

Camber Angle이 큰 축류 터어보 기계의 blade주위의 2차원 비점성 유동해석

Analysis of Axial Inviscid Flow around 2-Dimensional Blade
for Large Camber Angle

손 병 진*, 맹 주 성*, 이 관 수*, 원 승 호**
B. J. Son , J. S. Maeng, K. S. Lee , S. H. Won

Abstract

The theory of cascade flow analysis for large deflection was suggested lately, but this assumed to be incompressible and inviscid, the blades of negligible thickness.

In this study, the fluid is assumed to be compressible and inviscid, the blades of given thickness, and using the mean vorticity pannel method the effects of increasing camber angle are analyzed.

As the result of this study, it is found that the calculated flow regimes have good agreement with the existing experimented data and other calculation results.

기 호 설 명

<p>A_{ij} : 영향계수</p> <p>A_{tp} : 후연점의 영향계수</p> <p>C_D : 항력계수</p> <p>C_L : 양력계수</p> <p>C_M : 모우멘트 계수</p> <p>C_P : 압력계수</p> <p>d : 편향각(deviation angle)</p> <p>f : 수직좌표</p> <p>f_{ci} : 계산중심점 수직좌표</p> <p>f_{tp} : 후연점의 수직좌표</p> <p>i : 인시덴스 각(incidence angle)</p> <p>p : blade pitch</p> <p>P_{ol} : 전방전압</p>	<p>P_g : 국부 정압</p> <p>P_1 : 전방 정압</p> <p>R_i : 상수</p> <p>s : blade 표면길이</p> <p>Δs : 경계점사이의 길이(= $S_{j+1} - S_j$)</p> <p>t : 수평좌표</p> <p>V_1 : 입구 유동속도</p> <p>V_2 : 출구 유동속도</p> <p>V_m : 평균 유동속도</p> <p>w : 복소 포텐셜</p> <p>x : 수평좌표</p> <p>x_{ci} : 계산중심점 수평좌표</p> <p>y_{tp} : 후연점의 수직좌표</p> <p>y : 수직좌표</p> <p>z : 복소좌표</p>
--	--

* 한양대학교 기계공학과

** 한양대학교 대학원

- z_0 : blade 선상의 복소좌표
 β_1 : 입구 유동각
 β_2 : 출구 유동각
 β_m : 평균 유동각
 δ_0 : 현과 x 축이 이루는 각
 ϕ : cascade 의 속도 포텐셜
 $\hat{\phi}$: vorticity에 의한 속도 포텐셜
 ψ : cascade 의 유량함수
 $\hat{\psi}$: 평균유동에 대한 유량함수
 λ_1 : 입구 blade 각
 λ_2 : 출구 blade 각
 r : 특이점 세기

1. 서 론

Blade 주위의 cascade 유동해석 이론은 일반적으로 2 가지 방법에 의하여 수행되어 왔다. 첫번째가 blade 형상에 대한 유동장을 계산하는 방법이고, 두번째가 주어진 유동장 즉 유량함수를 만족시키는 익형형상을 결정하는 방법이다. Blade 형상에 대한 유동장을 계산하는 방법은 특이점 분포를 가정하여 해석하는 방법과 cascade 를 하나의 channel 로 가정하여 속도분포를 구하는 방법이 있다. 본 연구에서는 주어진 blade 형상에 대하여 유동장을 계산하는 방법으로 특이점 분포를 가정한 방법을 사용하였다.

터어보기계중, 사용범위가 광범위하고 유용한, 축류 콤프레셔의 성능을 결정하는 주요 부품중의 하나인 blade 를 설계하고 주어진 blade 에 대한 유동장을 해석하는 방법은 여러 학자들^{(1)~(6)}에 의하여 깊이있게 연구가 수행되어 왔으나 이들 연구는 camber angle 이 적은 경우에 대한 연구가 대부분이었다. 그런데 터어보기계의 rotor 와 유체사이의 에너지 전환은 whirl 속도에 비례하므로 고부하의 기계에는 camber angle 이 큰 익형이 요망된다. 최근에 Hawthorn⁽⁶⁾ 등이 부하를 크게 받는 경우, 축류 콤프레셔의 익형설계를 위한 deflection 이 큰 blade 에 대한 연구논문을 발표하고, 또한 기존에 제약이 되었던 deflection

이 크거나 익형간격이 큰 경우에 대하여도 적용할 수 있음을 밝혀 내었다. 이 연구에서 사용한 방법은 특이점 분포를 가정한 분포로써 Oellers⁽¹⁴⁾의 이론을 기초로 하였다. Oellers 는 두개의 익렬로 이루어진 임의의 cascade 의 비점성 유동장을 해석하기 위하여 익형표면에 연속된 vorticity가 분포된다고 가정하고, 이 표면을 이루는 하나의 유선상에 분포된 vorticity 를 구하였다. 그러나 이 연구에서는 전, 후방 무한대 지점의 자유흐름 방향이 같다고 가정하였다. 이 연구는 1970년대 말에 NASA를 중심으로 단일익형 유동장해석과 복합익형 유동장해석⁽⁸⁾⁽¹³⁾에 적용하여 유동장해석 발전에 많은 기여를 하였으며 특히 Kennedy⁽⁷⁾는 cascade 유동에서 pitch-chord 비가 무한대인 경우인 단일익형의 발전된 형태인 복합익형 해석에서의 엄밀해와 비교하여 Oellers 이론의 타당성을 확인하였다. 이것은 실제로 단일 혹은 복합익형에서는 전방무한대 지점과 후방무한대 지점의 자유흐름 속도방향이 같기 때문에 Oellers 의 이론을 직접 도입하여 사용할 수 있었기 때문이다. 그러나 cascade 유동에서는, deflection 이 발생되어 입구속도에 대하여 출구속도의 방향이 전향되므로 Oellers 의 이론을 직접 사용할 수가 없었다. Hawthorn⁽⁶⁾은 자유흐름 방향을 입구 유동방향과 출구유동 방향의 평균값으로 가정하고 Oellers 의 이론을 도입하여 deflection 이 큰, blade 에 대한 설계를 시도하였다. 이 연구에서 사용한 해석방법은 solidity가 작거나 camber angle 이 큰 경우에도 성립함을 보였다. 그러나 이 연구는 두께를 고려하지 않고 비압축성 유동만을 해석하여 실제 설계에 적용하기는 부적합하다고 생각되었다.

본 연구에서는 camber angle 이 크고, 두께를 갖는 blade 의 cascade 유동을 압축성효과를 고려한 비점성 유동장으로 해석하였다. 해석방법은 Hawthorn 등이 deflection 이 큰 camber line 에 적용한 방법을 토대로 하여 두께를 고려한 cascade 유동에 대한 complex potential 을 도출하고, 이 potential로부터 얻

어지는 속도와 평균 자유흐름속도를 중첩시켜 cascade 내의 속도장을 구하였다. 그리고 본 연구에서는, 후연부근 형태가 뾰족한 (cusp) 형태의 blade에 대하여, Kennedy⁽⁷⁾, Bradley⁽¹²⁾ 등이 단일 익형 유동장해석에 사용한 Kutta 조건을 cascade 유동에 도입하여, 출구 유동각을 자체적으로 계산하도록 하였다. 이 계산방법의 타당성을 입증하기 위하여 통상의 deflection을 갖는 NACA 65-410 익형에 대하여, cascade 을 channel로 가정하여 potential 유동방정식과 경계층 방정식의 interaction 방법으로 계산한 Hansen의 수치해석 결과⁽⁵⁾ 및 Herring의 실험결과⁽¹¹⁾와, 같은 조건에서 본 연구에서 사용한 방법으로 계산한 결과를 비교하였다.

2. 비점성 유동해석

2-1 지배 방정식

익형상의 한점 $Z_o(s)$ 에 분포하는 vorticity 를 $\gamma(s)$ 라 하고 익형둘레에 이 vorticity가 분포되어 있다고 가정하면, 이 분포에 의한 하나의 blade에 대한 임의의 점 z 에서의 complex potential 은.

$$\hat{w}_o = -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln(z - z_o(s)) ds$$

여기서 c 는 익형 둘레의 적분경로를 의미한다. 이러한 익형이 ip 의 간격으로 무한개가 존재한다고 가정하면 cascade 내의 complex potential 은 다음 급수로 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} \hat{w}_o = & -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln(z - z_o(s)) ds \\ & -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln(z - z_o(s) - ip) ds \\ & -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln(z - z_o(s) + ip) ds \\ & -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln(z - z_o(s) - 2ip) ds \\ & -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln(z - z_o(s) + 2ip) ds \\ & \dots \dots \dots \end{aligned} \quad (1)$$

식(1)을 정리하면

$$\hat{w} = -\frac{i}{2\pi} \oint_c \gamma(s) \ln\left\{ \sinh \frac{\pi}{p} (z - z_o(s)) \right\} ds \quad (2)$$

이다. 여기서

$$\hat{w} = \hat{\phi} + i\hat{\psi}$$

$$z = x + iy$$

$$z_o = t + if$$

P : blade pitch

평균유동에 대한 유량함수는

$$\psi_m = V_m x \sin \beta_m - V_m y \cos \beta_m \quad (3)$$

이다.

여기서 V_m 은 평균속도

$$\beta_m = \tan^{-1} \left(\frac{\tan \beta_1 + \tan \beta_2}{2} \right)$$

β_1 : 입구 유동각

β_2 : 출구 유동각

$$V_m = \frac{V_1 \cos \beta_1}{\cos \beta_m}$$

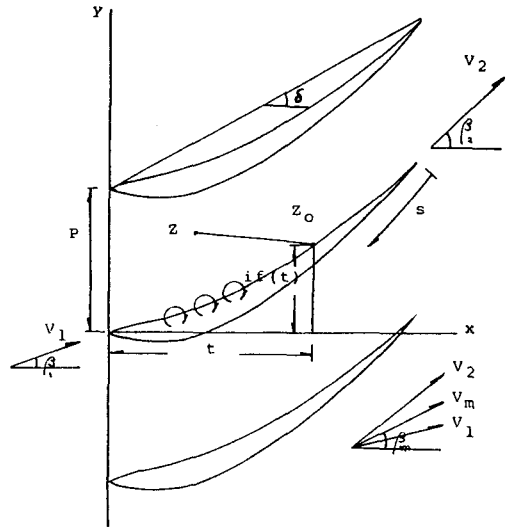


Fig.1 Cascade notation

$$\frac{d\hat{w}}{dz} = -\frac{i}{2p} \oint_c \gamma(s) \coth\left\{ \frac{\pi}{p} (z - z_o(s)) \right\} ds$$

$$= -\frac{i}{2p} f_c \gamma(s) \frac{\sinh \frac{2\pi}{p} (x-t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (y-f(s))}{\cosh \frac{2\pi}{p} (x-t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (y-f(s))} ds \dots\dots\dots(4)$$

식(4)로부터 익형표면을 이루는 vorticity에 의한 유량함수는

$$\hat{\psi} = -\frac{1}{4\pi} f_c \gamma(s) \ln \{ \cosh \frac{2\pi}{p} (x-t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (y-f(s)) \} ds \dots\dots\dots(5)$$

이며, 식(3), 식(5)으로부터 cascade 유동장의 유량함수는

$$\psi = \psi_m + \hat{\psi} = V_m x \sin \beta_m - V_m y \cos \beta_m - \frac{1}{4\pi} f_c \gamma(s) \ln [\cosh \frac{2\pi}{p} (x-t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (y-f(s))] ds$$

이다.

익형표면의 vorticity 분포를 구하기 위하여 x 와 y 값을 익형표면상의 control points $x = x_{ci}$, $y = f_{ci}$ 로 취하면,

$$\psi + \frac{1}{4\pi} f_c \gamma(s) \ln [\cosh \frac{2\pi}{p} (x_{ci} - t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (f_{ci} - f(s))] ds = V_m x_{ci} \sin \beta_m - V_m y_{ci} \cos \beta_m \dots\dots\dots(6)$$

$i = 1, 2, \dots, N-1$

로 나타낼 수 있다. 여기서 x_{ci} , f_{ci} 는 각각 control point의 x 및 y 좌표를 뜻한다. 식(6)의 수치계산을 위하여 익형 전 둘레를 N 개의 pannel로 분할하고, 각 pannel에 대하여 식(6)의 적분을 수행하면 식(6)의 적분은 다음과 같은 선형 식으로 표시할 수 있다.

$$\psi + \sum_{j=1}^{N-1} A_{ij} \bar{\gamma}_j = V_m \sin \beta_m x_{ci} - V_m f_{ci} \cos \beta_m \dots\dots\dots(7)$$

$i = 1, 2, \dots, N-1$
 $j = 1, 2, \dots, N-1$

영향계수 A_{ij} 는

$i \neq j$ 인 경우 :

$$A_{ij} = \frac{1}{4\pi} \int_{s_j}^{s_{j+1}} \ln [\cosh \frac{2\pi}{p} (x_{ci} - t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (f_{ci} - f(s))] ds = \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_j} \ln [\cosh \frac{2\pi}{p} (x_{ci} - t(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (f_{ci} - f(s))] ds \dots\dots\dots(8)$$

여기서

$$t(s) = x_j + \frac{x_{j+1} - x_j}{\Delta s_j} s$$

$$f(s) = f_j + \frac{f_{j+1} - f_j}{\Delta s_j} s$$

$$\Delta s_j = s_{j+1} - s_j = \sqrt{(x_{j+1} - x_j)^2 + (f_{j+1} - f_j)^2}$$

$$x_{ci} = \frac{x_{i+1} + x_i}{2}$$

$$f_{ci} = \frac{f_{i+1} + f_i}{2}$$

$i = j$ 인 경우 :

$s = \Delta s_j / 2$ 에서 특이점을 가지므로

$$A_{ii} = \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_j} \ln [\cosh \frac{2\pi}{p} \{ x_{ci} - (x_i + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s) \} - \cos \frac{2\pi}{p} \{ f_{ci} - (f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s) \}] ds = \frac{1}{4\pi} [\int_0^{\Delta s_j} \ln \frac{\cosh \{ (x_{ci} - t(s)) \}}{\frac{1}{2} (\frac{2\pi}{p})^2 \{ (x_{ci} - t(s))^2 - \cos \frac{2\pi}{p} \{ f_{ci} - f(s) \} + (f_{ci} - f(s))^2 \}} ds + \Delta s_i \{ \ln \frac{1}{2} (\frac{2\pi}{p})^2 (\frac{\Delta s_i}{2})^2 - 2 \}] \dots\dots\dots(9)$$

이 된다.*

2-2. 수치계산

2-2-1. 선형 방정식

식(9)를 행렬로 표시하면 다음과 같다.

$$\begin{matrix}
 j=1 & j=2 & \dots & j=N-1 \\
 i=1 & \left[\begin{matrix} A_{11} & A_{12} & \dots & A_{1N-1} & 1 \end{matrix} \right] \begin{matrix} \bar{\gamma}_1 \\ \bar{\gamma}_1 \\ \dots \\ \bar{\gamma}_{N-1} \end{matrix} \\
 i=2 & \left[\begin{matrix} A_{21} & A_{22} & \dots & A_{2N-1} & 1 \end{matrix} \right] \\
 \dots & \left[\begin{matrix} \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \end{matrix} \right] \\
 i=N-1 & \left[\begin{matrix} A_{N-11} & A_{N-12} & \dots & 1 & \text{Kutta condition} \end{matrix} \right] \begin{matrix} \bar{\gamma}_1 \\ \bar{\gamma}_1 \\ \dots \\ \bar{\gamma}_{N-1} \\ \psi \end{matrix} = \begin{matrix} R_i \end{matrix} \quad (10)
 \end{matrix}$$

$$R_i = V_m x_{ci} \sin \beta_m - V_m f_{ci} \cos \beta_m \quad i=1, 2, \dots, N-1$$

2-2-2. Kutta 조건

Morgan⁸⁾, Marpilis⁹⁾, Chen¹⁰⁾등을 단일 익형 Kutta 조건으로서,

$$\begin{aligned}
 \bar{\gamma}_1 &= -\bar{\gamma}_{N-1} \quad \text{즉} \quad \bar{\gamma}_1 + \bar{\gamma}_{N-1} = 0 \\
 \text{혹은} \quad \gamma_{tu} &= \gamma_{tl} = 0 \quad \dots (11)
 \end{aligned}$$

을 사용하였다. 이 조건을 pannel method에 사용하면 후연점에 가까운 pannel의 속도가 0으로 되는 모순이 생긴다. 그리하여 bradley¹²⁾ Kennedy⁷⁾ 등은 후연점에 인접해서 하류쪽에 미소한 pannel 요소를 가정하여 control point를 부가 시키므로써 오차를 최소화하였다. 이 경우 Kutta 조건은 다음과 같다.

$$\psi + \sum_{j=1}^{N-1} \bar{\gamma}_j A_{tj} = R_{tp} \quad \dots (12)$$

여기서

$$\begin{aligned}
 A_{tj} &= \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_j} \ln \left\{ \cosh \frac{2\pi}{p} (x_{tp} - x(s)) - \cos \frac{2\pi}{p} (f_{tp} - f(s)) \right\} ds \\
 R_{tp} &= V_m x_{tp} \sin \beta_m - V_m f_{tp} \cos \beta_m \\
 x_{tp} &= x_p + t(1 + 0.01) \cos \alpha_o \\
 f_{tp} &= \{(x_p - x_{te})^2 + (f_p - f_{te})^2\}^{1/2} \\
 \alpha_o &= \sin^{-1} \left\{ \frac{f_p - f_{te}}{t} \right\} \\
 x_p &= \frac{x_{CN-1} + x_{c1}}{2} \\
 f_p &= \frac{f_{CN-1} + f_{c1}}{2}
 \end{aligned}$$

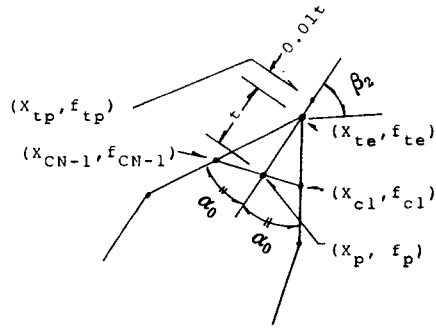


Fig.2 Kutta condition point and outlet fluid angle

식 (7)은 control point의 총 갯수가 N-1개의 식에, 1개의 ψ , N-1개의 $\bar{\gamma}_j$, 총 N개의 미지수를 갖는다. 그러므로 식(7)과 식(12)을 연립시키면 N개의 미지수를 계산할 수 있다

2-2-3. 영향계수의 적분

영향계수의 수치적분은 수치계산의 정확성을 기하기 위하여 Romberg의 구적법을 사용하고 수렴조건은

$$\epsilon = \left| \frac{A^{n+1} - A^n}{A^n} \right|$$

으로 하였다. 여기서 A^n 은 n번째 계산된 영향계수이고 A^{n+1} 계산을 위한 계산 구간수는 A^n 계산을 위한 구간수의 2배로 잡아 계산하였고, 계산 시간도 2배의 시간이 소요되었다. 마무리 오차를 줄이기 위하여 Romberg 구적법에 사용되는 모든 변수를 배정수로 계산하였다.

2-2-4. 비점성 압축성유동 계산

비점성 속도의 압축성 영향을 계산하기 위하여 Karman - Tsien 법칙을 적용하였다. 이 법칙은

$$\begin{aligned}
 \lambda &= \frac{M_1^2}{(1 + \sqrt{1 - M_1^2})^2} \\
 \left(\frac{V}{V_1} \right)_{incomp} &= \frac{\left(\frac{V}{V_1} \right)_{incomp} (1 - \lambda)}{1 - \lambda \left(\frac{V}{V_1} \right)_{incomp}^2}
 \end{aligned}$$

이며 국부 Mach 수의 계산은

$$M = \frac{M_1 \left(\frac{V}{V_1} \right)_{comp}}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \left\{ 1 - \left(\frac{V}{V_1} \right)_{comp}^2 \right\} \right]^{1/2}}$$

이다. 여기서 하첨자 1은 입구조건을 나타내며 comp와 incomp는 각각 압축성과 비압축성을 나타낸다.

3. 결과 및 고찰

본 연구에서 사용한 압력계수는

$$C_p = \frac{P_{01} - P_g}{P_{01} - P_1}$$

이고 여기서 P_{01}, P_1 은 입구조건에서의 전압과 정압을, P_g 는 국부 정압을 나타낸다. 영향계수의 적분방법은 Romberg 구적법을 사용하여 계산하였는데 수렴오차는 상대오차

$$\epsilon < 10^{-6}$$

까지 허용하여 계산하였다. 속도계산을 위한 역행렬 계산은 Gauss-Jordan 소거법을 사용하였다.

Table 1. Geometry of blade

Type	Location of max. thickness / chord (%)	Max. thickness / chord (%)	Location of max. camber / chord (%)	Max. camber / chord (%)
A-1	30	10	40	5
A-2	30	10	40	10
A-3	30	10	40	15
A-4	30	10	40	20
A-5	30	10	40	25

Table.2 Flower conditions

Type	inlex blade angle α_1 (degree)	incidence i (degree)	inlet fluid angle ; β_1 (degree)	outlet fluid angle ; β_2 (degree)	camber angle ; θ (degree)	deflection d (degree)
A-1	14.00	0	14.00	-9.05	23.05	23.05
		5	19.00			28.05
		10	24.00			33.05
A-2	26.52	0	26.52	-17.63	43.14	43.14
		5	31.52			48.14
		10	36.52			53.14
A-3	36.76	0	36.76	-25.67	62.43	62.43
		5	41.76			67.43
		10	46.76			72.43
A-4	44.88	0	44.88	-32.72	77.60	77.60
		5	49.88			82.60
		10	54.88			87.60
A-5	51.28	0	51.28	-38.79	90.07	90.07
		5	56.28			95.07
		10	61.28			100.07

Hawthorn 등⁽⁶⁾은 deflection 60°와 120°를 갖는 compressor blade 설계를 위한 cascade flow 계산 방법을 제시하였으나, blade 의 두께를 고려하지 아니하였다.

본 연구는 두께를 고려하여 deflection 이 큰 blade 의 cascade flow 를 계산하였다. 계산에 사용한 blade 의 geometry 는 Table 1과 같고, 유동조건은 Table 2 와 같다.

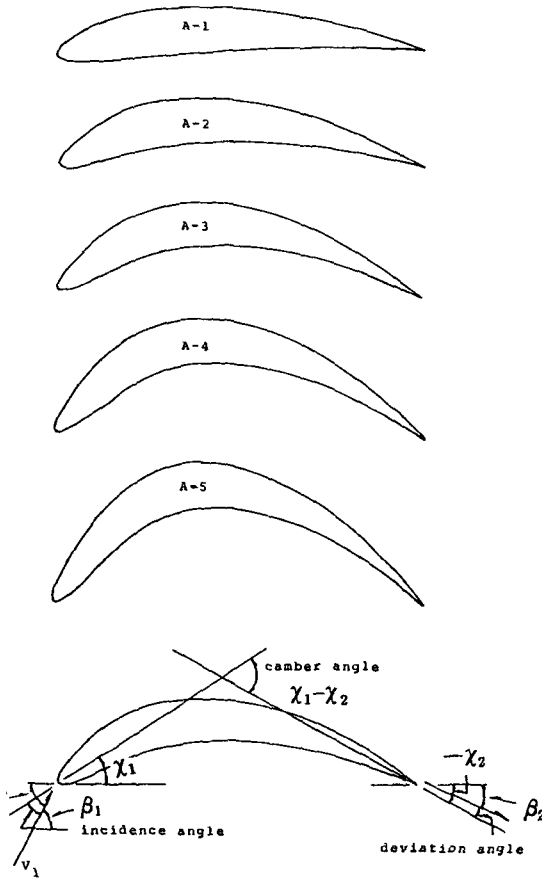


Fig.3 Blade type and notation

Fig. 4~Fig. 6 은 $p/c = 0.8$ 의 cascade 에서 camber angle 을 parameter 로 하여 x/c 에 따른 incidence angle 이 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ 일때의 압력계수를 계산한 그림이고, Fig. 7~Fig. 9 는 $p/c = 1.2$ 의 cascade 에 대한 압력계수 분포이다. 그림에서 압력계수는 camber an-

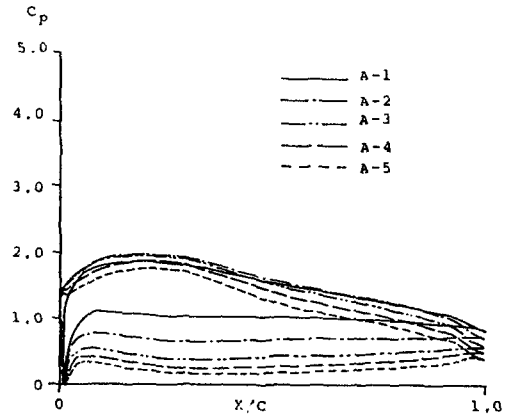


Fig.4 Surface pressures at $p/c = 0.8, i = 0^\circ, M_i = 0.1$

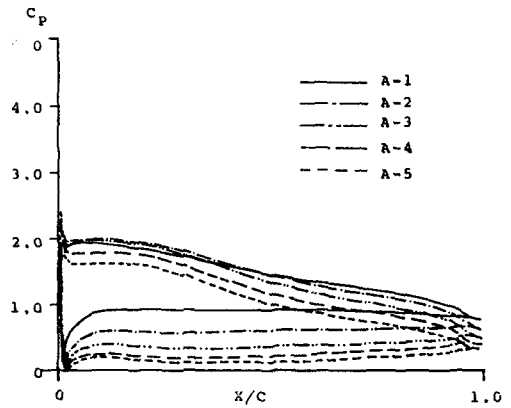


Fig.5 Surface pressures at $p/c = 0.8, i = 5^\circ, M_i = 0.1$

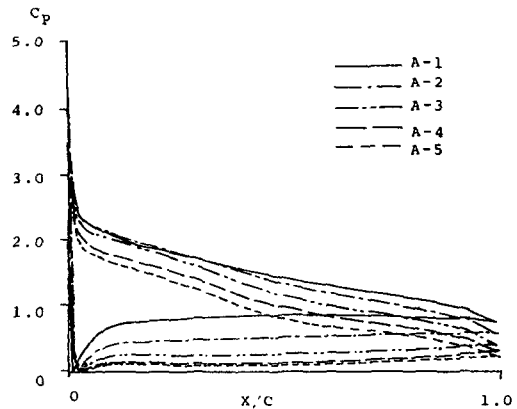


Fig.6 Surface pressures at $p/c = 0.8, i = 10^\circ, M_i = 0.1$

gle 의 영향을 받으나 압력면이 부압면에 비하여 크게 받는 것으로 나타났다. 그리고 camber angle 에 따르는, 압력계수의 차이는 압력면에서 전체 현 길이에 연하여 거의 일정하나, 부압면에서는 leading edge 부근보다 trailing edge 근방에서 크게 나타났다. 또 incidence angle 의 증가는 leading edge 에서 압력계수의 급격한 증가를 유발하였고, 부압면에서 camber angle 의 영향을 증대시켰다.

Fig. 10, Fig. 11 은 각각 $p/c = 0.8, 1.2$ 에 대하여 camber angle 에 따른 양력계수의 변화를, incidence angle 을 parameter 로 하여, 계산한 그림이다. 대략 60° 의 camber angle 까지는 incidence angle 의 증가 ($0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$) 에 따

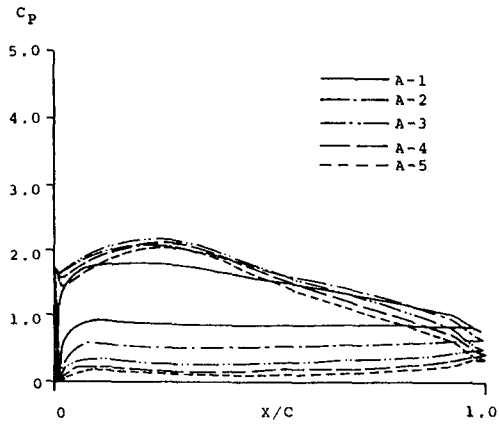


Fig.7 Surface pressures at $p/c = 1.2, i = 0^\circ, M_i = 0.1$

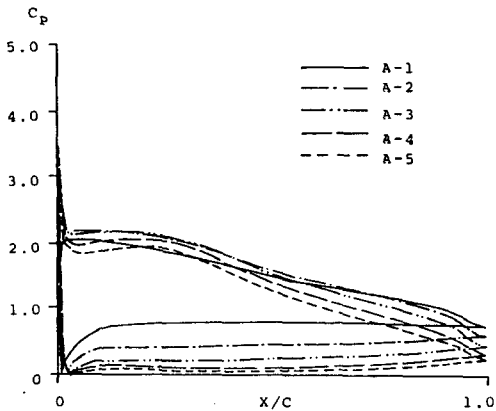


Fig.8 Surface pressures at $p/c = 1.2, i = 5^\circ, M_i = 0.1$

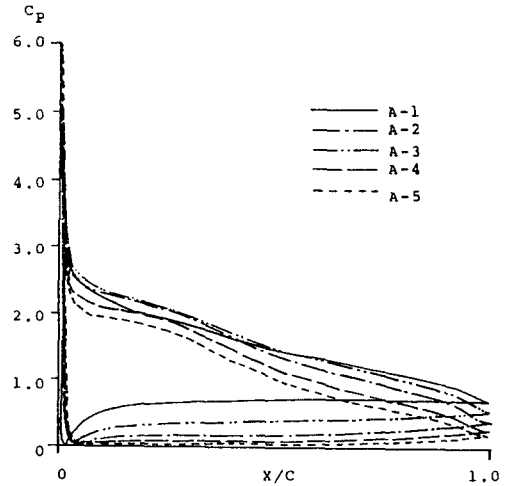


Fig.9 Surface pressures at $p/c = 1.2, i = 10^\circ, M_i = 0.1$

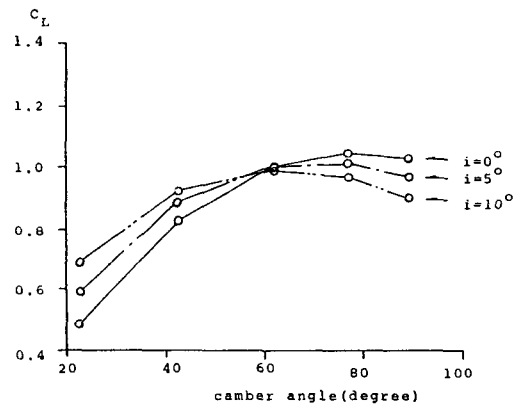


Fig.10 Lift coefficient distribution with incidence angle vs camber angle at $p/c = 0.8, M_i = 0.1$

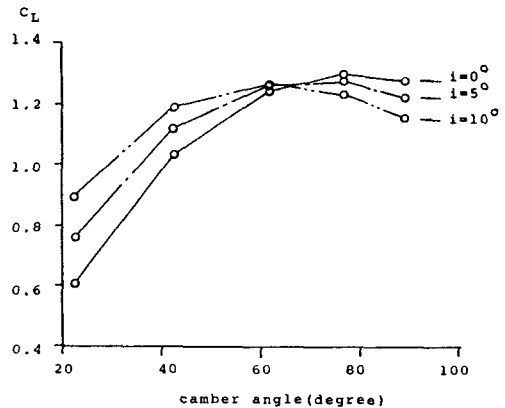


Fig.11 Lift coefficient distribution with incidence angle vs camber angle at $p/c = 1.2, M_i = 0.1$

라 양력계수가 증대되었으나, 60°를 넘으면 도리어 상대적으로 작아지는 것으로 나타났다.

그리고, 60°까지는 camber angle의 증가에 따라 비교적 높은 증가율로 증가하였으나, 60°를 넘으면 증가율이 둔화, 내지는 incidence angle에 따라서는 감소하는 경향을 보였다. 이는 camber angle의 증가로 유동의 deviation이 증대되어 유체의 deflection이 camber angle 증가에 비례하지 않는다는 사실에 상응한다.

Fig. 12와 Fig. 13은 camber angle에 대한 항력계수 변화를 도시한 것이다. 항력계수는 camber angle의 변화에 크게 영향을 받지 않으나 incidence angle (0°, 5°, 10°)의 증가에 따라서는 증가한다는 것을 나타낸다.

Fig. 14, Fig. 15는 camber angle에 따른 moment coefficient 변화를 도시한 것이다. 이 경우는 양력계수와 마찬가지로 camber angle 60°이상에서 증가율이 둔화내지는 감소하였다. 또한 incidence angle의 영향을 크게 받는다는 것을 알 수 있다.

Fig. 16과 Fig. 17은 본 연구에서 사용한 이론의 타당성 여부를 검토하기 위하여 범용의 compressor blade에 대한 Harrig의 실험 조건을 토대로 계산하여, Harrig의 실험치 및 channel 유동으로 가정하여 해석한 Harsen의 계산결과와 비교한 것으로, 비교적 잘 일치한

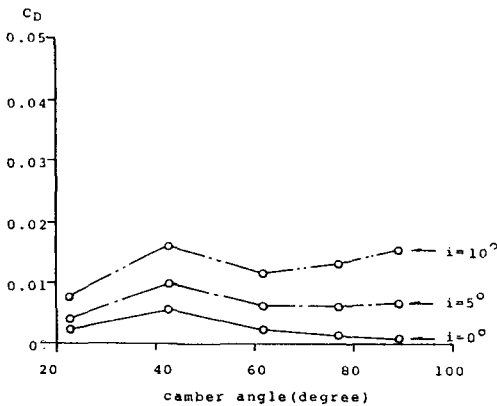


Fig. 12 Drag coefficient distribution with incidence angle vs camber angle at $p/c=0.8, M_i=0.1$

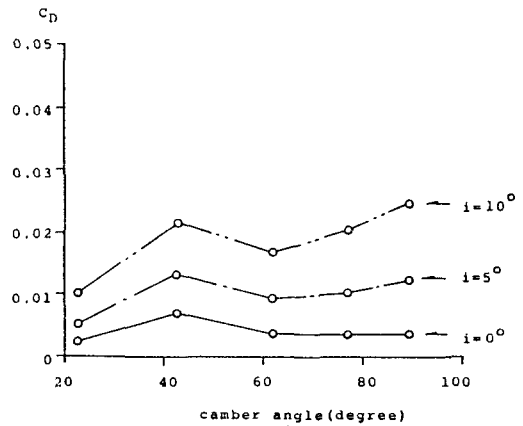


Fig. 13 Drag coefficient distribution with incidence angle vs camber angle at $p/c=1.2, M_i=0.1$

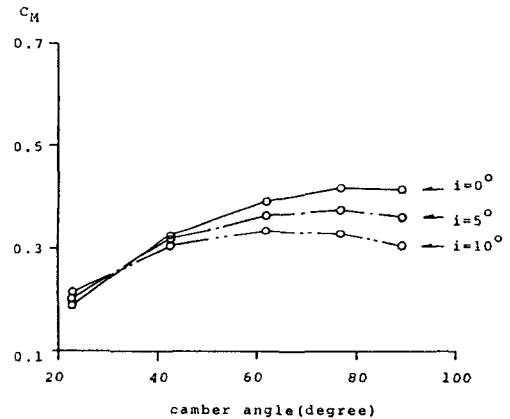


Fig. 14 Moment coefficient distribution with incidence angle vs camber angle at $p/c=0.8, M_i=0.1$

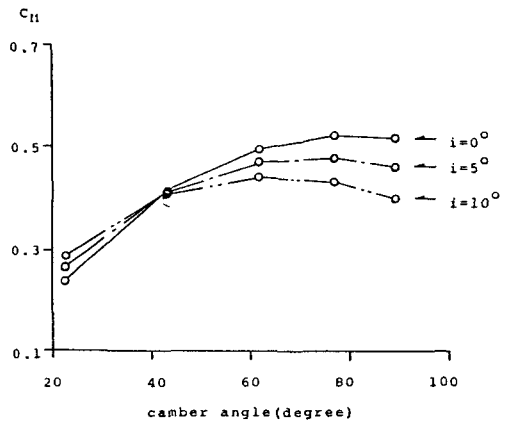


Fig. 15 Moment coefficient distribution with incidence angle vs camber angle at $p/c=1.2, M_i=0.1$

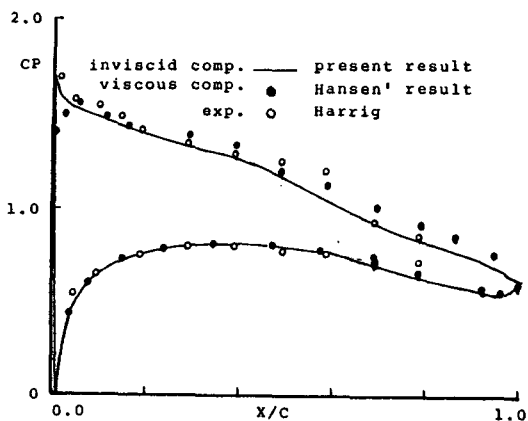


Fig. 16 Surface pressures for 65-410 airfoil cascade at attack angle = 9.3° , $\delta_0 = 45^\circ$, $M_i = 0.1$

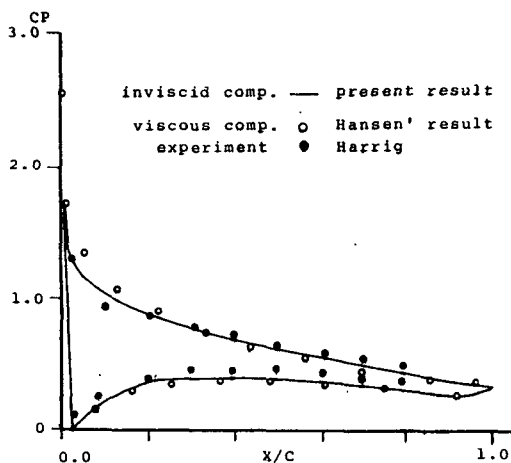


Fig. 17 Surface pressures for 65-410 airfoil cascade at attack angle = 18.1° , $\delta_0 = 45^\circ$, $M_i = 0.1$

다는 것을 알 수 있다.

실제 유동은 점성의 영향을 크게 받는다. 따라서 경계층의 형성으로 인한 박리현상 때문에 비점성유동해석과는 차이가 있을 것으로 생각한다. 본 연구는 camber angle 이 큰 blade 의 유동해석을 위한 첫 단계로서 비점성 유동을 해석하였다. 여기서 사용한 비점성 유동 계산은 점성유동을 계산할 때 viscous - inviscid interaction 을 위한 해석에 사용될 수 있을 것으로 생각된다.

4. 결 론

Camber angle 이 큰 축류 터보 기계 blade 주위의 유동을 해석하기 위하여, viscous - inviscid interaction 에 사용할 수 있는 비점성 유동장을 해석하였다.

해석 방법의 타당성을 입증하기 위하여 범용의 camber angle 을 갖는 blade 에 대하여, 동일한 유동 조건에서, Harrig 의 실험값, Hansen 의 계산결과 및 본 연구의 계산결과와 비교한 결과, 잘 일치한다는 것을 알 수 있었다.

그러므로 본 연구는 camber angle 이 큰 blade 설계를 위하여, 점성 압축성을 고려하는 유동장 해석시, 자유흐름 유동장의 유동해석에 사용할 수 있을 것으로 믿어진다.

References

1. Okuroumu, O., and J.E. McLune: "Lifting Surface Theory of Axial Compressor Blade Rows: Part I-Subsonic Compressor; Part II-Transonic Compressor," AIAA Journal, vol.12, pp.1363-1372, 1974.
2. Homicz, G.F., and Lordi, J.A.: "Three-Dimensional Lifting-Surface Theory for an Annular Blade Row", AIAA Journal, vol.19, No.4, pp.492-500, 1980.
3. Dodge, P.R.: "The Use of a Finite Difference Technique to Predict Cascade, Stator, and Rotor Deviation Angles and Optimum Angles of Attack", ASME J. Eng. for Power, pp.185-190, 1973.
4. Miller, M.J. and Serovy, G.K.: "Deviation Angle Estimation for Axial-Flow Compressors Using Inviscid Flow Solutions", ASME J. Eng. for Power, No.97, pp. 163-168, 1975.
5. Hansen, E.C., Serovy, G.K., and Sockol, P.M.: "Axial-Flow Compressor Turning Angle and loss by Inviscid-Viscous Interaction Blade- to -Blade Computation",

ASME J. Eng. for Power, pp.1-7, 1979.

6. Hawthorn W.R., C.S. Tan and J.E. Mclune: "Theory of Blade Design for Large Deflections; Part I- Two -Dimensional Cascade", Trans. ASME J.Eng. for Gas Turbines and Power, vol.106, pp.346-353, 1984.
7. Kennedy, H.L., Marsden, D.J.: "A Potential Flow Design Method for Multicomponent Airfoil Sections." J. Aircraft, vol. 15, No.1, 1978.
8. Morgan, H.L.: "A Computer Program for the Analysis of Multi-element Airfoils in Two-dimensional Subsonic, viscous Flow", NASA SP-347, 1975.
9. Marvplis, F.: "Aerodynamic Prediction and Design Methods of Aircraft High Lift Systems", N. R. C. of Canada, 1974.
10. Chen, A., Ormsbee, A.I.: "Multiple Element Airfoils Optimized for Maximum Lift Coefficient" AIAA Journal vol.10, No.12, 1972.
11. Herrig, L.J., Emery J.C. and Erwin, J.R.,: "Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-series Compressor Blades at Low Speeds," U.S. NACA TN 3916, 1957.
12. Bradley, R.G., and Bhateley, I.C.: "A Simplified Mathematical Model for the Analysis of Multi-Element Airfoils near Stall", C.P. 102, 1972.
13. Carden, R.K., Smetana, F.O., Summey, D.C.: "Light Aircraft Lift, Drag, and Moment Prediction a Review and Analysis", NASA CR-2523.
14. Oellers H.J.: "Die Incompressible Potential Stroemung in der efe Gitter-Stufe", WGLR, 1962.

Appendix

영향계수 적분을 수행할 때 특이점이 존재하여 적분이 불가능하게 된다. 그러므로 이 점을 포함하는 구간에서 특이점을 소거시켜 근

사계산을 수행하였다. 작은 Δs_i 에 대하여 A_{ii} 는

$$\begin{aligned} & \lim_{s \rightarrow \frac{\Delta s_i}{2}} \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_i} \ln \left\{ \cosh \frac{2\pi}{p} \left\{ x_{ci} - \left(x_i + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\} - \cos \frac{2\pi}{p} \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\} \right\} ds \\ & \doteq \lim_{s \rightarrow \frac{\Delta s_i}{2}} \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_i} \ln \frac{1}{2} \left(\frac{2\pi}{p} \right)^2 \left\{ \left\{ x_{ci} - \left(x_i + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\} \right\} ds \\ & \doteq \lim_{s \rightarrow \frac{\Delta s_i}{2}} \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_i} \ln \frac{1}{2} \left(\frac{2\pi}{p} \right)^2 \left(\frac{\Delta s_i}{2} - s \right)^2 ds \\ & \dots\dots\dots (A-1) \end{aligned}$$

이므로

$$\begin{aligned} A_{ii} &= \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_i} \ln \frac{\cosh \frac{2\pi}{p} \left\{ x_{ci} - \left(x_{ci} + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\} - \cos \frac{2\pi}{p} \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}}{\frac{1}{2} \left(\frac{2\pi}{p} \right)^2 \left\{ \left\{ x_{ci} - \left(x_{ci} + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 + \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 \right\}} ds \\ &+ \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_i} \ln \frac{1}{2} \left(\frac{2\pi}{p} \right)^2 \left\{ \left\{ x_{ci} - \left(x_i + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 + \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 \right\} ds \\ &= \frac{1}{4\pi} \int_0^{\Delta s_i} \ln \frac{A^*}{A^{**}} ds + \frac{\Delta s_i}{4\pi} \left\{ \ln \frac{1}{2} \left(\frac{2\pi}{p} \right)^2 \left(\frac{\Delta s_i}{2} \right)^2 - 2 \right\} \dots\dots\dots (A-2) \end{aligned}$$

이다. 여기서

$$\begin{aligned} A^* &= \cosh \frac{2\pi}{p} \left\{ x_{ci} - \left(x_i + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\} \\ &\quad - \cos \frac{2\pi}{p} \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\} \\ A^{**} &= \frac{1}{2} \left(\frac{2\pi}{p} \right)^2 \left\{ \left\{ x_{ci} - \left(x_i + \frac{x_{i+1} - x_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 \right. \\ &\quad \left. + \left\{ f_{ci} - \left(f_i + \frac{f_{i+1} - f_i}{\Delta s_i} s \right) \right\}^2 \right\} \end{aligned}$$

이고 수치적분 수행시 A^* 가 0이 되면 A^{**} 도 0이 되어 식(A-1)의 관계로부터 특이점을 소거할 수 있다.