

# 다단축류압축기의 공력성능 예측용 계산격자 생성기법 연구

## Computational Grid Generation for Aero-Performance Prediction of Multi-staged Axial Compressors

정희택 · 김주섭

H. T. Chung and J. S. Kim

**Key Words** : Grid Generation(격자 형성), Multiblock(다중블록), Multistage(다단), Compressor(압축기), Algebraic Method(대수기법), Aero-Performance (공력 성능)

**Abstract** : Computational grids used in the numerical simulation of multistaged turbomachinery flow fields are generated. A multiblock structure simplifies the creation of structured H-grids about complex turbomachinery geometries and facilitate the creation of a grid for multi-row topologies. The numerical algorithm adopts the combination of the algebraic and elliptic method to create the internal grids efficiently and quickly. The input module is made of the results of the preliminary design, i.e., flow-path, aerodynamic conditions along the spanwise direction, and the blade profile data. The final grids generated from each module of the system are used as the preprocessor for the performance prediction of the single row cascades and the flow simulation inside the multi stage blade passage. Application to low pressure compressor of industrial gas turbine engines was demonstrated to be very reliable and practical in support of design activities.

### 1. 서론

가스터빈 엔진의 공력설계는 간단한 경험식과 기존 데이터베이스에 의한 설계점 조건 및 주요형상을 결정하는 설계 과정(design process)과 설계점 및 탈설계점 등 여러 운전조건에서의 엔진 성능을 예측하는 과정(analysis process)으로 나눌수 있다. Navier-Stokes기법으로 엔진의 성능을 예측하기 위해서는 설계 데이터를 유동장 시뮬레이션에 맞게 재구성하고, 예상되는 유동 특성에 적합하도록 계산격자점을 생성하여야 한다. 이러한 전처리 시스템은 설계 과정과 성능 예측 과정을 연결시켜 주므로, 유동 해석 결과의 정확성 뿐만 아니라, 설계 과정의 효율성에 중요한 영향을 준다.

압축기나 터빈부 등 가스터빈엔진의 주요 핵심부품은 다단으로 구성되고 주유로 및 블레이드의 기

하학적인 형상이 복잡하며, 내부 유동장이 비정상, 고속, 3차원 점성 유동 특성이 있다. 이러한 연유로 유동장 시뮬레이션의 총 작업시간 (wall-clock time) 중 70 ~ 90%가 전처리 과정인 계산 격자점 생성에 소요된다. 또한, 해석 결과는 계산격자의 구조, 분포, 수 등 계산 격자점의 제반 인자에 영향을 받는다<sup>1,2)</sup>. 따라서, 전산유체역학 기법을 가스터빈의 공력 설계에 적용하기 위해서는, 엔진의 구조적 특성과 유동메커니즘에 맞는 전용 전처리시스템의 개발이 필요하다.

본 연구에서는 다단 압축성 터보기계의 Navier-Stokes해석을 위한 계산격자점 생성 기법을 개발하고, 이를 가스터빈 엔진의 성능해석 기술에 적용하고자 한다. 이를 위하여 가스터빈엔진의 성능 특성에 적합한 다중 블록 격자 구조 알고리즘과 유로 및 블레이드의 표면 형상처리 기법을 연구하고, 유동장 특성에 순응하는 내부격자점 생성프로그램을 개발하고자 한다. 기존의 가스터빈 엔진의 압축부의 설계과정에 적용하여 기법의 타당성과 효율성을 검증하고자 한다.

접수일 : 1998년 5월 9일

정희택 : 경상대학교 기계공학과

김주섭 : 경상대학교 대학원

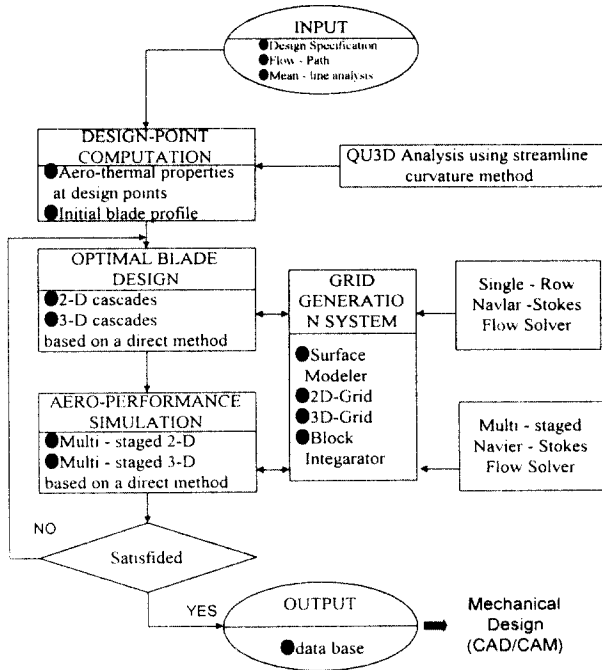


Fig. 1 Aerodynamic design procedure of axial compressors using a Navier-Stokes method

## 2. 수치 기법

압축기의 공력 설계 과정은 1) 설계 제한 및 준 3차원 해석법에 의한 설계점의 열공력 계산, 2) 단 익렬에서의 익형 형상 결정, 3) 압축기 전익렬에서의 공력 특성 예측으로 나누어진다. Fig. 1은 Navier-Stokes법에 의한 설계과정과 계산격자 생성 시스템의 관계를 나타낸 것이다. 본 연구에서는 Fig. 2와 같이 축류형 다단 터보기계의 기하학적 형상과 내부유동장 특성에 적합한 다단블록 H-형 격자구조를 채택하였다<sup>3)</sup>. 계산격자 생성과정은, 1)입력 데이터의 재구성, 2)유로 형상과 공력 조건을 이용한 다단블록 경계 형상화 및 경계 격자점 분포, 3)각 블록에서의 내부격자점 생성 및 4)블록간의 격자의 재구성 등 4단계로 구성된다.

따라서, 본 연구의 계산격자시스템의 결과는, 블레이드 형상 설계에서 공력 특성 해석의 일부, 즉, Navier-Stokes해석의 계산격자점 제공과, 압축기부의 탈설계 성능 예측 과정을 위한 다단 익렬 유동 해석을 위한 전처리 시스템으로 사용된다. 축류형 다단 터보기계의 Navier-Stokes 시뮬레이션을 위한 계산격자점 생성 기법을 설명하면 다음과 같다.

### 2.1 입력데이터의 재구성

기본설계과정에서의 주요 결과는, 평균면에서의

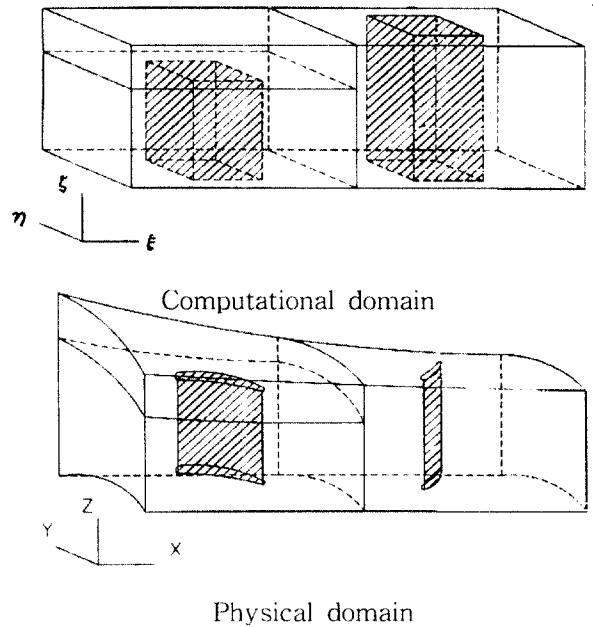


Fig. 2 Computational grid topology for multi-row cascade flow simulation

1차원 해석에 의한 주유로 형상, 익렬 유선면에서의 준3차원 유동해석법에 의한 입출구의 유동각과 유속, 이를 이용한 각 단면에서의 블레이드의 형상이다. 이러한 3종류의 정보와 압축기의 설계 사양은 압축기의 공력 해석을 위한 주요 입력 데이터가 된다.

이 중 유로나 블레이드와 관련된 형상정보의 경우는, 그 간격이 불균일하고, 정보의 일관성이 없어, 익렬 유동 해석에 맞게 재구성하여야 한다. 각 단면에서 주어진 블레이드의 형상 데이터는, 형상 모델링 곡선식을 이용하여 형상정보를 재배치하고, 일정 분포함수값을 가지는 데이터끼리 span 방향으로 모델링하면, 손쉽고, 유용한 곡면을 얻을 수 있다. 재배치에 사용되는 분포함수는, 유동특성을 고려하면 블레이드면의 격자 형성에 유리하다. 예를 들어, 유동특성의 변화가 심하고, 곡률변화가 심한 블레이드의 선단 및 끝단은 밀집시키고, 그외는 균일 간격을 취한다. 일정한 분포함수값에서의 각단면별 형상정보를 사용하여, 적당한 대수적 보간법으로 표현하면 3차원 점성 유동 해석에 적합한 곡면 형상 모델링이 완료된다. 유선면에 관한 기하학적인 데이터는 다단 익렬의 각 블록간 입출구 형상에 부합되도록 일관성있는 정보 체계로 재배치한다.

## 2.2 다단블록형 경계격자점 분포

다단 축류형 터보기계의 공력 해석용으로 본 연구에서 채택하고 있는 계산격자 구조는 Fig. 2와 같이 다단블록형 H-격자 시스템이다. 각 블록간의 형상이 일관성 있게 유지 되도록 경계면의 격자점이 분포되어야 한다.

각 블록 내의 단익렬 유동장(single-row cascade flow)은 익렬 입구에서의 유입류 조건, 블레이드 표면과 허브/팁면의 벽면 조건, 출구에서의 유출류 조건, 주기조건 의 4가지 경계조건을 가진다. 경계면의 형상과 격자 분포에 따라 내부 격자 구조가 결정될 뿐만 아니라, 유동해의 결과에도 큰 영향을 미친다. 블레이드의 형상과 span방향의 입출구 유동각을 이용하여, 경계 격자 기준점의 위치를 결정하면, 3차원 경계 격자 구조를 형상화시킬 수 있다. 평균반경의 블레이드 길이를 특성길이로, 유입구와 유출구의 위치를 고정시킨다. Span방향의 격자분포함수는, 허브와 팁의 경계 점성 유동장을 고려하여 분포시킨다.

## 2.3 단익렬에서의 내부격자점 생성

기본유선면은 2차원 내부 격자점이 생성되는 면(blade-to-blade plane)을 지칭한다. 각 기본 유선면에서의 내부 격자점을 생성하고, 이를 앞단계의 span방향의 경계격자점 분포값으로 격자점을 재중첩시키면 단익렬 내부의 3차원 계산격자점을 얻을 수 있다. 기본유선면의 갯수는 블레이드의 3차원 형상변화와 유로 형상에 좌우된다. 2차원 익형의 경우 2개 (허브 및 팁면)이고, span방향의 형상이 심한 경우는 4-10개 정도의 기본유선면이 필요하다.

기본 유선면에서의 2차원 내부 격자점은 대수기법과 미분방정식법을 병행하면 빠른시간에 효율적으로 생성할 수 있다. 본연구에서는, 2차원 익렬 유동장을 입구부, 익렬 내부, 출구부 등 3개의 블록으로 나누고, 단위블록내에는 transfinite법을 사용하여 격자점을 형성하고, Poisson방정식법을 이용하여 블록간의 격자점간의 완만성을 개선하였다<sup>3)</sup>.

기본유선면에서 생성된 격자점을 이용하여, 보간법으로 3차원 내부 격자점을 만든다. 기본유선면상의 점을 (X,Y)좌표로 표시하고, 유선면의 형상이  $r=f(x)$  로 주어지면,

$$X = x, \quad Y = r\theta = f(x)\theta \quad (1)$$

축좌표계와 직교좌표계의 관계식을 이용하면,

$$\begin{aligned} P(x, y, z) &= x \hat{i}_x + y \hat{i}_y + z \hat{i}_z \\ &= x \hat{i}_x + r \sin \theta \hat{i}_y + r \cos \theta \hat{i}_z \\ &= X \hat{i}_x + f(x) \sin\left(\frac{Y}{f(x)}\right) \hat{i}_y + f(x) \cos\left(\frac{Y}{f(x)}\right) \hat{i}_z \\ &= P(X, Y, f(x)) \end{aligned} \quad (2)$$

3차원으로 중첩하여 보간하는 방법은 대수내삽기법을 사용하면 된다. Span방향의 k 또는  $\zeta$  는 벽면의 점성 경계층을 고려한 분포함수를 취한다.

## 2.4 다단 익렬용 내부격자점 생성

다단 터보기계의 엔진부 공력해석을 위한 계산격자점은 앞의 두 결과를 이용하면 쉽게 얻을 수 있다. 2.3절의 결과인 각 단익렬에서 생성된 계산격자점을 유로를 따라 블록간 중첩한다. 단익렬인 각 블록간 입출구 형상에 부합되도록 일관성있게 계산 격자점이 생성되었는지의 여부를 확인하여야 한다.

## 3. 적용 결과

본 연구에서 개발된 격자생성 시스템을 축류압축기의 설계 과정에 응용하였다. 적용된 모델은 산업용 가스터빈의 저압압축기인데, 회전수는 3600 rpm이고, 유량은 208.2 kg/s, 압력비는 4.07이다<sup>4)</sup>. 전단은 입구안내익, 6단의 동익 및 정익으로 구성되어 있다. 이 중 1단 동익의 블레이드 형상 설계와 전압축부 중 잔단부 (1-3단)의 탈설계점 공력 해석 과정에 적용하였다.

### 3.1 입력 조건

각단의 입력 데이터는 설계점에서의 준3차원 유동해석에 의한 기본설계 결과에서 얻어진다. Table 1에는 주요 열공력 조건이 나타나 있다. 산업용이므로 최대 마하수는 1단 팁부에서 1.0이하로 두었다. 1차원 해석에 의한 주요로 형상은 Fig. 3과 같다. 팁의 직경은 1.43 m로 일정하고, 허브입구경은 0.898 m, 출구경은 1.248 m 로, 허브의 유로경사각은 약 11.9°이다. 본 연구에서는 익형 형상은 Kovach 등이 제안한 변형된 NACA-65계열로, 코드길이 60%까지는 NACA-65 원형을 따르고, 그 이후는 날개 끝단까지 선형적으로 변화하도록 한 것이다. 입사각과 편차각에 관한 경험식은 Lieblein 과 Howell의 결과를 이용하였다<sup>5,6)</sup>. 블레이드의 무게중심선을 따라 3

Table 1 Stage properties

stage no.	flow angle $\beta_1 / \beta_2$		Mach no. $M_1$		pr. ratio $P_2/P_1$
	R	S	R	S	
1	R	59.37/49.34	R	0.857	1.35
	S	45.77/22.21	S	0.572	
2	R	59.84/50.90	R	0.813	1.33
	S	47.26/28.88	S	0.547	
3	R	59.75/49.40	R	0.75	1.29
	S	50.67/33.03	S	0.556	
4	R	59.82/50.43	R	0.701	1.25
	S	51.57/32.91	S	0.536	
5	R	61.49/53.37	R	0.686	1.21
	S	51.22/32.51	S	0.495	
6	R	63.11/56.84	R	0.675	1.18
	S	50.24/29.95	S	0.45	

차원 중첩을 하여 최종 형상을 결정하였다.

3.2 동익 1단의 Navier-Stokes설계 적용

앞에서 설계된 블레이드의 형상 정보와, 기본설계에 의한 유로 형상, 입출구 유동각 분포가 익렬 유동 해석의 계산격자점 형성을 위한 입력 조건이 된다. 이를 이용하여 동익 1단의 블레이드 공력 특성을 Navier-Stokes법으로 해석하기 위해 본 계산격자 시스템을 적용하여 Fig. 4와 같은 결과를 얻었다.

경계면의 형상과 격자 분포 등은 유동 해석 결과에 큰 영향을 준다. 3차원 익렬 내부의 유동장은, 익형의 표면 뿐만 아니라 익형의 선단/끝단, 허브 및 팁 부근에서 점성경계층 유동장이 형성되어 유동변수의 변화가 크다. Fig. 4(a)는 이를 고려한 격자 형태를 보여준다.

Fig. 4(b)은 평균반경에서의 2차원 내부 격자이다. 블레이드 표면 격자의 수직성이 양호하고, 주기경계면 부근에서 격자의 완만하고 연속적으로 생성되었다. 블레이드 선단 및 끝단 부근은, 주기경계선과 익형 표면이 교차하는 곳으로, 유동 현상이 복잡하고, 기하학적인 변화가 심하다. 격자의 상태에 따라 수치해의 결과에 영향을 받는다. 계산격자가 완만하지 않거나, 격자의 미분변화율이 연속적이지 못하면 수치해가 발산하는 경우도 있다<sup>7)</sup>. 본 연구 결과는 블레이드 선단이나 끝단의 격자 상태가 모두 만족할 만하다.

기본 유선면에서 생성된 2차원 격자점을 선형 보간법에 적용하면, 임의의 유선면 (span 방향)의 내부 격자점을 구할 수 있다. 반경방향으로 익형의

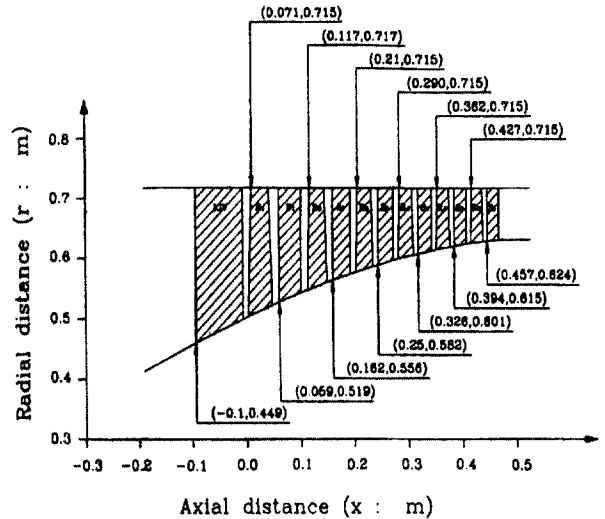


Fig. 3 Flow path of low-pressure compressors for industrial gas turbine engines

형상과 유동각 변화가 크므로, 2차원 격자가 형성되는 기본 유선면은 11개로 두었다. 식(2)를 이용하여 B-B면의 좌표계 (X,Y)를 직교좌표계(x,y,z)로 변환시킨다. 격자수는 125(유동,  $\xi$ )x25(피치,  $\eta$ )x25(반경,  $\zeta$ )로 두고, 주어진 입출구의 유동각을 이용하면 Fig. 4(c)와 같은 3차원 익렬 유동해석을 위한 H-형의 경계 격자점 분포가 얻어진다.

3.3 압축기 전단부의 공력 해석 적용

압축기의 형상이 결정되면, 설계점과 탈설계점에서의 공력 성능을 예측하여야 한다. Navier-Stokes 기법을 이용하면, 기존의 실험에 의한 경험식의 부정확성을 개선하고, 익렬 내부의 유동 특성을 상세히 규명할 수 있어 설계변수에 의한 공력 특성을 잘 파악할 수 있다.

다단으로 구성된 압축기의 계산격자점을 생성하는 과정은, 3.2절의 기법을 각 단별로 반복 적용하여 그 결과를 유로를 따라 블록간 중첩하면 된다. 압축기 전단부인 동익 1단에서 정익 3단까지의 6렬에 적용한 결과는 Fig. 5에 도시되어 있다. 경계면의 형상과 격자 분포는 Fig. 2의 격자구조 시스템을 적용하면 Fig. 5(a)와 같은 결과가 얻어진다. 동익부는 블레이드 팁과 엔진 케이싱간의 누설유동장을 본 연구 결과는 블레이드 선단이나 끝단의 고려하였고, 동익과 정익 등 간섭 유동장이 생기는 입출구부는 sliding mesh법을 적용할 수 있도록 격자점이 분포되어 있음을 알 수 있다. 평균반경에서의 2차원 내부 격자를 주유로 방향으로 중첩시키면 Fig. 5(b)와 같은 형상이 된다. 각단마다 사

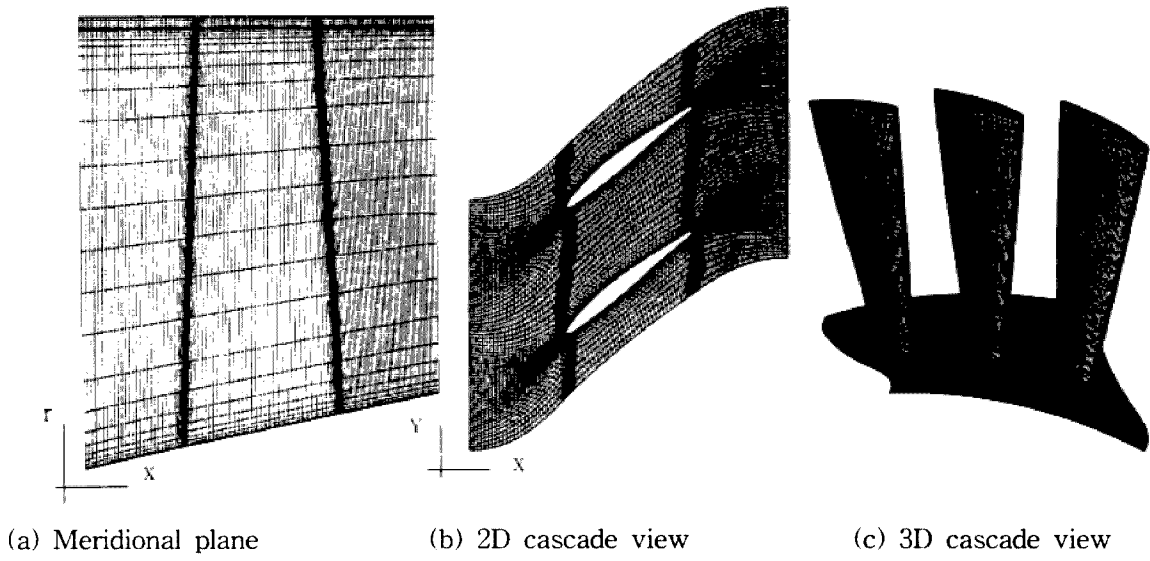


Fig. 4 Computational grid for single-row Navier-Stokes flow simulations(Rotor #1)

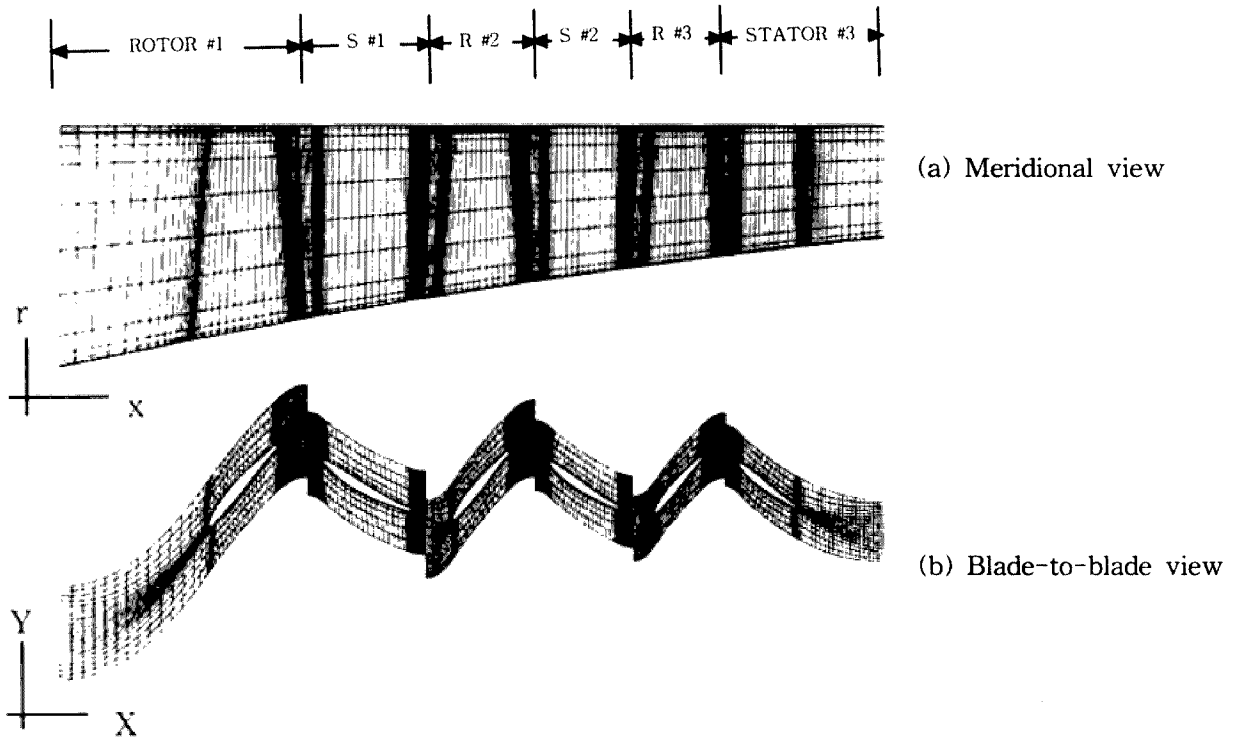
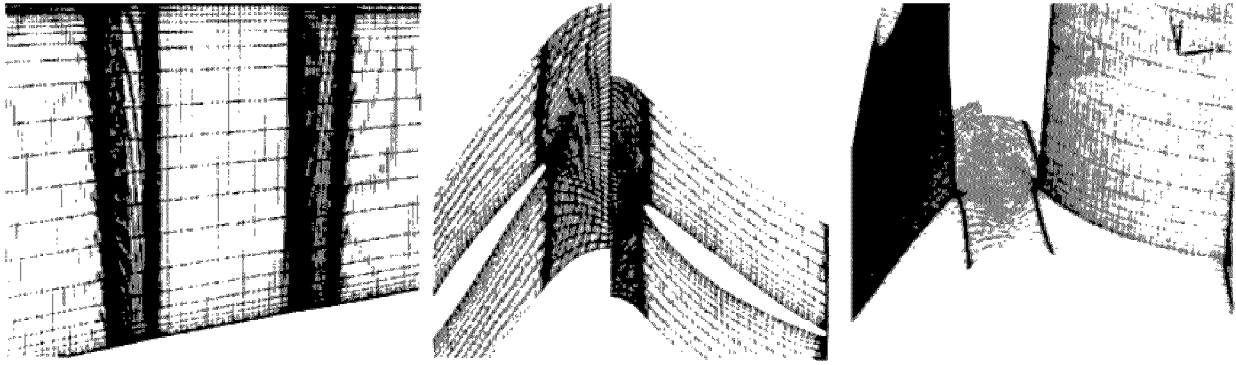


Fig. 5 Computational grid for multi-staged Navier-Stokes flow simulations (ROTOR #1~STATOR #3)



(a) Meridional view      (b) Two-dimensional view      (c) Three-dimensional view

Fig. 6 Blow-up of computational grids around stage #1

용된 격자수는 같다.

인접면(interfacing surface) 부근은 정동익 간섭 유동이 생성되고, 각 단별로 입출구 유동 조건이 부과되는 곳이므로, 채택된 격자 구조와 생성된 계산격자점의 상태에 따라 유동 해석 결과에 큰 영향을 미친다. Fig. 6은 이 부근의 내부 격자점 분포 상태를 상세히 보기 위해서 1단 부근을 확대한 그림이다. 본 연구가 채택하는 알고리즘은 유동해가 채택하는 인접면의 경계조건 처리법에 따라 다른 격자 구조 시스템에도 쉽게 변형할 수 있는 장점이 있다. 단익렬인 각 블록간 입출구 형상에 부합되도록 일관성있게 계산 격자점이 생성되어 있음을 확인할 수 있다. 따라서, 본 연구방법으로 생성된 계산격자점은 다단 축류형 터보기계의 공력 예측용으로 적합하다고 사료된다.

#### 4. 결 론

축류형 다단 터보기계 익렬 유동장 해석을 위한 다중블록 계산기법을 축류압축기의 공력설계 시스템에 적용하였다. 개발된 계산격자 생성 프로그램은 기본설계의 준3차원 해석 결과와 유로 형상 데이터를 입력 조건으로하고, 기능별로 독립된 4개의 모듈로 운영된다. 산업용 가스터빈엔진의 저단 압축기의 공력해석을 위한 Navier-Stokes 해석용 계산 격자점을 형성하였다. 본 연구의 결과는 가스터빈엔진의 핵심 부품인 압축부, 터빈부의 엔진의 공력 설계 및 성능 예측에 전처리시스템으로 활용할 수 있다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단 지정 경상대학교 항공

기부품기술연구센터의 지원에 의한 것입니다.

#### 참고문헌

1. Soni B. K., "Grid Short Course: Practical Numerical Grid Generation", POSTECH, Pohang, Korea, 1994
2. 정희택, "3차원 터빈 익렬 유동해석을 위한 계산 격자점 형성법", 한국항공우주학회지, 24권, 1호, pp. 64~72, 1996
3. 정희택, "터보기계 익렬유동해석을 위한 다중블록 격자 형성법", 한국전산유체공학회지, 1권, 1호, pp. 19~25, 1996
4. 오군섭외 42인, "복합 열병합 발전플랜트의 국산화 설계 및 제작 기술 개발 (I)", 과기처 특정연구, 한국기계연구원, UCN019-127.M, 1994
5. Lieblein S., "Incidence and Deviation Angle Correlations for Compressor Cascades", J. Basic Eng. (trans. ASME), Vol. 82, pp. 575~587, 1960
6. Kovach K. and Sandercock D., "Aerodynamic Design and Performance of Five Stage Transonic Axial Flow Compressor", J. Eng. Power (trans. ASME), Vol. 83, pp. 303~321, 1961
7. Chung H. and Baek J., "Influence of Trailing-Edge Grid Structure on Navier-Stokes Computation of Turbomachinery Cascade Flow", Int. J. Numer. Methods in Fluids, Vol. 15, pp. 883~894, 1992