

## 論文

## 항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체-구조 연계 해석 시스템

정성기\*, 두용안호양\*, 이영민\*, 이진희\*, 명노신\*\*, 조태환\*\*

### A Static Fluid-Structure Interaction Analysis System Based on the Navier-Stokes Equations for the Prediction of Aerodynamic Characteristics of Aircraft

Sung Ki Jung\*, Hoang Anh Duong\*, Young Min Lee\*, Jin Hee Lee\*,  
Rho Shin Myong\*\* and Tae Hwan Cho\*\*

#### ABSTRACT

Recently there are growing interests in calculating aerodynamic characteristics of aircraft configurations with structural deformation using the FSI(Fluid-Structure Interaction) system in which CFD(Computational Fluid Dynamics) and CSD(Computational Structure Dynamics) modules are coupled. In this paper the FSI system comprised of CAD, CFD, CSD, VSI(Volume Spline Interpolation) and grid deformation modules was constructed in order to investigate aerodynamic characteristics of the deformed shape. In the process VSI and grid generation modules are developed to combine CSD and CFD routines and to regenerate the aerodynamic grids for the deformed shape, respectively. For the CFD and CSD analysis, commercial programs FLUENT and NASTRAN were used. As a test model, DLR-F4 wing configuration was chosen and its aerodynamic characteristics were calculated by applying the static FSI system. It was shown that lift and drag coefficients of the wing at mach number 0.75 are reduced to 20.26% and 18.5%, respectively, owing to the structural deformation.

#### 초 록

최근 구조변형을 고려한 항공기의 공력특성을 계산하는데 필요한 CFD와 CSD 기법이 연계된 FSI 시스템에 관한 관심이 증대하고 있다. 본 연구에서는 유체유발 구조 변형을 고려한 수렴된 구조형상에 대한 공력특성 예측을 위해 유체-구조 연계 시스템인 FSI(Fluid-Structure Interaction)를 구축하였다. 각 모듈의 연계, 특히 CSD와 CFD의 결합 및 변형된 형상에 대한 공력격자 재생성을 위해 VSI(Volume Spline Interpolation)와 격자 변형 코드를 개발하였으며, 공력과 구조의 해석 모듈로 상용 프로그램인 FLUENT와 NASTRAN을 사용하였다. 구축된 시스템을 DLR-F4 날개에 적용하여 정적 유체-구조 연계를 수행하였으며, 그 결과 마하수 0.75에서 변형된 형상에 대한 양력 및 항력 계수는 약 20.26%, 18.5% 감소하는 것으로 나타났다.

† 2008년 2월 29일 접수 ~ 2008년 5월 22일 심사완료

\* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부  
연락처, E-mail : myong@gnu.ac.kr  
경상남도 진주시 가좌동 900번지

**Key Words :** Fluid-Structure Interaction(유체-구조 통합), Volume Spline Interpolation (3차원보간법), Grid Deformation(격자 변형), CFD(전산유체역학), CSD(전산 구조역학)

## I. 서론

세계 항공 시장의 수요가 증가함에 따라 미국과 유럽의 메이저 항공사를 필두로 고성능 고효율 항공기 개발에 대한 관심이 증대하고 있으며 이를 반영하여 국내 비행체 개발에서도 공력 형상 및 기체-엔진 결합의 최적화[1,2], 경량 구조, 효율적 운항 등의 연구를 수행하고 있다. 이와 같은 항공기 성능 향상을 위한 기술들은 독립된 연구로 이루어져 있지 않고 다학제적인 연구로 이루어져 있으며 급격한 컴퓨터 시스템의 발달로 과거 실험에 의존하던 단계에서 모델링과 시뮬레이션의 단계로 발전하고 있다. 특히 비행체 설계에서는 공력, 구조의 독립된 연구에서 유체-구조 연계 해석 및 최적화를 위한 다학제 계산으로 발전하고 있다. 이러한 발전은 항공기 날개의 유체 유발 구조 변형과 구조 변형시 공력특성 예측을 가능하게 한다. 공력에 의한 구조 변형은 기체표면에 작용하는 압력분포의 변화를 유도하며 외부 교란이 없을 경우 지속적인 유체유발 구조변형이 발생하지 않는 수렴된 형상을 나타내게 된다. 이때 수렴된 형상에 대한 공력특성을 예측하고 항공기 설계에 적용하기 위해 유체와 구조 연계 해석이 요구된다.

유체-구조 연계 해석은 외부 공력하중의 작용으로 인한 구조 변형을 반복적인 계산을 통해 유체 유발 구조 변형이 더 이상 발생하지 않는 수렴된 형상에 대한 구조형상 획득과 그에 해당하는 공력 특성 예측을 의미한다[3]. 연계해석을 위한 방법으로 Loose Coupling과 Strong Coupling 방법이 있다. 공력과 구조 방정식을 재공식화 하여 동시에 계산하는 Strong Coupling은 정밀도는 높으나 구현이 용이하지 않는 반면, Loose Coupling은 각 해석 모듈의 다양성을 보장하며 경계면의 정보 교환을 통해 해석을 수행하는 방법이다[13]. Guruswamy와 Yang[19]은 Loose Coupling에 대한 효율성과 정확성을 증명하기 위해 공력, 구조를 독립적으로 모델링하고 각각의 경계면에서의 정보를 교환하는 방법을 사용하였으며 Manoj K. Bhardwaj는 동일한 방법으로 F/A-18 수평안전판에 대해 NASTD 와 NASTRAN을 사용하여 정적 유체-구조 연계해석

을 수행하였다. 본 연구에서는 공력과 구조 해석 모듈로서 상용 Navier-Stokes 코드인 FLUENT와 MSC/NASTRAN을 이용하였으며, 각 모듈의 강점을 활용하기 위해 Loose Coupling 방식을 채택하였다. Loose Coupling의 적용시 동적 유체-구조 연계해석을 위해 해석 모델의 변형으로 인한 제어체적의 변형이 고려된 유동장 해석, 즉 GCL(Geometric Conservation Law)이 요구된다. 이러한 동적 유체-구조 연계 해석시 GCL을 고려하기 위해 주로 ALE(Arbitrary Lagrangian-Eulerian) 및 Dynamic Grids[18]가 사용되나, 본 논문에서는 GCL에 대한 요구도가 크지 않는 정적 유체-구조 연계 시스템 구축 및 미소 형상 변화에 대한 연구를 중점적으로 수행하였다. 또한 유체와 구조 해석에 요구되는 최적격자 형태의 상이함을 해소하기 위해 유체와 구조 격자 계면의 정보교환 모듈인 VSI(Volume Spline Interpolation)을 보간 모듈로 채택하였다. VSI는 2차원 Surface Interpolation을 3차원 보간법으로 확장시킨 방법[15]으로 유체유발 공력하중을 구조표면으로 사상하며 구조해석을 통한 형상변위를 공력격자로 사상하여 유체와 구조 해석 모듈을 연결한다.

또한 연계해석시 유체와 구조의 평형상태를 획득하기 위해 반복계산이 요구되므로 공력격자의 재생성이 요구된다. 본 연구에서 사용된 공력격자 재생성 방법은 TFI(Transfinite Interpolation)와 Spring Analogy의 장점을 활용한 Hybrid 방법을 사용하였다. 이러한 각각의 해석 모듈과 연계 모듈을 바탕으로 공력-구조 연계 해석 시스템을 구축하고 항공기 성능향상 연구에 적용가능한지를 확인하고자 한다.

## II. 유체-구조 연계 시스템

형상 모델링으로부터 시작하는 유체-구조 연계 시스템은 CAD, CFD, CSD, VSI, 격자 변형 및 유체-구조 데이터 운용 프로그램으로 이루어진다. 각각의 해석 모듈들은 Fig. 1에서 하나의 주 시스템에 포함된 부 시스템으로 반복 계산을 위한 순환 구조로 구성되며 유체 유발 구조 변형이 발생하지 않는 구조 형상을 수렴된 형상으로 규정한다[3]. 반복계산을 통해 획득한 형상에 대한

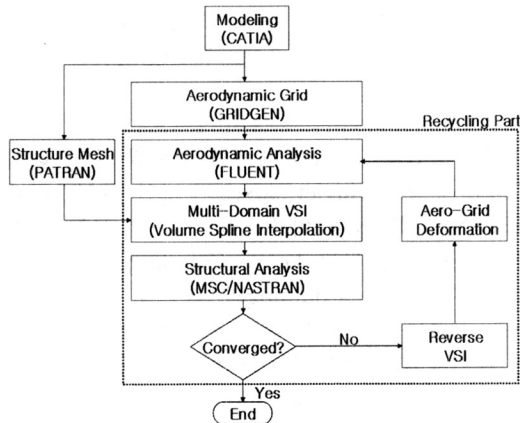


Fig. 1. FSI system

공력해석 수행으로 구조 변형에 의한 공력특성 예측과 최대 변위를 획득할 수 있다.

## 2.1 수치해석

과거 항공기 주위 유동장 및 공력하중에 의한 구조에 관한 연구들은 주로 실험을 통해 이루어져 막대한 시간과 경비가 지출된 반면, 최근 컴퓨터의 발전에 힘입은 전산유체역학과 전산구조역학 기법은 소요 경비와 시간을 줄일 수 있어 널리 활용되고 있다. 본 연구에서는 유동장과 구조해석을 위해 전산유체역학과 전산구조역학 기법을 활용하였다.

### 2.1.1 모델링 및 격자 생성

CAD 프로그램을 통해 획득한 형상은 유체와 구조 해석에 특화된 격자 생성 프로그램에서 격자를 구성하게 된다. 형상에 대한 모델링 및 공력, 구조 격자 생성을 위해 다양한 CAD 프로그램이 있으나 본 연구에서는 항공 분야에서 널리 사용되고 있는 CATIA V5를 사용하였으며 공력과 구조격자는 GRIDGEN V15와 PATRAN을 사용하였다.

### 2.1.2 공력해석

지배 방정식으로 대기권 공기 흐름을 정확히 묘사 할 수 있는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 지배 방정식에 적용된 수치기법으로 Cell Centered를 기반으로 한 유한 체적법(FVM), 내재 시간 전진법(Implicit) 및 플럭스 계산을 위해 풍상차분법이 사용되었다. 보다 정확한 공력 예측을 위해 플럭스 계산시 2차 풍상차분법을 이용하였으며, 점성효과를 고려하기 위해 난류 모델로서 RNG k-epsilon이 사용되었다. 정확도 측면에서 점성 효과의 극대화를 위해 Y Plus를 제

어하여 표면에 인접한 격자를 구성하는 것이 점성을 묘사하기 위한 일반적인 방법이나 공학적 관점에서 거시적 유동현상에 대한 고찰이 요구될 시 점성 효과 고찰을 위해 주로 벽함수가 이용된다[4,5]. 벽함수를 이용할 경우 경계층 내의 유동에 대한 근사화된 함수를 이용함으로써 물리적으로 적절한 정확도를 나타내는 반면 격자의 조밀도를 다소 느슨하게 하여 전체 격자수를 급격히 줄일 수 있는 장점이 있다. 이는 유체-구조 연계 해석시 전체 계산 시간의 가장 많은 부분을 차지하는 공력해석의 소요 시간을 절감 할 수 있는 장점이 된다.

### 2.1.3 구조해석

실제 항공기의 모든 구조요소를 고려한 고체 요소 모델링을 통해 날개의 굽힘 현상을 계산하는 것이 구조물이 갖는 모든 강성을 묘사할 수 있는 방법이지만 계산시간의 증가와 결과 해석에 많은 시간이 소요되는 단점이 있다. 이러한 이유로 구조물의 구조적 기능을 저해하지 않는 범위 내에서 구조물의 유한요소 이상화가 필요하다. 본 연구에서는 항공기 운항 시 공력 하중에 의한 전체 날개에 적용되는 굽힘, 비틀림, 전단 하중이 스킨, 스파, 립 등의 3가지 구조요소들에 의해 지지되도록 하중경로를 구성하였다. 재료는 AI 2024-T3을 사용하였다. 경계 조건으로는 날개 뿌리 단면을 구성하고 있는 요소들의 모든 절점에서 6자유도계를 고정 시키는 변위 구속조건을 적용하였다. 또한 표면 격자 생성을 위해 NASTRAN의 CBAR, CTRIA3, CQUAD4요소를 사용하였다[6].

## 2.2 압력사상과 변위사상

일반적으로 CSD을 위한 구조격자와 CFD를 위한 공력격자는 각각의 해석방법에 알맞은 격자를 구성하게 됨으로 일치하지 않는다. 이러한 이유로 공력해석으로 얻어진 압력 값을 구조 격자로 사상하는 추가적인 절차가 요구된다. 이를 위해 본 연구에서는 Surface Interpolation[14]을 3차원으로 확장한 VSI[15]를 사용하였다. 3차원 보간법은 균일하지 않은 공간상의 정보를 내삽하기 손쉬운 방법으로 쉽게 코드화 되며 강건하고 자동으로 계산되는 장점이 있다. 또한 공력-구조 보간은 행렬식으로 계산되며 행렬식 계산에는 격자점의 수( $n \times n$ )에 해당하는 대용량 메모리가 요구되므로 계산식에 입력할 수 있는 격자수가 제한된다. 이러한 메모리 한계를 극복하기위해 본 연구에서 Multi-Domain VSI가 제안되었으며, 이를 통해 복잡한 형상에 대한 VSI의 계산이 가능

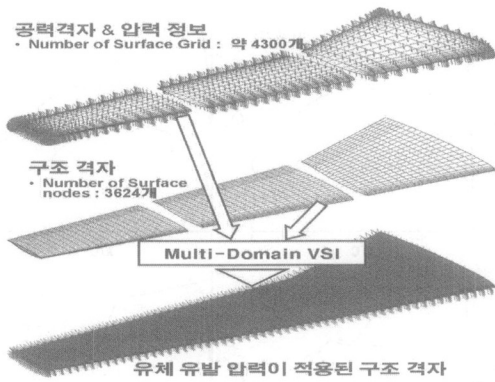


Fig. 2. Concept of the multi-domain VSI

하게 되었다. Multi-Domain VSI은 아래 Fig. 2의 공력격자와 구조격자 표면을 여러 조각으로 나누어 보간하는 방법을 의미한다.

변형된 형상에 대한 반복적인 CFD 재해석이 요구되므로 유한요소 해석을 통하여 얻어진 변위를 이용하여 구조변형이 반영된 공력격자 재생성이 필요하다. 이를 위해 공력격자와 구조격자점의 정보를 이용하여 구조격자점의 변위를 공력격자점의 변위로 사상한다. 위의 과정을 통해 얻어진 각 절점의 변위 정보를 사용하여 구조변형이 고려된 공력 격자 재생성이 이루어진다.

### 2.3 격자 변형

유체 유발 구조변형 해석 시 공력에 의한 구조 변형이 발생하지 않는 수렴된 형상을 얻기 위해 반복적인 공력해석이 요구된다. 이러한 반복 계산시 격자 재생성 과정은 필수 불가결 하며 매 회 수작업에 의존한 방법은 상당한 시간을 필요로 한다. 격자를 재구성하기 위해 소요되는 시간을 줄이기 위한 대표적인 방법으로 동적 격자가 있다. 동적격자는 수작업 대비 소요 시간의 절감 측면에서 매우 효율적이며[17] 동적 격자를 구성하기 위한 대표적인 방법으로 TFI(Transfinite Interpolation)와 Spring Analogy가 있다[7,8]. TFI는 대수방정식을 이용한 계산 기법으로 계산에 필요한 시간은 적으나 Block의 이동을 제어할 수 없으며 Block 내부 격자점의 변위 계산만 가능하다. 그에 반해 Spring Analogy는 Block의 이동 및 Block 내부 격자점의 변위 전체를 계산할 수 있으나 Spring Analogy의 특성상 반복계산이 요구되므로 상당한 시간이 소요된다[9].

본 연구에서 사용된 격자 재생성 방법은 각 기법의 장점을 결합한 Hybrid[10,16] 방법으로

Block의 이동은 Spring Analogy에 의해 계산되고 Block 내부 격자점의 변위는 TFI에 의해 계산되도록 설계되었다.

#### 2.3.1 Spring Analogy

Spring Analogy는 Block의 Vertex의 이동을 결정하기 위해 적용된다[11]. 크게 Vertex 모델과 Segment 모델인 두 개의 형식으로 분류되며 본 연구에서는 격자 변형을 위해 Segment 모델을 적용하였다. Block의 꼭짓점은 Stiffness를 가지는 가상의 Spring 네트워크로 연결되며 수식 1과 같다.

$$k_{ij} = \frac{\lambda}{[(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2]^\beta} \quad (1)$$

Spring Stiffness는 하나의 Block에 대해 전체 12개의 Edge와 4개의 Cross-Diagonal Edge로 계산된다. 이러한 Cross-Diagonal Edge는 격자의 전단 운동을 제어하기 위해 적용되며 이때 계수  $\lambda$ 와  $\beta$ 는 격자의 Stiffness를 제어하기 위해 사용된다. 일반적으로  $\lambda$ 와  $\beta$ 는 1과 0.5가 사용되며 이는 Stiffness가 Edge의 길이에 역비례 함을 의미한다. 또한 각 Block의 꼭짓점의 이동은 정적 평형상태를 계산함에 의해 결정되어 진다.

#### 2.3.2 Transfinite Interpolation(TFI)

모든 Block에 대한 Vertex의 이동을 계산한 후 각각의 Block 내의 체적 격자는 Arc-length를 기반으로 한 TFI 방법을 사용함에 의해 결정된다. 이 방법은 초기 격자의 특성을 보존하는 것으로 TFI 방법을 충족시키기 위한 절차는 격자점을 파라미터화, 3차원 Arc-Length를 기반으로 한 TFI 방법을 이용하여 격자점 변형 계산, 새로운 격자를 획득하기 위해 초기 격자로 부터 획득된 변위를 추가 과정으로 이루어진다.

$$s_{1,i,j} = 0 \quad (2)$$

$$s_{i,j,k} = s_{i-1,j,k} + \sqrt{(x_{i,j,k} - x_{i-1,j,k})^2 + (y_{i,j,k} - y_{i-1,j,k})^2 + (z_{i,j,k} - z_{i-1,j,k})^2}$$

$$F_{i,j,k} = \frac{s_{i,j,k}}{s_{imax,j,k}}$$

파라미터화 과정에서,  $i$ -방향의 격자선을 따라 각각의 Block에 대한 표준화 된 Arc-Length 기반의 파라미터는 다음 수식(2)와 같이 정의된다.

유사한 방법으로  $j, k$ -방향에 대한 파라미터  $G_{i,j,k}$ 와  $H_{i,j,k}$ 를 정의할 수 있다. 다음 단계로 3차원 TFI 형식에 기반을 둔 Edges, Surfaces 와

Block의 변위를 계산한다. 형상 변형에 의한 변위로 부터 내삽에 의해 유도된 변위 값은 TFI 방법을 이용함에 의해 유도되며, 초기 격자에 변위 값을 추가함에 의해 구해진 새로운 격자는 초기 격자의 질을 유지한다.  $i$ -방향으로 1차원 TFI는 다음 수식 (3)과 같이 정의된다.

$$\Delta E_{i,1,1} = (1 - F_{i,1,1}) \Delta P_{1,1,1} + F_{i,1,1} \Delta P_{imax,1,1} \quad (3)$$

여기서  $\Delta P$ 는 Block Edge 꼭지점의 변위이다. 각 Block에 해당하는 단면의 변위는 2차원 TFI 형식에 의해 계산된다. 모든 단면과 Edge의 변형을 계산한 후, 표준 3차원 TFI는 모든 Volume 격자점의 변위를 결정하기위해 사용된다.

### 2.3.3 Smooth Operator: EDE

Smooth 기법은 격자의 겹침 및 비틀림 현상을 방지하기 위해 사용된다. 본 과제에서는 격자의 비틀림 현상을 방지하기 위해 EDE(Elliptic Differential Equation)이 사용되었다. Elliptic 기법은 TFI기법을 적용한 후 발생 가능한 비틀림 현상을 제거하기 위해 Block 내부에 대해 적용된다. 본 연구에서 Elliptic Smooth 기법 적용 시 소요되는 계산시간은 일반적으로 Elliptic Solver를 사용하지 않는 경우 대비 약 10% 증가하지만 격자의 직교성은 매우 향상되었다.

## 2.4 검증

유체-구조 연계 해석 시스템은 공력과 구조, 상호정보를 송수신 가능한 보간법과 변형된 형상에 대한 공력 격자 재구성이 요구된다. 특히 연계 해석 시스템 구축 시 전체 시스템의 효율성 및 정확도는 각 모듈의 효율성과 정확도에 직결되므로 각 모듈의 정확도 검증을 통해 전체 시스템의 정확도를 가늠할 수 있다.

### 2.4.1 공력 해석 검증

공력 해석 검증은 날개에 대해 천음속 영역에 대해 수행되었으며 수치해석 결과의 정확도를 비교하기 위해 풍동실험의 결과 값이 사용되었다 [12]. 일정한 마하수에서 풍동 실험과 수치해석 결과를 비교한 압력 분포를 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3에서  $\eta_2$ 는 전체 날개 길이 대비 특정 스팬 방향의 위치를 비율로 표현한 것으로( $y/L$ )  $\eta_2 = 0.238$ 에서 실험과 수치해석 결과의 차이는 실험 수행시 날개 하나의 독립적인 실험 수행인 아닌 기체에 날개가 붙어 있는 Wing-Body 타입의 실험 모델로 실험을 수행함으로써 날개와 기체의 상호 간섭효과로 인해 수치해석에서 수행한 결과

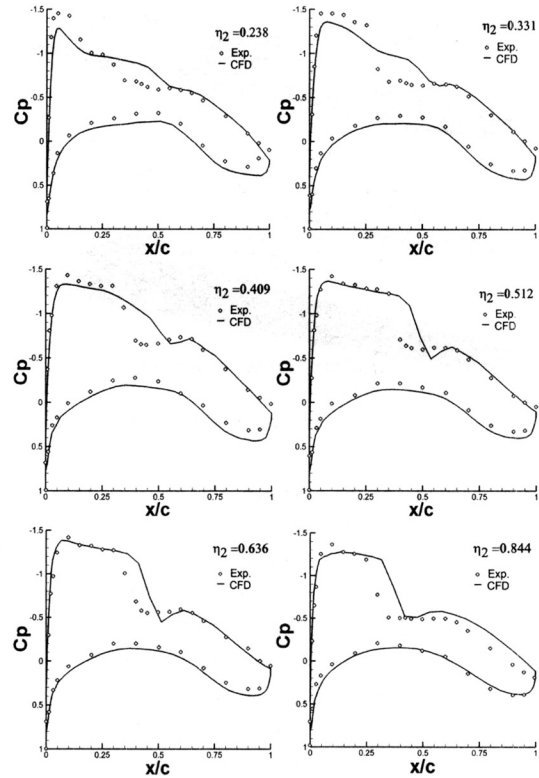


Fig. 3. Comparisons of experimental and CFD results ( $M=0.75$ ,  $AoA=0^\circ$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

와 다소 차이를 나타낸다. 그러나 간섭효과의 영향이 크게 미치지 않는 날개의 중간 이후 영역에서 실험과 수치해석결과 정성적, 정량적으로 유사한 결과를 나타내었으며 본 검증을 통해 공력-구조 연계시스템에 적용하기 위한 적합한 공력해석 모듈로 판단된다.

### 2.4.2 압력사상 모듈 검증

공력해석을 통해 유도된 압력은 공력 격자와 구조격자의 상이성으로 인해 직접적인 구조격자에 대한 압력의 적용은 제한적이다. 유체-구조 격자의 차이를 보간하기 위해 다양한 방법이 존재하나 본 연구에서는 보다 용이하게 접근이 가능한 VSI가 사용되었다. VSI 사용 시 다수의 공력결과를 구조격자에 적용하기위해  $[N \times N]$  격자점의 수에 해당하는 컴퓨터의 메모리가 필요하므로 계산에 입력할 수 있는 격자수가 제한된다. 본 연구에서는 이러한 문제를 해결하기 위해 영역을 분할하여 격자점의 수를 조절하였다. Multi-domain VSI는 Single-domain VSI의 단점인 공력 및 구조격자 수의 제한을 극복하는 방법으로 컴퓨터의 메모리 제한을 하드웨어가 아닌

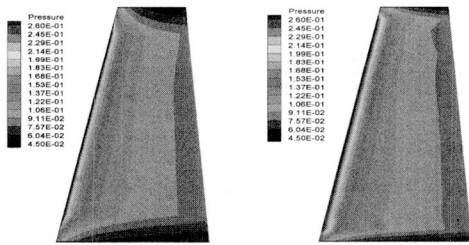


Fig. 4. CFD-CSD data exchange

소프트웨어 관점으로 해결할 수 있는 장점이 있다. VSI를 통한 공력-구조 상호 데이터 보간은 Fig. 4에 나타내었다.

Fig. 4를 통해 CFD와 CSD의 공력하중의 합의 차이는 연구 결과 1% 이내로서 본 연구에서 제안한 다중영역 보간법의 효율성 및 정량적, 정성적 관점에서 그 적용 가능성이 충분한 것으로 판단된다.

2.4.3 격자 변형 검증

자동 격자 변형은 VSI와 더불어 유체-구조 연계시스템의 핵심이 되는 모듈이다. 본 연구에서는 TFI와 Spring Analogy를 결합한 Hybrid 기법 및 격자질을 향상시키기 위해 Elliptic 기법을 사용하였다. 이러한 방법의 장점은 정렬격자의 경우 격자 변형시 비틀림 문제의 해소와 신속한 격자 변형에 있다. Spring analogy 만을 사용할 경우 반복계산에 의한 계산시간의 증대는 전체 유체-구조 연계 시스템의 효율을 저하시키는 요인이 되므로 TFI와 결합을 통해 계산시간의 절감 및 전체 시스템의 효율성을 극대화 한다. 격자 재생성의 검증을 위해 Missile의 Body-Along 형상을 선정하였다. 대상 모델에 대한 자세 변위로서 피치각 10도를 부여하였으며, 형상의 자세 변형을 통해 전체 격자의 움직임을 계산하였다. 계산 결과 격자는 Fig. 5와 같이 양질의 일정 수준을 유지하며 대상 모델은 피치각 10도에 의해 기울진 형태를 나타낸다.

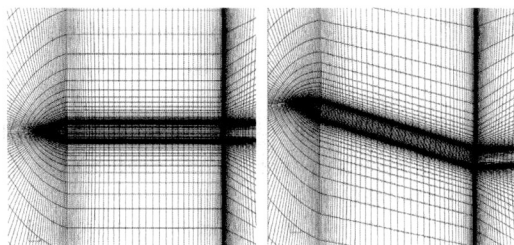


Fig. 5. Initial and modified grids (blocks=3, number of grids=150,626)

III. 적용 및 계산 결과

유체 유발 구조 변형을 고려한 공력 해석을 수행하기 위해 대상 모델로 DLR-F4날개를 선정하였다[12]. 대상 모델은 Fig. 6과 같이 민항기 (Boeing 737) 혹은 수송기에 주로 사용되는 날개 형상 및 길이와 유사한 형상으로 천음속 영역을 비행하기 위한 목적으로 설계되었다. 연계 해석 시스템을 이용한 변형된 형상에 대한 공력특성 예측을 위해 Fig. 7에서 DLR-F4 공력 및 구조격자를 구성하였다.

보다 정확한 예측을 위해 정확한 구조 물성치를 적용한 계산 및 실험결과가 요구되나 구조 물성치 관련 자료 확보 및 실험 결과 획득의 어려움으로 다소 미흡한 측면이 있다. 그러나 본 연구의 특징인 시스템 개발과 각 모듈의 신뢰도 측면에서 충분한 정확도를 내포하고 있으므로 정확한 구조 물성치를 부여할 경우 연계 시스템 측면에서 적합한 것으로 판단된다. 공력격자의 경우 Block 수 32개와 격자수 약 64만개이며 구조 격자의 경우 CBAR, CTRIA3, CQUAD4 요소를 사용하였다. 공력해석을 위한 조건으로 받음각 0도, 마하수 0.75를 적용하였다.

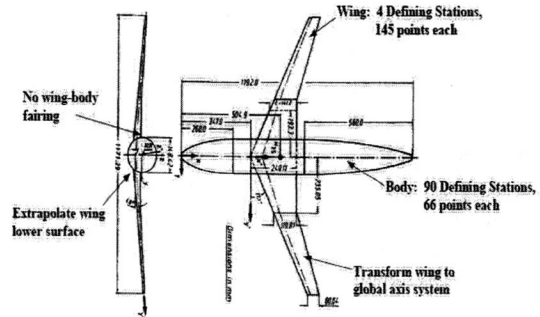


Fig. 6. DLR-F4 wing-body configuration

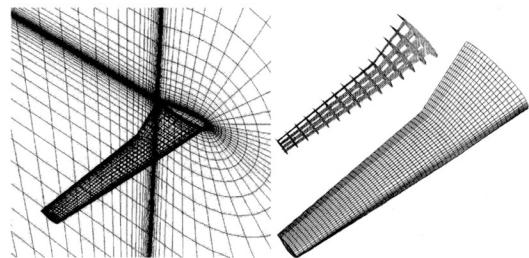


Fig. 7. Aerodynamic grids (blocks=32, number of grids=640,000) and structure mesh

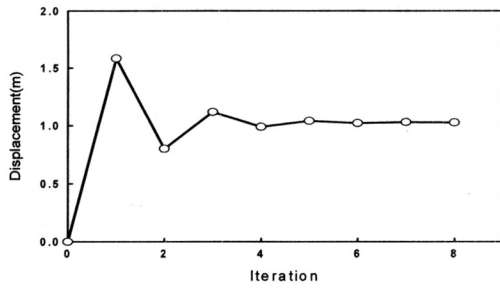


Fig. 8. Change of maximum displacement ( $M=0.75$ ,  $AoA=0^\circ$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

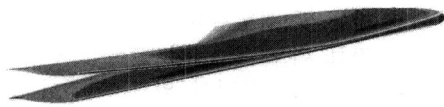


Fig. 9. Initial and converged wing shape ( $M=0.75$ ,  $AoA=0^\circ$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

Fig. 8은 반복 계산에 따른 최대변위 변화를 나타낸다. 주어진 공력 조건에서 구조변형의 최대변위 변화를 통해 DLR-F4 날개의 수렴정도를 측정 한 결과 8번의 반복계산 후 정적평형상태에 도달하였다. 정적 평형상태의 기준으로 Wing Tip의 변위가 1mm이하를 기준으로 설정하였으며, 최종 수렴된 형상에 대한 최대 변위는 약 100cm를 나타내었다. 실험 결과의 정확도 및 신뢰도 판단에 앞서 구조 형상에 대한 정확한 정보 획득의 어려움으로 본 연구에서는 연계해석 시스템의 적용 가능성 측면에 중점을 두었으며 그 결과 충분한 적용 가능성을 판단하였다.

Fig. 9는 초기 형상과 유체 유발 구조 변형에 의해 수렴된 형상에 대한 정압 등고선을 나타낸다. 굽힘 모멘트에 의해 날개의 끝단에서 최대 변위가 발생하였으며, 날개의 단면 즉, 2차원 에어포일을 기준으로 압력 분포 불균형에 의한 비틀림 모멘트의 작용, 단면의 형상 변화와 양력을 발생하는 단면적의 감소가 관찰되었다. Fig. 10은 강체와 구조변형 후 수렴형상에서 앞전과 뒷전의 Z축에 대한 위치 변화를 나타내며 Fig. 11은 앞전과 뒷전의 강체에 대한 수렴형상의 처짐 변위를 나타낸다.

처짐 변위는 강체에 대한 날개의 앞전과 뒷전의 Z축 위치를 기준으로 변형된 날개의 앞전과 뒷전의 강체 날개와 차이를 통해 나타낸다. Fig. 10에서 강체 날개는 앞전보다 뒷전의 위치가 상대적으로 높으며 Fig. 11을 통해 앞전보다 뒷전에서 상대적으로 큰 변위가 발생한 것을 확인 할

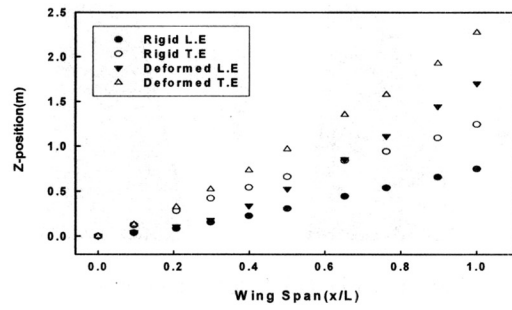


Fig. 10. Displacements of rigid and converged wing at leading and trailing edge ( $M=0.75$ ,  $AoA=0^\circ$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

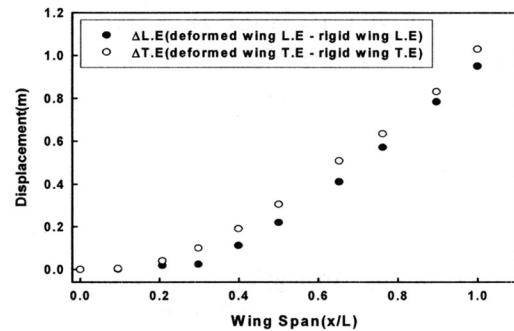


Fig. 11. Difference between rigid and converged wing at leading and trailing edge ( $M=0.75$ ,  $AoA=0^\circ$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

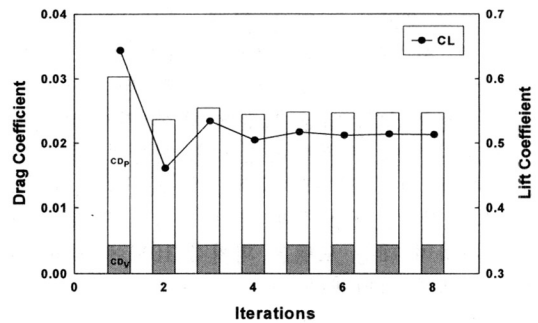


Fig. 12. Change of lift and drag coefficients ( $M=0.75$ ,  $AoA=0^\circ$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

수 있다. 강체로 가정한 날개 대비 변형된 날개의 경우 상대적 받음각의 감소로 인해 양력이 감소한 것으로 판단된다.

Fig. 12는 각 반복계산에 따른 양력과 항력계수의 변화를 나타낸다. Fig. 12에서  $C_{D_p}$ 는 압력에 의한 항력 성분을 나타내며,  $C_{D_v}$ 는 점성에

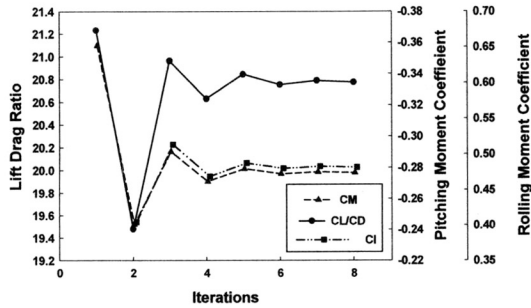


Fig. 13. Change of lift-drag ratio, pitching and rolling moment coefficients ( $M=0.75$ ,  $AoA=0\alpha$ ,  $Re=3 \times 10^6$ )

의한 항력 성분을 나타낸다. 전체 항력은  $C_{D_p}$ 와  $C_{D_v}$ 의 합으로 나타나며, Fig. 12를 통해 상대 받음각에 관련된 날개의 비틀림 모멘트와 굽힘 모멘트에 의한 구조적 변형이 압력 성분에 의한 항력에 지배적인 영향을 미치나 점성 저항에는 별다른 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있다.

Fig. 13은 반복계산에 따른 피칭 모멘트, 롤링 모멘트 및 양항비 변화를 나타낸다. 피칭 및 롤링 모멘트에 의한 날개 형상 변형이 큰 영역에서 양항비의 변화가 두드러지는 경향을 나타내었다. 또한 Figs. 12-13에서 특히 항력 변화는 해석모델의 구조적 변형에 의한 비틀림 모멘트의 영향이 지배적인 것을 알 수 있다. 이는 날개 단면의 변형으로 인한 상대적 받음각 감소로 인해 변형이 증가 할수록 항력이 감소하며 변형이 감소할수록 증가하는 경향을 나타낸다.

반복계산이 완료된 수렴형상과 초기형상의 공력계수는 초기형상의 경우 양력 및 항력 계수 0.6435, 0.0303, 수렴형상의 경우 양력 및 항력 계수 0.5131, 0.0247로 초기 형상대비 구조 변형을 고려한 수렴된 형상의 양력 계수 약 20.26%, 항력 계수 약 18.5% 감소하였다. 이러한 원인으로 스파에 의해 지지되는 구조적 변형이 굽힘 모멘트에 의한 양력을 발생할 수 있는 날개의 단면적을 감소시키며 또한 Leading Edge와 Tailing Edge의 비틀림 현상으로 인한 음의 받음각 유도가 양력 및 항력 계수 감소의 직접적인 영향으로 판단된다. 또한 스킨 및 립에 의해 공력하중을 분산시킴으로 좌굴을 방지하는 역할을 수행한다.

#### IV. 결 론

본 연구를 통해 정적 유체-구조 연계해석 시스

템을 구축하였으며, 각 모듈에 대한 검증은 위해 DLR-F4 날개에 대한 수치해석을 수행하였다. 검증은 통해 확보된 각 모듈의 신뢰도를 바탕으로 전체 시스템을 구성하였으며, 유체-구조 연계 시스템의 핵심이 되는 3차원 보간법과 자동 격자 재생성 코드를 개발하였다. 컴퓨터 메모리의 제한을 극복하기 위해 영역을 여러 개로 분리하는 다중 영역 3차원 보간법을 본 연구에서 제안하였으며, 자동 격자 재생성 코드를 통해 수작업에 의존한 격자 재구성 소요 시간 대비 효율성을 크게 향상시켰다. 구조 변형에 의한 공력특성 예측을 위해 DLR-F4 날개에 대한 정적 유체-구조 연계 해석을 수행한 결과 날개를 강체로 가정할 경우 대비 양력 및 항력 계수는 약 20.26%, 18.5% 감소하였다. 굽힘 모멘트에 의한 날개 끝단의 휨 현상과 비틀림 모멘트에 의한 날개 단면의 기울어짐이 양력 감소의 원인으로 판단된다. 본 연구를 통해 개발된 정적 유체-구조 연계 시스템의 적용 가능성을 점검하였으며, 향후 시스템의 강건성, 효율성 및 정확도 향상을 위해 다중영역 보간과 자동격자재생성 코드의 개선이 필요할 것으로 판단된다. 또한 본 시스템을 이용한 항공기 공력 성능 최적화를 위해 최적화 기법 연계 및 관련 연구가 요구된다.

#### 후 기

본 연구는 학술진흥재단 중점연구소 사업(과제 번호: KRF-2005-005-J09901)의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) Shyy, W., Papila, N., Vaidyanathan, R., and Tucker, K., 2001, "Global design optimization for aerodynamics and rocket propulsion components", Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, pp. 59~118.
- 2) Prananta B. B., and Meijer J. J., 2002, "Transonic static aeroelastic simulations of fighter aircraft", 23rd Congress of the International Council on Aeronautical Sciences, Toronto, Canada.
- 3) 김동현, 정상준, 이인, 2001, "정적 공탄성 효과를 고려한 Wing-Box 구조 날개의 천음속/초음속 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, 제29권 제3호, pp. 17~27.



- 4) Utyuzhnikov, S. V., 2005. "Generalized wall functions and their application for simulation of turbulent flows", *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 47, pp. 1323~1328.
- 5) FLUENT Inc., 2003, *FLUENT 6.1 User's Guide*.
- 6) 권진희, 강경국, 박찬우, 김승호, 2002, "다중스파날개의 유한요소 이상화 방법에 관한 인자 연구", *한국항공우주학회지*, 제30권 제6호, pp. 107~115.
- 7) Zeng D., and Ethier C. R., 2005, "A semi-torsional spring analogy model for updating unstructured meshes in 3D moving domains", *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 41, pp. 1118-1139.
- 8) Dubuc L., Cantariti F., Woodgate M., Gribben B., Badcock K. J., and Richards B. E., 2000, "A grid deformation technique for unsteady flows computation", *International Journal for Numerical Method in Fluids*, Vol. 32, pp. 285-311.
- 9) Spekreijse S. P., Prananta B. B., and Kok J. C., 2002, "A simple, robust and fast algorithm to compute deformations of multi-block structured grids", *National Aerospace Laboratory NLR, NLR-TP-2002-105*.
- 10) Tsai H. M., Wong A. S. F., Cai J., Zhu Y., and Liu F., 2001, "Unsteady flow calculation with a parallel moving mesh algorithm", *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 6, pp. 1021-1029.
- 11) Blom F.J., 2000, "Considerations on the spring analogy", *International Journal for Numerical Methods in Fluid*, Vol. 32, pp. 647-668.
- 12) Advisory Group for Aerospace Research & Development, 1944, *AGARD-AR-303*, Vol. 2.
- 13) 최동수, 외7명, 2007, "전산유체/전산구조 연계 방법을 사용한 항공기 날개의 정적 공탄성 해석", *한국항공우주학회지*, 제35권 제4호, pp. 287~294.
- 14) Harder, R. L., Desmarais, R. N., 1972, "Interpolation using surface spline", *Journal of Aircraft*, Vol. 9, No. 2, pp. 189-191.
- 15) Hounjet, M. H. L., Meijer, J. J., 1995, "Evaluation of elastomechanical and aerodynamic data transfer methods for non-planar configurations in computational aeroelastic analysis", *National Aerospace Laboratory NLR, NLR-TP-95690 U*.
- 16) A. D. Hoang, 이영민, 정성기, A. T. Nguyen, 명노신, 2007, "복잡한 형상에 관한 삼차원 변형 Multi-Block 정렬격자 프로그램 개발", *한국전산유체공학회*, 제12권 제4호, pp. 1-10.
- 17) 김병곤, 전상욱, 정용희, 김정화, 이동호, 2007, "정적 공탄성 해석과 최적화 문제에서의 동적 격자의 효용성", *한국항공우주학회지*, 제35권 제2호, pp. 87-93.
- 18) Blazek J., 2005, "Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications", Elsevier, pp. 441-444.
- 19) Guruswamy G. P. and Yang T. Y., 1980, "Aeroelastic Time-Response Analysis of Thin Airfoils by Transonic Code LTRAN2", *Computer and Fluids*, Vol. 9, No. 4, pp. 409-425.