

축류압축기의 공력 설계 기술



정 희 택

(KIMM 열유체시스템연구부)

- '78-'82 서울대학교 기계공학과(학사)
- '82-'84 한국과학기술원 기계공학과(석사)
- '88-'92 포항공과대학 기계공학과(박사)
- '84-'87 현대중공업 연구원
- '87-'88 포항공과대학 연구원
- '92-현재 한국기계연구원 선임연구원



윤 의 수

(KIMM 열유체시스템연구부)

- '77-'81 부산대학교 기계공학과(학사)
- '81-'83 한국과학기술원 기계공학과(석사)
- '83-현재 한국기계연구원 선임연구원

1. 서 론

터보형 압축기에서는 축류압축기와 원심압축기가 있으며, 2차대전 이후 이들 압축기는 비행기용 가스터빈의 주요부품으로서 비약적인 발전을 거듭하여 왔다. 비교적 작은 유량에 적합한 원심압축기는 축방향 길이가 짧고, 이물질에 의한 손실이 작으며, 작동범위가 넓다는 장점을 가지고 있으며, 산업용 압축기, 소형 터보프롭, 터보샤프트, 보조동력장치 등에 쓰이고 있다. 이러한 원심형에 비하여 축류압축기는 압축비가 높고, 효율이 좋으며, 주어진 입구면적에 비하여 유량이 크다는 장점을 가지고 있어 제트엔진, 대형 산업용 가스터빈에 널리 쓰이고 있다. 50년이 넘는 역사 때문에 외국의 압축기 기술은 성숙단계에 도달하였다. 압축비 30:1, 단열효율 90%에 이르는 초음속 축류압축기도 있으나, 가격이 비싸고 기술의 안정성이 확보되지 않아서 상업용에는 아직 적용되지 못하고 있다.

압축기의 내부 유동은 터빈과 달리 확산유동(diffusion flow)이므로 항상 역압력 구배에 놓여 있다. 따라서 경계층의 성장에 의한 유동의 박리가 쉽고 이에 의한 실속(stall)이나 썬지(surge)가 발생하기도 하여 가스터빈 전체의 성능에 큰 영향을 준다. 가스터빈 엔진의 성능 안정성에 가장 큰 영향을 미치는 부품이므로, 이의 설계에 세심한 주의와 고도의 기술이 요구된다.

가스터빈 엔진의 사이클해석에 의하여 정해진 설계점의 유량과 요구압력비는 압축기 설계의 기본 사양으로 사용된다. 설계의 목적은, 설계점에서

의 운전 조건을 만족하는 엔진의 주요 치수와 설계점의 회전수를 결정하고, 탈설계점 - 즉, 유량과 회전수의 변화에 따른 엔진 성능을 예측하는 것이다. 설계과정에서 예측된 총효율과 출구의 열공력 조건-온도, 압력, 정규유량 등-은 엔진의 사이클해석 결과와 일치하여야 한다. 축류압축기의 설계 과정은, 일반적인 다단터보 기계류와 같이, 1) 공력 설계, 2) 응력 및 축회전을 고려한 구조 해석 및 3) 제작 및 엔진 성능 시험으로 이루어진다. 본고에서는 축류압축기의 공력설계를 중심으로, 설계 기법의 이론적 배경과 적용 결과의 예를 기술하고자 한다. 또한, 국내외의 설계 기술 동향을 소개하고 앞으로의 연구 방향에 대해 언급하고자 한다.

2. 설계 이론

축류압축기의 공력설계는 그림 1과 같이, 1) 평균반경에서의 기본설계, 2) 준3차원 유동해석에 의한, 설계 위치에서의 열공력 조건 산출, 3) 각 설계 위치에서의 2차원 익형의 최적 형상 설계 및 3차원 중첩, 4) 데이터베이스를 이용한 성능 예측이 순차적으로 이루어진다. 각 설계 과정을 상술하면 다음과 같다.

2.1 기본 설계

기본설계에서는, 평균반경에서의 에너지 평형식 (Euler work equation)과 유동의 기하학적인 관계 (속도 삼각형)을 이용하여, 각 단의 평균 공력 조건과 유로의 초기 형상을 결정한다.

익형의 압력 증가는 작동 유체의 운동량 변화로 야기된다. 이를 수식으로 표시하면,

$$\Delta h = C_p \Delta T_0 = U_1 C_{u1} - U_2 C_{u2} = U \Delta C_u \quad (1)$$

속도삼각형으로부터, C_{u1} 은,

$$C_{u1} = C_x \tan \alpha_E \quad (2)$$

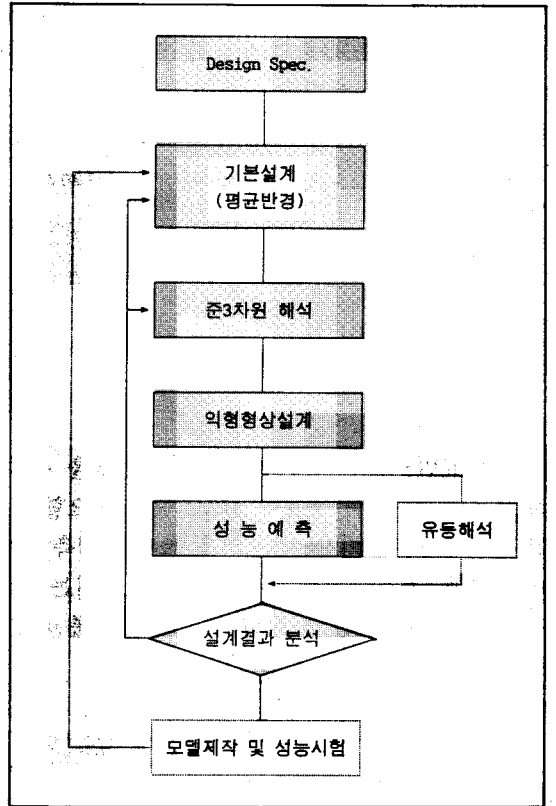


그림 1. 축류압축기의 공력 설계 과정

식(2)를 식(1)에 대입하여, Euler 일방정식을 C_{u2} 의 식으로 전환하면,

$$C_{u2}/U = C_x/U \tan \alpha_E - C_p/U^2 \Delta T_0 \quad (3)$$

익형내의 열공력 특성은 무차원수로 표현된다. 유동계수 (flow coefficient) ν 는,

$$\nu = C_x/U \quad (4)$$

회전의 일계수 (rotor work coefficient), E 는

$$E = C_p \Delta T_0 / U^2 \quad (5)$$

로 정의된다. 식(4), (5)를 이용하여, 식(3)을 표현하면,

$$C_{u2}/U = \nu \tan \alpha_E - E \quad (3-a)$$

회전익렬과 정익렬 간의 압력 증가비는 반동도로 정의되며, 이는 유동각의 변화 및 에너지 배분에 중요한 변수가 된다.

$$R = \frac{\Delta P_s(\text{rotor})}{\Delta P_s(\text{stage})} = 1/2 - \nu/2 (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) \quad (6)$$

ΔT , α_E 로 표시하면,

$$R = 1 - 1/2 \Delta T/U^2 - C_x/U \tan \alpha_E \quad (6-a)$$

가 된다.

익형 표면 손실, 2차손실 등 제반 손실을 추정하는 것은 각 단의 효율을 산출하는데 중요할 뿐만 아니라, 각 단의 공력 조건을 정확히 예측하는데 필요한 정보이다.[1] 초기설계 과정에서는, 다음과 같이 정의되는 확산계수 (D-factor)를 사용하여, 간단히 손실을 추정한다.[2]

$$D_f = 1 - \frac{V_2}{V_1} + \frac{R_2 C_{x2} - R_1 C_{x1}}{\sigma V_1 (R_2 + R_1)} \quad (7)$$

여기서, 유속 V 는, 회전익의 경우, 상대속도 W , 정익의 경우, 절대 속도 C 가 사용된다.

표 1에는 초기설계에 필요한 설계 제한조건이 기술되어 있다. 이 값은 경험에 의해 산출된 수치로, 다단 터보 기계의 종류에 따라 다른 범위를

표 1. 설계 제약 조건

description	symbol	unit	quantity
reaction	R	-	0.5~0.7
flow coefficient	ν	-	0.8~1.0
unit-flow rate	m/A	kg/sec/m ²	171~270 (241 max)
gap/chord ratio	s/c	-	0.7~1.0
aspect ratio	AR	-	2.5 (approx.)
tip speed	U_T	m/sec	305~457
hub/tip ratio	λ	-	0.5 min(inlet) 0.9 max(outlet)
D-factor	D_f	-	0.45 max

가지며, 각 제작회사마다 고유의 데이터 베이스를 보유하고 있다. 유량제한 (W/A), 팁속도 (U_T), 종횡비 (AR) 및 허브/팁 비 ($\lambda = D_T/D_H$) 등을 이용하면, 평균반경 (D_m), 각 단의 직경, 유속 (U , C_x) 등을 산출할 수 있다. 이 수치를 식(3)-식(7)에 대입하면, 각 단의 공력 관계는 온도차 (ΔT), 출구선회각 (α_E)의 함수로 표시된다. 즉, 초기설계의 공력해석 결과는 온도차 (ΔT), 출구선회각 (α_E)에 좌우된다. 설계 제한 변수인, 반동도, 확산계수, 유동 선회각 (turning angle), 입출구의 Mach 수 등을 조절하여 반복계산하면, 최적의 ΔT 와 α_E 가 결정되고, 이에 의해 각 단의 평균 유동값이 산출된다. 그림2는 총압력비 4.47, 유량 29.71 kg/s, 회전수 16000 rpm인 NASA의 시험용 3단 축류 압축기의 기본 유로 형상을 도시한 것이다.[3]

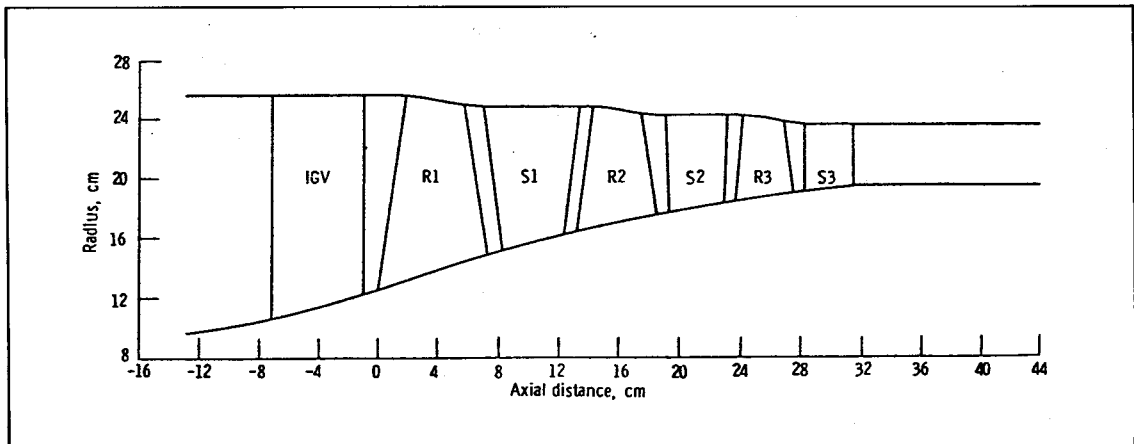


그림 2. NASA 시험용 압축기의 유로 형상

2.2 유선곡률법에 의한 준3차원 해석

초기설계 단계에서는 평균반경에서의 설계유동만 고려한 평균반경 해석방법이 도입되었지만, 익렬의 평균효율 뿐만 아니라, 익형 길이 방향 및 원주 방향의 유동 특성을 파악하기 위하여는 3차원 유동 해석을 하여야 한다. 그 한 방법으로, 익렬의 원주 방향으로는 경험적인 관계식으로 평균치를 취하고, 익형 길이 방향으로는 유동을 계산하는 준3차원 유동해석이 대부분의 공력 설계법에 사용되고 있다. 이 방법은 원주방향으로 유동이 균일하다는 축대칭 가정을 사용하고, 입구의 유동각 분포 및 원주 방향 속도 성분을 제한하는 방법에 따라, 1) 자유 와류 가정법, 2) 반동도 고정법, 3) 입구유동각 고정법 등 여러가지 방법이 제안되고 있으나, 가정에 의한 설계의 비효율성으로 현재는 제한적으로 설계에 적용되고 있다. 최근에는 반경 방향의 유선곡률 변화 및 엔트로피 변화를 고려한 유선곡률 방법 (streamline curvature analysis)을 전산기를 이용한 수치해석기법으로 적용하여, 반동도 및 부하의 반경방향 분포가 고정되는 것을 피하고, 설계자의 자유도를 확대시키는 기법이 널리 사용되고 있다.

유선곡률해석법에서는, 축대칭 유동을 가정하고, 비점성 압축성 유체의 반경 방향의 운동량 평형식, 원주방향의 Euler 일방정식 및 연속 방정식의 수치해를 구하고, 각 설계점의 공력 특성을 산출 분석하여, 익형 설계의 기본 유동 조건으로 사용한다.[2]

주유동 방향의 운동량 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{1}{2} \frac{\partial V_m^2}{\partial m} \cos(\lambda - \epsilon) - \frac{V_m^2}{R_C} \sin(\lambda - \epsilon) \frac{V_\theta^2}{r} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} = 0 \tag{8}$$

$$R_C = \partial \epsilon / \partial m = \text{유선의 곡률 반경}$$

임의의 유선 ϕ 에서의 엔탈피 증가는 Euler 일 관계식에서 도출된다.

$$H_{ROTOR} = (U_2 V_{\theta 2}) - (U_1 V_{\theta 1}) \tag{9}$$

연속 방정식으로부터 총유량이 보존된다.

$$W = 2\pi \int_{r_{HUB}}^{r_{TP}} x V_m \frac{\sin(\lambda - \epsilon)}{\sin \lambda} y dy \tag{10}$$

여기서, x 는 경험적으로 주어지는 국부봉쇄계수이고, y 는 반경중심에서 설계점까지의 길이이다.

유선곡률방정식 (8)-(10)을 계산하기 위한 입력 조건은, 설계조건, 초기설계에 의한 유로 형상 및 조절 변수로 구성된다. 즉,

- 1) 설계 조건 : 유량(W), 회전수(N), 입구의 정체 온도(T_{01}) 및 정체 압력 (P_{01})
- 2) 유로 형상 : 유선면 (또는 설계점)의 위치 (X_{ij} , Y_{ij}) ($i = \text{station no.}, j = \% \text{ span or streamline no.}$)
- 3) 조절 변수 : 설계점에서의 손실 계수 (Z_{ij}), 출구각 (α_{ij} 또는 β_{ij})

식(8)-(10)의 해를 구하여, 그 결과를 각 설계점에서의 열공력 특성값과 주요 무차원 변수로 출력한다. 반경반향 (또는 span direction) 의 압력, 반동도와 같은 공력하중의 분포와 입출구의 마하수 분포 등을 분석하여, 원하는 결과를 얻을 때까지, 입력 변수인 손실 계수와 출구각을 조절하여 반복 계산한다.

2.3 익형의 형상 설계

익렬 유선면에서의 준3차원 유동해석법에 의해, 입출구의 유동각과 유속이 결정되면, 익형의 형상을 설계하게 된다. 그림 3은 준3차원 해석 기법에 의한 익형의 3차원 형상을 설계하는 전산시스템을 나타낸 것이다. 주어진 단면 (blade-to-blade plane)에서 설계점과 예상 운전 조건을 만족하는 최적의 2차원 익형 형상을 결정하고, 응력을 고려한 중첩선을 따라 익형을 중첩하면 최종의 3차원 익형 설계가 종료된다. 벽면효과, 2차유동 등을 고

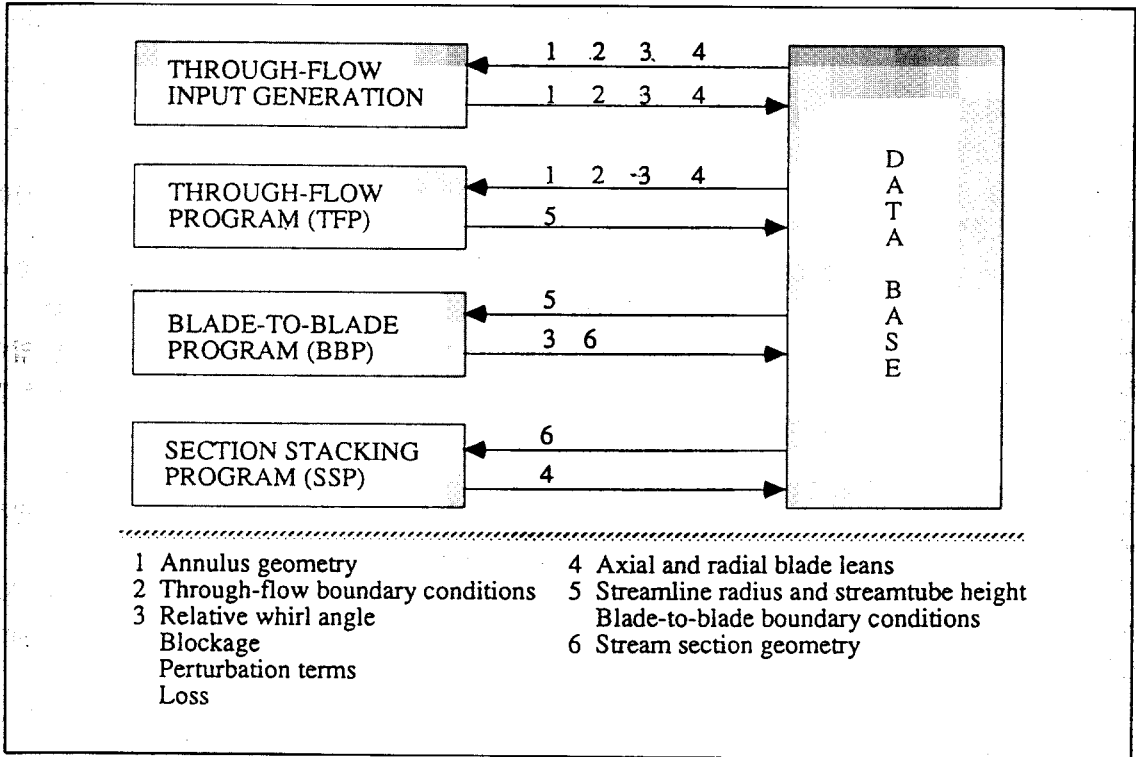


그림 3. 익형의 준3차원 형상 설계 시스템

러한 유동 해석을 통하여 익형 주위의 손실과 출구각의 편차도 등 익형의 공력 특성을 예측할 수 있다.

공력학적인 측면에서의 최적의 익형 형상 조건은, 부하 및 입사각에 대한 최대 허용 운전 범위가 넓고, 손실이 작으며, 익형 주위 유동의 박리가 억제되어야 한다. 이와 아울러, 구조해석의 관점에서는 선단 및 끝단의 두께가 가능한 두꺼워야 한다. 이러한 요구 조건을 만족시키는 익형 설계 기법 및 익형 형상 개발에 많은 연구가 진행되고 있다. 축류압축기 익형의 경우, 형상 설계 개념은 순차별로 다음과 같이 발전되고 있다.[4,5]

- 1) 단일원호의 camberline에 기존의 항공기 날개 익형을 도입하는 방법(NACA 400 또는 NACA 65/Circular Arc)
- 2) 다중 원호로서 익형 형상을 결정하는 방법 (Multifile Circular Arc; MCA)

- 3) 익형 부압면의 확산을 제어하도록 곡면 형상을 최적화하는 방법 (Control Diffusion Airfoil; CDA)

엔진의 최적설계로 각단의 부하가 크지고, 운전 범위가 넓어짐에 따라, 1)의 방법으로는 현재의 설계 조건을 충족시키지 못하고 있다. MCA 방법은 압축기 후단과 같이 마하수가 작고, 3차원 유동의 영향이 적은 곳에는 아직도 사용되고 있다. 압축기의 입구 부근은 유속이 빠르고, 익형의 길이가 크므로, 복잡한 3차원 천음속 유동장을 형성한다. 익형 부압면의 확산을 제어함으로써, 충격파의 발생을 방지하고, 경계층 박리를 억제할 수 있어서, CDA 방법의 개발과 연구가 활발히 진행되고 있다.

동일한 유동 조건-입구각 30° , 선회각 13.6° , 입구마하수 0.7-에서 설계된 익형의 형상 및 성능 비교가 그림 4에 나타나 있다.[4] CDA 익형은 다

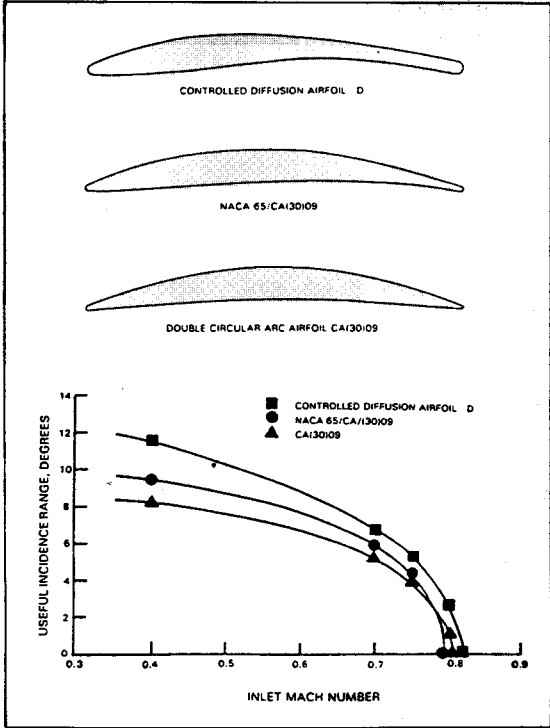


그림 4. 익형 형상 및 성능 비교

른 익형에 비해 Mach 수가 클 뿐아니라, 유효입사각의 범위가 넓다. 또한, 선단과 끝단의 두께가 크므로, 구조적으로 안정성이 높다.

실제 운전범위에서는, 설계점을 기준으로 익형 입구에서 입사각과 마하수의 변동 범위가 있다. 이 범위 내에서, 익형의 부압면에 경계층이 박리되지 않도록 익형 곡면을 결정하는 것이 확산조절 기법의 설계 개념이다. 이 조건을 만족하는 이상적인 익형의 압력분포 형태가 그림 5에 도시되어 있다. 설계 기준을 익형의 부분별로 설명하면 다음과 같다.

- 1) 최대 마하수는 강한 충격파가 발생하지 않도록 가능한 낮게 유지한다.
- 2) 부압면의 선단 부근은, 최대 압력지점까지, 압력이 연속적으로 증가하게 하여, 층류 경계층을 유지하게 한다.
- 3) 최대 압력지점에서 부압면 끝단까지의 지점은, 표면 마찰계수를 일정하게 유지하도록 유동의 확산을 조절하여, 경계층의 박리를 억제시킨다.

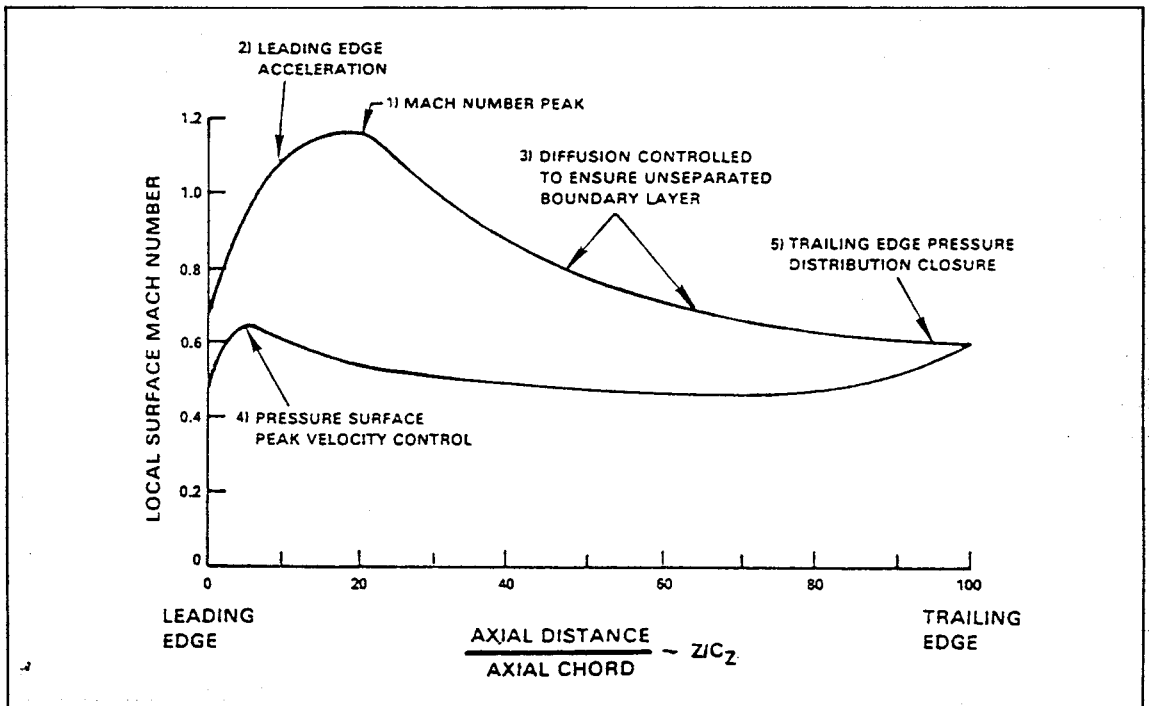


그림 5. 설계점에서의 이상적인 익형 공력하중 분포

- 4) 가압면의 최대속도 지점은, 음실속이 발생하지 않도록 익형의 choke margin을 둔다.
- 5) 가압면 후반부의 압력은 가능한 일정하게 유지한다.

이러한 개념으로 설계하면, 박리 유동이 생성되지 않고, 유효 입사각 범위가 클 뿐아니라, 마하수가 큰 운전조건에서도 성능을 유지하는 익형을 얻을 수 있다.

익형의 공력설계는, 형상을 결정하는 단계 (design process)과 성능 해석 과정 (analysis process)로 나누어진다. 형상 결정과정에서는, 입출구의 공력 조건과 기하학적인 설계변수를 이용하여 익형을 형상화하는 과정이다. 해석법에서는, 익형의 형상과 제반 운전 범위에서의 익렬의 공력학적인 특성, 즉, 익형 표면의 하중 분포, 점성 경계층 유동 특성 해석, 출구 유동각 및 익형 손

실 등을 예측한다. 이 두 과정을 반복하여 유선면에서의 최적의 2차원 익형 형상을 결정하고, 이를 반경방향으로 중첩시켜서, 3차원 익형을 최종적으로 설계한다. 그림 6에는 익형의 기하학적인 정의가 도식화 되어 있다.

익형 설계 시스템에 사용되는 입력변수는, 앞절의 유동해석에 의한 익렬 입출구에서의 공력 조건, 경험에 의한 데이터 베이스, 최적 설계를 위한 기하학적인 설계 변수로 구성된다.

- 1) 공력 조건 : 입구마하수, 입구유동각, 유동 선회각, 입출구의 운동량비
- 2) 데이터 베이스 : design incidence angle, design deviation angle, 최대 두께비, solidity, 선단 및 끝단의 최소 두께, 선단 및 끝단의 wedge 각
- 3) 설계 변수 : 천이점, 앞단 캠버각

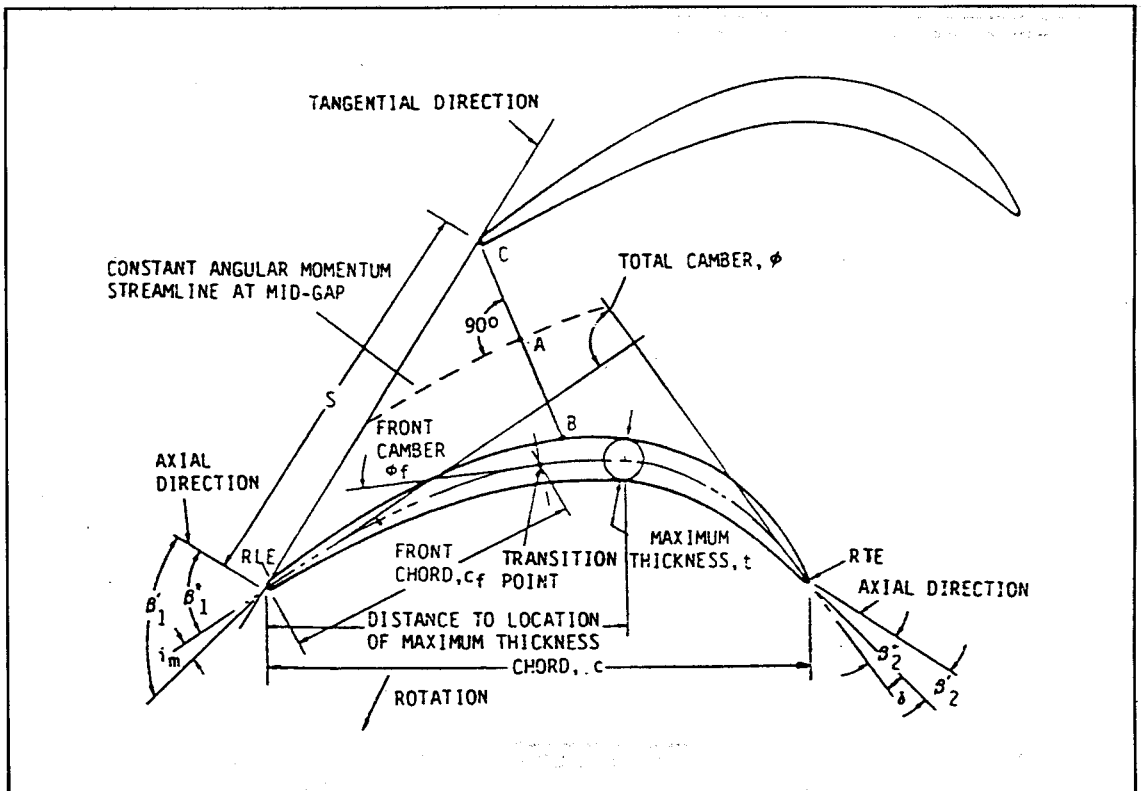


그림 6. 익형 및 익렬의 형상 정의

익형의 형상은 최적의 성능을 보장하는 설계변수에 의해 결정되므로, 익형의 공력학적 성능을 정확히 예측하는 것이 중요하다. 설계점의 하중분포는 기존의 수치해석 기법인 비점성 2차원 유동 해석 (Potential Flow Solver)로 가능하다. 이 결과를 분석하여, 익형 곡면을 따라 하중이 이상적으로 분포되었는지 확인한다. 익형 표면의 경계층 유동 특성의 예측은 기존의 연구결과를 활용한다. 경계층의 형상계수(shape factor)를 계산하면, 유동의 박리 여부 및 난류 유동 특성을 예측할 수 있다. 설계점과 탈설계점의 손실 및 출구각은 경험식을 이용하여 계산한다. 위의 3단계 성능 특성 기법은 전산 프로그램으로 작성되어, 공력조건(입구 유동각 및 마하수)와 설계변수(천이점 및 앞단 캠버각)의 함수로 출력된다. 이 기법은 경험에 의한 데이터베이스가 필요하며, 또한 공력 조건이 까다롭고, 새로운 개념의 설계 개념이 필요한 경우에는 적용이 불가능하다. 최근에는 전산유체역학의 기법이 발달하여, 익형 풍동 실험에 의한 데이터 베이스를 확보하지 않고도 익형의 공력 성능을 예측하는 시도가 활발히 진행되어 오고 있다.[6] 그림 7은 Navier-Stokes 방정식을 이용한 CDA 익형의 공력 성능 해석 결과가 기존의 익형 성능 시험 결과와 거의 일치함을 보여 주고 있다.

각 유선면에서 결정된 2차원 익형은 반경방향으로 중첩시킴으로써 완전한 3차원 형상이 도출된다. 익형은 단면별로 독립적으로 설계되었기 때문에, 중첩과정에서는 응력과 기하학적인 고려가 있어야 한다. 저압단 하단부나 고압단의 경우는 익형의 높이 (span)가 작으므로 큰 문제가 없으나, 저압단 상단과 같이 익형이 길고, 반경 방향의 형상 변화가 심한 경우에는 기하학적인 조건, 유로 단면의 변화 등을 잘 반영하여 설계하여야 한다. 응력 및 구조해석 관점에서는, 각 2차원 익형의 무게중심이 반경 방향의 일직선 상에 연결되도록 하여, 동익의 회전시 무게 중심의 편향이 일어나지 않도록 하여야 한다. 환형 벽면에 의한 2차원 유동의 영향이 큰 경우에는 축방향과 반경방향

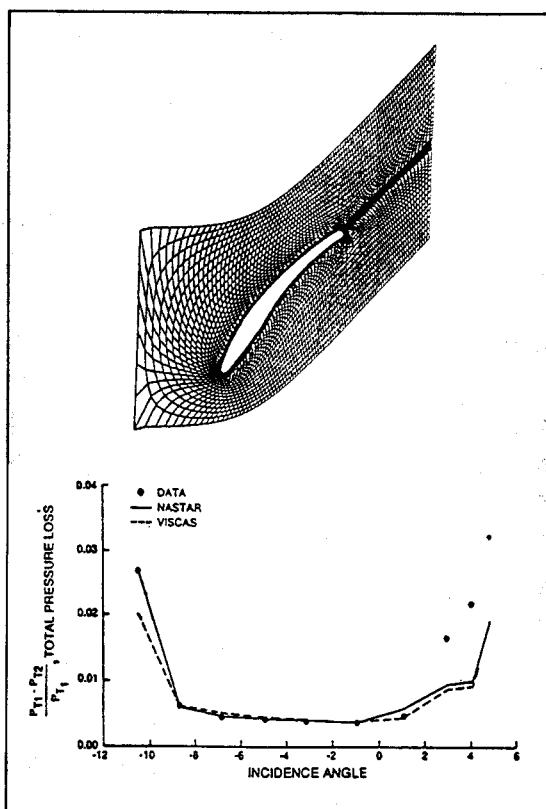


그림 7. N-S 기법에 의한 익형의 공력 성능 해석

의 익형 기울기각의 설정이 매우 중요하다. 이에 의해 반경방향의 압력구배로 공력학적 특성이 달라지고, 압축기의 총괄적인 성능에 영향을 주므로, 완전한 3차원 공력해석이 필요하다.

3차원 익형 형상화를 위한 중첩과정에서 중요한 것 중 하나는, 각 단면의 곡선을 반경 방향으로 중첩시켜 3차원 형상의 익형 곡면을 만드는 곡면 형상 모델링 작업이다. 준3차원 유동해석과 단면별 2차원 익형 형상설계는 보통 5~10개의 단면에서 형상이 결정되므로, CAD/CAM 과정을 위한 형상정보로는 부족하다. 단면별 2차원 곡선과 반경 방향의 중첩선 정보를 이용하여 익형의 곡면을 형상화하여야 한다. 익형 표면과 같은 기능 곡면을 구축하는 방법으로는 기존에 Coon법, Ferguson법, B-spline 곡면기법 등이 CAD/CAM/CAE 응용 소프트웨어에 이용되고 있다. 이렇게

형성된 3차원 익형의 곡면 형상 정보는 점데이터로 익형 제작에 이용될 수 있고, 3차원 공력 해석의 전처리 시스템에 활용될 수 있다. 그림 8은 유선면에서 설계된 2차원 익형을 중첩선을 따라 3차원 형상 모델링한 결과를 보여주고 있다.

3차원 익형의 공력학적 특성은 익형 내부의 유동장 특성과 손실의 예측을 통하여 파악된다. 제작사의 설계시스템에서는 비점성 준3차원 기법과 데이터 베이스에 의한 경험식을 이용하여 공력 특성을 예측하고 단면의 손실을 계산하고 있는 실정이다. 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식의 해를 구하면, 익형의 경계층 유동 특성을 정량적으로 예측할 수 있다. 유동해의 수치기법과 더불어 익렬유동장 특성에 적합한 계산격자형성법과 난류모델의 개발에 연구가 활발히 진행되어 오고 있고, 기존의 경험식에 의존하지 않고도 손실, 출구 유동 특성 등을 예측할 수 있는 수준에 이르고 있다. 3차원 익형의 공력 특성과 구조 해석을 결과를 분석하여 익형의 최종 설계 여부를 결정하게 된다.

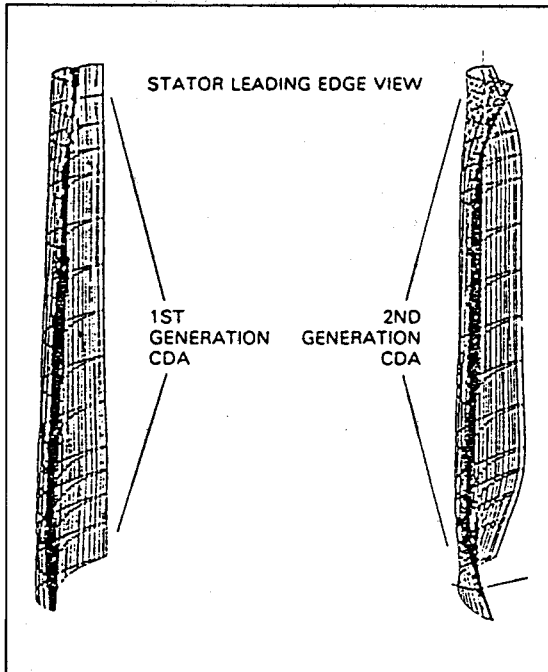


그림 8. 설계된 블레이드의 3차원 형상 예

2.4 성능 예측

축류압축기의 성능은 압축비, 유량, 회전수 및 단열효율의 4가지 변수에 의해 정해진다. 가스터빈 엔진에 쓰이는 축류압축기를 설계함에 있어서, 압축기가 설계 및 탈설계점 운전하에서 어떠한 성능을 가지고 작동하는가를 예측하는 것은 매우 중요한 과제이며, 이러한 문제를 해결하기 위해서는 압축기 익렬내 유동현상에 대한 정확한 이해가 요구되어진다. 최근들어 복잡한 3차원 유동 문제를 해결하기 위한 수치해석 기법이 눈부시게 발전하고 있지만, 그러한 방법들이 압축기 설계 실제에 응용되기에는 많은 계산시간과 자료준비를 필요로 하므로 아직 어려움이 많다. 이러한 이유로, 비교적 간단하면서도 물리적으로도 타당한 방법들인 평균유선에 근거한 단축척법, 익렬반경방향 운동량 관계를 고려한 준3차원 유동해석 방법과 기존의 유사한 압축기 성능 시험자료들로부터 성능을 유추하는 방법들이 흔히 사용되어진다. 그러나, 이러한 3가지방법 중에서 마지막 방법은 많은 시험자료들이 충분히 활용될 수 없는 경우에는 사용되기 어려우므로, 대부분의 압축기 개발에 있어서는 앞서의 2가지 방법들이 좀더 일반적으로 선택되곤 한다.

단축척법은 압축기 내부유로 평균반경의 열역학적 성능변수들에 Euler 일관계식과 질량보존 관계식을 적용하고, 유량계수와 단열효율에 대한 무차원화된 성능곡선을 도입함으로써 계산이 이루어진다.[7] 무차원화된 성능곡선의 모형화에 있어서, 양음의 실속점을 설계점 유량계수의 80%, 120%로 가정하고, 실속시 효율도 설계점 효율에 비해 20% 감소된다고 가정하고 있다. 그림 9는 NASA에서 개발된 2단 축류 팬의 성능에 대한 예측결과와 실험결과 간의 비교 결과를 보여주고 있다. 설계점 (100%)의 회전수는 16043 rpm이고, 50-100%의 보정회전수 (corrected speed)에 대해서 비교하였다. 그림에 나타난 바와 같이 성능 예측곡선은 시험결과와 잘 일치한다.

준3차원 해석방법은 압축기내 유동을 축대칭으

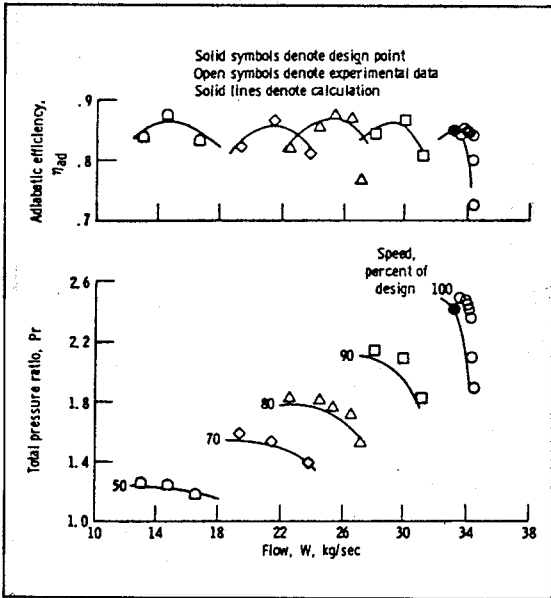


그림 9. STGSK에 의한 성능 예측

로 가정한 유선곡률 방법과, 편차각 모형, 익형 길이 방향 압력손실 분포 모형을 결합하여 해석하는 방법이다.[8-9] 익렬출구의 편차각은 익렬설계, 유동입사각 및 축방향 속도 변화를 고려할 수 있는 상관 관계식을 가지고 평가한다. 익렬형상 손실과 충격과 손실은 유선곡률방법으로부터 구해진 유선들을 따라 계산하고, 2차유동손실은 유동 질량 평균에 근거하여 익렬허브와 팁사이에 2차 함수 형태로 분포시킨다. 이 방법은 단축척법에 비해 계산시간이 길고, 느린 수렴성의 단점을 가지나 예측 능력면에서는 압축기 익렬 길이 방향의 국부적인 성능 자료도 얻을 수 있는 잇점을 가진다.

써지(surge)와 실속(stall)은 엔진이 탈설계점에서 운전시 발생하는 압축기 내부의 불안정성으로 엔진의 성능을 급격히 저하시킨다. 이러한 현상을 가능한 억제하여 엔진의 운전범위를 넓히는 것이 압축기 설계에서 중요하다. 이 방법으로 대표적인 것이 저속에서 유량의 일부를 빼내는 bleeding법과 정익의 장착각을 운전조건에 따라 바꿀 수 있는 가변정익법이다. 엔진의 성능 예측시 이를 고려하여, bleeding 유량과 위치의 선정하고, 가변

정익단의 결정과 예상 가변각의 산출 등에 대한 해석이 필요하다.

3. 기술 현황 및 설계 결과

가스터빈 엔진은 경량, 고성능, 원통형 형태 등의 특성 때문에 항공기의 엔진으로 적합하여 가스터빈 엔진의 발달은 항공기의 발달과 축을 같이 하고 있다. 2차대전 전에는 산업용 엔진이 기술 개발을 주도하였으나, 2차대전을 계기로, 군수의 요구에 의해 항공산업이 급격히 발달하였고, 요구 기술의 고급화로 현재 적용되는 기본 기술의 대부분이 이 때에 확립되었다고 해도 과언이 아니다. 탈냉전 시대인 작금에는 이 때의 기술을 여객기와 같은 상업용 항공 엔진에 안정성과 경제성을 가미하여 적용하고, 다시, 발전용이나 산업 구동용 동력원으로 응용하고 있는 실정이다. 가스터빈 엔진의 핵심 부분품인 압축기의 기술 발달 역사도 이와 같다.

현재의 기술 요구는 고효율과 제작비 경감을 목적으로 설계 조건이 이전보다 훨씬 까다로워지고 있다. 예를 들어 1단에 걸리는 부하도 증가되고 -압력비 1.5 이상-, 익형 종횡비도 낮아져서, 마하수 1.5이상의 초음속 유동을 요구하는 경우가 많다. 따라서, 익형 형상도 기존의 균정화된(standard) 형상을 적용하지 못하고 확산제어(control diffusion)와 같은 새로운 개념의 익형 설계가 부각되고 있다. 한편으로는 전산기의 급격한 발달과 보편화로 경험에 의존하던 설계 과정이, 데이터 베이스에 의한 전산 설계 쪽으로 전환되고 있다. 익렬 풍동 실험이나 시험엔진 구동(rig test)과 같이 비용과 시간이 많이 요구되던 설계 검증 과정도 전산유체역학과 같은 수치해석 기법을 이용하여 그 노력을 훨씬 절감하고 있는 추세이다.

그림 10은 압축기 설계 발달 과정을 도식화한 것이다. 압축기의 익형 기본 형상(base profile)은 항공기 날개(airfoil)에서 유래하였다. 50년대의 초보 설계 단계(1단계)에서는 요구 조건-입출구 유

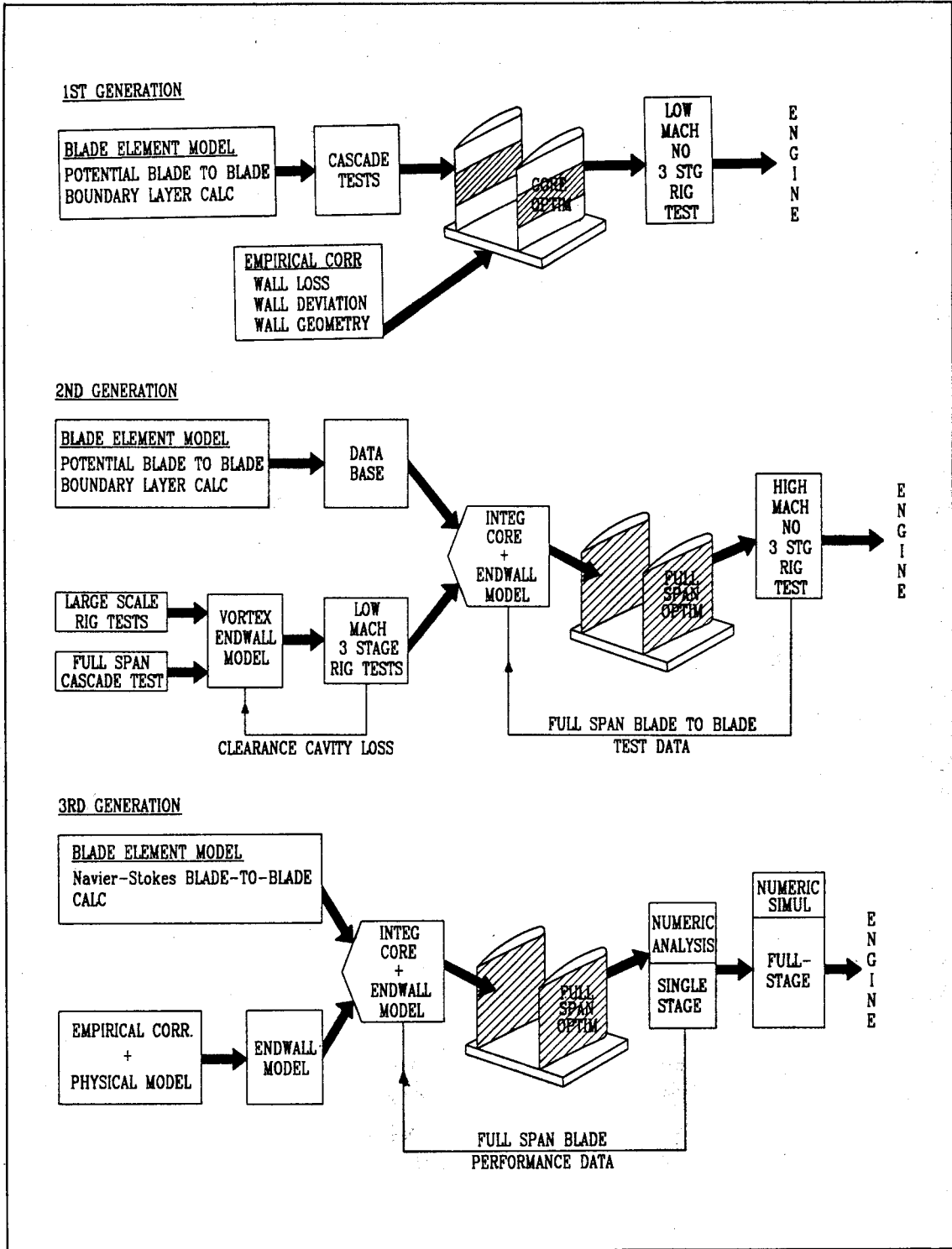


그림 10. 설계 기술 발전 단계

동각, 압력비-등에 맞게 형상을 변화시켜 풍동실험을 통하여 설계 데이터를 축적하였다. 따라서, 설계의 대부분은 설계자의 경험과 많은 양의 실험데이터에 의존하였다. 경험과 시행착오에 의한 데이터가 축적되고, 전산 기법이 설계에 도입됨에 따라, 설계의 많은 부분이 전산기 활용으로 간편하고 규정화되어 오고 있다. 2단계는 이러한 과정으로 80년 후반기 이후 현재까지의 기술 단계를 표시하고 있다. 90년 이후 전산기 능력의 기하학적인 진보와 수치기법의 고급화로 신개념의 익형 설계나 엔진 성능 해석과 같이 이전에 실험과 경험에 의존할 수 밖에 없었던 부분까지도 모의전산실험에 의한 성능 예측이 어느정도 가능하게 되었다. 아직까지 3단계부분은 실용화 되지는 않았으나, NASA나 선도기술 수준의 제작사에서는 차세대 기술의 핵심테마로 연구를 활발히 진행하고 있고, 일부 유용한 결과들이 발표되고 있다.[10-11]

현재의 대표적인 압축기 설계의 예로서, 항공기 엔진 개조 기술 (3.1절), 전산유체역학 기법의 설계 응용 예 (3.2절)을 소개하고, 국내 기술 수준과 동향 (3.3절)을 기술하면 다음과 같다.

3.1 엔진 개조 기술

항공기용 가스터빈 엔진에서는 고효율과 저중량이 최적 설계의 목적이며, 설계 사양에 사용되는 운전조건은 항공기 운행 특성에 따라 결정된다. 복합열병합 발전과 같이 산업용에 사용되는 가스터빈의 경우에는, 중량이나 크기의 문제보다 제작 및 보수비와 같은 가격이 최적 설계의 주목적 함수가 된다. 또한, 설계 조건은 설치되는 곳의 기후 조건, 특히, 온도 변화에 좌우된다. 항공기엔진에서는, low-spool의 축회전수는 저압압축기의 설계 최적화 과정에서 결정되는 중속 변수이다. 발전용 엔진에서는 발전기 축과 저압압축기가 직결되어 있는 경우가 많고, 이 경우에는 저압단의 회전수는 발전 주파수 (60 Hz 또는 50 Hz)의 배수로 저압압축기의 설계조건으로 주어진다. 항공

기 압축기의 주재질은 무게와 운전시 안정성을 고려하여 고급의 티타늄을 사용하지만, 산업용의 경우, 제작비를 고려하여 steel강을 사용하므로, 블레이드의 형상이 다르다. 그러나, 열공력학에 근거한 기본설계 개념은 유사하므로, 항공용과 산업용 엔진의 설계 기법은 유사점이 많다. 또한, 항공기 엔진의 설계 데이터 베이스, 즉, 설계변수의 제약 조건, 익형의 기본 형상 및 특성 등은, 산업용의 설계 조건과 목적에 맞게 변경하여 적용하면, 설계에 필요한 시간과 노력을 절약할 수 있다. 기존의 항공용 엔진을 개조하여 산업용 가스터빈 엔진으로 변경한 경우는 많다. 그림 11의 경우, 20000 lb급 여객기 엔진을 25 MW급 발전용 가스터빈 엔진으로 개조한 예로, 저압압축기 부분에서 개조전 (항공기용)과 개조후 (발전용)을 비교한 그림이다.[12] 항공기용 저압압축기의 fan-stage, fan duct, 1단 정익부를 제거하고, 대신 2단 (그림 11의 1.1단 및 1.3단)을 앞쪽에 추가하고, 기존엔진의 후반부 (2단 이후)와 공력특성을 matching하기 위해서, 1.5단의 회전익부를 재설계하였다. 2단 이후는 유로형상 외에는 기존 엔진과 같은 익형을 사용하였다.

3.2 CFD 응용 기술

최근의 전산기 계산 능력 -기억용량과 처리 속도-이 급속히 향상되고, 수치 기법이 고도화 됨에 따라, 예전에 실험과 경험에 의존했던 복잡한 유동장의 해석이 전산기를 통한 이론적 예측이 어느정도 가능하게 되었다. 유선면 상의 익렬 내부의 2차원 압축성 점성 유동장을 정확히 예측함으로써 기존의 익렬 풍동 실험을 대체할 수 있고, 비정상 3차원 Navier-Stokes방정식의 수치해를 구하는 기법이 발달함에 따라 실제 rig-test전에 어느정도 압축기의 정성적 예측을 할 수 있어서 시험에 의한 시행착오의 회수를 줄이고, 비용과 시간면에서 설계의 효율을 급격히 증가할 수 있다. 전산기의 이용은 단순한 설계과정의 전산화 정도를 넘어서, 압축기 내부의 복잡한 유동에 의

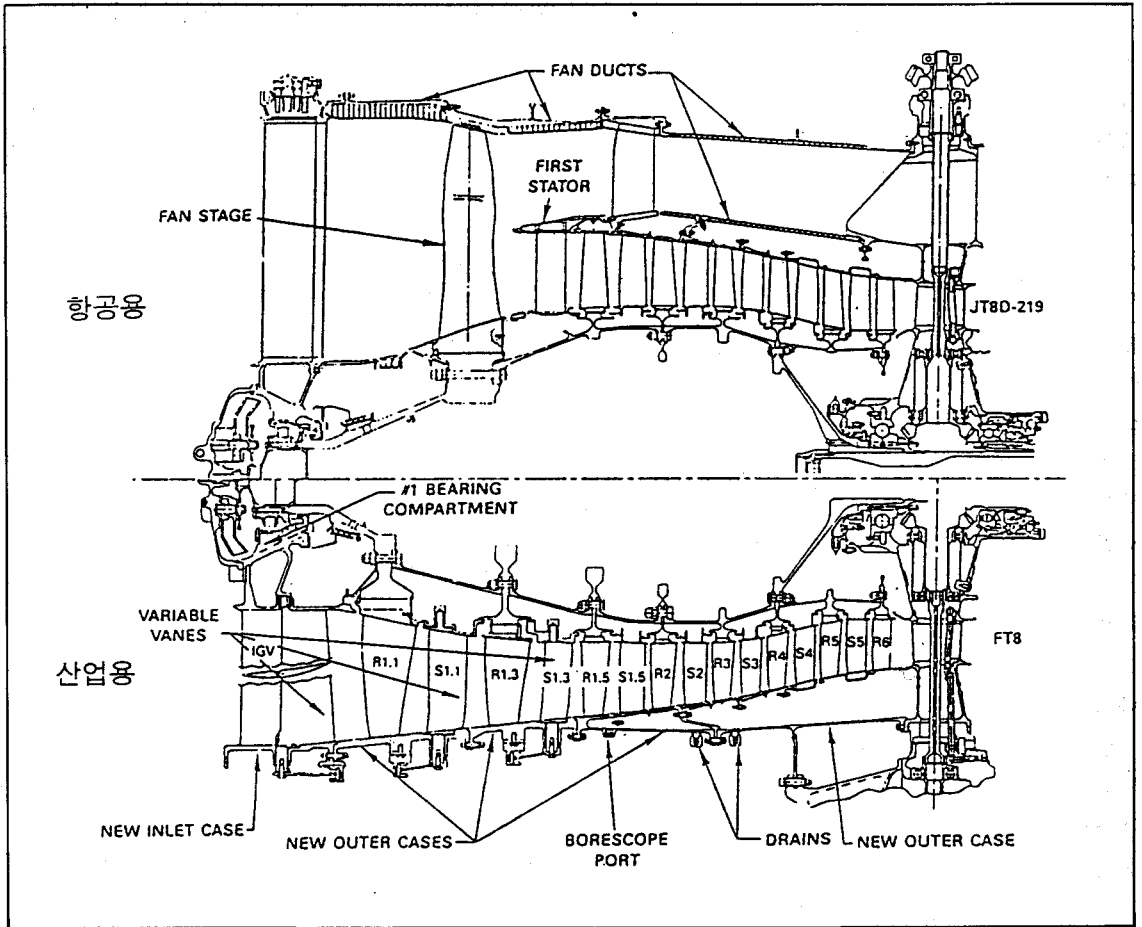


그림 11. 항공기 엔진의 산업용으로의 개조 설계

한 공력 성능 및 특성을 파악하는 수준에 이르고 있다. 일부에서는 설계 과정에 이용함으로써 실제 의미의 전산용설계 (CAD) 를 압축기의 공력설계 기법으로 정착시키고 있다. 다음의 예는 이러한 결과의 일부를 보여준다.

NASA, Lewis의 연구원인 Sanger박사는 최근에 개발된 여러가지 CFD기법을 사용하여 20년전 경험과 단순한 기법으로 설계/제작된 시험용 1단 천음속 압축기를 재설계한 결과를 발표하였다.[10] 기존의 압축기는 평균반경에서의 1차원 해석기법과 반경평형기법을 이용하여 설계된 것으로, 운전 결과 동익 틸부근에서 과도한 초음속유동이 형성되고, 반경방향으로 유동 손실이 크다고 보고 되

었다. 이 문제를 개선하기 위해서, 준3차원 유동해석법과 확산제어 익형 (CDA)를 사용하여 재설계하고, 완전3차원 유동방정식과 상용구조해석 프로그램(NASTRAN)을 사용하여, 설계된 익형의 공력 성능 및 구조 특성을 예측하였다. 그림12는 이렇게 설계된 동익의 유로와 익형 형상을 나타낸다. 동익의 압축비는 1.61, 상대마하수는 1.28로 고압 초음속 유동 조건이고, 중형비는 1.2로서 낮아서, 익형에 걸리는 부하가 크고, 3차원 경계층 유동에 의한 성능 특성이 아주 크다.

그림13은 미국 Pratt & Whitney사에서 개발한 대형여객기 엔진 (PW4000)의 고압압축기의 단면형상이다. 당사의 압축기 해석그룹에서는 자체에

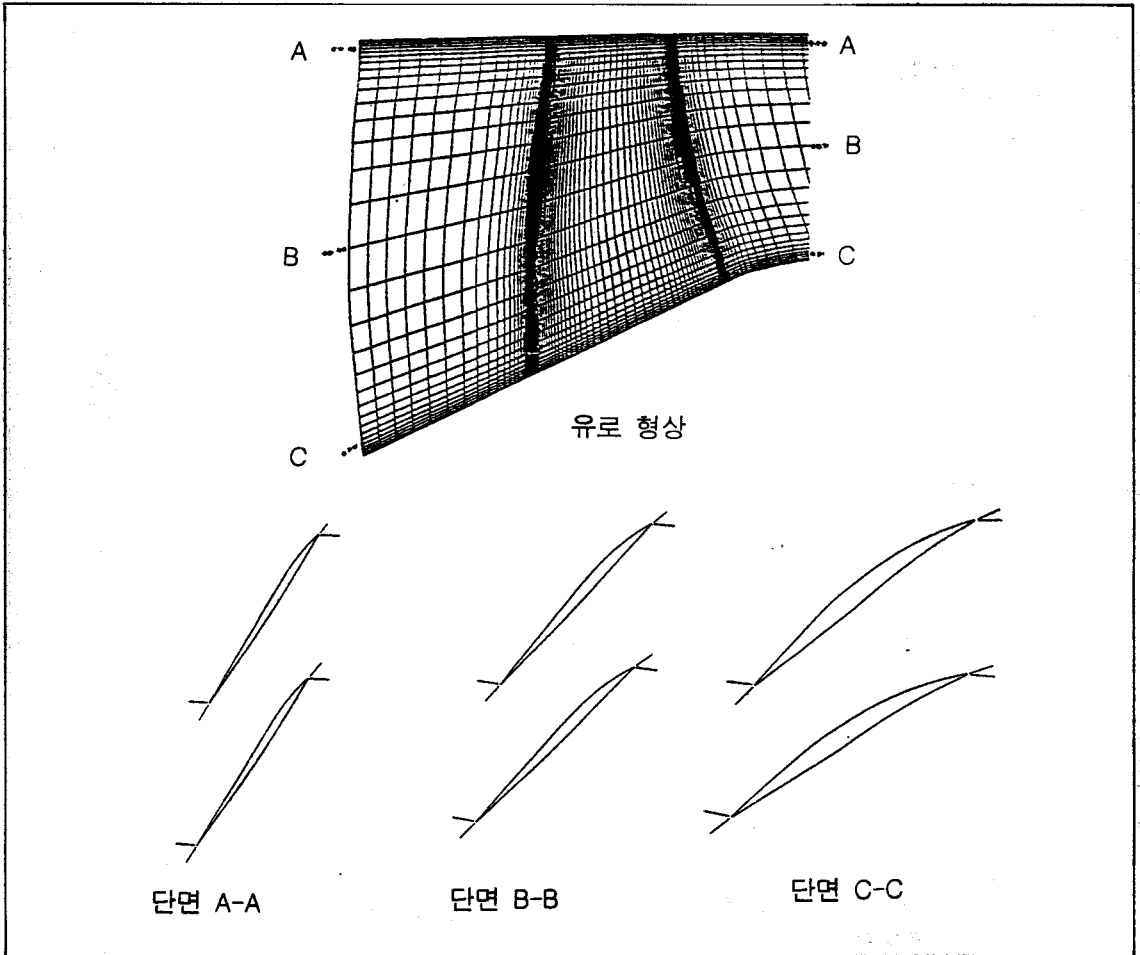


그림 12. CDA에 의한 압축기 동익의 재설계

서 개발한 유동해석코드 (코드명: NASTAR, Navier-Stokes Solver) 를 이용하여 압축기 전단의 유동 특성을 탈설계점에서 해석하고 성능해석 결과와 비교하였다.[11] 성능예측 결과는 기성능 시험과 매우 잘 일치하고, 기존 실험으로는 분석이 어려운 내부 유동 특성을 잘 묘사해 주고 있다. 이 기법을 이용하면, 기존설계 과정에서 고려하지 못하는 익형 내부의 3차원 공력 특성과 손실 원인을 규명하여, 실제 성능 시험전에 설계를 수정할 수 있는 이점이 있다. 이 결과를 이용하여, 압축기를 재설계 하여 엔진 전체의 효율을 1~2 % 증가시켰다고 발표하였다.

80년대 초부터 NASA를 중심으로 압축기 설계

기법을 전산화하는 연구가 진행되었다. 2장과 유사한 설계 이론을 각 과정별로 독립된 프로그램으로 개발되었는데, 소프트웨어회사인 NREC사에서는 이를 체계적으로 정리하여 사용자가 이용하기 편리하게 상용화시켜 시판하고 있다. 코드명은 ACS (Axial Compressor design System)으로 불리우며, 설계 과정별로, TDML (1차원 설계점 계산), TPEREF (1차원 탈설계점 해석), TD3D (준3차원 설계점 공력 조건 산출), TOD3D (준3차원 탈설계점 성능 해석), BLADE (익형 형상 설계), TSONIC (2차원 익형 공력 해석) 의 5개의 모듈로 구성된다. 화상처리 방식으로 결과를 화면에서 직접 확인하고, 수정이 가능한 GUI (Graphic User

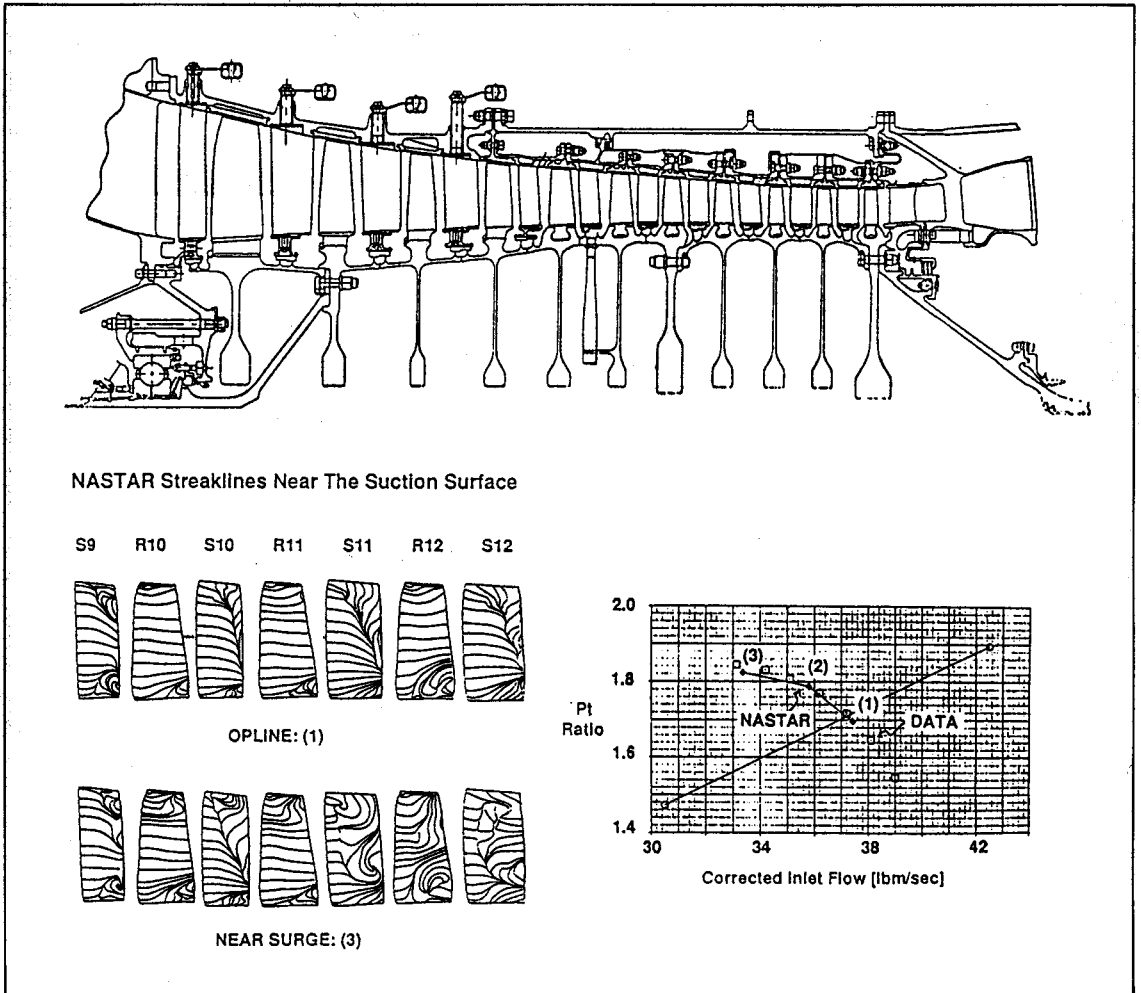


그림 13. N-S 코드를 이용한 엔진 성능 시뮬레이션

Interface) 기법을 채택하고 있다.[13] 터보기계 익형 내부의 3차원 압축성 점성 유동 특성을 해석하고 공력 특성을 예측하는 전용 코드는 여러가지가 개발되어 오고 있다. 대부분 연구소나 제작사 별로 자체개발의 방식을 취하고 있으나, NREC의 VISIUN (VIScous Internal UNsteady solver)와 같이 상용화된 소프트웨어도 있다.[14]

3.3 국내 기술 현황

국내에는 축류 압축기를 자체 기술로 제작한 경험이 없다. 최근에 F16기 전투기 개발 사업의

일환으로 삼성항공에서 엔진 조립과 함께 압축기의 일부 부품을 제작하고 있고, 한국중공업 등에서는 산업용 가스터빈을 국내 조립하여 설치하는 수준이다. 국책연구과제로 1MW급 소형 가스터빈 엔진이 국내 기술진에 의해 개발되고 있지만, 여기에서 채택하고 있는 압축기 형식은 원심형이다.[15]

최근, 가스터빈 엔진과 관련 발전시스템의 설계 기술 국산화에 대한 인식이 연구소를 중심으로 확산되고, 산업체에서도 대형 가스터빈 엔진의 제작에 관심을 가짐에 따라, 산발적이거나 축류압축기의 설계 기술과 관련되는 연구가 일부 수행되

어 오고 있다. 한국항공우주연구소에서는 가스터빈 엔진 시스템 개발 연구를 항공기 엔진을 중심으로 1989년부터 4년간 수행하였다. 3차년도 연구에서 1000 lbf급 항공기 터보제트 엔진에 사용할 4단 축류 압축기를 NASA Cosmic 프로그램을 수정하여 공력 설계하였다.[16] 대학의 연구진에서는 유동해석 프로그램의 개발[17] 과 성능예측 기법 개발[8-9] 등 한정된 영역에서 연구가 수행되어 왔다. 한국기체연구원에서는 증장기 과제의 일환으로 1992년부터 본격적으로 압축성 터보기계의 설계 기술 연구를 해오고 있다.[16,17] 이러한 일환으로 복합열병합발전 플랜트에 사용한 100MW급 가스터빈엔진을 대한항공과 공동개발하고 있는데, 이 중 압축기 설계 분야의 1차년도 주요 결과를 요약하면 다음과 같다.

압축기 부분의 설계 개념은, 기본적으로, 저압부는 완전히 재설계하고, 중간냉각기의 출구 조건을 기존의 고압부 입구 유동 특성에 matching하여, 고압부는 유로형상 외에는 기존의 설계 기준을 그대로 적용하므로 연구의 범위는 저압압축기의 재설계에 한정하였다. 엔진 사이클 해석 결과로부터 주어진 저압압축기의 설계조건은, 유량 459.0 lb/sec, 압축비 4.07 이다. 발전주파수가 60Hz인 경우, 축회전수는 3600 rpm으로, 부하 및 운전조건에 관계없이 일정하다. 발전용의 경우, 항공용에 비해, 상대적으로 유량이 많으므로, 익형의 길이가 크다. 회전수가 작으므로, 아음속 설계 이론을 적용할 수 있다. 1단의 팁속도를 1100 ft/s 로 선정하고, 평균직경은 $D_m = 65.0$ inch, 총 단수는 6단으로 두었다. 각 단의 온도차는 평균 47.3 °R, 출구각은 60.1° 이다. 최대 입구 속도 $M_1 = 1.0$, 외경이 일정 유로형상 (COD형)을 설계 기준으로 준 3차원 해석기법으로 설계한 결과는 그림14에 도시되어 있다. 설계점에서의 압축기의 성능은 다음과 같다.

- 출구조건: 정체압력=59.8 psia, 정체온도=802.7 °R, 규정유량 = 140.3 lb/s
- 압력비=4.072, 온도비=1.55, 총효율 $\eta_c=89.7$ %

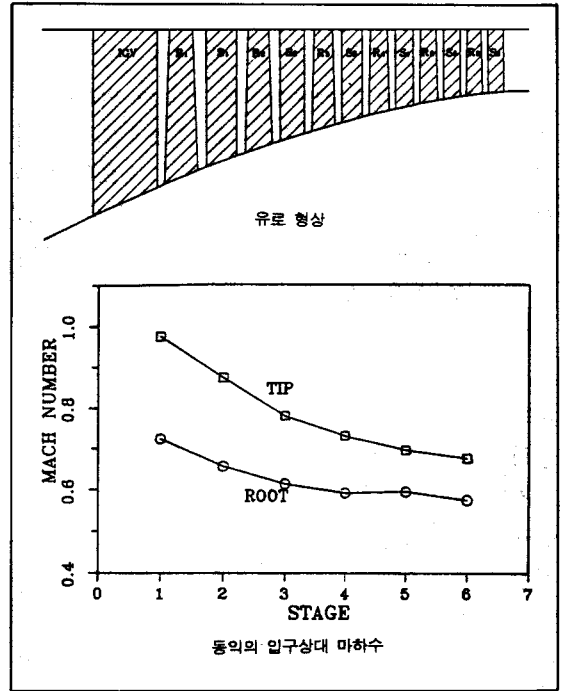


그림 14. 발전용 가스터빈엔진의 저단부 압축기의 기본설계 결과

천음속 유동장에서는 충격파가 발생하여 손실을 증가시키고, 성능 예측도 어려우므로, 익형 및 유로의 설계가 곤란하다. 본연구의 모델과 같이 유량이 많고, 축회전수가 적은 경우에는 아음속 공력 설계 개념을 채택하는 것이 무난하다. 압축기의 전유로에서, 유속이 가장 빠른 곳은 1단의 팁이다. 이 부분의 설계 마하수가 1.0이므로 로우터 팁 익형에서는 천음속 유동이 형성될 가능성이 있어서, 익형 설계시 세심한 주의가 요구된다.

4. 결 론

평균반경 해석법에 의한 설계점의 기본 설계, 준3차원 해석에 의한 상세 설계 조건 산출, 익형의 최적 형상 설계 및 엔진 성능 예측으로 이루어지는 축류압축기의 공력설계의 이론을 기술하였다. CFD기법을 이용한 전산설계의 최신 연구 경향과 주요 설계 결과를 소개하였다. 아울러, 국내의 연구 추세를 간략히 언급하였다.

축류압축기는 다단으로 구성되고, 써지, 실속 등의 엔진 특성이 전체 가스터빈엔진의 성능 저하에 1차적인 원인을 제공하므로 고도의 이론과 설계 경험이 요구된다. 공력이론은 기본적으로 유사하고, 정립되어 있지만, 최적 설계에 필요한 설계 변수, 익형 형상 및 엔진 성능의 보장 등은 설계/제작자의 경험에 의존한다. 외국 제작사와 기술합작에 의한 공동 제작을 하더라도 기술이전의 정도는 제작 및 운전등 생산관련 부분에 한정되고, 핵심 기술인 공력설계 분야의 접근은 허락하지 않는다. 따라서, 압축기의 기술자립화를 위해서는 공력설계 기술을 독자적으로 확보하여야 한다.

지난 50여년간의 연구와 자체개발을 통하여 선진제작사는 각자의 설계기술을 이미 정립하였고, 기술 단계는 성숙기에 접어든데 비하여, 국내에서는 자체 기술과 제작 경험이 전혀 없는 실정이다. 이러한 여건에서 독자적인 설계 기술을 빠른시간에 효율적으로 확보하기 위해서 다음과 같이 2가지 연구 전략을 제시하고자 한다.

첫째, 국내에서는 설계 경험이 전무하므로, 가능한 적은 데이터 베이스에 의존하는 공력 설계 기법을 개발하고, 이를 기존의 설계 결과와 비교 검토를 통하여, 독자적인 데이터베이스와 설계시스템을 재구성한다.

둘째, 공력설계 기술은 제작엔진의 성능 시험에 의해 검증된다. 따라서, 시험용 엔진을 자체적으로 설계, 제작하여 독자적인 설계, 제작 및 성능 검증 프로세스를 확립하여야 한다. 제작과 성능 시험을 거치지 않은 설계 기술은 공학적으로 의미가 없다.

이러한 연구가 효과적으로 수행되기 위해서는 관련 연구분야 종사자들의 노력 뿐만 아니라, 국가적인 차원에서의 지속적인 관심과 지원이 필요하다.

참 고 문 헌

- [1] Sawyer, J.W., "Sawyer's Gas Turbine Engineering Handbook-Vol. I : Theory & Design", Turb. Int'l Pub. Inc., 1985
- [2] Crouse, J.E. and Gorell, W.T., "Computer Program for Aerodynamic and Blading Design of Multistage Axial-Flow Compressors", NASA TR 80-C-21, 1981
- [3] Steinke, R.J., "Design of 9.271-Pressure-Ratio Five-Stage Core Compressor and Overall Performance for First Three Stage", NASA TP-2597, 1986
- [4] Hobbs, D.E. and Weingold, H.D., "Development of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor Application", J. Eng. Gas Turb. & Power (tran. ASME), Vol. 106, pp. 271- 278, 1984
- [5] Belke, R.F., "The Development of a Second Generation of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressors", J. Turbomachinery, Vol.108, pp. 32- 41, 1986
- [6] Rhie, C.M., et.al, "Advanced Transonic Fan Design Procedure Based On A Navier-Stokes Method", ASME 93-GT-323, 1993
- [7] Steinke, R.J., "STGSTK: A Computer Code for Predicting Multistage Axial-Flow Compressor Performance by a Meanline Stage-Stacking Method,"
- [8] 이 찬, "유선곡률법을 이용한 가스터빈엔진용 축류압축기의 설계점/탈설계점 성능해석", 한국항공우주학회 제22권, 제1호, pp.28-37, 1994
- [9] 정 명균, 김 병남, "축류터보기계의 설계 및 탈설계점의 성능예측", 위탁보고서, 1995년 2월
- [10] Sanger, N.L., "Design of a Low Aspect Ratio Transonic Compressor Stage Using CFD Technique", ASME Paper 94-GT-236, 1994
- [11] Coons, L.L., "Large Commercial Engine Turbomachinery Design Using a Fully Viscous Navier-Stokes Code", Collq. on Turbomachinery-1944, Seoul, Korea, 1994

- [12] Monhardt, R.J., et. al., "Design and Test of the FT8 Gas Turbine Low Pressure Compressor", ASME 89-GT-295, 1989
- [13] "ACS: Design and Analysis System for Axial Compressor", Tech. Report, NREC, 1994
- [14] "VISIUN: 3-D CFD Anaysis Code for Radial and Axial Turbomachinery", Tech. Report, NREC, 1994
- [15] 김 재철 외, "산업용 소형 가스터빈엔진 기술개발에 관한 연구", 2차년도 중간요약서, 1993년 11월
- [16] 최 동환 외5인, "개스터어빈 엔진 시스템 개발(III)", 한국항공우주연구소, UCN 0070-13, 1991년 7월
- [17] 정 희택, 백 제현, 1992, '터빈 익렬 내부의 3차원 압축성 점성 유동장의 수치해석', 대한기계학회 논문집, 제 16권, 제 10호, pp. 1915-1927
- [18] 오 군섭 외 42인, "복합 열병합 발전플랜트의 국산화 설계 및 제작 기술 개발 (I)", 과기처 특정연구, 한국기계연구원, UCN019-127.M, 1994년 9월
- [19] 오 군섭 외 19인, "터보기계 설계 기술 개발 (I)", 과기처 특정연구, 한국기계연구원, UCN 048-234.M, 1994년 5월