 아직까지 초보단계라 할 수 있다. 단, 설계변경에 따른 양향력의 변화량에 대한 예측결과는 어느 정도 신뢰할 수 있는 수준이며, 형상 개선 방향을 제시하는 역할로는 훌륭한 길잡이를 할 수 있다. 특히 최소 유도 항력과 선형 받음각 영역에서의 양력은 그 예측 정확도가 매우 뛰어나다.

- 흡입구/덕트, 후방동체/노즐과 같이 내부 유동과 외부 유동이 혼재되어 있는 문제의 경우; 사용되는 격자 형태와 난류모델 등에 따라 해석결과의 차이를 다소 보이고 있으나 전반적으로 시험결과와 잘 일치하고 있다.

- 이탈 또는 사출 문제의 경우 CFD가 지상 및 풍동 시험을 훌륭히 예측할 것으로 기대된다. 운동체의 정확한 초기조건과 물성 데이터가 입력되면, 모사 과정에서의 오차요인이 시험을 통한 예측방법에 비하여 오히려 적을 수 있기 때문에 만족할 만한 수준의 결과를 얻을 수 있으리라 판단된다. 이밖에 비용 등의 측면을 함께 고려한다면 CFD 활용에 따른 기대효과가 가장 큰 분야로 생각된다.

가능한 적은 비용, 짧은 시간안에 최상의 항공기를 만드는 것이 항공기 개발의 최대 목표임을 감안할 때, CFD가 최근 또는 앞으로 새로운 항공기 개발에 비용 및 시간 단축차원에서 필수적인 도구로 사용되리라는 것은 분명하다. 다만 정확하고 적절한 활용과 해석결과의 합리적인 분석이 뒷받침 되어야 하며, 동시에 풍동 시험과의 적절한 상호보완이 수반될 때 성공적인 항공기 개발 프로그램 수행에 일익할 것이다.

※ 본 논문에 언급된 전산해석의 수행결과는 삼성항공 KTX-2 개발부서 공력파트의 노현우, 유충근, 김형욱, 이준화, 배중현, 임지호 연구원들의 수고로 이루어졌음을 알리며 동시에 사의를 표하는 바입니다.

[참고문헌]

- [1] S.G.Rock and S.D.Habchi, "Validation of an Automated Chimera Methodology for Aircraft Escape Systems Analysis", AIAA-98-0767, Jan., 1998.
- [2] L.H.Hall and V.Parthasarathy, "Validation of an Automated Chimera/6-DOF Methodology for Multiple Moving Body Problems", AIAA-98-0753, Jan., 1998