

중첩격자기법 기반의 불연속 매개변수기법을 사용한 공력최적 설계

AERODYNAMIC SHAPE OPTIMIZATION USING DISCRETE ADJOINT FORMULATION BASED ON OVERSET MESH TECHNIQUE

이병준¹, 임진우¹, 이준석¹, 김종암¹

1) 서울대학교 기계항공공학부, 서울 151-742

교신 저자: 김종암, chongam@snu.ac.kr

요약

Overset mesh를 사용하여 Wing/body와 같은 복잡한 형상을 최적화 하는 새로운 디자인 기법을 개발하였다. Overset mesh 유동해석과 민감도 해석을 위한 다양한 pre-, post processor 기법들을 개발 또는 적용하여 GBOM(Gradient Based Optimization Method)을 기반으로 한 최적화 문제를 수행하였다. Overset mesh의 유동해석 및 민감도 해석의 수렴성을 증가시키기 위한 pre-processor로 overlap Optimization 방법을 사용하였고, 새로운 post processor로 cell 면적비를 고려한 Spline Boundary Intersection Grid(S-BIG) 기법을 개발하여 병렬 계산 환경하의 민감도 해석의 편리함과 더욱 정교한 공력계수를 계산이 가능하도록 하였다. 민감도 해석을 위해서, overset 경계조건의 매개변수 식들이 유도하여 기존의 민감도 해석 코드에 추가하였다. 중첩된 표면격자의 부드러운 변형과 격자 미분값들의 계산은 Hicks-Henne 함수를 이용한 planform 좌표들 표면 격자에 mapping을 통해 수행하였다. 천음속 wing과 wing/body에 overset 격자기법을 적용한 항력을 최소화 하는 설계를 수행하여 제시한 설계 기법들이 공력형상 설계에 효과적으로 적용됨을 확인하였다.

서론

공력형상설계에서 GBOM은 최적형상을 매우 효과적으로 찾는 방법일뿐 아니라 MDO로의 확장이 쉬워 가장 널리 쓰이고 있는 최적화 방법이다. GBOM은 일반적으로 유동해석 코드, 민감도 해석 코드, 격자 생성기(또는 변환기) 그리고 최적화 알고리즘 이렇게 4개의 구성요소로 한 개의 디자인 틀이 이루어져 있다. 이중 최적화할 목적함수를 구성하는 양력, 항력, pitch moment의 계산이 이루어지는 유동해석 코드의 정확도와 효율성이 가장 중요하다고 할 수 있다. 특히 최근에는 컴퓨팅 기술의 급속한 발전으로 인하여 large scale의 복잡한 형상에 대한 유동해석과 최적화에 대한 연구가 활발히 이루어지게 되었고, 이를 위하여 다양한 격자계가 연구 개발되어 사용되어지고 있다[1].

Multiple body 항공기의 유동해석 및 최적 설계에 사용되는 격자계는 대표적으로 multi block, unstructured mesh 그리고 overset mesh가 있다. multi-block의 경우 single-block에서 쉽게 확장하여 양질의 격자를 얻을 수 있어 wing/body의 해석에 많이 사용되고 있지만 block간 상대적인 움직임이나 심한 격자의 변형 또는 topology가 변하게 되는 경우 자동으로 격자의 변형을 표현하기 어렵다[3]. Unstructured 격자의 경우 격자의 변형을 쉽게 표현할 수 있어 Nielson(1998), Kim(2000), Jameson(2001) 등은 unstructured 격자계를 기반으로 하는 매개변수 코드 개발하였다[3]. 하지만 정렬 격자계와 비교해 볼 때 같은 resolution의 유동해석을 얻기 위해 더 많은 격자의 개수가 필요하게 되고 이는 메모리 사용량의 증가와 더불어 계산의 효율성을 저하시키게 된다.

이러한 관점에서 볼 때 overset 격자계는 유동해석과 최적설계에 적용할 경우, 격자의 topology가 간단하여 양질의 격자를 구성할 수 있고 격자의 변형이 간단하고, 격자의 움직임이나 요소들의 위치변경을 쉽게 표현할 수 있다. 그리고 적은 격자의 수로도 양질의 유동해석이 가능하고 마지막으로 격자 생성이 자동으로 이루어 질수 있다는 장점을 가지고 있어 CAD 모델의 입력만으로 공력최적설계가 가능하게 한다.

본 연구에서는 overset 격자계를 기반으로 한 매개변수법을 사용하여 공력 최적설계를 수행하였으며, 이를 위하여 다양한 pre-, post processor를 개발 및 적용하였다.

수치기법

Overset adjoint code의 overlap optimization

본 연구는 복잡한 형상에 overset 격자를 적용한 민감도 해석 및 형상최적설계이다. Overset 격자계에 대한 유동해석 기법은 최근 PEGASUS, DCF3D BEGGAR등의 코드에서와 같이 preprocessor들에 큰 관심을 가지고 있다. 이중에 PEGASUS는 항공기, 우주왕복선, 터빈 날개등과 같이 수많은 구조물들로 구성된 비행체들을 overset 격자계로 해석하기 위해 NASA에서 개발한 대표적인 preprocessor이다. 위와 같은 비행체들은 수많은 중첩된 block들과 block들의 연결이 매우 복잡하여 자동으로 hole을 찾고, block들 간의 연결구조를 파악해주는 overlap optimization 알고리즘이 필요하게 되었고 위의 preprocessor들에 적용되어 수렴특성을 향상시켰다. Overlap optimization은 격자간의 volume비와 fringe, donor 격자간의 중형비를 고려하여 보간을 실시하여 한 개의 물리 공간에 중첩된 격자사이의 물리량 차이를 최소화 시켜 해의 진동을 감소시켜준다. 또한 이러한 진동 특성의 감소는 민감도 해석에도 영향을 주게 된다.

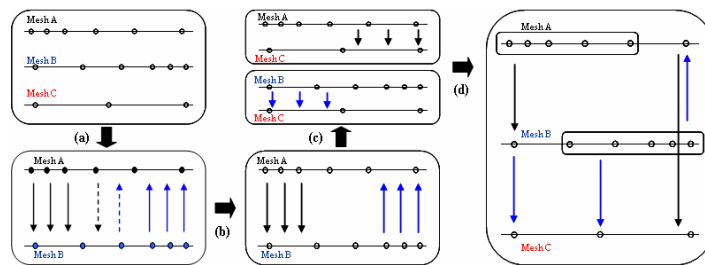


그림 1 . Overlap optimization의 개요

Spline-Boundary Intersection Grid(S-BIG) scheme

Overset 유동해석 코드의 post processor로는 Zipper grid scheme이 가장 널리 쓰이고 있다. zipper grid는 block간 중첩된 영역을 잘라내어 그 사이를 unstructured 격자를 사용하여 격자를 재생성하여 보간을 통해 공력계수를 산출해내는 기법이다. 하지만 비정렬격자를 사용한 격자 재생성 및 보간을 수행함에 있어 하나의 표면 격자의 물성치 정의에 필요한 donor cell의 개수가 각 cell마다 달라 플럭스 항의 차분 및 민감도 해석으로의 확장을 어렵게 만드는 요인이 된다. 따라서 본 연구에서는 새로 고안한 Spline Boundary Intersection Grid(S-BIG) 기법을 적용하여 post processor로 사용하였고, 민감도 해석 시 미분값을 쉽게 계산할 수 있었다. S-BIG 기법은 donor 격자로부터의 보간없이 공력계수를 얻을 수 있고 임의의 격자를 생성하지 않으므로 플럭스 항의 미분값 계산이 zipper grid 기법보다 용이하다.

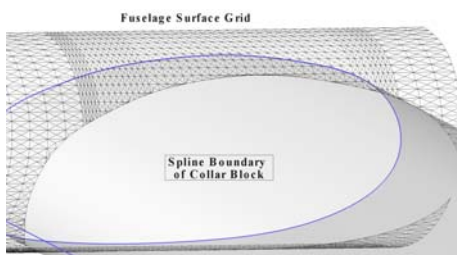


그림 2. Fuselage 표면과 collar block 경계

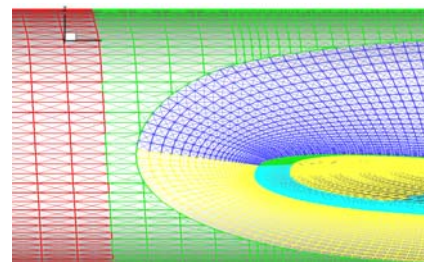


그림 3. SBIG 기법 적용 후 표면격자

중첩격자 경계면에서의 민감도 해석

중첩격자 경계면에서의 민감도 해석 식은 다음과 같다.

$$\left[\frac{\partial R^M}{\partial Q^M} \right]^T \Lambda^M + \left[\frac{\partial R_F^S}{\partial Q^M} \right]^T \Lambda_F^S + \left\{ \frac{\partial F^M}{\partial Q^M} \right\}^T = \{0\}^T \quad (1)$$

$$\left[\frac{\partial R^S}{\partial Q^S} \right]^T \Lambda^M + \left[\frac{\partial R_F^M}{\partial Q^S} \right]^T \Lambda_F^M + \left\{ \frac{\partial F^S}{\partial Q^S} \right\}^T = \{0\}^T \quad (2)$$

$$\left[\frac{\partial R^M}{\partial Q_F^M} \right]^T \Lambda^M + \left[\frac{\partial R_F^M}{\partial Q_F^M} \right]^T \Lambda_F^M + \left\{ \frac{\partial F^M}{\partial Q_F^M} \right\}^T = \{0\}^T \quad (3)$$

$$\left[\frac{\partial R^S}{\partial Q_F^S} \right]^T \Lambda^S + \left[\frac{\partial R_F^S}{\partial Q_F^S} \right]^T \Lambda_F^S + \left\{ \frac{\partial F^S}{\partial Q_F^S} \right\}^T = \{0\}^T \quad (4)$$

여기서 하첨자 F는 fringe 격자를 의미하고 상첨자 M과 S는 각각 main과 sub 격자계를 의미한다. 식 (1)~(4)를 통해 각각의 중첩격자의 경계값들을 계산하여 내부 격자들의 미분값 계산에 사용되어 진다.

유동해석

최적 설계를 위하여 DLR-F4 wing/body를 test 모델로 설정하여 유동 해석 및 설계를 실시하였다. 1st Drag Prediction Workshop(DPWI)에서 제공된 동체와 윙을 포함한 DLR-F4를 사용하였으며 격자계의 구성은 그림 4에서와 같이 총 7개의 block, 112만개의 격자를 사용하였다. 양질의 격자계를 구성하기 위해서 동체와 윙이 만나는 부분에 collar 격자를 위치시켰으며 wing tip 부분에도 tip-cap 격자를 제작하였다.

유동해석 사용된 수치기법으로 3차원 압축성 Euler 방정식에 finite volue method를 사용하였다. 공간 차분법으로 RoeM을 사용하였고 MUSCL을 적용하여 3차의 공간정확도를 확보하였다. 시간 적분법으로는 Yoon의 LU-SGS를 사용하였다. 유동조건으로는 DPWI에서 사용한 자유류 속도 M=0.75, 받음각 0.0을 적용하였다.

유동해석 결과인 그림 5을 보면 블록간의 보간이 잘 이루어지고 있음을 확인할 수 있고, wing의 윗면에 발생하는 복잡한 형태의 충격파를 항력감소를 통해 효과적으로 충격파 강도를 감소시킬 수 있음을 다음 장의 디자인 결과를 통해 확인할 수 있다.

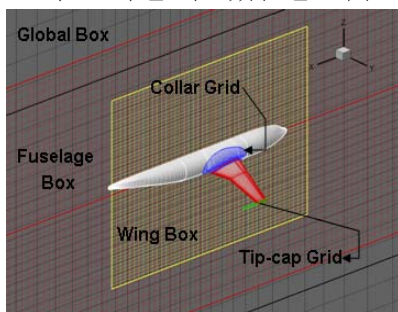


그림 4. DLR-F4 중첩격자(7 blocks)

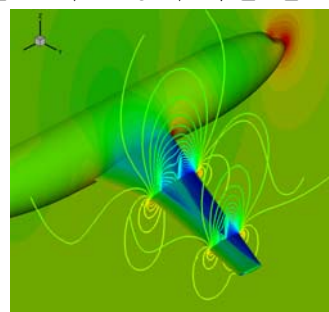


그림 5. 유동해석 결과

최적설계

위에서 설명한 중첩격자계에 대한 다양한 수치기법들을 DLR-F4 wing/body의 형상에 적용하여 최적설계를 수행하였다. wing의 표면의 10개의 디자인 섹션을 정하여 각 섹션마다 20개씩의 Hicks-Henne 함수를 사용하여 총 200개의 설계변수를 사용하였다. 최적화는 Broydon-Fletcher-Goldfarb-Shanno(BFGS) 기법을 사용하였고 이를 위해 상용 프로그램인 DOT를 이용하였다. DLR-F4의 wing에 발생하는 충격파의 강도를 줄이기 위해 항력최소화를 목적함수로 하였고 기저모델의 양력값을 유지하는 제약조건을 주어 식 (5), (6)과 같이 구성하였다.

$$\text{minimize} : C_D$$

$$\text{Subject to} : C_L \geq C_{L_0}, C_{L_0} = (\text{기저모델의 양력계수}) \quad (5)$$

$$(\text{Objective Function}) = C_D + W_t \times [0, C_{L_0} - C_L], W_t = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} / \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad (6)$$

그림 6은 10번의 설계 결과 항력은 0.0227에서 0.0202로 12%로 감소하면서 양력은 기저모델의 값을 그대로 유지함을 보여준다. 양항비 또한 32.26에서 36.25로 12.3%가 증가했다. 설계된 그림 7과 기저모델인 그림 5에서의 압력분포를 비교해 보면 기저모델에서 wing 윗면에 발생하였던 충격파의 강도가 설계된 모델에서 크게 감소하였음을 확인 할 수 있다.

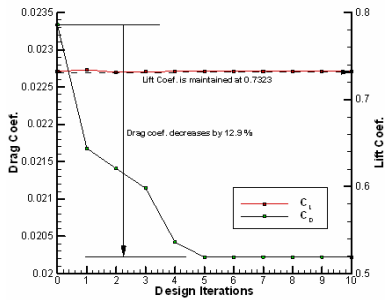


그림 6. Design history

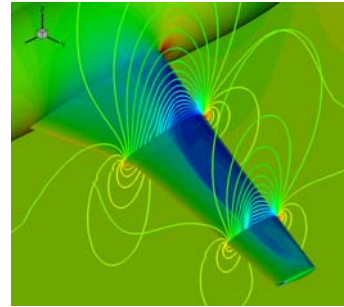


그림 7. 디자인 결과 압력분포

결론

Overset 격자계를 기반으로 하여 여러 가지 수치기법들을 적용하여 민감도 해석 및 최적 설계를 수행하였다. 특히 overet 격자계에서 매개 변수법에 필요한 경계조건값 계산식들을 유도하여 사용하였다. 다양한 수치 기법들로는 pre-processor로 block간의 연결구조를 자동으로 파악하여 유동해석 코드 및 민감도 해석 코드의 수렴성을 증가시켜주는 overlap Optimization 기법을 사용하였으며, post processor로 새로운 S-BIG 기법을 개발하여 민감도 해석 시 $\{dF/dQ\}$ 값의 계산을 용이하도록 하였다. 설계과정 중 격자의 변형을 위해서 중첩된 격자들을 wing의 표면에 mapping을 시켜 동시에 변형이 발생하도록 하였다. 이러한 수치기법들을 wing/body 형상 설계에 적용하여 효과적으로 충격파 강도를 감소시킬 수 있었다.

후기

본 연구는 서울대학교 기계항공 공학부 BK21 사업과 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프런티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. William M. Chan, Reynaldo J. Gomez III, Stuart E. Rogers, Pieter G. Buning., "Best Practices in Overset Grid Generation," AIAA Paper 2002-3191
2. K. Leoviriyakit, S. Kim, and A. Jameson., "Viscous Aerodynamic Shape Design Optimization of Wings including Planform Variables," AIAA Paper 2003-3498
3. H.J. Kim, D. Sasaki, S. Obayashi, and K. Nakahashi., "Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Wing Using Unstructured Adjoint Method," AIAA Journal, 2001, 39(6): 1011-1020.
4. Norman E. Suhs, Stuart E. Rogers, and William E. Dietz., "PEGASUS 5: An Automated Pre-processor for Overset-Grid CF," AIAA Paper 2002-3186.
5. W.M. Chan and P.G. Buning., "Zipper Grids for Force and Moment Computation on Overset Grids," AIAA Paper 95-1681.